

# CubeSat H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> Propulsion Demonstrator

Industriële wetenschappen en technologie  
Bachelor in de luchtvaart, afstudeerrichting  
luchtvaarttechnologie

Bachelorproef aangeboden tot  
het behalen van het diploma van  
Bachelor in de luchtvaart, afstudeerrichting luchtvaarttechnologie

door Quinten Allemeersch  
Niels Baele  
Bram Samyn

Campus Oostende VLOC  
Academiejaar 2021-2022

o.l.v. Wim Vanparys, VIVES  
Ivan Becuwe, VIVES  
Angelo Cervone, TU Delft  
Mathieu Claeys, Albert Britte, SABCA



# CubeSat H2O2 Propulsion Demonstrator

Industriële wetenschappen en technologie  
Bachelor in de luchtvaart, afstudeerrichting  
luchtvaarttechnologie

Bachelorproef aangeboden tot  
het behalen van het diploma van  
Bachelor in de luchtvaart, afstudeerrichting luchtvaarttechnologie

door Quinten Allemeersch  
Niels Baele  
Bram Samyn

Campus Oostende VLOC  
Academiejaar 2021-2022

o.l.v. Wim Vanparys, VIVES  
Ivan Becuwe, VIVES  
Angelo Cervone, TU Delft  
Mathieu Claeys, Albert Britte, SABCA

# **Mededeling**

Deze eindverhandeling was een examen. De tijdens de verdediging geformuleerde opmerkingen werden niet opgenomen.



# Het woord vooraf

Als bachelorproef hebben wij ervoor gekozen om een CubeSat H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> Propulsion Demonstrator te ontwikkelen. Deze thesis bevat alle informatie hierrond, zoals de geschiedenis van H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>, onze ontwerpfilosofie, stages van ontwerp, de theorieverwerking en onze gebruikte standaarden. In onze manier van design hebben we zo veel mogelijk de industrie proberen volgen.

Graag zouden wij enkele personen bedanken bij het realiseren van ons eindwerk. Eerst zouden we graag Wim Vanparys bedanken voor het begeleiden van ons project, het nalezen van onze thesis en tot slot het controleren van alle berekeningen. Angelo Cervone zijn we zeer dankbaar voor zijn tips en visie op ons ontwerp, het controleren van alle berekeningen en zijn snelle reactie op al onze vragen. Albert Britte & Mathieu Claeys hebben ons geholpen met het ontwerp van de bellow, gaven praktische info over waterstofperoxide en waren altijd beschikbaar bij vragen. Kristof Verdonck van AG plating zijn we erg dankbaar voor het verzilveren van ons koperen gaas dat als katalysator werkt. FAULHABER danken wij voor het sponsoren van de elektrische motoren die de reactiewielen aandrijven. Hendrik Allemeersch zijn we dankbaar voor het bestellen en sponsoren van de waterstofperoxide. VIVES Kortrijk en Carl Grimmelprez zijn we dankbaar om gebruik te mogen maken van de vacuüm former in het maaklab. Ivan Becuwe zijn enthousiasme en steun bij dit project was erg welkom.

Tot slot zouden wij graag iedereen die heeft bijgedragen aan onze crowdfunding hartelijk bedanken. Van allen die hebben bijgedragen willen we zeker de Anglo Belgian Corporation bedanken voor hun gulle bijdrage (nagenoeg 40% van het totaalbedrag)! Wij zijn erg blij dat jullie interesse hadden in onze CubeSat en jullie donatie heeft ons de mogelijkheid gegeven onze ideeën praktisch te realiseren.

# Abstract

Het doel van deze bachelorproef is het onderzoeken en maken van een proof of concept 3U CubeSat, met waterstofperoxide als groene monopropellant voor het propulsie system.

Het idee om een waterstofperoxide propulsion system te maken dateert al van de zomer van 2021, toen startte de eerste interesse en research. De maanden daarna verzamelden we documentatie en bekeken we eerdere toepassingen in de lucht- en ruimtevaart waarbij waterstofperoxide werd gebruikt.

Naarmate de tijd verstreek begonnen we ons echter te realiseren dat ons eerste idee van een mock-up (space)plane met H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> reaction control thrusters te veel componenten zoals thrusters , kleppen en H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> als volume zou vereisen, wat uiteindelijk zou resulteren in een behoorlijke ontwikkelingskost.

Vanwege deze negatieve punten hebben we uiteindelijk gekozen voor een 3U CubeSat demonstrator. De CPD-01 "CubeSat Propulsion Demonstrator-01" is een proof of concept testplatform dat ons als team in staat stelt om systems engineering practices te integreren aangezien de CubeSat alle basisbenodigdheden zou hebben om een theoretische missie te vervullen. Deze theoretische missie zal de start zijn voor de dimensionering van de CubeSat. Het bevat avionica- en attitude control modules, een propellant storage tank en de monopropellant thruster. Dit leek ons ideaal omdat het team uit drie personen bestaat, waarbij iedereen één subsysteem aanpakt en uiteindelijk alles samenvoegt tot één geheel.

Verder zouden we de methodologie gebruiken die voorkomt in de werkelijke lucht- en ruimtevaartindustrie, en procedures opstellen zoals de belangrijkste ontwerpprocedure: van stakeholder en technologische vereisten naar een conceptueel, voorlopig en uiteindelijk gedetailleerd ontwerp gaan.

“SIC PARVIS MAGNA”

# Inhoudsopgave

Mededeling.....	4
Het woord vooraf .....	5
Abstract .....	6
Lijst met illustraties.....	11
Nomenclatuur.....	17
De inleiding.....	22
1 Geschiedenis H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> .....	23
1.1 Propulsie.....	23
1.1.1 Walter HWK 109-509.....	25
1.1.2 Gamma Mk 201 .....	32
1.1.3 AR2-3 Engine .....	35
1.2 Turbopumps.....	37
1.2.1 A4/V2 rocket turbopump .....	38
1.2.2 Gas generator .....	39
1.3 Reaction Control System.....	41
1.3.1 Gebruik RCS.....	41
1.3.2 Lockheed NF-104A.....	41
1.3.3 X-15 .....	42
1.3.4 ASSET .....	44
2 Wat is een CubeSat.....	46
2.1 CubeSat geschiedenis .....	46
2.2 CubeSat Systems .....	48
2.2.1 Electrical power systems.....	48
2.2.2 Attitude determination and control systems.....	48
2.2.3 Communications systems.....	48
2.2.4 Telemetry, tracking and command systems .....	49
2.2.5 Structural and mechanisms systems.....	49
2.2.6 Thermal Control Systems.....	49
2.3 Deployment .....	50
2.3.1 Dispenser.....	50
3 Verwachtingen.....	51
4 Organisatie.....	52
4.1 Lean en Kaizen, het belang in de lucht-en-ruimtevaartindustrie.....	52
4.2 Organisatie.....	53
4.2.1 Common Data Environment .....	53

4.3	Taakverdeling .....	56
5	Standaarden en normering .....	57
5.1	Space Standards.....	57
5.1.1	CubeSat Design Specification Revision 14 .....	57
5.1.2	European Cooperation for Space Standardization .....	62
5.2	Eigen Standaarden.....	64
5.2.1	Standaard benaming.....	64
6	Procedures.....	71
7	Ontwerpfilosofie .....	72
7.1	Planning.....	72
7.1.1	Fase 0 .....	72
7.1.2	Fase A .....	72
7.1.3	Fase B.....	72
7.1.4	Fase C.....	73
7.1.5	Fase D .....	73
7.1.6	Fase E.....	73
7.1.7	Fase F.....	73
7.2	Ontwerp.....	75
8	Missiebeschrijving .....	78
8.1	Theoretische missie CubeSat.....	78
8.2	Vega-C.....	79
8.2.1	Algemene info.....	79
8.2.2	Stages/elementen Vega-C .....	79
8.2.3	Lanceer zone .....	82
8.2.4	Mogelijke missies .....	82
8.3	Sun-synchronous orbit.....	82
8.3.1	SSO Vega-C.....	83
9	Theorieverwerking.....	86
9.1	Astrodynamica.....	86
9.1.1	De Astrodynamica.....	86
9.1.2	Massa en gewicht.....	87
9.1.3	De Gravitatiewet .....	89
9.1.4	Sub-orbitaal vlucht.....	94
9.1.5	In een baan om de Aarde.....	101
9.1.6	De wetten van Kepler.....	105
9.1.7	Baanveranderingen en manoeuvres .....	108

9.2	Attitude control.....	114
9.2.1	Attitude stabilisatie: introductie .....	114
9.2.2	Attitude stabilisatie van een ruimtetoestel .....	114
9.2.3	Passieve attitude stabilisatie.....	114
9.2.4	Actieve attitude stabilisatie .....	117
9.2.5	Vergelijking tussen spin-gestabiliseerd en 3-assige gestabiliseerde satellieten.....	120
9.2.6	Mode of attitude stabilization van een ruimtevaartuig.....	121
9.2.7	Attitude Determination and Control System (ADCS) .....	122
9.2.8	Attitude Determination System (ADS).....	122
9.2.9	Attitude Control System (ACS) .....	124
9.2.10	Attitude determination and control scenario .....	126
9.3	Ideale rakettheorie .....	127
9.3.1	Thermodynamica .....	127
9.3.2	De Ideale Rakettheorie.....	132
9.4	Origami.....	146
9.4.1	Korte geschiedenis van Origami .....	146
9.4.2	Soorten origami folds.....	147
9.4.3	Toepassingen origami in de ruimtevaart.....	148
9.5	Sterkteleer.....	150
10	Uitwerking .....	151
10.1	Conceptueel ontwerp .....	151
10.1.1	Attitude Control .....	152
10.1.2	Avionics .....	153
10.1.3	Electrical power .....	155
10.1.4	Propellant Storage .....	157
10.1.5	Main Propulsion System .....	160
10.1.6	Structure .....	162
10.2	Preliminair ontwerp .....	163
10.2.1	Attitude Control .....	163
10.2.2	Avionics .....	165
10.2.3	Electrical Power .....	166
10.2.4	Propellant storage.....	170
10.2.5	Main Propulsion System .....	174
10.2.6	Structure .....	183
10.3	Gedetailleerd ontwerp.....	184
10.3.1	Attitude Control .....	185

10.3.2	Avionics .....	190
10.3.3	Electrical Power .....	199
10.3.4	Main Propulsion System .....	205
10.3.5	Propellant Storage .....	208
10.3.6	Structure .....	216
10.4	Constructie .....	217
Besluit	.....	218
Bijlagen	.....	219

# Lijst met illustraties

Figuur 1 H2O2 Verbinding .....	23
Figuur 2 31 Juli 1969 Walter Hellmuth (midden) samen met enkele andere ingenieurs, Wikimedia Commons , Magnussen, Friedrich (1914-1987) .....	25
Figuur 3 Me-163B op grote hoogte aan het vliegen met behulp van de HWK 109-509 om enkele bommenwerpers te intercepteren, 20 Okt 2016 ,War Thunder Website.....	26
Figuur 4 Shamus Reddin , Aanzichten van de HWK 109-509 A-2 motor, <a href="http://www.walterwerke.co.uk/">http://www.walterwerke.co.uk/</a> .....	27
Figuur 5 Schematische voorstelling van de gas generator, <a href="http://www.walterwerke.co.uk/design/steam.htm#a2">http://www.walterwerke.co.uk/design/steam.htm#a2</a> .....	27
Figuur 6 Gas generator van de HWK 109-509, <a href="http://www.walterwerke.co.uk/design/steam.htm#a2">http://www.walterwerke.co.uk/design/steam.htm#a2</a> .....	27
Figuur 7 Stoom regelklep met throttle link, <a href="http://www.walterwerke.co.uk/design/scvalve.htm">http://www.walterwerke.co.uk/design/scvalve.htm</a> .....	28
Figuur 8 Doorsnede van de turbopomp van de HWK 109-509, <a href="http://www.walterwerke.co.uk/design/pump.htm">http://www.walterwerke.co.uk/design/pump.htm</a> .....	28
Figuur 9 Doorsnede van de brandstofregeleenheid, <a href="http://www.walterwerke.co.uk/">http://www.walterwerke.co.uk/</a> .....	29
Figuur 10 Doorsnede van de verbrandingskamer en de uitlaat, <a href="http://www.walterwerke.co.uk/">http://www.walterwerke.co.uk/</a> .....	30
Figuur 11 Injector met de T & C-stoff leidingen, <a href="http://www.walterwerke.co.uk/design/comb.htm">http://www.walterwerke.co.uk/design/comb.htm</a>	31
Figuur 12 Injectorpatroon, Walterwerke.....	31
Figuur 13 Doorsnede van de Gamma Mk 201, History of Liquid Propellant rocket Engines by George P. Sutton .....	33
Figuur 14 Voorbeeld van flexibele "Bellows" , NASA.gov .....	34
Figuur 15 De AR2-3 motor op de NF104A starfighter bedoeld als stuwkrachtaugmentatie om zo astronauten te trainen, dankzij deze motor kon de starfighter vliegen tot in de uithoeken van de atmosfeer, 916-Starfighter.de.....	35
Figuur 16 Schema van de AR2-3, Peroxide Propulsion at The Turn of the Century, William E. Anderson , NASA .....	36
Figuur 17 De X37B met mannen in Biohazard pakken, The Washington Post.....	36
Figuur 18 V2 turbopomp <a href="https://airandspace.si.edu/collection-objects/v-2-rocket-engine-turbopump-cutaway/nasm_A19790951000">https://airandspace.si.edu/collection-objects/v-2-rocket-engine-turbopump-cutaway/nasm_A19790951000</a> .....	37
Figuur 19 V2 steam turbine rotor <a href="https://v2rockethistory.com/turbo-pump-parts-and-relics/">https://v2rockethistory.com/turbo-pump-parts-and-relics/</a> .....	38
Figuur 20 V2 turbopomp diagram <a href="https://www.pinterest.com/pin/501658845981973971/">https://www.pinterest.com/pin/501658845981973971/</a> .....	38
Figuur 21 Power plant schematic <a href="https://www.enginehistory.org/Rockets/RPE02/RPE02-2.shtml">https://www.enginehistory.org/Rockets/RPE02/RPE02-2.shtml</a> .	39
Figuur 22 V2 gas generator <a href="https://v2rockethistory.com/gmedia/a4-v2-missile-steam-plant-detail-jpg/">https://v2rockethistory.com/gmedia/a4-v2-missile-steam-plant-detail-jpg/</a> .....	39
Figuur 23 De 25 ton valve <a href="https://www.youtube.com/watch?v=EgiMu8A3pi0&amp;ab_channel=AstronomyandNatureTV">https://www.youtube.com/watch?v=EgiMu8A3pi0&amp;ab_channel=AstronomyandNatureTV</a> .....	40
Figuur 24 Gas generator <a href="https://www.youtube.com/watch?v=EgiMu8A3pi0&amp;ab_channel=AstronomyandNatureTV">https://www.youtube.com/watch?v=EgiMu8A3pi0&amp;ab_channel=AstronomyandNatureTV</a> .....	40
Figuur 25 Lockheed NF-104A, <a href="https://www.afmc.af.mil">https://www.afmc.af.mil</a> .....	41
Figuur 26 RCS X-15, <a href="https://space.stackexchange.com">https://space.stackexchange.com</a> .....	42
Figuur 27 RCS, <a href="https://space.stackexchange.com">https://space.stackexchange.com</a> .....	42
Figuur 28 RCS X-15, <a href="https://www.rocket.com">https://www.rocket.com</a> Figuur 29 RCS X-15, <a href="https://www.rocket.com">https://www.rocket.com</a> .	43
Figuur 30 Algemeen overzicht X-15, <a href="https://space.stackexchange.com">https://space.stackexchange.com</a> .....	43
Figuur 31 ASSET, <a href="http://www.astronautix.com/a/asset.html">http://www.astronautix.com/a/asset.html</a> .....	44
Figuur 32 ASSET op LV, <a href="https://upload.wikimedia.org">https://upload.wikimedia.org</a> Figuur 33 ASSET, <a href="http://www.astronautix.com/a/asset.html">http://www.astronautix.com/a/asset.html</a> .....	44

Figuur 34 ASSET op LV, <a href="https://upload.wikimedia.org">https://upload.wikimedia.org</a> .....	45
Figuur 35 CubeSat <a href="https://www.nasa.gov/centers/jpl/news/cubesat20110209.html">https://www.nasa.gov/centers/jpl/news/cubesat20110209.html</a> .....	46
Figuur 36 CubeSat sizes <a href="https://www.nasa.gov/content/what-are-smallsats-and-cubesats">https://www.nasa.gov/content/what-are-smallsats-and-cubesats</a> .....	46
Figuur 37 CubeSat timeline <a href="https://letsgo2space.com/cubesats-101/">https://letsgo2space.com/cubesats-101/</a> .....	47
Figuur 38 Orbital Deployer <a href="http://researchgate.net">researchgate.net</a> .....	50
Figuur 39 NASA's checklists voor het Apollo programma, <a href="https://management.curiouscatblog.net/2012/09/11/5s-at-nasa/">https://management.curiouscatblog.net/2012/09/11/5s-at-nasa/</a> .....	53
Figuur 40 CDE layout, Bram Samyn .....	54
Figuur 41 CPD-01 layout, Bram Samyn .....	55
Figuur 42 Taakverdeling, Bram Samyn .....	56
Figuur 43 CubeSats vormfactors.....	57
Figuur 44 3U+ CubeSat technische tekening, CDS Rev 13 .....	58
Figuur 45 Flowchart voor het uitvoeren van de outgassing kwalificatie, ECSS-Q-ST-70-02C.....	61
Figuur 46 ECSS diagram met alle disciplines en topics die door deze organisatie worden gedekt, ECSS-2021.....	62
Figuur 47 Typische levenscyclus voor een project/toepassing, ECSS-M-ST-10C .....	74
Figuur 48 Planning project CPD-01.....	74
Figuur 49 Voorbeeld van onze drive waar het design onderverdeeld is in de volgende fases. ....	76
Figuur 50 Fusion 360 met de indeling van de ontwerpfases, merk ook op de groene QA naast het openstaand model, dit geeft aan dat Quinten terzelfdertijd in het model aan het werken is. Dit was een van de redenen waarom we voor Fusion 360 hebben gekozen. ....	76
Figuur 51 Voorbeeld van een stress simulatie uitgevoerd in Fusion 360, Bulkhead PLA + 0,5 mm Alu.....	77
Figuur 52 Complexe patronen zoals dit Kresling Origami patroon zijn relatief eenvoudig te maken in Fusion 360, en dit geheel parametrisch.....	77
Figuur 53 Logo ESA, <a href="https://upload.wikimedia.org/wikipedia">https://upload.wikimedia.org/wikipedia</a> .....	79
Figuur 54 De X37B met mannen in Biohazard pakken, The Washington Post	
Figuur 55 Logo ESA, <a href="https://upload.wikimedia.org/wikipedia">https://upload.wikimedia.org/wikipedia</a> .....	79
Figuur 56 Logo Ariane group, <a href="https://upload.wikimedia.org/wikipedia">https://upload.wikimedia.org/wikipedia</a> .....	79
Figuur 57 Deelnemende landen Vega-C, <a href="https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Launch_vehicles/Vega-C">https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Launch_vehicles/Vega-C</a> .....	79
Figuur 58 Test P120C, Facebook ESA page.....	80
Figuur 59 Zefiro 40, <a href="https://spacenews.com">https://spacenews.com</a> .....	80
Figuur 60 Zefiro 9, <a href="https://www.arianespace.com">https://www.arianespace.com</a> .....	81
Figuur 61 Vega-C elements, <a href="https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Launch_vehicles/Vega-C">https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Launch_vehicles/Vega-C</a> .....	81
Figuur 62 Launch zone, <a href="https://www.avio.com">https://www.avio.com</a> .....	<b>Error! Bookmark not defined.</b>
Figuur 63 SSO, <a href="https://upload.wikimedia.org">https://upload.wikimedia.org</a> .....	82
Figuur 64 SSO; <a href="https://www.skywatch.com/blog/understanding-satellite-orbits">https://www.skywatch.com/blog/understanding-satellite-orbits</a> .....	83
Figuur 65 Pad van een Vega-C voor een SSO, <a href="https://www.arianespace.com">https://www.arianespace.com</a> .....	84
Figuur 66 Vega-C SSO hoogte t.o.v. de tijd, <a href="https://www.arianespace.com">https://www.arianespace.com</a> .....	84
Figuur 67 Vega-C SSO relatieve snelheid t.o.v. de tijd, <a href="https://www.arianespace.com">https://www.arianespace.com</a> .....	85
Figuur 68 De opbouw van een atoom, met het Higgsboson, die in staat voor het Higgs veld en dus de massa van de materie, <a href="http://www.downtoearth.org">www.downtoearth.org</a> .....	87
Figuur 69 Het zonnestelsel, met de verschillende missies, Figuur eigendom van ESA .....	88
Figuur 70 Voorbeeld algemene gravitatievergelijking .....	89
Figuur 71 Grafiek van de valversnelling in functie van de hoogte .....	90
Figuur 72 Gravity well, Britannica .....	92



Figuur 73 Potentiële energie Aarde, <a href="https://archive.psas.pdx.edu/orbit_intro/">https://archive.psas.pdx.edu/orbit_intro/</a> .....	92
Figuur 74 De invloedssfeer van de Aarde en Mars, eenmaal een satelliet, raket of ander object deze verlaten, dan zijn ze onderhevig aan de invloedssfeer van de zon. , Mars society of Canada .....	93
Figuur 75 JAXA EPSILON 4 RAKET, <a href="http://global.jaxa.jp">global.jaxa.jp</a> .....	95
Figuur 76 Situatietekening, B.S. EPSILON-4 Vraagstuk, 2020.....	95
Figuur 77 Grafieken over de oefening, Bram Samyn .....	99
Figuur 78 Verschillende banen voor een raket, A & B zijnde sub-orbitaal, C & D Orbitaal en E het punt waarbij de raket de Aarde ontsnapt dit aan de escape velocity, <a href="https://www.redshift-live.com/">https://www.redshift-live.com/</a> .....	100
Figuur 79 Elliptische baan van een projectiel of raket, Rocket Propulsion Elements, 9th edition..	100
Figuur 80 Newton's gedachtenexperiment, De mundi systemate, Sir Isaac Newton.....	101
Figuur 81 Schematische voorstelling van een satelliet in een cirkelvormige baan om de Aarde, met zwaartekracht en centrifugaalkracht .....	102
Figuur 82 Ellips vormige baan van een satelliet rondom een planeet, Rocket Propulsion Elements, 9th edition .....	103
Figuur 83 Kegelsneden, cirkel, parabool, ellips en de hyperbool, <a href="https://nmanumr.github.io/fung-notes/maths/ch20/">https://nmanumr.github.io/fung-notes/maths/ch20/</a> .....	104
Figuur 84 Voorstelling van Keplers eerste wet, Astronoy & Astrophysics.....	105
Figuur 85 Voorstelling van de tweede wet van Kepler, Wikimedia Commons .....	106
Figuur 86 De doorlopen oppervlakte van een object die zich voortbeweegt op een baan.....	107
Figuur 87 Grafische voorstelling van de derde wet van Kepler, bron: Researchgate, Arshia Anjum .....	107
Figuur 88 Twee uittreksels vanuit KSPedia, deze geeft op een intuïtieve manier aan hoe een Hohmann transfer uitgevoerd wordt, Bron: KSPedia "Kerbal Space Program".....	112
Figuur 89 Hohmann transfer van baan/planeet A naar baan/planeet B, dit door middel van een Hohmann transfer ellips , Bron: Rocket Propulsion elements 9th edition.....	113
Figuur 90 Assen van een satelliet, <a href="https://adcsforbeginners.files.wordpress.com">https://adcsforbeginners.files.wordpress.com</a> .....	114
Figuur 91 CubeSat coordinate system t.o.v. de aarde, <a href="https://www.researchgate.net">https://www.researchgate.net</a> .....	114
Figuur 92 Gravity gradient, <a href="https://www.semanticscholar.org">https://www.semanticscholar.org</a> .....	115
Figuur 93 Nadir, <a href="https://en.wikipedia.org/wiki/Nadir">https://en.wikipedia.org/wiki/Nadir</a> .....	115
Figuur 94 Permanent magnets stabilization, <a href="https://space.stackexchange.com">https://space.stackexchange.com</a> .....	116
Figuur 95 Blokdiagram ADCS, Attitude Stabilization for CubeSat.....	122
Figuur 96 ADCS blokschema, Attitude stabilisation for CubeSats .....	126
Figuur 97 Pressure distribution across nozzle by George P. Sutton & Oscar B. : Rocket Propulsion Elements.....	135
Figuur 98 Verloop van verschillende parameters doorheen de nozzle, links is de inlaat, gestreepte lijn is de throat en rechts de uitlaat, bron RPE 9th edition.....	140
Figuur 99 LINARES, M. , TEAM 18: Design optimization of a supersonic nozzle.....	142
Figuur 100 Uitlaat types, dit met de betreffende drukverhouding. Bron: Rocket Propulsion Elements .....	144
Figuur 101 Rocket Thrust Equation, NASA GRC.....	145
Figuur 102 <a href="https://www.pinterest.com/pin/772578511071212890/">https://www.pinterest.com/pin/772578511071212890/</a> .....	147
Figuur 103 Tachi-Miura polyhedron sequentie. <a href="https://studio-helsinki.tumblr.com/post/177585016205/miura-polyhedron">https://studio-helsinki.tumblr.com/post/177585016205/miura-polyhedron</a> .....	147
Figuur 104 Yoshimura patroon .....	147
Figuur 105 Illustratie van de IKAROS satelliet met uitgevouwen zeil (Afbeelding: JAXA) .....	148
Figuur 106 Starshade <a href="http://www.jpl.nasa.gov">www.jpl.nasa.gov</a> .....	148
Figuur 107 Curiosity <a href="http://cnbc.com">cnbc.com</a> .....	149

Figuur 108	Comperssieverschil tussen traditionele en origami bellow .....	149
Figuur 109	Renderfoto's van het preliminair design .....	151
Figuur 110	RW, Fusion 360.....	152
Figuur 111	Faulhaber Brushells DC-Flat Motor Serie 1509T006B .....	152
Figuur 112	Model in Fusion 360 van de Brushless DC-Flat Motor .....	152
Figuur 113	Attitude Control bevestigingsstuk .....	153
Figuur 114	Avionics stack, <a href="https://www.cubesatshop.com">https://www.cubesatshop.com</a> .....	153
Figuur 115	Conceptuele PCB .....	154
Figuur 116	Antenne .....	154
Figuur 117	Conceptueel ontwerp batterij .....	155
Figuur 118	Conceptuele BMS.....	156
Figuur 119	Conceptuele solar panel.....	156
Figuur 120	Testopstelling van de 3D-geprinte bellows bij SABCA, de bellows zijn centraal te zien op de foto. ....	157
Figuur 121	Yoshimura origami bellows, gevacuümformed over een mal, Bron: WSU 2020.....	158
Figuur 122	Vacuümgetrokken thermoplast Kresling Origami structuur, Bron: WSU YouTube, <a href="https://youtu.be/TRzUpaLsJDE?t=125">https://youtu.be/TRzUpaLsJDE?t=125</a> .....	158
Figuur 123	Fusion 360, doorsnede van de PS = Propellant Storage , dit met zichtbare origami balg, sleuven voor dichtingsringen (axiaal) en aluminium PV om de gasdruk vast te houden. ....	159
Figuur 124	Schets catalyst pack.....	160
Figuur 125	Ontwerp catalyst pack vanuit Porosity Effect of the Silver Catalyst in Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster .....	161
Figuur 126	Conceptual nozzle design .....	161
Figuur 127	Eerste nozzle ontwerp .....	161
Figuur 128	Electroformen van de nozzle .....	161
Figuur 129	Catalyst pack conceptual design.....	162
Figuur 130	Conceptual valve assembly design.....	162
Figuur 131	CubeSat conceptual design.....	162
Figuur 132	Dimensies motor, FAULHABER.....	164
Figuur 133	Atmega 2560 minimum PCB .....	165
Figuur 134	Blokschema electrical power, Niels Baele .....	166
Figuur 135	Solar panel, <a href="https://benl.rs-online.com/web/p/solar-panels/1793740">https://benl.rs-online.com/web/p/solar-panels/1793740</a> .....	168
Figuur 136	Excel werkblad voor alle berekeningen omtrent de CubeSat.....	170
Figuur 137	Enkele van de papieren testmodellen voor de origami bellows .....	172
Figuur 138	Rechts, Kresling cilinder in samengedrukte toestand, dit door middel van enkele gommen. , Bron vouwtemplate: OriLab .....	173
Figuur 139	Links, Kresling cilinder in gestrekte toestand, patroon, Bron vouwtemplate: OriLab .	173
Figuur 140	Gedetailleerd ontwerp, Fusion 360 .....	184
Figuur 141	Gedetailleerd ontwerp, Fusion 360 .....	184
Figuur 142	Gedetailleerd ontwerp, Fusion 360 .....	184
Figuur 143	Reactiewielen, Fusion 360 .....	185
Figuur 144	AC motor mounts, Fusion 360 .....	185
Figuur 145	ESC tijdsdiagram en schema.....	186
Figuur 146	MPU6050, <a href="https://components101.com/sensors/mpu6050-module">https://components101.com/sensors/mpu6050-module</a> .....	187
Figuur 147	MPU6050 pinout, <a href="https://components101.com/sensors/mpu6050-module">https://components101.com/sensors/mpu6050-module</a> .....	187
Figuur 148	Opbouw MPU6050, <a href="https://components101.com/sensors/mpu6050-module">https://components101.com/sensors/mpu6050-module</a> .....	188
Figuur 149	2D model van de MPU6050, <a href="https://components101.com/sensors/mpu6050-module">https://components101.com/sensors/mpu6050-module</a> .	189
Figuur 150	Mounting plate AC & AV, Fusion 360 .....	190

Figuur 151 Mounting plate EP, Fusion 360 .....	190
Figuur 152 Avionisc bay, OBC & MPU6050, Fusion 360 .....	190
Figuur 153 Arduino Mega 2560 Pro, Fusion 360 .....	191
Figuur 154 Antenne deploy schematic, <a href="https://www.hindawi.com/journals/ijae/2019/7346436/">https://www.hindawi.com/journals/ijae/2019/7346436/</a> .....	192
Figuur 156 Schema antenne hot wire .....	192
Figuur 155 PCB layout, Fusion 360 .....	192
Figuur 157 PCB, Fusion 360 .....	192
Figuur 158 RFM69HCW, <a href="https://www.aliexpress.com/item/32890820059.html">https://www.aliexpress.com/item/32890820059.html</a> .....	193
Figuur 159 Logic level converter, <a href="https://www.otronic.nl/a-65454239/spanningsregelaars/4-kanaals-logic-voltage-level-converter/">https://www.otronic.nl/a-65454239/spanningsregelaars/4-kanaals-logic-voltage-level-converter/</a> .....	194
Figuur 160 Bandplan BIPT, <a href="https://www.bipt.be/operators/frequency-plan">https://www.bipt.be/operators/frequency-plan</a> .....	195
Figuur 161 Diepere kijk op 915 MHz, <a href="https://www.bipt.be/operators/frequency-plan">https://www.bipt.be/operators/frequency-plan</a> .....	195
Figuur 162 Dipool antenne met RFM69, <a href="https://learn.sparkfun.com/tutorials/rfm69hwc-hookup-guide/all">https://learn.sparkfun.com/tutorials/rfm69hwc-hookup-guide/all</a> .....	196
Figuur 163 Servo CS-239MG, <a href="https://hobbyking.com">https://hobbyking.com</a> .....	197
Figuur 164 Avionics bay, EP compartment, Fusion 360 .....	199
Figuur 165 EP blokschema, Niels Baele .....	199
Figuur 166 Batterij, <a href="https://benl.rs-online.com">https://benl.rs-online.com</a> .....	200
Figuur 167 Batterijhouder, <a href="https://www.gotron.be/batterijhouder-voor-ls18650-lion-cel-met-draden.html">https://www.gotron.be/batterijhouder-voor-ls18650-lion-cel-met-draden.html</a> .....	201
Figuur 168 Verloopstuk batterijhouder, Fusion 360 .....	201
Figuur 169 2s 20A BMS, AliExpress.com .....	202
Figuur 170 BMS bedradings diagram, AliExpress.com .....	202
Figuur 171 Veiligheidsstekkerbus 4mm zwart en rood, <a href="https://www.gotron.be/veiligheidsstekkerbus-4mm">https://www.gotron.be/veiligheidsstekkerbus-4mm</a> .....	202
Figuur 172 Stroomsensor, Fusion 360 .....	203
Figuur 173 Schema stroomsensor, <a href="https://circuits-diy.com/acs712-20a-current-sensor-module/">https://circuits-diy.com/acs712-20a-current-sensor-module/</a> .....	203
Figuur 174 Spanningsregelaar, Fusion 360 .....	204
Figuur 175 Booster module, <a href="https://electronics.stackexchange.com">https://electronics.stackexchange.com</a> .....	204
Figuur 176 Booster module, Fusion 360 .....	204
Figuur 177 Schema booster module, <a href="https://electronics.stackexchange.com">https://electronics.stackexchange.com</a> .....	204
Figuur 178 Ground connector, <a href="https://www.gotron.be/veiligheidsstekkerbus-4mm-geel.html">https://www.gotron.be/veiligheidsstekkerbus-4mm-geel.html</a> .....	205
Figuur 179 Distribution plate .....	205
Figuur 180 O-ring inbouwruimte .....	205
Figuur 181 Detailed valve assembly .....	206
Figuur 182 Doorsnede detailed catalyst pack .....	206
Figuur 183 Beswick 10-32 ball valve .....	206
Figuur 184 (1) .....	207
Figuur 185 (2) .....	207
Figuur 186 (3) .....	207
Figuur 187 Afstand tussen de structurele vlakken, Fusion 360 .....	208
Figuur 188 Excel voor het berekenen van de PV, B.S. ....	209
Figuur 189 Uittreksel van de CDS-Rev.12 met daarop de eis voor de veiligheidsfactor van drukhoudende lichamen, CubeSat Design Specification Rev. 12, 2009 .....	210
Figuur 190 Ontwerp van één van de bulkheads, Fusion 360 .....	211
Figuur 191 Berekeningen voor de bulkhead, dit voor een gelijkmatig verdeelde belasting op een cirkelvormige plaat, Bram Samyn .....	212
Figuur 192 Simulatie van de bulkhead zonder aluminium plaat, Fusion 360 .....	212

Figuur 193 Doorsnede van bulkhead,met veiligheidsfactoren aangeduid, 5 Bar, Fusion 360 .....	213
Figuur 194 Spanning in de bulkhead bij een belasting van 10 Bar, Fusion 360.....	213
Figuur 195 Veiligheidsfactor voor aluminium verstevigde bulkhead bij een belasting van 20 Bar, Fusion 360.....	214
Figuur 196 Parametrisch model van de origami bellow, Fusion 360 .....	215
Figuur 197 Gedetailleerd ontwerp .....	216
Figuur 198 Souverein M3 .....	216
Figuur 199 Kamer voor cilinderkopschroef.....	216
Figuur 200 Gedetailleerde structuur .....	216

# Nomenclatuur

$\mu$ A	Micro Ampère
A	Ampère
A4	Aggregat 4
AC	Alternating Current
AC	Attitude control
ACS	Attitude Control (Sub)System
ADC	Analog to Digital Converter
ADCS	Attitude Determination and Control System
ADS	Attitude Determination (Sub)Systems
APS	Ascent Propulsion System
AR	Aircraft Rocket
ASSET	Aerothermodynamic Elastic Structural Systems Environmental Tests
AV	Avionics
AVUM	Attitude Vernier Upper Module
BATT	Battery
BIPT	Belgisch Instituut voor Postdiensten en Telecommunicatie
BMS	Battery Management System
BEMF	Back ElectroMotive Force
cm	Centimeter
CMG	Control Moment Gyro's
CW	Continuous Wave
DARPA	Defence Advanced Research Projects Agency
dBm	Decibels relatief tot 1 milliwatt

DC	Direct Current
DMP	Digital Motion Processor
DOD	Department of Defence
ECSS	European Commission for Space Standards
EP	Electrical Power
EPS	Electrical Power Systems
ESC	Electronic Speed Controller
F360	Fusion 360
FCC	Federal Communication Commission
FDM	Fused Deposition Modelling
FEA	Finite Element Analysis
FIFO	First In First Out
FLZ	Fuzzy Logic Controller
GEO	Geostationary Earth Orbit
GG	Gas Generator
GND	Ground
GPIO	General-Purpose Input/Output
GTO	Geostationary Transfer Orbit
H2O2	Waterstofperoxide
HDD	Hard Disk Drive
HHMU	Hand Held Maneuvering Unit
HTP	High Test Peroxide

I	Stroomsterkte
I/O	Input/Output
IC	Integrated Circuit
INT	Interrupt
Isp	Specific Impulse
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
kbps	Kilo Byte Per Second
kg	Kilogram
LEM	Lunar Excursion Module
LEO	Low Earth Orbit
Li-Ion	Lithium Ion
LMAE	Lunar Module Ascent Engine
LQR	Linear Quadratic Regulator
LV	Launch Vehicle
mA	Milliampère
MEMS	Micro-Electro-Mechanical-Systems
MHz	Megahertz
MMU	Manned Maneuvering Unit
MSIS	Mass Spectrometer and Incoherent Scatter
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OBC	On Board Computer

P	Power
PDCA	Plan, Do, Check, Act
PID	Proportional-Integral-Derivative
PLA	Polylactic Acid
PS	Propellant Storage
PV	Pressure Vessel
PWM	Pulse Width Modulation
RAS	Reaction Augmentation System
RATO	Rocket Assisted Take-Off
RCS	Reaction Control System
RF	Radio Frequency
RW	Reaction Wheel
RX	Ontvanger of receiving unit
s	Seconden
SDCA	Standardize, Do, Check, Act
SMD	Surface Mount Device
SOV	Shut-Off Valve
SRP	Solar Radiation Pressure
SSO	Sun Synchronous Orbit
TBP	Toyota Business Practice
TC	Thrust Chamber
TCS	Thermal Control Systems
TNC	Terminal Node Controller
TT&C	Telemetry, Tracking and Command
TVC	Thrust Vector Control
TX	Zender of transmitting unit



U	Spanning
UK	United Kingdom
USA	United States of America
V	Volt
V2	Vergeltungswaffe 2
VCC	Common Collector Voltage
W	Watt
Zefiro	Zero First stage ROcket

# De inleiding

Power to engines on, ignition is go,” three, two, one,... and lift-off! In een tijd waar raketten haast wekelijks gelanceerd worden en vliegen in enkele honderd jaar tijd is uitgegroeid tot de snelste transportatiemanier op de planeet kan men de ecologische voetafdruk van deze transportmethoden niet over het hoofd zien. Zijn er alternatieve brandstoffen? Wat is hun toepassing?

Daarom gaan wij via deze bachelorproef op zoek naar een antwoord op deze grote vraag.

Dit actueel onderwerp is natuurlijk geen nieuw concept, maar vormt wel een mooie vervanger voor fossiele brandstoffen.

In de komende pagina's gaan wij dieper in op de bovenstaande vraag. We gaan het hebben over waterstofperoxide, de geschiedenis van deze stof, het gebruikt als stuwstof voor raketten, vliegtuigen en satellieten, ook bekijken we zaken als astrodynamica, attitude control, rakettheorie en nog veel meer onderwerpen die handig zijn om een basiskennis te hebben over raketten, satellieten en waterstofperoxide.

Deze theorie en onderwerpen hebben we samen gebracht in dit boek, zodat u als lezer een overzichtelijk en duidelijk boek heeft met alle nodige informatie.

Ook wordt alle geziene theorie samengebracht in een praktisch voorbeeld; zijnde een “proof of concept” CubeSat die als stuwstof H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> gebruikt. Voor het maken van deze CubeSat kwam al deze theorie van pas, denk maar aan het berekenen van de nozzle, chemische simulaties, de te verwachten stuwkracht berekenen, het vouwen van een origami opslagtank, het aansturen van de attitude systemen, ....

Hierbij kan u ook een bepaalde structuur vinden in onze praktische en theoretische uitwerking. De structuur hebben wij opgenomen uit de bedrijfssector, denk maar aan KAIZEN of de ECSS standaarden.

Als laatste hebben wij samengewerkt met enkele bedrijven zoals SABCA, Anglo Belgian Corporation en AG plating. Dit voor theoretische steun, maar ook sponsering en het beschikbaar stellen van teststanden voor allerlei tussentijdse testen.

Via al de bovenstaande zaken willen wij een operationele “proof of concept” CubeSat maken die in staat is stuwkracht te generen en zijn attitude kan veranderen.

# 1 Geschiedenis H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>

Vooraleer er wordt ingegaan op alle zaken die specifiek zijn voor het huidig project, zijnde de organisatie, standaarden, theorie en uitwerking, is het belangrijk om een beter beeld te krijgen van de rol die waterstofperoxide gespeeld heeft in de geschiedenis van de lucht-en-ruimtevaart. Gaande van de Walter HWK-109, de turbopompen van de A4/V2 tot het reactiesysteem die ervoor zorgde dat de X-15 nog manoeuvreerbaar was op grote hoogte.

Waterstofperoxide was één van de chemicaliën die ervoor zorgde dat de vliegtuigen en raketten van toen in staat waren hun doel te bereiken. Tot op de dag van vandaag kent waterstofperoxide z'n specifieke toepassingen binnen de aerospace industrie.

## Wat is waterstofperoxide precies?

Waterstofperoxide is een chemische verbinding die bestaat uit twee zuurstofatomen en twee waterstofatomen. De verbinding lijkt in zuivere toestand veel op water, maar heeft een zeer lichtblauwe tint. In een waterige oplossing vormt waterstofperoxide een zwak zuur.



Figuur 1 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> Verbinding

Waterstofperoxide behoort tot de reactieve zuurstoffen die, zoals de naam suggereert, zeer reactieve verbindingen zijn die zuurstofatomen bevatten. Omdat de verbinding een enkele O-O-verbinding heeft, wordt deze bovendien geclassificeerd als een peroxide.

Het wordt in lagere concentraties gebruikt voor desinfectie, papierverwerking en als bleekmiddel. De hogere concentraties van +70% worden geclassificeerd als HTP "High Test Peroxide" en vinden hun primaire toepassing als monopropellant of oxidator voor raketmotoren.

## 1.1 Propulsie

---

Onder de propulsie of voorstuwing op basis van waterstofperoxide verstaan we alle toepassingen waar een vliegtuig of ruimtevaartuig zich voortstuwt door gebruik te maken van een motor die H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> laat reageren met een katalysator en/of mengt met een brandstof om zo een energetische gasstroom te creëren die door de actie reactiewet van Newton het toestel voortbeweegt volgens de axiale richting van de uitlaat.

Daar het een bachelorproef op zich zou zijn om ieder propulsiesysteem die gebruik maakt van waterstofperoxide in detail te bespreken, zullen hier enkel de bekendste in meer detail besproken worden.

Hieronder een tabel met enkele motoren die gebruik maken van Waterstofperoxide:

Naam motor	Jaar	Land	Toepassing	Stuwkracht [N]
HWK 109-500	1942	Duitsland	RATO	4 900
HWK 109-507	1940-42	Duitsland	Hs 293 geleide missile	5 780
HWK 109-509	1943	Duitsland	Me 163	17 000
HWK RI-203	1943-45	Duitsland	Flak Rakete FR1	14 679
Toka-Ru 2	1944	Japan	J8M	15 000
De Havilland Sprite	1951	UK	RATO	22 200
Napier Scorpion	1956	UK	RATO	35 600
Armstrong Siddeley Stentor	1960	UK	Blue Steel missile	27 000-11 0000
BS.605	1965	UK	Blackburn Buccaneer (RATO)	18 000-35 600
Gamma Mk 201 (4x)	1955-57	UK	Black Knight	72 950
Gamma 8 (8x)	1969	UK	Black Arrow LV	234 800
Rolls-Royce Larch	1965-71	UK	Black Arrow LV	33 000
Rocketdyne AR1	1957	USA	FJ-4F	22 260
Rocketdyne AR2-3	1950-99	USA	NF-104A / X-37	13 340-26 690
RD-502	1960-66	Sovjet	Proton upper stage	98 100
BE-1	2006	USA	Blue Origin Goddard	9 800
BE-2	2011	USA	Blue Origin PM-2 testplatform	140 000
Sam-á-tsiáu Engine	2014-nu	Taiwan	HTTP-3A orbital rocket	1 177
SKYFORCE-2 Engine	2020-21	UK	Skyrora XL launch vehicle	70 000

Tabel 1 Oplijsting van motoren die gebruik maakten van H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> als brandstof, Bram Samyn

Uit de tabel kan afgeleid worden dat waterstofperoxide doorheen de geschiedenis vele toepassingen heeft gekend. Gaande van “Rocket Assisted Take-off” tot motoren van vliegtuigen en raketten, dit van Duitsland, het Verenigd Koninkrijk, Verenigde-Staten, helemaal tot in Taiwan.

Zoals eerder vermeld zullen er slechts enkele motoren die gebruikt werden in de geschiedenis besproken worden:

1. HWK 109-509
2. Gamma Mk 201
3. Rocketdyne AR2-3

### 1.1.1 Walter HWK 109-509

Het is veilig om te stellen dat Duitsland de wieg was voor de ruimtevaartindustrie zoals we die tot op heden kennen, bekende figuren zoals Hermann Oberth, Wernher Von Braun en Hellmuth Walter hebben elk een enorme bijdrage geleverd aan de raketwetenschap. Alhoewel we ons geen ruimtevaart hadden kunnen bedenken zoals die de dag van vandaag is zonder de invloed van deze genieën moeten we ons in het achterhoofd houden dat veel van hun eerste uitvindingen/constructies gebruikt werden als wapen of als voortstuwing van een wapen tijdens de tweede wereldoorlog.

Het is ook zo dat het verhaal begint bij Hellmuth Walter, geboren in Duitsland op 26 augustus 1900. Walter was een technisch aangelegde jongen en startte zijn studies met mechanische vorming. Daar leerde hij hoe hij machines kon gebruiken, maar ook allerlei zaken zoals verschillende gereedschappen en metallurgie. Later in 1921 besloot hij om z'n studies verder te zetten als mechanisch ingenieur, dit aan de technische universiteit van Berlijn.

Echter door een aanbod die hij kreeg bij een scheepswerf, vervulde hij nooit zijn studies. Hoe dan ook, het was de ervaring die hij hier opdeed omtrent verbrandingsmotoren van schepen dat hij meer interesse begon te krijgen in de mogelijkheid om motoren te hebben die kunnen opereren in omgevingen waar er geen tot nauwelijks zuurstof is. Hij was ervan overtuigd dat toepassingen waar de brandstof reeds gemengd was met, of toegang had tot een bron van zuurstof, inherent aan het systeem, vele voordelen zou hebben.



*Figuur 2 31 Juli 1969 Walter Hellmuth (midden) samen met enkele andere ingenieurs, Wikimedia Commons, Magnussen, Friedrich (1914-1987)*

Het was door deze gedachte dat hij begon met onderzoek naar zo'n stof, uiteindelijk botste hij op waterstofperoxide "H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>". Waterstofperoxide die fungeert als een monopropellant, is een stof die wanneer deze in aanraking komt met een katalysator, een chemische reactie ontstaat, waardoor de waterstofperoxide zich splitst tot zuurstofgas en stoom. Door de stijging in temperatuur van deze gassen is het mogelijk om ze te laten expanderen en zo een bepaalde druk te genereren. Dit in tegenstelling tot een bi-propellant, zijnde een brandstof die nog een andere component nodig heeft om te kunnen reageren, dit meestal pas na toevoeging van energie. Denk maar aan de bougie in een vliegtuigmotor die ervoor zorgt dat het lucht-brandstofmengsel tot ontbranding komt. Later merkte hij ook op dat het mogelijk was om een extra brandstof toe te voegen aan de waterstofperoxide, die reeds gereageerd had met een katalysator. Doordat er nu een grote hoeveelheid zuurstofgas ontstaat is het mogelijk de andere brandstof te laten ontbranden. Dit zorgt voor een toename in prestaties van de motor, zijnde grotere stuwkracht en betere specifieke impuls. Op dit idee plaatste hij al snel een patent, het was ook de start van het basisprincipe achter de HWK 109-509.

### 1.1.1.1 De Me-163, verrassend snel en brandbaar

De HWK 109-509 staat het meest bekend om z'n toepassing in de Messerschmitt Me-163B.

Deze interceptor had als doel om bommenwerpers boven Duitsland neer te halen, dit zorgde ervoor dat het toestel een zeer grote vlieg en-klimsnelheid moest kunnen halen.

Deze hoge vereisten werd beantwoord met de Walter HWK 109-509 raketmotor op basis van T-stoff, zijnde waterstofperoxide met een concentratie van 80%. Deze fungeerde als de oxidator (het element die zuurstof toevoert aan de reactie). De brandstof werd C-stoff genoemd en bestond uit 57% Methanol 30% Hydrazine en 13% water.

Van zodra de twee vloeistoffen met elkaar in contact komen, vormt er zich een hypergolisch mengsel, dit is een mengsel/stoffen die bij contact hevig met elkaar reageren, wat ervoor zorgt dat er geen ontstekingsysteem nodig is. Het grote voordeel hiervan is dat de betrouwbaarheid van de ontsteking toeneemt daar er geen ontstekingsysteem zoals een spark plug vereist is.



Figuur 3 Me-163B op grote hoogte aan het vliegen met behulp van de HWK 109-509 om enkele bommenwerpers te intercepteren, 20 Okt 2016 ,War Thunder Website

Alhoewel de betrouwbaarheid hoog ligt hebben deze stoffen ook enkele problemen:

zo zijn beide componenten giftig voor de mens en dient er bij het tanken speciale pakken gedragen worden om contact met de huid of inademen van dampen te vermijden.

Daarbovenop moet het systeem waarin het werkt zeer steriel zijn. Onzuiverheden kunnen er namelijk voor zorgen dat de brandstoffen in hun opslagtanks beginnen te reageren.

Er zijn verschillende gevallen geweest waar foute handelingen met deze stoffen explosief geëindigd zijn.

*Noot: het is om deze reden dat de LEM "Lunar Excursion Module" gebruik maakte van hypergolische brandstoffen. Men kon het zich namelijk niet veroorloven mensen achter te laten op de maan. De Betrouwbaarheid van het propulsiesysteem (het APS, Rocketdyne LMAE) was uiterst belangrijk!*

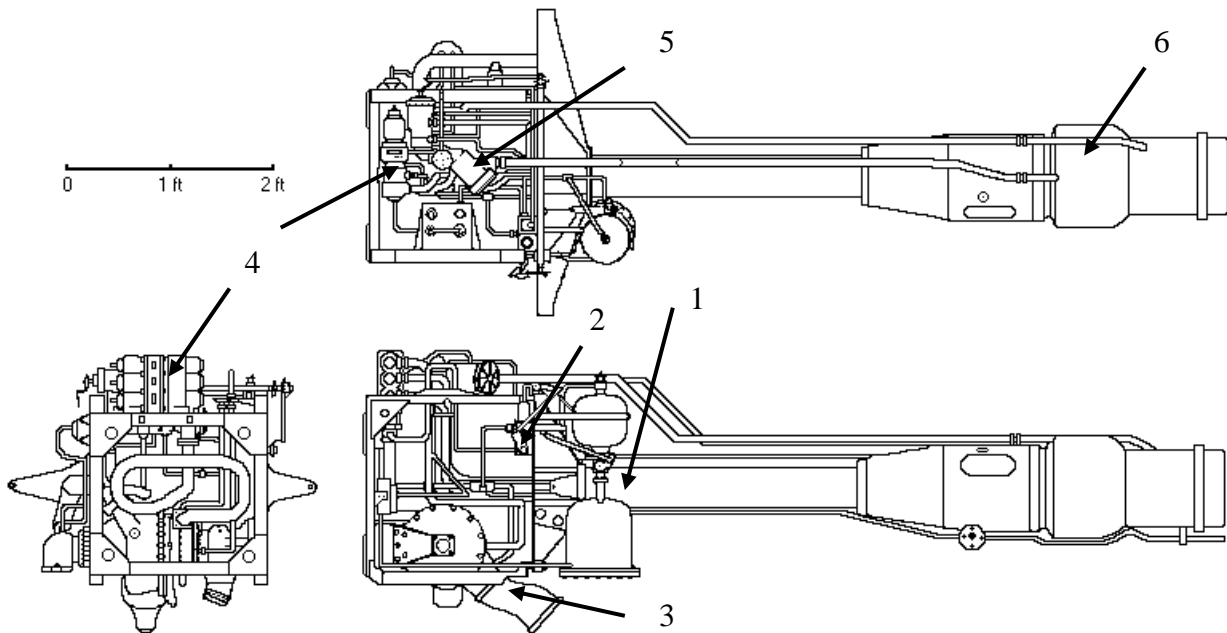
De motor die aangeleverd werd door Walter-werke zorgde ervoor dat dit toestel met z'n snelheid van 1130 km/h tot 1953 het snelste toestel in het luchtruim was. Daarnaast is het ook het enige raket aangedreven gevechtsvliegtuig in de geschiedenis die effectief dienst heeft gedaan. Zo werden er maar liefst een 370-tal van deze vliegtuigen gemaakt.

Nu er uitvoerig gesproken is over de toepassing, zijnde de Me-163, laten we overgaan tot een kijkje op de technologie die deze motor met zich meebracht.



### 1.1.1.2 Werking van de HWK 109-509

Om de werking van de motor te verduidelijken, kan in onderstaande figuur elk component teruggevonden worden. Ieder van deze componenten zal vervolgens kort toegelicht worden:

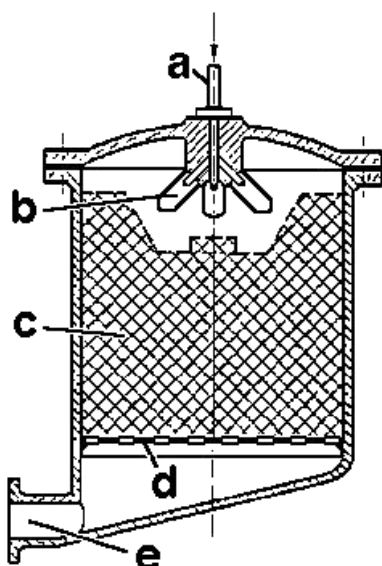


Figuur 4 Shamus Reddin , Aanzichten van de HWK 109-509 A-2 motor, <http://www.walterwerke.co.uk/>

#### 1 Stoom/gas generator:

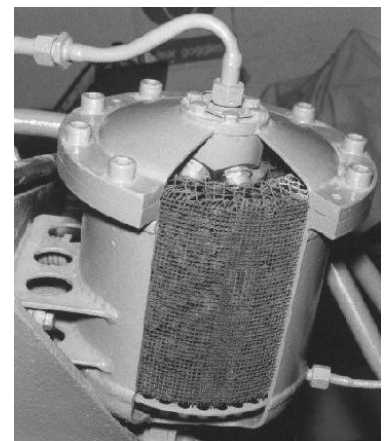
De stoomgenerator is hetgeen die ervoor zorgt dat er voldoende stoom wordt gegenereerd om zo de turbine van de turbopomp te laten ronddraaien.

Deze stoom vormt zich in de gasgenerator door een deel van de T-stoff (peroxide) over een katalysator te laten lopen. Vervolgens verlaat de stoom de gasgenerator en wordt deze doorgevoerd naar de turbine.



- a) T-stoff inlaat
- b) T-stoff injector
- c) Katalysator net
- d) Grill
- e) Stoomuitlaat

Van zodra de peroxide de injector verlaat, heeft deze door de vorm van het mandje waar de katalysator stenen inzitten de kans om correct te atomiseren. Vervolgens komt de peroxide in contact met de katalysator en wordt er stoom gevormd die de gasgenerator verlaat doorheen de ondersteuningsplaat (d) en zo naar de turbine stroomt via de uitlaat.



Figuur 6 Gas generator van de HWK 109-509, <http://www.walterwerke.co.uk/design/steam.htm#a2>

Figuur 5 Schematische voorstelling van de gas generator, <http://www.walterwerke.co.uk/design/steam.htm#a2>

De stenen die in het net zitten werden vervaardigd uit poreus cement, die vervolgens geïmpregneerd werd met calciumpermanganaat en kaliumchromaat. Het zijn deze stoffen die ervoor zorgen dat de peroxide bij contact ontbindt in zuurstofgas en hete stoom.

Echter daar deze materialen geïmpregneerd werden had de katalysator slechts een bepaalde duur waarin deze effectief was bij gebruik. Werd deze langer gebruikt, dan verloor deze z'n efficiëntie en bestond de kans op drukschommelingen in de turbopomp, wat nefaste gevolgen kon hebben.

Vandaar werd het mandje iedere 10 à 15 vluchten vervangen.

De reden waarom dit het eerste onderdeel is om te bespreken is omdat dit het deel is die vermogen levert aan de gehele motor, zonder de stoom van de gasgenerator kan de turbine de T-stoff en C-stoff pompen niet aandrijven en zal je niet vergeraken met je motor.

Hoe werd deze dan gestart? Bij de HWK 109-509 A-1 werd de motor op gang gebracht via een elektrische startmotor die de pompen laat ronddraaien tot het gehele systeem zelfonderhoudend werkt. Latere modellen zoals de A-2 en C deden beroep op een header tank, zijnde een tank met wat waterstofperoxide die zich net boven de gasgenerator bevindt. Door het potentiaalverschil zal de peroxide in de gasgenerator vloeien en zo net genoeg stoom doen ontstaan om de turbopomp op gang te brengen.

## 2 Stoom regelklep:

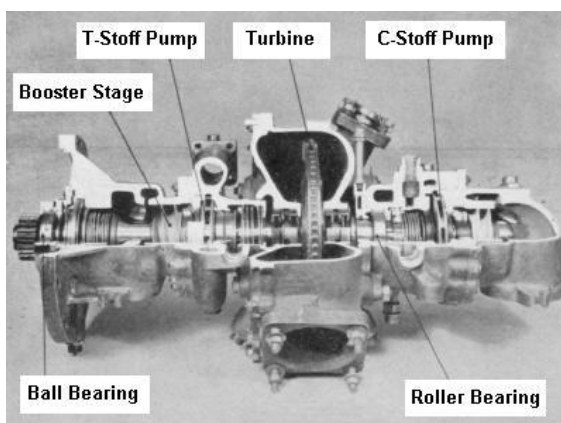
Deze regelklep wordt rechtstreeks door de piloot bedient door middel van een stang die verbonden is met het throttle quadrant in de cockpit. Bij het bewegen van de throttle lever wordt de doorstroming naar de gasgenerator kleiner en vloeit er bijgevolg minder T-stoff in de katalysator. Dit resulteert dan weer in een kleinere hoeveelheid stoom die richting de turbine gaat en dus een lager toerental van de pompen, een lager massadebiet van de T- en C-stoff en finaal een lagere stuwkracht.



Figuur 7 Stoom regelklep met throttle link,  
<http://www.walterwerke.co.uk/design/scvalve.htm>

## 3 Turbopomp:

De turbopomp kan gezien worden als het hart van een raketmotor, het is een uitermate complex systeem die werkt in extreme omstandigheden, zijnde druk, toerental, temperatuur, chemische invloeden tot veel voorkomende problemen zoals cavitatie. Zonder de turbopomp is er geen vermogen om de brandstof doorheen de motor te pompen, bijgevolg geen verbranding en niets meer dan een mooi model om je bureau mee te decoreren.



Figuur 8 Doorsnede van de turbopomp van de HWK 109-509,  
<http://www.walterwerke.co.uk/design/pump.htm>

De turbopomp van de HWK 109-509 wordt meer specifiek de WK9 brandstof pomp genoemd. De WK9 is een brandstofpomp, aangedreven door een enkele turbine, dit met twee centrifugaalpomp, elk met een booster voor de impellers.

Alles is gemonteerd op één enkele as, zijnde de turbine, C-stoff turbopomp, T-stoff turbopomp en tandwielkast. Deze as bevat centraal de turbine,

vervaardigd uit hoogwaardig staal om zo de corrosieve omgeving en belasting ten gevolge van de rotatiesnelheid te weerstaan. Deze bedraagt nominaal 16 000 RPM. De turbine bestaat uit een disk



met daarin 76 impulsbladen die de inkomende stoom vanuit de hoofd nozzle omzet in een draaibeweging. Eenmaal de gasstroom op de bladen heeft ingeslaan en er gezorgd heeft voor de nodige energie uitwisseling, wordt deze gerecirculeerd door middel van 6 gide vanes. Deze recirculatie zorgt ervoor dat de gasstroom een tweede maal inslaat op de bladen, wat zorgt voor verdere energieoverdracht en dus een efficiëntere turbine.

Voor iedere impellerpomp zit er een schroefvormige booster die twee functies heeft: eerst en vooral kan een impellerpomp niet voor grote drukverschillen aan de voorkant zorgen, de booster helpt om meer C- of T-stoff axiaal aan te zuigen en vervolgens radiaal wegpersen onder hoge druk richting de verbrandingskamer.

Daarnaast zorgt de booster ervoor dat de kans op cavitatie bij de impeller kleiner wordt. Cavitatie treedt namelijk op wanneer er een te groot drukverschil ontstaat, door de onderdruk aan de aanzuigkant zal het medium namelijk beginnen koken, deze hete dampbellen die ontstaan binnenin het fluïdum kunnen hierdoor redelijk wat schade aanrichten aan de impeller.

Ten slotte is er nog de gehele uitdaging om de stoom, peroxide en brandstof van elkaar te scheiden. Dit vraagt om een complex systeem van afdichtingen die voorkomen dat deze verschillende stoffen met elkaar in contact komen. Het alternatief, (een pomp waar peroxide en brandstof lekken en mengen) ziet er helaas niet zo rooskleurig uit, laat ons zeggen dat de turbopomp niet ontworpen is om te fungeren als ontbrandingskamer.

#### 4 Brandstofdebietregelenheid:

De brandstofregelenheid zorgt ervoor dat de motor voorzien wordt van de brandstof en peroxide, dit met een nagenoeg constante mengverhouding. Van zodra de brandstof de pompen verlaat, wordt het naar de regelenheid gestuurd waar het als eerste de afsluitkleppen tegenkomt.

Deze SOV Shut-off valves zorgen ervoor dat de brandstofstroom naar de motor afgesloten kan worden.

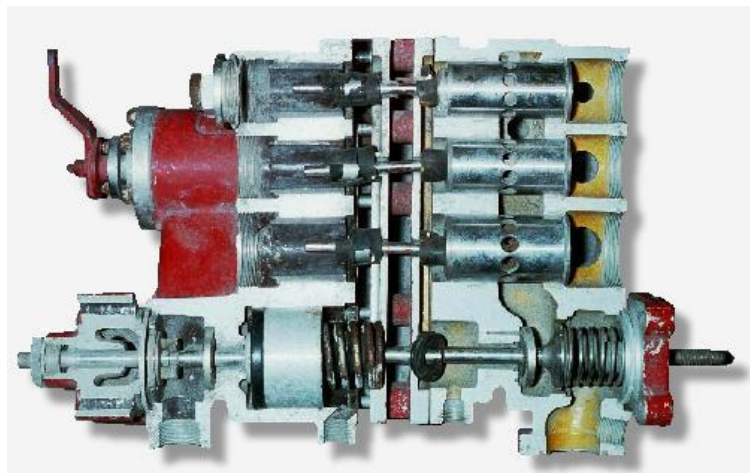
Op deze manier kan de motor afgelegd worden. De afsluitkleppen

waren veer belast om ervoor te

zorgen dat ze in rust sluiten. Daarnaast zijn zowel de SOV voor de T-stoff als de SOV voor de C-stoff met elkaar verbonden. Dit om ervoor te zorgen dat de stroming van beide vloeistoffen correct afgesteld is. De verbindingsstang bevat een snede bij de C-stoff klep, dit zorgt ervoor dat wanneer de pushrod wordt ingedrukt, beide kleppen opengaan, maar stel dat de T-stoff klep faalt en zich niet meer kan sluiten, dan zorgt de snede ervoor dat de C-stoff klep gesloten kan worden. Dit zorgt ervoor dat de katalysator ( $K_3[Cu(CN)_4]$ ) die in suspensie zit in de C-stoff niet meer wordt toegevoerd en dus zal de motor stilvallen.

Naast de afsluitkleppen is er ook nog de controle klep voor de C-stoff en de drukregelklep.

De controle klep is servogestuurd en bepaalt de hoeveelheid brandstof. De drukregelklep zorgt er dan weer voor dat de druk nagenoeg constant blijft in functie van het gevraagde debiet.



Figuur 9 Doorsnede van de brandstofregelenheid,  
<http://www.walterwerke.co.uk/>

## 5 Brandstoffilter en ontluchter:

De brandstoffilter bevindt zich nabij de regeleenheid, deze bevat een cilindrisch filtratie element die vervaardigt is uit staal. De filter zorgt ervoor dat stof of andere ongewenste substanties zoals FOD afkomstig van de motor zelf de andere systemen niet beschadigd. De filter is aangesloten op de terugvoerleiding van het C-stoff regeneratief koelsysteem van de uitlaat.

Namelijk om ervoor te zorgen dat de uitlaat niet faalt of smelt door de hoge temperatuur en belasting die plaatsvindt in de uitlaat. De C-stoff neemt een groot deel van de warmte op, wat het geheel afkoelt, de terugvloeiende C-stoff wordt vervolgens geïnjecteerd in de ontbrandingskamer. De ontluchter werd toegevoegd aan de motor, door de problemen die men ondervond bij het A-1 model, daar zorgde lucht in de leidingen ervoor dat er een drukval ontstond waardoor de motor stalde en uitviel.

Zelfs met alle kleppen en regelsystemen wist de lucht zich tijdens het manoeuvreren in het systeem te werken. Vandaar zorgde men ervoor dat de A-2 en latere modellen uitgerust waren met een ontluchter.

De ontluchter werkt op basis van een venturi waar een straal stoom wordt doorgeblazen, om zo een daling in de statische druk te veroorzaken. Ten gevolge van deze drukdaling wordt de lucht uit de leidingen gezogen en overboord gegooid via de uitlaat van de venturi.

Van zodra er brandstof wordt aangezogen, actueert deze door middel van een zuiger een mechanisch systeem die de in-en uitlaat van de venturi afsluit waardoor deze geen stoom meer toegeleverd krijgt.

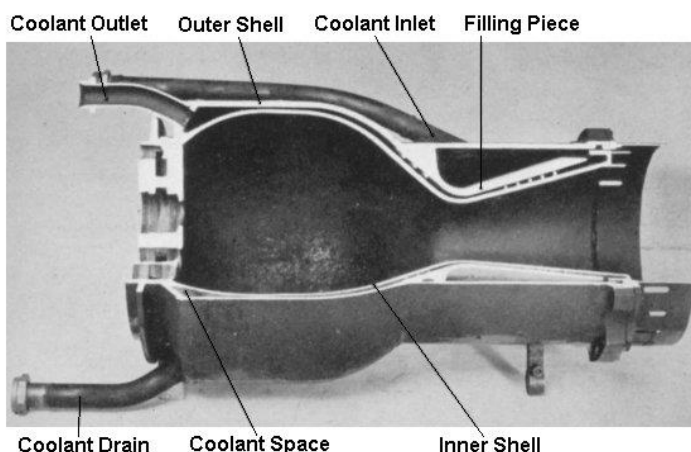
Wanneer er terug lucht in het systeem komt, dan keert de zuiger terug naar z'n oorspronkelijke positie en gaan de kleppen weer open waardoor er terug stoom door de venturi stroomt.

## 6 De ontbrandingskamer en de uitlaat:

Het is hier in de ontbrandingskamer en de uitlaat dat de C-stoff en T-stoff via de injectoren verneveld en gecombineerd worden. Dit resulteert in een stijging in temperatuur en druk, die vervolgens door de geometrie van de uitlaat wordt omgezet in kinetische energie.

Door deze gasstroom te versnellen wordt er stuwkracht gegenereerd op basis van de tweede wet van Newton.

De uitlaat van de HWK 109-509 had de volgende opbouw:



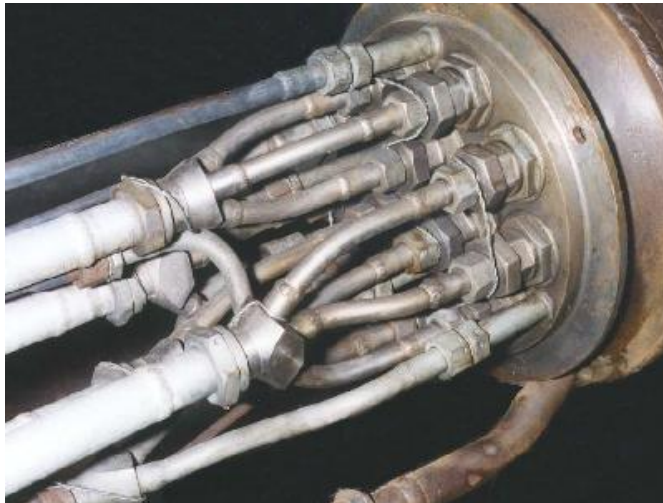
Figuur 10 Doorsnede van de verbrandingskamer en de uitlaat, <http://www.walterwerke.co.uk/>

De uitlaat was vervaardigd uit zacht staal, met een binnenschil en een buitenschil waartussen de C-stoff vloeit ter afkoeling, om te voorkomen dat de uitlaat faalt door onder meer het smelten van het zacht staal. Op deze schil zijn er verschillende connectoren gelast, zoals de in-en uitlaat voor de koelmantel en centraal, de plaats waar de injectoren worden gemonteerd.

De injector, zorgt ervoor dat de twee vloeistoffen zodanig geïnjecteerd worden zodat er een goede verneveling en een stabiele ontbranding ontstaat, het is namelijk zo dat een slecht ontworpen injector kan zorgen voor een onstabiele ontbranding, waar er continu drukschommelingen zijn die ervoor kunnen zorgen dat de motor in resonantie gaat.

Daar de onstabieleit voornamelijk optreed bij motoren met zeer grote verbrandingskamers, denk maar aan de latere F-1 die de Saturn V voortstuwde (deze had redelijk wat problemen met stabiliteit, dit door de immense afmetingen van de motor). Echter de uitlaat van de HWK 109-509 is relatief klein, met daarbij nog eens een zorgvuldig gekozen patroon voor de injectoren, dit zorgde ervoor dat er relatief weinig problemen waren met de stabiliteit van de verbranding.

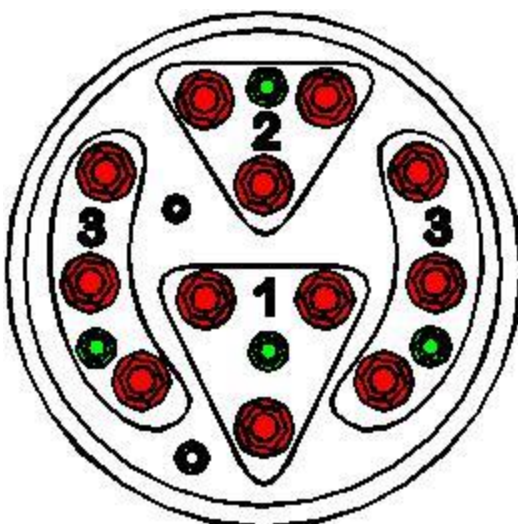
De injector bestaat uit enkele leidingen die net voor de injectorplaat vertakken in groepjes van drie, deze leidingen waren de T-stoff (peroxide) leidingen. De andere dienden dan weer voor de C-stoff.



Figuur 11 Injector met de T & C-stoff leidingen, <http://www.walterwerke.co.uk/design/comb.htm>

De injector bestond uit drie “stages”, iedere stage werd ingeschakeld vanaf een bepaald motorregime. Ze zijn namelijk zo ontworpen dat ze voor een goede verneveling zorgen wanneer ze alleen werken, of wanneer er een nieuwe stage wordt ingeschakeld, dan zijn deze zo geplaatst zodat de verneveling gelijk verdeeld blijft over de hele verbrandingskamer.

Op figuur 12, wordt deze configuratie duidelijker. De rode leidingen zijn deze die de T-stoff toevoeren, de groene zijn de leidingen die de C-stoff leveren.



De Walter HWK 109-509 was een zeer performante motor voor z'n tijd, met technologieën die later nog steeds gebruikt zouden worden om de eerste man op de maan te plaatsen.

Voor verdere informatie over de HWK 109-509 motor, verwijzen we u graag verder naar de bijlagen 1 & 2. Daar kan u het volledige schema raadplegen alsook enkele technische tekeningen van de motor.

Figuur 12 Injectorpatroon, Walterwerke

## 1.1.2 Gamma Mk 201

Na het bespreken van één van de pioniers in het gebruik van waterstofperoxide als voortstuwingsmiddel, zijn we aangekomen aan de Gamma 8, een motor ontwikkeld in Engeland die de natie naar nieuwe hoogtes zou brengen.

Kort na de tweede wereldoorlog hadden landen zoals de Verenigde Staten, de Sovjet unie alsook het Verenigd Koninkrijk gezien hoe “effectief” de V2 was in het afleggen van grote afstanden en in te slaan in een fractie van seconden, wat ervoor zorgde dat de meesten de raket zelfs nooit zagen aankomen. Zo was het na de oorlog van elk vooraf genoemde natie een prioriteit om zo’n wapen te ontwikkelen. Ook het Verenigd Koninkrijk zag hier het nut van in en verzamelde een groot arsenaal aan V2 componenten in. Daarnaast konden ze rekenen op een duizendtal Duitse geleerden en personeel die hen hielp om de technologie achter de raket te beheersen.

Wat al snel opvalt is dat de Britten zwaar inzetten op het gebruik van peroxide gebaseerde raketmotoren, dit komt onder meer door de invloed van Hellmuth Walter, die hen maar liefst drie jaar zou helpen bij het ontwikkelen van raketmotoren.

Van RATO/JATO raketmotoren zoals de Sprite tot de stentor motoren, haast allemaal maakten ze gebruik van HTP, wat ervoor heeft gezorgd dat ze heel wat ervaring hadden in het werken met waterstofperoxide.

Het hoogtepunt van het Britse ruimtevaartprogramma was de ontwikkeling van de black knight ballistische raket en de black arrow, de eerste raket met de capaciteit om in een baan rond de aarde te geraken.

Om deze reden zullen we wat dieper ingaan op de motoren die deze toestellen mogelijk maakten. Initieel was het de bedoeling om de Gamma 8 motoren te bespreken, echter hier was niet veel technische informatie over te vinden. Vandaar werd er geopteerd voor de gamma Mk 201, deze motor is heel erg gelijkaardig in werkingsprincipe en opbouw als deze van de Black Arrow raket die de gamma 8 motoren gebruikte.

### 1.1.2.1 Werking van de Gamma Mk 201

Voor de ontwikkeling van hun Black Knight, zijnde een “sounding rocket “ die voornamelijk bedoeld was als testbed voor latere ballistische raketten, met de mogelijkheid tot het dragen van kernkoppen. Dit testplatform zou het begrip omtrent de sturing, technologie en ballistisch traject moeten aansterken. De Gamma Mk 201 was een vloeistof gebaseerde raketmotor “LPRE” die gebruik maakte van kerosine als brandstof en waterstofperoxide als oxidant.

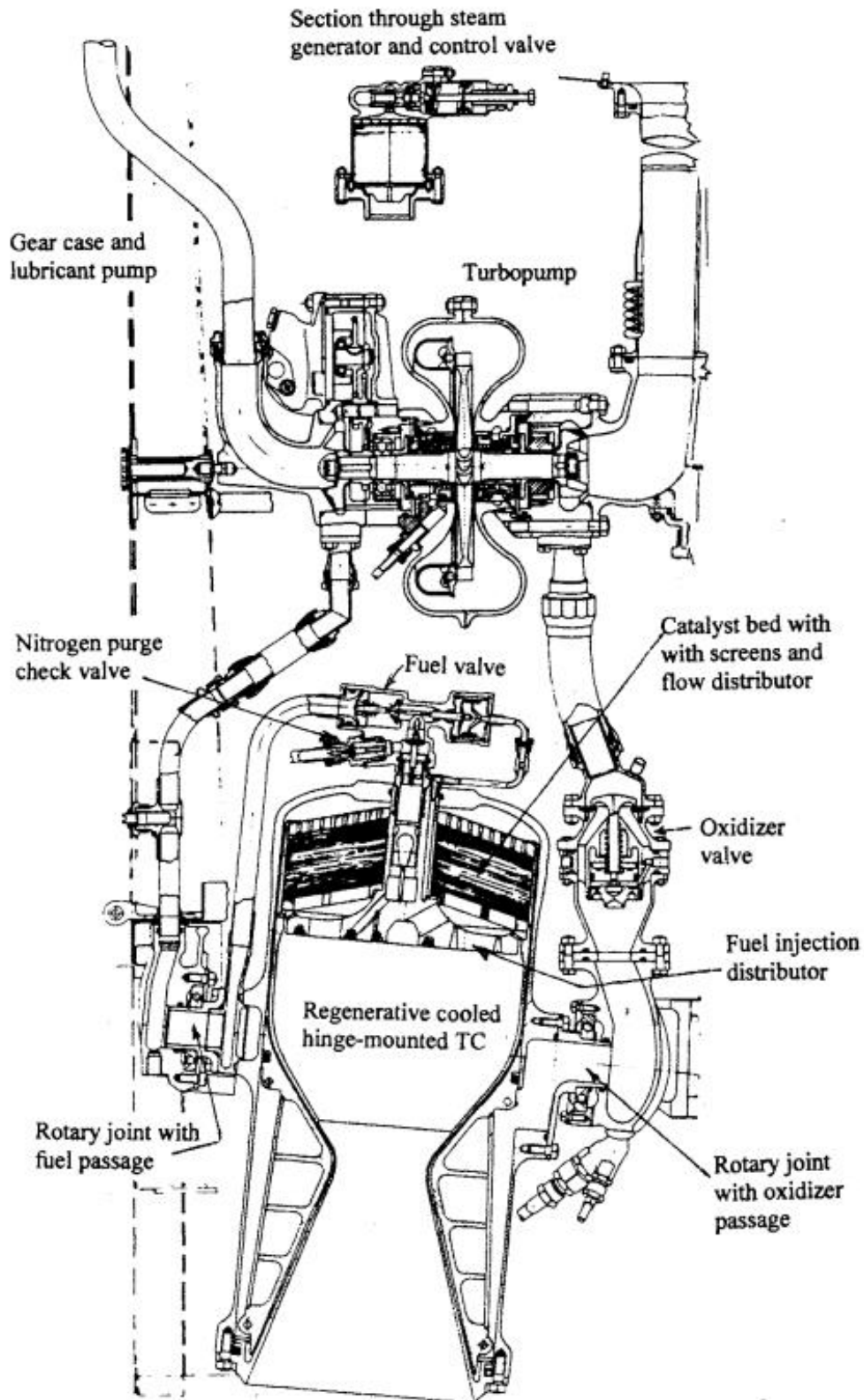
Iedere raketmotor zou een stuwkracht hebben van 18 500 N, wetende dat de Black Knight vier van deze motoren gebruikte houd in dat de raket een totale stuwkracht had van 72 950 N.

Noot: In het Nederlands spreken we meestal van een raketmotor, echter in het Engels is er een verschil wanneer met praat over een “rocket motor” en een “rocket engine”. Alhoewel er nog vaak gedebatteerd word over wat de correcte benaming is, ligt het verschil tussen gebruik in “motor” of “engine” namelijk op de soort brandstof die gebruikt wordt.

Meestal spreekt men over een “motor” indien de brandstof en oxidant zich in vaste toestand bevinden, en spreekt men over een “engine” wanneer de brandstof en oxidizer in vloeibare toestand gebruikt worden.



Net zoals bij de HWK 109-509 zal de werking van de Mk 201 uitgelegd worden aan de hand van een figuur waar de meeste componenten op terug te vinden zijn.



*Figuur 13 Doorsnede van de Gamma Mk 201, History of Liquid Propellant rocket Engines by George P. Sutton*

De Gamma Mk 201 heeft een nogal apart startstelsel, zo werd deze gestart via een grondstelsel die "High Test Peroxide" leverde aan de verbrandingskamer en de GG. Zo werd de turbine van de Turbopomp (TP) op toeren gebracht, wat op zijn beurt resulteerde in de brandstof die op druk gebracht werd, eenmaal op druk, dan ging de brandstofklep (fuel valve) open en werd de kerosine in de verbrandingskamer gespoten waar het samen met de hete stoom en zuurstofgas afkomstig van de zilveren katalysator die zich net voor de injector bevindt, spontaan zou ontbranden.

Dit door de hoge temperatuur van de stoom en het zuurstofgas. Om er voor te zorgen dat de uitlaat niet smelt, werd ook deze regeneratief gekoeld, net zoals de HWK 109-509. Het enige verschil bij deze raketmotor is het feit dat het hier niet de brandstof (kerosine), maar de oxidizer (waterstofperoxide) is die gebruikt wordt om de uitlaat af te koelen.

Bij het openen van de brandstofklep, koppelt het grondstelsel los en werkt de motor op z'n interne brandstoftanks. Kort hierna zouden de elektrische kabels en brandstofleidingen die buiten aan de raket hangen losgekoppeld worden, om zo de raket van het lanceerplatform te zien opstijgen richting de blauwe hemel.

De motor werkt op een welbepaalde druk, verschillende kleppen en restricties zorgden ervoor dat deze behouden werd. Zolang deze druk nagenoeg constant was, dan bestond er een bepaald debiet aan kerosine en peroxide die doorheen de leidingen stroomde.

Daar de motor geen automatisch mixture -controle systeem had, bleef de motor op dat regime werken tot dat één van de tanks volledig leeg was. Dit is niet zo efficiënt en resulteerde in een overschot in brandstof in die andere tank.

Ten slotte valt het op dat de motor is opgehangen tussen verschillende scharnieren, dit met de simpele reden dat de motor "Thrust Vector Controlled" TVC was. Dit systeem zorgt ervoor dat de uitlaat van de motor kan bewegen, waardoor de vector van de uitlaatgassen een andere richting krijgt. Het grote voordeel van een TVC-systeem is dat het de raket veel bewegelijker maakt. Om ervoor te zorgen dat de gehele TC deze vrijheidsgraden kan gebruiken zonder zichzelf, met name de brandstofleidingen te beschadigen, worden ook deze flexibel uitgevoerd.

Dit door middel van metalen bellows, dit zijn gegolfde cilinders die zowel translatie als rotatie toelaten. Op de figuur vind je ze hier en daar terug op de leidingen.



Figuur 14 Voorbeeld van flexibele "Bellows", NASA.gov

Na de Mk 201 werd de Stentor ontwikkeld, deze had wel een automatisch systeem om het mengsel af te stellen.. Later zou er een upgrade komen van de Mk 201, namelijk de Mk 301 deze motor was in essentie de TVC van de 201 met de verbrandingskamer van de Stentor motoren.

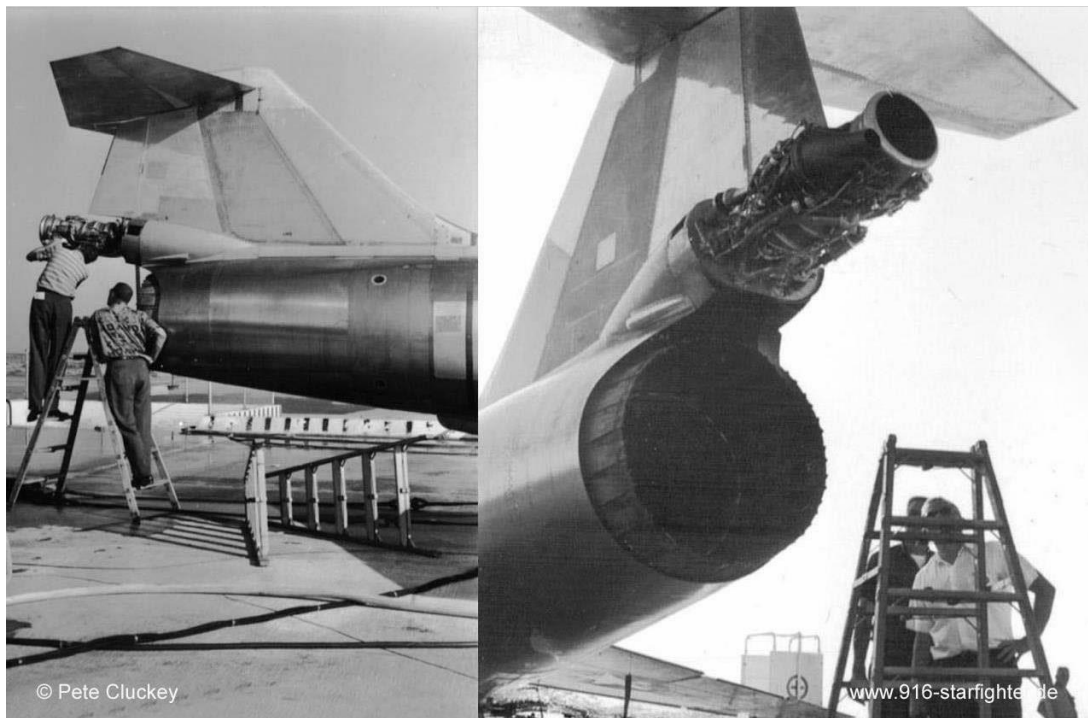
### 1.1.3 AR2-3 Engine

De AR2-3 raketmotor was ontworpen in de jaren 50 door Rocketdyne.

Alhoewel de motor een raketmotor is, en al snel geassocieerd wordt met gebruik op raketten, was dit hier niet het geval.

De benaming van de motorreeks, namelijk de AR1, AR2, AR2 -1, AR2-2 en AR2-3 komt van "Aircraft Rocket Engine". Deze motoren werden gebruikt als additionele bron van stuwkracht voor de toestellen waarin ze gebruikt werden.

Zo werden ze gebruikt op de FJ-4, de F-86 en de NF104 A starfighter.

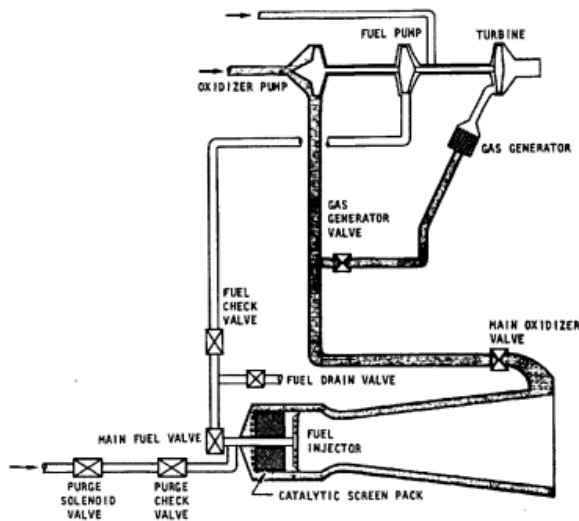


*Figuur 15 De AR2-3 motor op de NF104A starfighter bedoeld als stuwkrachtaugmentatie om zo astronauten te trainen, dankzij deze motor kon de starfighter vliegen tot in de uithoeken van de atmosfeer, 916-Starfighter.de*

De AR2-3 was een lichte en compacte motor op basis van kerosine als brandstof en 90% H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> als oxidizer. De motor had ook een eigen turbopomp die door middel van een gasgenerator aan het draaien gebracht werd. Deze turbopomp pompte vervolgens de peroxide en kerosine richting de injector, daar passeerde de peroxide eerst door enkele met zilver bedekte gazen, wat resulteerde in de decompositie van de peroxide. Het resultaat is een ontbrandingskamer waar super hete stoom en zuurstof in contact komen met kerosine. Vanwege de hoge temperatuur ontbranden de twee bij contact. Wat voordelig is daar er geen nood is aan een apart ontstekingsstelsel.

Een bijkomend voordeel van de AR2-3 is het feit dat deze in zuivere mono-propellant modus kon werken. Wat er dus op neerkomt dat hij enkel werkt op basis van stoomvorming door de peroxide doorheen de zilver katalysator te persen. Dit was handig voor geval van nood, denk maar aan een geblokkeerde kerosine klep.

Hieronder het schema van de AR2-3:



Figuur 16 Schema van de AR2-3, *Peroxide Propulsion at The Turn of the Century*, William E. Anderson , NASA

De AR-motoren hebben dienst gedaan van 1950 tot begin jaren 70.

Gedurende 20 jaar lang kon de motor als “dood” aanschouwd worden, tot NASA en Boeing in 1999 besloot de AR2-3 nieuw leven in te blazen. Men had namelijk een automatisch ruimteveer op de tekentafel liggen, die nood had aan een betrouwbare raketmotor. Het project zou de naam X-37 krijgen. Men haalde enkele onderdelen uit storage, maakte ze gebruiksklaar en voerde enkele testen uit, alhoewel er bij de testen enkele problemen waren met de katalysator was de AR2-3 de juiste keuze volgens het design team. De reden waarom ze voor deze motor kozen in plaats van een motor die werkt met vloeibare zuurstof, is het feit dat waterstofperoxide een grotere dichtheid heeft, wat betekent dat je een even grote massa kan meenemen in een kleinere tank, waterstofperoxide kan voor lange tijd opgeslagen worden zonder te verdampen/koken of grootschalige degradatie te vertonen. Dit lag in lijn met de mogelijks maandenlange missies die het toestel in een baan om de aarde moest vervullen.

Helaas werd het X-37 project in 2004 overgedragen naar de Department of Defence “DOD”, zij gaven het door aan DARPA. Daar besloten ze om het een geclassificeerd project te maken. Uiteindelijk heeft men het Peroxide idee laten vallen en is men gegaan voor stikstof-tetroxide/hydrazine systeem. (Vandaar de Biohazard pakken )



Figuur 17 De X37B met mannen in Biohazard pakken, *The Washington Post*



## 1.2 Turbopumps

Voor kleine vloeibare brandstofmotoren met lage stuwkracht en met een korte propulsie tijd is het voldoende om de brandstof en oxidizer tanks onder druk te zetten. Voor grotere motoren die een groter debiet vragen is dit niet langer mogelijk. De tanks die hiervoor nodig zouden zijn zouden te zwaar moeten uitgevoerd worden. Om dit probleem te verhelpen is een pompsysteem nodig. Waterstofperoxide is een aantrekkelijk middel om een turbine aan te drijven, omdat de temperatuur in gasvorm dicht bij de fysieke limiet komt van niet gekoelde turbinebladen.

Het doel van de turbopomp is om de brandstof vanuit de tank onder druk naar de verbrandingskamer te brengen. Er worden strenge eisen aan dit systeem gesteld:

- Verpompen van 30 gallons of 110 liter brandstof per seconde naar de verbrandingskamer waar de druk 15 maal deze van de atmosfeer is. (Bij de V2)
- Een groot temperatuurverschil aankunnen: de vloeibare zuurstof bij  $-183\text{ }^{\circ}\text{C}$  in een pomp, terwijl de andere alcohol op kamertemperatuur verpomp. De middelste turbine werkt met stoom van zo'n  $400\text{ }^{\circ}\text{C}$ .
- De vloeibare zuurstof reageert met organische materialen, dus er mag geen olie gebruikt worden als smeermiddel.
- Het gehele systeem moet betrouwbaar zijn.
- Er mogen zich geen trillingen vormen, en mag ook niet beïnvloedt worden door externe trillingen.
- Er mag zich geen cavitatie voordoen.
- Het gehele systeem moet zo licht mogelijk zijn.



Figuur 18 V2 turbopomp  
[https://airandspace.si.edu/collection-objects/v-2-rocket-engine-turbopump-cutaway/nasm\\_A19790951000](https://airandspace.si.edu/collection-objects/v-2-rocket-engine-turbopump-cutaway/nasm_A19790951000)

Enkele toepassingen van waterstofperoxide met een turbine zijn te zien in volgende tabel:

Toestel	Toepassing
V-2	Turbo-pump gas generator
Redstone	Turbo-pump gas generator
Jupiter	Turbo-pump gas generator
X-15	Auxiliary Power Unit
NF-104A	AR2-3 Turbo-pump gas generator
LR-40	Staged combustion turbine drive
Gamma(s)	Turbo-pump gas generator
Beta(s)	Turbo-pump gas generator
Spectre	Turbo-pump gas generator
Viking	Turbo-pump gas generator

Tabel 2 Geschiedenis toepassingen waterstofperoxide in turbines; *Hydrogen Peroxide -Optimal for Turbomachinery and Power Applications*

### 1.2.1 A4/V2 rocket turbopump

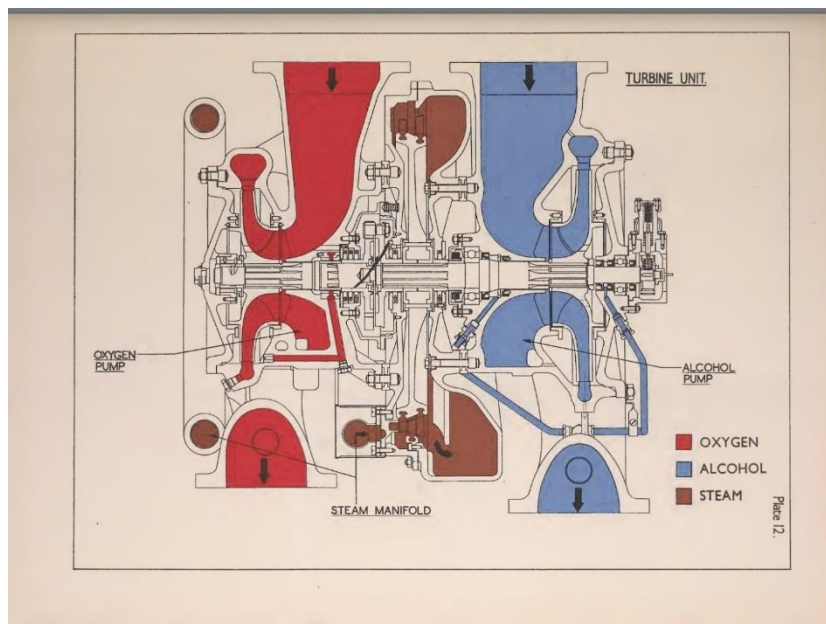
Er zijn veel verschillende types turbopompen, wij zullen enkel deze van de V2 raket verder in detail bespreken.

In 1935 begon von Braun met het zoeken van pomp expertise voor het ontwikkelen voor de V-2 turbopomp. Klein, Schanzlin & Becker, een fabrikant van centrifugale pompen voor brandblusapparatuur, alsook Helmuth Walter hielpen mee met de ontwikkeling van de stoom turbine voor de aandrijving van de pompen. Het ontwerp was uitdagend om het licht uit de drukken. De pomp moest niet enkel een licht gewicht hebben, maar terzelfdertijd in staat zijn een grote hoeveelheid brandstof te verpompen. De ethanol moest op omgevingstemperatuur verpompt worden, terwijl dit bij de vloeibare zuurstof  $-182\text{ }^{\circ}\text{C}$  was. Niet te vergeten is dat het hete gasmengsel geen contact met beide mocht hebben, wat zelf een temperatuur van  $385\text{ }^{\circ}\text{C}$  had. Ook mocht er zich geen cavitatie vormen, omdat de bellen ongelijke motorprestaties veroorzaken. Speciale afdichtingen en pakkingen werden ontwikkeld voor gebruik rond de vloeibare zuurstof. Er werden lagers ontworpen die gesmeerd werden door de verpompte vloeistoffen. Voor de brandstofpomp waren dit kogellagers en voor de vloeibare zuurstofpomp glijlagers.



Figuur 19 V2 steam turbine rotor  
<https://v2rockethistory.com/turbo-pump-parts-and-relics/>

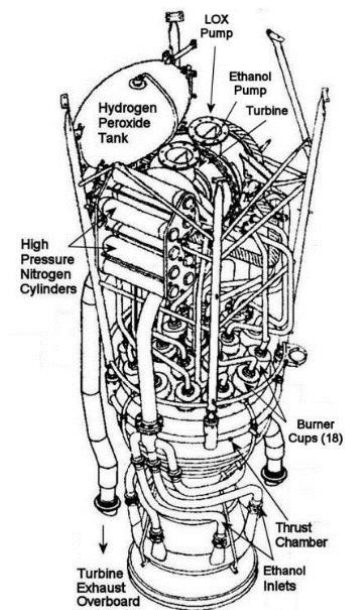
Deze bestaat uit 2 pompen die worden aangedreven door eenzelfde centrale stoom turbine. De stoom komt toe bij de turbine via buizen vanuit de  $360^{\circ}$  steam manifold. De turbine bestaat uit 2 trappen, die aan een toerental van  $3\ 800\text{ rpm}$  tot  $4\ 900\text{ rpm}$  werkt. Rechts daarvan zit een centrifugale brandstofpomp, die met een as is verbonden met de stoomturbine en hierdoor wordt aangedreven. Rechts hiervan bevindt zich een safety switch, want wanneer het toerental over  $5\ 000\text{ rpm}$  gaat, sluit deze een relais dat de stoom toevoer afsluit. Links kan je de centrifugaalpompe voor de vloeibare zuurstof vinden.



Figuur 20 V2 turbopump diagram <https://www.pinterest.com/pin/501658845981973971/>

De turbopomp bevindt zich net onder de vloeibare zuurstof tank en boven de verbrandingskamer. De as die doorheen de turbopomp loopt bestaat eigenlijk uit 2 assen. De as tussen de turbine en alcohol pomp is één geheel, terwijl er tussen de turbine en vloeibare zuurstof pomp een flexibele verbinding zit. Dit is om de constructie te vereenvoudigen en stabiliteit te verbeteren. Naarmate de uitgang van de pomp, vergroot het volume. Dit zorgt ervoor dat de snelheid vermindert en de druk stijgt.

De V-2 gebruikt waterstofperoxide dat gekatalyseerd wordt door natrium permanganaat in de gas generator.



*Figuur 21 Power plant schematic*  
<https://www.enginehistory.org/Rockets/RPE02/RPE02-2.shtml>

### 1.2.2 Gas generator

Voor ons eindwerk is het belangrijkste deel van de turbopomp de gas generator, dus gaan we hier ook dieper op in. Boven de gas generator bevindt zich de H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> tank. De waterstofperoxide in dit systeem heeft een concentratie van 80%. In het systeem bevindt zich een 25 ton en 8 ton klep. De naam komt van hoeveel stuwkracht de motor levert als deze klep geopend is. Wanneer de 25 en 8 ton kleppen tegelijk open staan, wordt er genoeg stoom gegenereerd zodat de turbine op zijn nominaal toerental draait en de motor een stuwkracht van 25 ton ontwikkeld. Wanneer enkel de 8 ton klep geopend is, zal de motor maar een stuwkracht van 8 ton genereren.

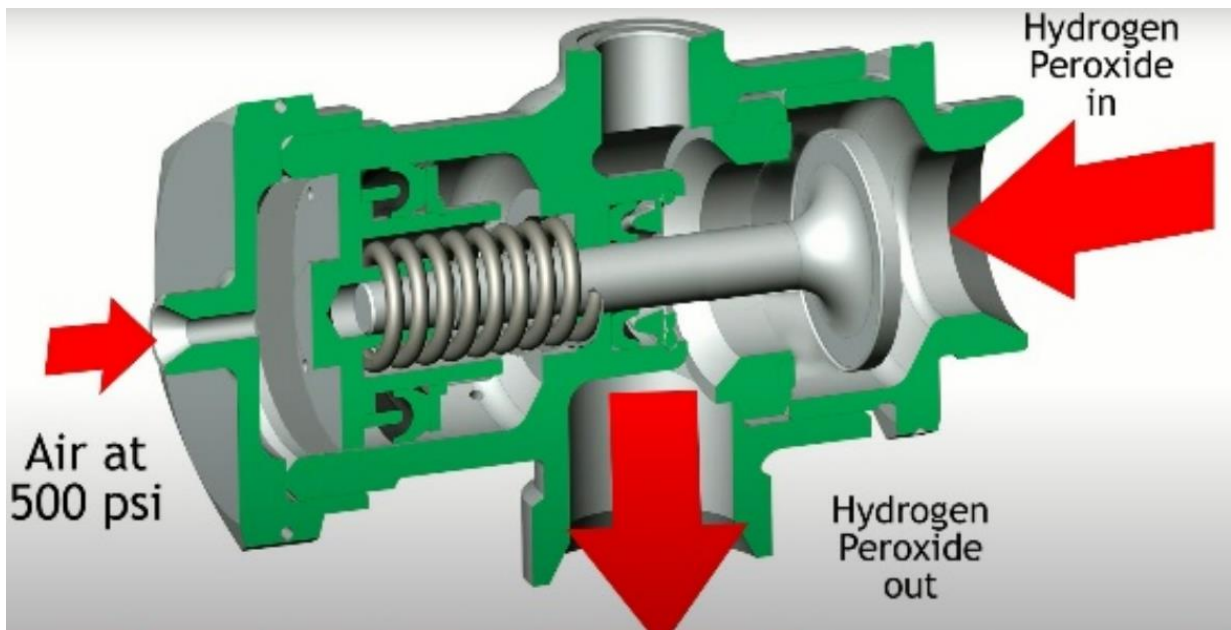
De 25 ton klep wordt pneumatisch bestuurd. De luchtdruk duwt de veer in, zo opent dit een klep waardoor de waterstofperoxide kan stromen naar de katalysator. Wanneer de 25 ton klep sluit zal er nog altijd 30 % waterstofperoxide vanuit de 8 ton klep door de 25 ton klep stromen richting de katalysator.

In het begin van de startprocedure valt de oxidizer en brandstof gewoonweg in de verbrandingskamer. De turbopomp draait nog niet en er wordt zo'n 2,5 tot 3 ton aan stuwkracht gegenereerd. Hierna opent een klep dat ervoor zorgt dat lucht in de natrium permanganaat tank vloeit. Hierna vloeit de natrium permanganaat verder naar een switch, waarin een diafragma zit waardoor de 25 en 8 ton kleppen elektrisch openen. Hierna vloeit de vloeibare katalysator naar de gas generator waar het reageert met de waterstofperoxide en stoom vormt. Hierna gebeurt alles automatisch, de 25 ton aan stuwkracht zorgt voor lift off van de 12 ton wegende raket.

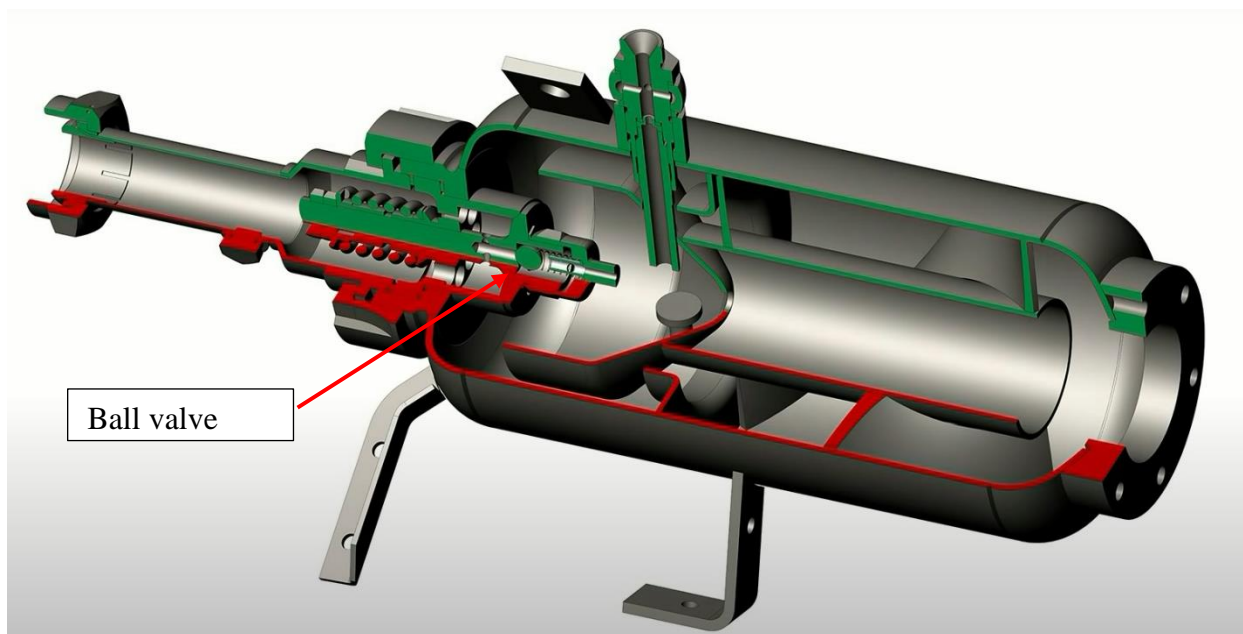


*Figuur 22 V2 gas generator*  
<https://v2rockethistory.com/gmedia/a4-v2-missile-steam-plant-detail-jpg/>





Figuur 23 De 25 ton valve [https://www.youtube.com/watch?v=EgiMu8A3pi0&ab\\_channel=AstronomyandNatureTV](https://www.youtube.com/watch?v=EgiMu8A3pi0&ab_channel=AstronomyandNatureTV)



Figuur 24 Gas generator [https://www.youtube.com/watch?v=EgiMu8A3pi0&ab\\_channel=AstronomyandNatureTV](https://www.youtube.com/watch?v=EgiMu8A3pi0&ab_channel=AstronomyandNatureTV)

De waterstofperoxide komt links door de opening, door de ball valve in de kamer terecht. De ball valve zorgt ervoor dat er geen terugstroming mogelijk is, hoe geweldig de reactie ook is. Vanuit de opening boven komt de vloeibare katalysator toe. Deze stroomt binnen en spat open op het plaatje, wat voor een maximaal contact met de waterstofperoxide zal zorgen. De baffles vertragen de vloeibare katalysator en zorgen er zo voor dat deze genoeg tijd heeft om te reageren met de H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>.

## 1.3 Reaction Control System

---

RCS wordt gebruikt voor het behouden of veranderen van een bepaalde attitude, dit gebeurt door krachten te laten werken in de gepaste richting en met een gepaste kracht.

Hierdoor kunnen ze een object een bepaalde attitude geven, deze wordt bepaald door de roll, pitch en yaw.

Deze krachten kunnen op verschillende manieren opgewekt worden, via onder andere thrusters en reaction wheels.

In de ruimtevaart komt de vernier thruster veel voor bij RCS, deze bestaan in allerlei dimensies.

Tegenwoordig komen er steeds andere oplossingen, denk aan reactiewielen, moment gyroscopen, .... De nieuwe soorten RCS komen vooral op, omdat een thrusters een groot gewicht, volume en kostprijs vraagt. Ook heeft een thruster een bepaalde hoeveelheid stuwstof nodig, is deze op dan is de thruster niet meer bruikbaar.

In de volgende punten kunt u voorbeelden zien van RCS met als drijvende kracht H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> en zijn reactie. Op sommige voorbeelden werd verder onderzoek uitgevoerd.

### 1.3.1 Gebruik RCS

Hieronder wordt het gebruik van RCS met H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> aangehaald in zowel de luchtvaart als de ruimtevaart.

#### 1.3.1.1 Luchtvaart

- X-15
- X-20
- NF-104A
- ...

#### 1.3.1.2 Ruimtevaart

- Gemini spacecraft
- Apollo Lunar Module
- Apollo Service Module
- Apollo Command Module
- Soyuz spacecraft
- Space Shuttle Orbiter
- ...

Hieronder vindt u enkele voorbeelden et meer uitleg over het gebruik

### 1.3.2 Lockheed NF-104A

De Lockheed NF-104A is een variant van de Lockheed F-104A starfighter, deze is aangepast zodat men er hoger en sneller mee kon vliegen. Door een bestaand model te gebruiken daalden de productiekosten voor de variant als ook de trainingskosten voor de piloten.

Het werd gebruikt om een piloot te trainen voor het gebruik van de X-15 en de latere X-20, deze manier van opleiden vormde een goede simulatie voor een niet te hoge prijs.

Denk maar aan het oefenen van een glijd manoeuvre naar de runway, waarbij er geen stuwkracht meer is. Dit noemde ze ook een low lift/high drag glide approach.



Figuur 25 Lockheed NF-104A, <https://www.afmc.af.mil>

Het 1<sup>ste</sup> RCS in de NF-104A werd afgeleid van de Bell X-1, later bleek dit niet correct te werken, waardoor men is overgestapt naar een andere manier.

Het 2<sup>de</sup> systeem was anders opgebouwd en had thrusters op de vleugeltippen en de neus.

Er waren 4 pitch, 4 roll & 4 yaw thrusters, deze werden allemaal aangedreven door waterstofperoxide. Via een aparte hendel in de cockpit kon de piloot het RCS bedienen.

De pitch & yaw thrusters hadden elk een stuwkracht van 500N (=113 lbf).

De roll thrusters hadden elk een stuwkracht van 190N (=43 lbf).

### 1.3.3 X-15

In de X-15 was er ook een RCS verwerkt om op grotere hoogte en snelheid het sturen nog haalbaar te maken.

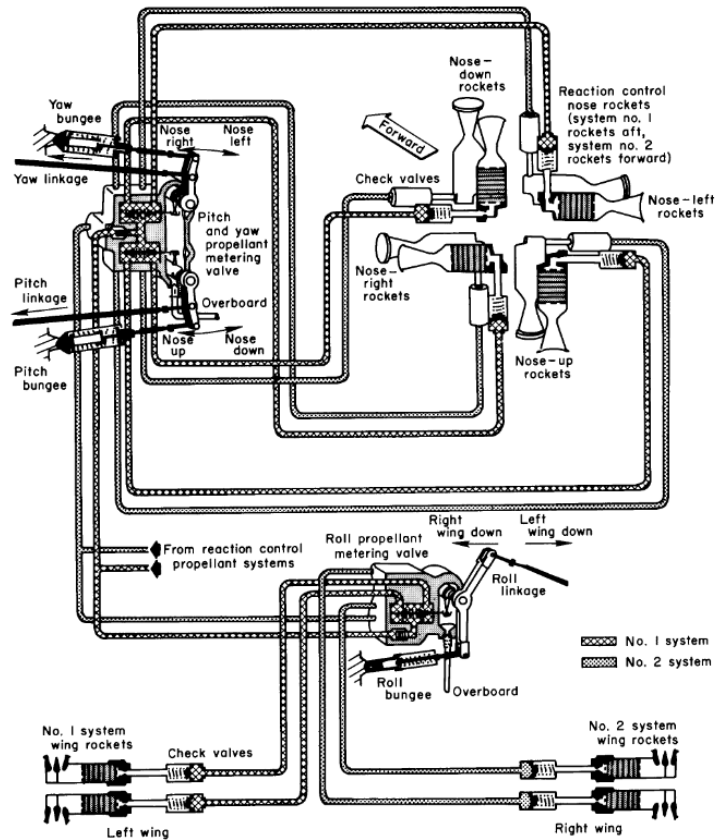
Het RCS werkt ook met H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> en de gekende Vernier thrusters. Hier rechts zien we een afbeelding met daarop het RCS afgebeeld. Hierop kunnen we 8 thrusters zien die verwerkt waren in de neus.

Onderaan zien we nog eens 4 stuks die op de vleugels van het toestel werden geplaatst.

Via deze 12 thrusters kon men rollen, pitchen en yawen.



Figuur 27 RCS, <https://space.stackexchange.com>



Figuur 26 RCS X-15, <https://space.stackexchange.com>

Hieronder nog enkele foto's van het RCS:

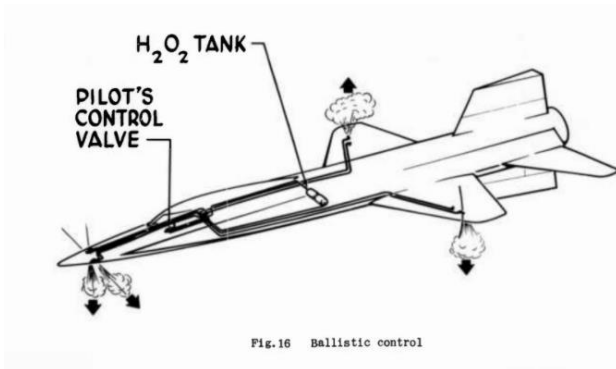


Fig. 16 Ballistic control

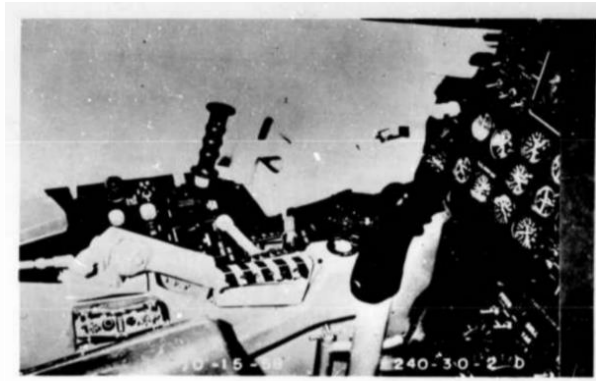
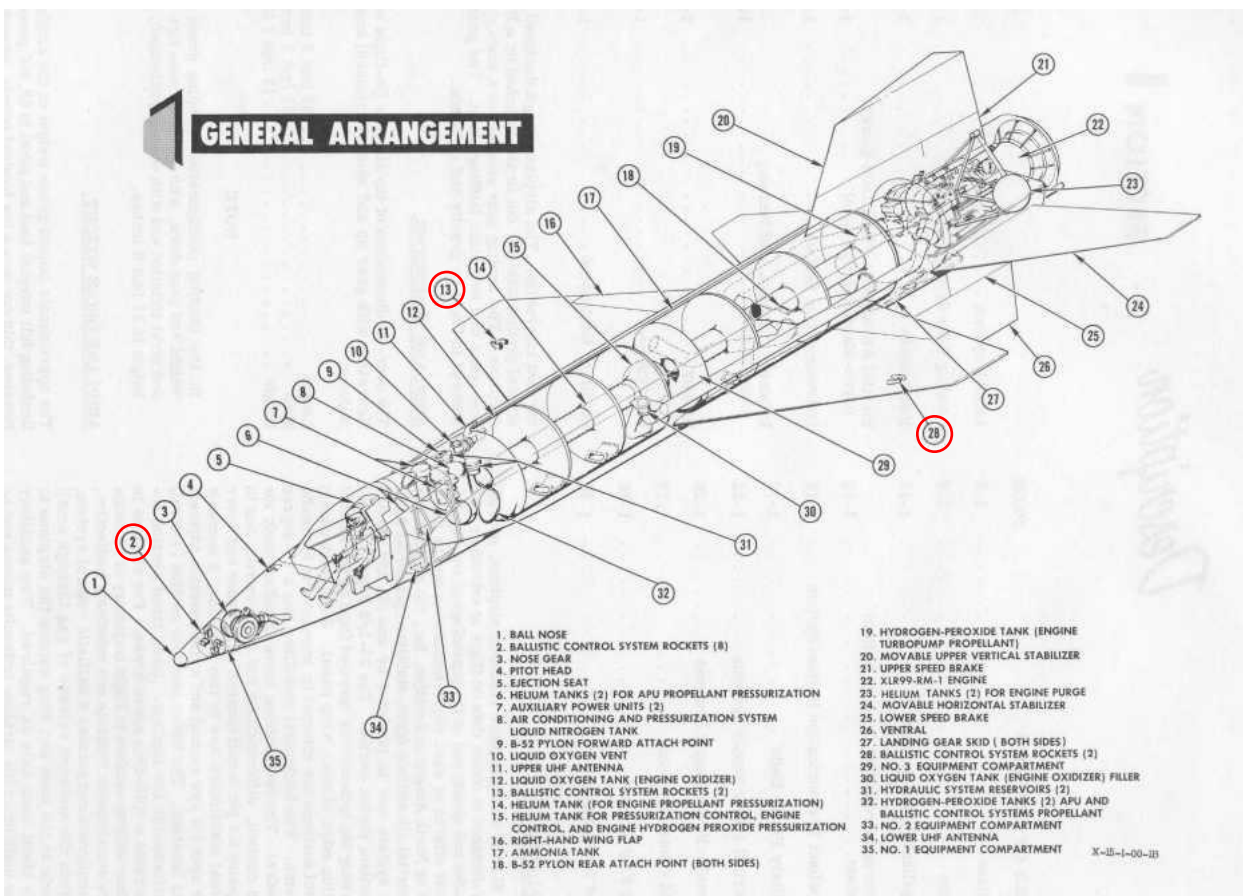


Fig. 17 Ballistic control handle (on left console)

Figuur 28 RCS X-15, <https://www.rocket.com>

Figuur 29 RCS X-15, <https://www.rocket.com>



Figuur 30 Algemeen overzicht X-15, <https://space.stackexchange.com>

Cijfers 2, 13 en 28 behoren tot het RCS, hier worden ze ook wel Ballistic Control System Rockets genoemd.



Het RCS had 2 modes:

- Manual  
De piloot bediend aan de hand van een joystick het RCS.
- Automatic  
RAS helpt met het stabiel houden van het toestel, dit werkt maar voor 3 minuten daarna schakelt dit zichzelf uit.

En er waren ook 2 varianten voor het besturen:

- 3 joysticks  
Bij deze variant werden 3 joysticks gebruikt voor het besturen van de X-15 in alle fases. De 1<sup>ste</sup> joystick (tussen de benen) werd gebruikt voor de conventionele sturing van de vlakken zoals de elevator en ailerons. De 2<sup>de</sup> joystick diende voor de RCS (linker joystick). De 3<sup>de</sup> joystick gebruikte de piloten voor bewegingen bij high-G manoeuvres (rechter joystick).
- 1 joystick  
In de latere variant werd dit allemaal verwerkt tot 1 joystick. Dit voor een makkelijkere handeling voor de piloten.

De stuwstof was HTP , hierdoor haalde ze een ISP van 140 seconden. Ook werd de HTP gebruikt voor het aandrijven van de turbopumps die op hun beurt de main engines en APU voorzien van fuel.

Enkele details over het RCS en de HTP:

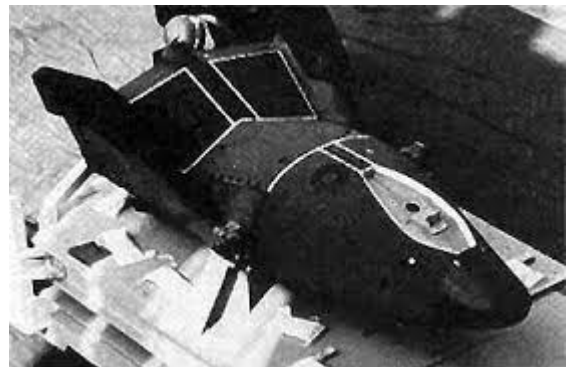
- Vanaf 140 000 feet (circa 42 km) tot 108 km hoogte werden de thrusters van RCS gebruikt.
- Door de corrosieve eigenschappen van H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> moest men opletten met verschillende materialen, hierdoor is de keuze gegaan naar stainless steel.  
Ook de opslagtanks lijden hieronder, men gebruikte teflon of fluorosilicone rubber.
- Hoe hoger de concentratie van de H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> hoe meer corrosie vorming er ontstaat, zeker bij HTP moet er extra aandacht aan besteed worden.

#### 1.3.4 ASSET

Is ook gekend als de Aerothermodynamic Elastic Structural Systems Environmental Tests.

Via ASSET wou men op een veilige manier een superalloy testen die later zou dienen als heat shield van de X-20 Dyna-Soar.

Hierdoor had ASSET dus dezelfde vorm als de neus van de X-20, anders zouden de resultaten kunnen verschillen. ASSET werd vooral getest op bestandheid tegen hoge temperaturen, tijdens een re-entry kan dit makkelijk oplopen tot 2 200 °C (of 4 400 °F) dit komt puur door de aerodynamische wrijving.



Figuur 31 ASSET,

<http://www.astronautix.com/a/asset.html>

In totaal zijn er 6 testen geweest, hiervan zijn er 5 mislukt.

Er zijn 4 van de mislukte testen geland in Atlantische oceaan zoals gepland, maar deze zijn allemaal gezonken. 2 ervan hadden een fout in het floating systeem, voor de andere 2 was er geen recovery gepland.

De 5<sup>de</sup> mislukking is gebeurd door een fout tijdens de launch.

Hieronder een tabel met de 6 lancering opgelijst:

Missie	Launch datum	Apogee	Max. snelheid	Resultaat	Gebeurtenis
ASSET 1	18/09/1963	62 km	4 906 m/s	Re-entry overleefd, floating equipment fout, geen recovery	Gezonken in oceaan
ASSET 2	24/3/1964	55 km	/	Fout bij lancering, zelfdestructie ingeschakeld	Vernield
ASSET 3	22/07/1964	71 km	5 500 m/s	Re-entry overleefd, alle doelen bereikt	Recovery 12 uren na lancering
ASSET 4	28/10/1964	50 km	4 000 m/s	Re-entry overleefd, alle doelen bereikt, geen recovery gepland	Gezonken in oceaan
ASSET 5	9/12/1964	53 km	4 000 m/s	Re-entry overleefd, alle doelen bereikt, geen recovery gepland	Gezonken in oceaan
ASSET 6	23/02/1965	70 km	6 000 m/s	Re-entry overleefd, floating equipment fout, geen recovery	Gezonken in oceaan

Tabel 3 Info omtrent ASSET, Niels Baele

Een test ging als volgt:

- De capsule werd in een sub-orbitaalvlucht gebracht.
- Na enige tijd viel de capsule terug naar de aarde.
- Door atmosferische wrijving ontstond de gewenste opwarming
- Hierna belande de capsule in de Atlantische oceaan.

De attitude van de ASSET werd bedient door H2O2.



Figuur 34 ASSET op LV, <https://upload.wikimedia.org>

## 2 Wat is een CubeSat

Een CubeSat is een kleine satelliet die aan bepaalde criteria moet voldoen, zoals een bepaalde vorm, grootte en massa. Door deze standaardisering is massaproductie van onderdelen mogelijk wat voor een lagere kostprijs zorgt.

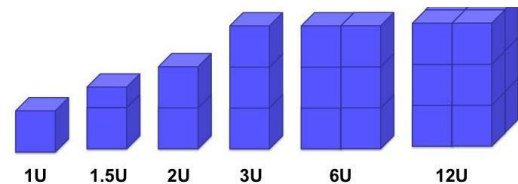
Het valt in de klasse van nanosatelliten.

Het doel van de CubeSat is om een betaalbare manier te creëren waarbij landen, universiteiten en hoge scholen aan een ruimteprogramma kunnen deelnemen.



Figuur 35 CubeSat  
<https://www.nasa.gov/content/jpl/news/cubesat/20110209.html>

CubeSats bestaan in verschillende groottes. Ze zijn allemaal gebaseerd op de standaard CubeSat Unit. 1U komt overeen met een kubus van 10x10x11cm. Er kunnen meerdere units aan elkaar bevestigd worden, zo krijgt men 1U, 2U, 3U of 6U configuraties. Het gewicht per 1U is maximaal 1,33 kg.



Figuur 36 CubeSat sizes  
<https://www.nasa.gov/content/what-are-smallsats-and-cubesats>

### 2.1 CubeSat geschiedenis

De CubeSat standaard is in de latere jaren 90 ontworpen door 2 professors, Jordi Puig-Suari van de Californië Polytechnic State University en Bob Twiggs van Stanford University.

Het eerste idee kwam vanuit een samenwerking tussen Stanford University en The Aerospace Corporation in 1998. The Aerospace Corporation wou een kleine satelliet (picosat) lanceren als onderdeel van het Defense Advanced Research Projects Agency (DAPRA) programma. Stanford studenten waren al sinds 1995 bezig met microsats en waren geïnteresseerd in het bouwen van een launcher voor picosatellieten. De studenten ontworpen een rechthoekig toestel dat de picosatelliet hield. De picosatelliet genaamd Orbiting Picosat Automated Launchers (OPAL) werd in 2000 succesvol gelanceerd en werkte naar wens.

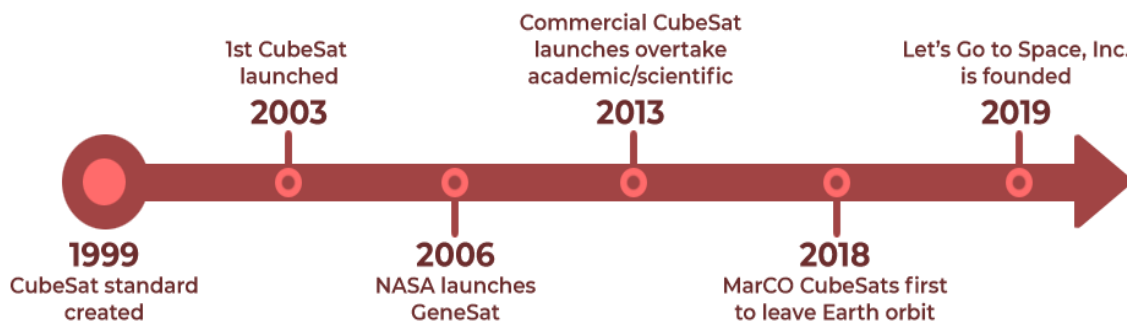
Hierna werd een nieuw project gestart in samenwerking met Jordi Puig-Suari. Ze kregen de kans een kleine satelliet zoals de picosat met een Russische raket mee te lanceren. De lancering werd uiteindelijk geannuleerd, maar hieruit groeide het idee voor een standaard. Dit werd uiteindelijk de CubeSat. De kubusvorm kwam vanuit de nood voor zonnepanelen, maar alsnog een manier hebben om de CubeSat in de launcher te plaatsen. Het was de bedoeling om meerdere CubeSats in 1 launcher te plaatsen. De CubeSat wordt op zijn plaats gehouden door de hoeken, die op hun plaats worden gehouden door de spanning door de gesloten deur. De meerdere CubeSats werden van elkaar gescheiden door kleine plastic kubusjes, genaamd separation feet. Origineel was het ontwerp imperialistisch, maar omdat de ruimtevaart met metrische waardes werkt, zijn ze hiernaar overgestapt. De grootte van de picosatelliet was 4 inches, wat grofweg overeen met 10 cm. Als een kubus van 1 000 cm<sup>3</sup> wordt gevuld met water, bedraagt de massa 1 kg. Zo werd de standaard vastgelegd.

Jordi Puig Suari werkte aan het dispenser design voor de CubeSat. De studenten kwamen met verschillende ideeën af, maar gingen uiteindelijk voor het design dat sterk op het OPAL design lijkt. De dispenser werd de Poly Picosat Orbiting Deployer (PPOD) genoemd. De hoofdfunctie voor de PPOD was in eerste instantie het beschermen van het launch vehicle en de primaire payload van een

mechanische mankement van de CubeSat. Dit was namelijk de grootste bezorgdheid van de ruimtevaartbedrijven. De PPOD is in feite een doos met sterke wanden.

De Russen waren destijds de enige die ook maar overwogen om de CubeSats te lanceren, grotendeels omdat ze het geld nodig hadden. De prijs bedroeg 30 000 dollar voor 1U CubeSat. De eerste groep CubeSats werd in juni 2003 gelanceerd vanuit Plesetsk. De Deense AAU en DTUSat, de Japanse XI-IV en CUTE-1, de Canadese X-1 en de Quakesat werden toen gelanceerd. De Quakesat was gemaakt om aardbevingen te vinden en de energie observeren die een aardbeving uitstraalt net voor ze plaatsvinden. De CubeSat was uitgerust met een laag frequente pop-out antenne. Dit was de eerste 3U CubeSat. CUTE-1 was een CubeSat gemaakt door de University of Tokyo en was voorzien van een camera. De CUTE-1 werd de langst levende CubeSat. Deze eerste groep was erg succesvol.

De Tweede lancering was in 2006. Op 26 juli vlogen 14 CubeSats mee met een Dnepr. Helaas faalde deze lancering en waren alle CubeSats verloren gegaan. Hierna werd er meer aandacht besteed om Amerikaans te gaan, en na een tweede Dnepr lancering, werd de focus gelegd om US launch vehicles.



Figuur 37 CubeSat timeline <https://letsgo2space.com/cubesats-101/>

## 2.2 CubeSat Systems

---

De verschillende systemen zijn verantwoordelijk voor een verscheidenheid aan taken die ervoor zorgen dat een CubeSat zijn taken kan uitvoeren.

Hieronder vindt u 6 systemen die minimum nodig zijn voor een goede werking.

### 2.2.1 Electrical power systems

De hoofdtaak van de EPS is het voorzien van elektrisch vermogen (stroom en spanning), dit moet natuurlijk constant en ook betrouwbaar zijn.

De hoofdcomponenten zijn zonnepanelen, batterijen en de regulators.

De zonnepanelen vormen de bron van de energie samen met de batterij die als buffer werkt voor de energie van de zonnepanelen op te slaan en ook energie af te geven als de verschillende systemen hierom vragen.

Regulators zorgen voor een gepaste spanning vb. 3,3 V, 5V, 12V, ....

Ook valt EPS onder de distributie van alle elektrische energie naar de andere systemen.

De dimensies van de zonnepanelen en batterijen hangen af van de gebruikers in de CubeSat, ook bepaald dit de levensduur.

EPS is één van de belangrijkste onderdelen, valt de EPS uit of maakt hij fouten dan gaan de andere systemen hier zwaar door beïnvloed worden.

De standaard is gelijkspanning (DC).

### 2.2.2 Attitude determination and control systems

ADCS is verantwoordelijk voor het behouden van een bepaalde attitude in de ruimte, dit is ook gekend als attitude stabilisatie.

Moet de attitude veranderd worden, dan zal de ADCS data opvragen aan de sensors (gyro's en versnellingsmeters). Hierna vergelijkt hij dit met de gewenste attitude, het verschil wordt gecompenseerd door een bepaald systeem (thrusters, reaction wheels, magnetorquers, ...).

Let op dit verschil gaat wel eerst door een bepaald algoritme (PID, LQR en FLC).

### 2.2.3 Communications systems

Communicatie tussen de aarde en CubeSat is één van de belangrijke functies.

Er wordt bv. Data over de toestand van de CubeSat verstuurd, maar ook telemetrie data over de orbits en ook verschillende commando's die vanaf de aarde worden gezonden zodat de CubeSat weet wat hij moet uitvoeren.

Het communicatie systeem zend periodisch een CW baken uit, hierin zit telemetrie data in het Morse Code formaat.

De communicatie kan op verschillende frequenties gebeuren. Deze worden bepaald door volgende factoren:

- Data rate requirements
- FCC restricties of bij ons gekend als het BIPT
- De kosten van de grondstations
- ...

Het systeem bestaat uit een transceiver, deze omvat een RX en TX, antenne en een TNC.

#### 2.2.4 Telemetry, tracking and command systems

TT&C systems maken de belangrijkste link tussen het ruimtetoestel en het grondstation. Het systeem verwerkt alle data en maakt hiervan een continue data, zodat men dit als 1 datapakket kan uitzenden. De data bevat:

- Toestand/health van het toestel
- Orbital location
- Operatoional configuration data

Als het grond station de orbital data heeft ontvangen kunnen ze de nieuwe orbit berekenen en dan sturen via een uplink signaal naar de CubeSat.

Hierdoor zal de CubeSat zich op de nieuwe orbit kunnen plaatsen en zo ook zijn antenne kunnen her-richten.

#### 2.2.5 Structural and mechanisms systems

De structuur en mechanismes vormen de ruggengraat van de CubeSat.

Het moet zodanig ontworpen zijn dat het licht van gewicht is, maar natuurlijk ook de krachten en vibraties kan weerstaan tijdens de launch en het leven in de ruimte.

De mechanismes omvatten het deployen van de solar panels, de antenne , ...

Volgende eigenschappen moet men in rekening brengen bij het kiezen van een materiaal:

- Stijfheid
- Sterkte
- Thermische expansie
- Thermische geleidbaarheid
- Corrosie bestandheid
- Vlot produceerbaar

De meest gebruikte materialen zijn aluminium legeringen, hitte bestendig staal, titanium en composieten.

#### 2.2.6 Thermal Control Systems

TCS bewaakt de temperatuur in de CubeSat.

Dit door gebruik te maken van passieve en actieve elementen zoals verwarmingselementen, koelers temperatuur sensors, thermostaten, control electronics ,coatings, multi-layer blankets en radiatoren.

De temperatuurverschillen op een ruimtetoestel kunnen enorm zijn.

De kant van de zon kan makkelijk heel hoge temperaturen bereiken en de kant in de schaduw gaan rap onder de 0 °C.

Bronnen van warmte zijn direct zonlicht, zonlicht gereflecteerd van de Aarde (=Albedo) en infrarood licht uitgestraald door de Aarde.

## 2.3 Deployment

---

### 2.3.1 Dispenser

De dispenser is de interface tussen de CubeSat en de launch vehicle. De dispenser bevestigt zich aan de launch vehicle, beschermt de CubeSat tijdens de launch en lost het op het gepaste tijdstip in de ruimte. Er zijn verschillende soorten dispensers, maar ze volgen allemaal dezelfde standaarden zodat ze voor alle CubeSats passen. Ze werken allemaal volgens hetzelfde principe, namelijk een veilige container met een deur dat opengaat wanneer het commando krijgt de CubeSat te lanceren in de ruimte.



*Figuur 38 Orbital Deployer researchgate.net*



### 3 Verwachtingen

Het oorspronkelijk doel was om de CubeSat op 2 testbanken te plaatsen. Op één testbank zetten we de CubeSat in een gimball en tonen we de werking van de reactiewielen aan. De tweede testbank is voorzien van een load cell en kijken we hoeveel stuwkracht de CubeSat produceert. We zijn misschien iets te optimistisch geweest in onze verwachtingen van de crowdfunding. Op het moment van typen hebben we 400 van de € 1000 ingezameld. We moeten dus beslissen wat we met dit kleiner budget willen bereiken en moeten dus keuzes maken. Met dit geld hebben we materiaal gekocht om de structuur en katalysator te bouwen. Het belangrijkste doel van ons eindwerk is nog steeds het nut van waterstofperoxide blootleggen. Het kleppensysteem stellen we momenteel nog uit, omdat dit het kostelijkst is.

Normaal ziet de ontwikkelen van een space grade CubeSat er als volgt uit:

1. Concept Development (1-6 months)
2. Securing Funding (1-12 months)
3. Merit and Feasibility Reviews (1-2 months)
4. CubeSat Design (1-6 months)
5. Development and Submittal of Proposal in Response to CSLI Call (3-4 months)
6. Selection and Manifesting (1-36 months)
7. Mission Coordination (9-18 months)
8. Licensing (4-6 months)
9. Flight-Specific Documentation Development and Submittal (10-12 months)
10. Ground Station Design, Development, and Testing (2-12 months)
11. CubeSat Hardware Fabrication and Testing (2-12 months)
12. Mission Readiness Reviews (half-day)
13. CubeSat to Dispenser Integration and Testing (1 day)
14. Dispenser to Launch Vehicle Integration (1 day)
15. Launch (1 day)

## 4 Organisatie

Voor deze bachelorproef was één van de zaken waar we naar wilden streven, het toepassen van de methodiek die gebruikt wordt in de lucht-en-ruimtevaartindustrie.

Daaronder valt onder meer de gehele Lean, Kaizen filosofie. Door hier op in te zetten worden de meeste processen gestroomlijnd en weet iedereen wat zijn/haar taak is binnen het project.

### 4.1 Lean en Kaizen, het belang in de lucht-en-ruimtevaartindustrie

---

Kaizen is een term die afkomstig is vanuit het Japanse kwaliteitsmanagement.

Ooit geïnteresseerd door de beginselen van Deming omtrent het beheren en beheersen van kwaliteit binnen een bedrijf, is Japan snel uitgegroeid tot de wereldleider op het vlak van bedrijfs-en kwaliteitsmanagement.

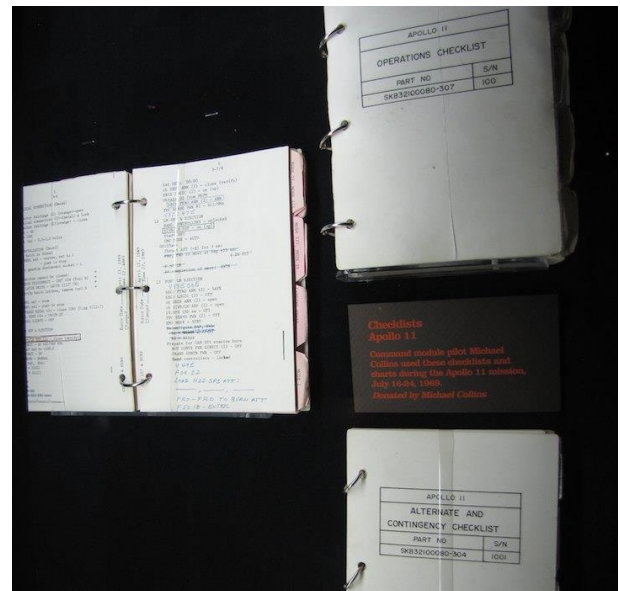
Kaizen bestaat uit twee termen, KAI = verandering , ZEN = Goed

Bij het samenvoegen van beide termen bekomt men een woord met als betekenis “continu verbeteren”. Het is op basis van de Kaizen filosofie dat het gehele Lean management werd gebouwd. Enkele belangrijke zaken die deel uitmaken van Kaizen, die cruciaal zijn voor de goede werking van een lucht en/of ruimtevaartbedrijf:

- **Georganiseerde werkplaats: 5S-methode**
  - Seiri / Scheiden:** Onderscheid maken tussen het noodzakelijke en het overbodige (muda)
  - Seiton / Schikken:** (her)organiseren van de werkomgeving
  - Seiso / Schoonmaken:** De werkplaats en andere tools op orde houden
  - Seiketsu / Standaardiseren:** terugval tegen gaan door standaarden op te stellen en bij te werken.
  - Shitsuke / Standhouden:** Door middel van discipline blijven werken aan het opvolgen van de situatie en standaarden.
- **Teamwork:** goede samenwerking en communicatie zijn cruciaal om binnen een bedrijf of project met anderen samen te werken.
- **Continu verbeteren:** Daar waar mogelijk, hoe klein dan ook, indien er verbeteringen mogelijk zijn, dan is dit ook aangeraden op te volgen. (bv. Werkplaatsindeling veranderen voor betere productflow)
- **Procescontrole:** PDCA, SDCA , TBP & kwaliteitscontrole toepassen om de bestaande processen te documenteren, bij te werken en fouten zoeken waar nodig.

Dit zijn allemaal zaken die we terugvinden in de industrie, denk maar aan alle procedures die uitgeschreven staan in de manuals, de checklists die voorzien worden, de netjes georganiseerde toolboxes en werkplaatsen met markeringen op de grond en de visuele planning of grafieken die de uit te voeren taken en voortgang binnen een project visualiseren voor iedereen in het bedrijf.

*Figuur 39 NASA's checklists voor het Apollo programma, <https://management.curiouscatblog.net/2012/09/11/5s-at-nasa/>*



## 4.2 Organisatie

Wat de organisatie betreft, bedoelen we alles gaande van de Common Data Environment CDE, taakverdeling en planning voor het project.

### 4.2.1 Common Data Environment

De CDE die wij hebben gebruikt voor het project is Google Drive, via de CDE is het mogelijk voor ieder lid van het project om bestanden te openen, bewerken en op-te-laden op eender welke plaats en computer waar er toegang is tot het internet.

Deze CDE werd verder ook gedeeld met de begeleidende docent(en) om zo de opvolging te vergemakkelijken.

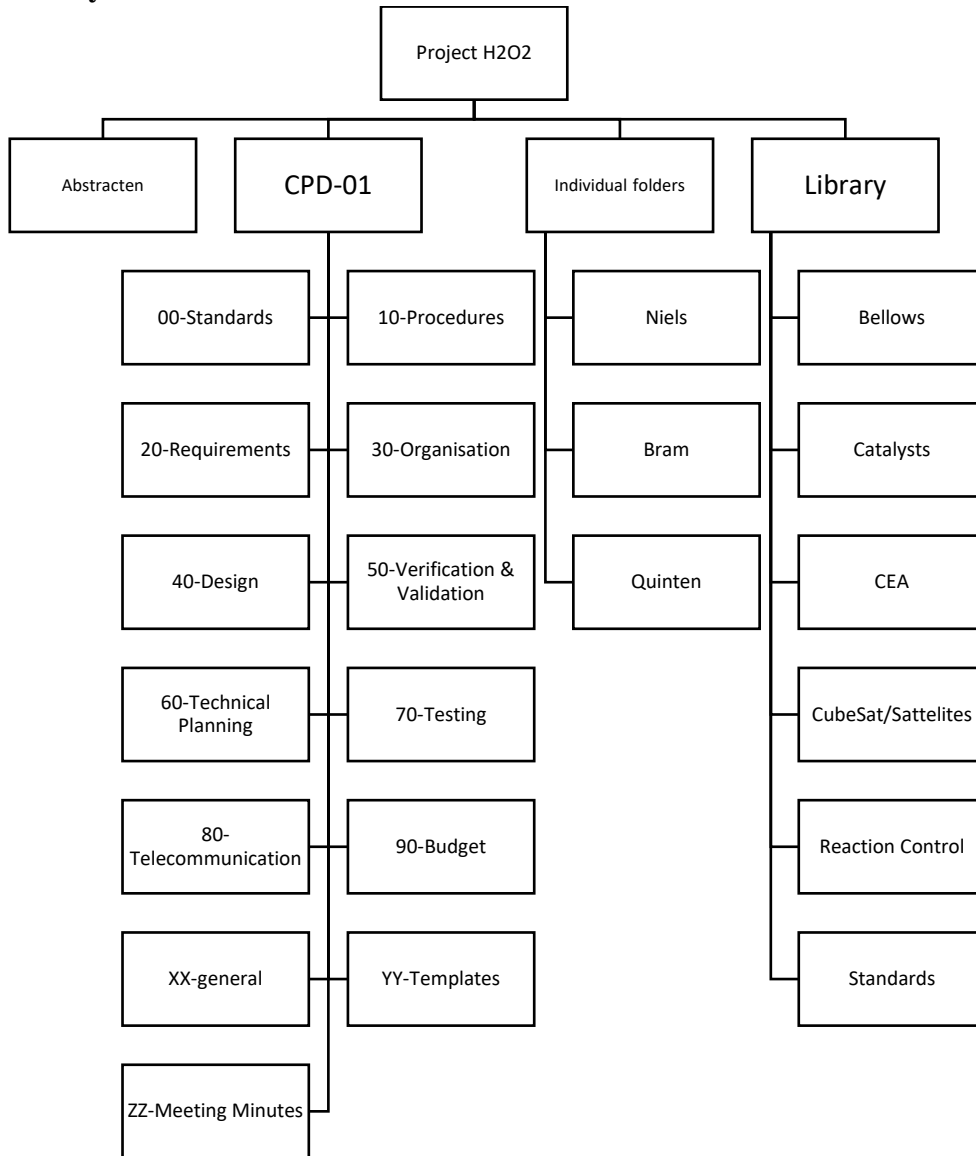
Om de industrie te volgen in het gehele Lean gebeuren, was één van de zaken die we wouden vermijden het verzenden van honderden mails om bestanden uit te wisselen, laat staan ervoor te zorgen dat je met de laatste versie te maken hebt. Vandaar het gebruik van de Google drive, hier is alles meteen beschikbaar en kan er zelf real-time samengewerkt worden.

Daarnaast is er ook een regel gemaakt omtrent het aantal bestanden, zoveel mogelijk moet er gestreefd worden naar een CDE waar ieder bestand slechts één keer voorkomt.

Beeld je in dat je drie versies van een document ziet staan, welk document kies je en is deze wel juist? Om dit tegen te gaan zal ieder document in onze drive slechts 1x voorkomen. Wanneer het om oudere versies gaat, dan kan dit teruggevonden worden in de revisie sectie van dat document, daar worden de aanpassingen die gebeurd zijn vermeld.

Om een beter zicht te krijgen op de structuur van onze drive, kan de lay-out op de volgende pagina teruggevonden worden.

### 4.2.1.1 CDE layout

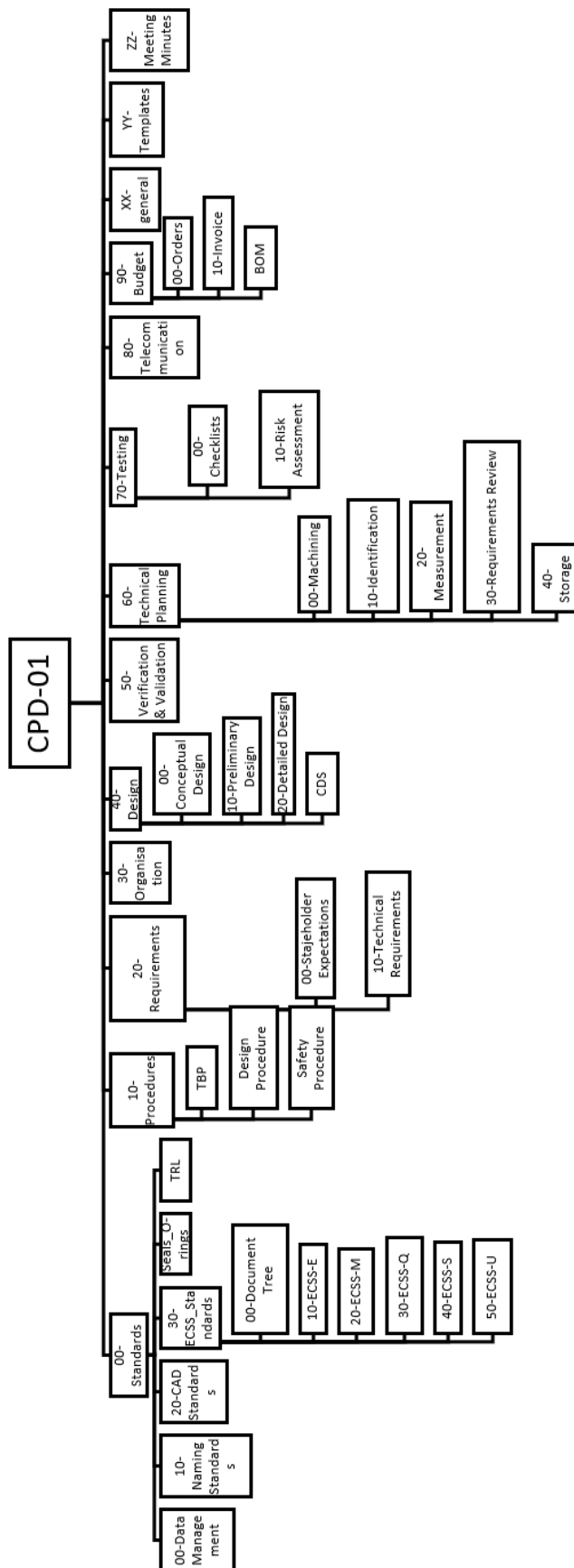


Figuur 40 CDE layout, Bram Samyn

Hierboven is de algemene lay-out te zien van de drive, echter de belangrijkste zaken specifiek voor het project CPD-01 vinden we natuurlijk terug in de folder CPD-01 op de drive.

Zodra deze geopend wordt, verschijnen er een aantal mappen met een voorgaand nummer. Het voordeel van dit systeem, waar er nummers gebruikt worden, is het feit dat bestanden sneller gevonden kunnen worden. Zo kwam het enkele malen voor dat iemand een bestand zocht, echter door alle mappen zoeken zou heel wat tijd in beslag nemen. Maar door de nummering was het mogelijk om te verwijzen naar: 00-30-10-“ECSS-E-ST-10C” zo weet de persoon meteen welke nummers hij/zij moet aanklikken om bij het desbetreffende bestand uit te komen. Het gegeven voorbeeld leidt naar Europese ruimtevaartstandaard voor systems engineering.

De lay-out van de projectmap “CPD-01” kan teruggevonden worden op de volgende pagina.

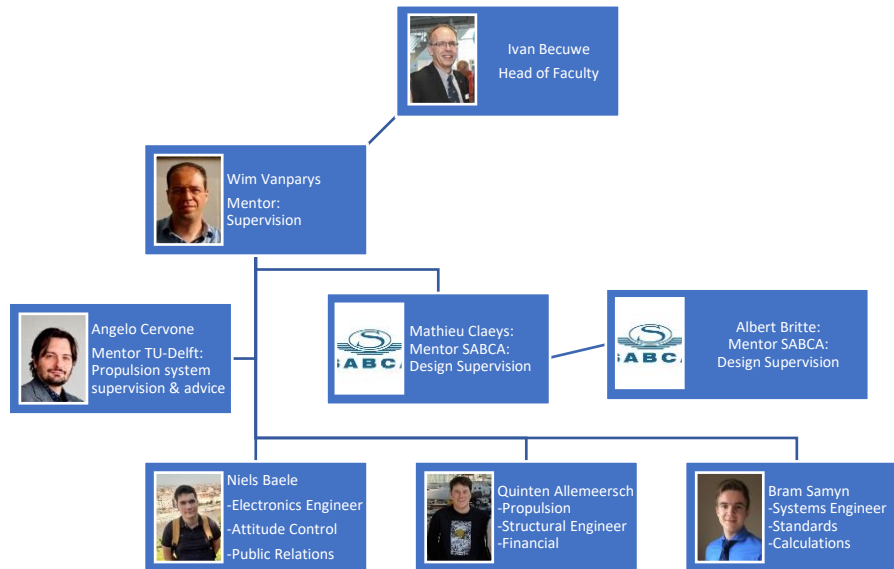


Figuur 41 CPD-01 layout, Bram Samyn

## 4.3 Taakverdeling

Goede afspraken maken goede vrienden, het gezegde bestaat er om meer dan enkel literaire redenen. Door aan de start van het project goede afspraken te maken, is er later minder tot geen kans op discussies omtrent wie zijn taak het was om 'x' in orde te brengen. Vandaar werd er aan iedereen in het begin een takenpakket toegekend, dit in overeenstemming met alle projectleden.

Hieronder het organigram met daarop de taakverdeling en verantwoordelijkheden van ieder lid:



Figuur 42 Taakverdeling, Bram Samyn

## 5 Standaarden en normering

Zoals eerder vermeld werd, is één van de doelen het toepassen van zoveel mogelijk van de methodiek die gebruikt wordt in de effectieve aerospace industrie.

We hebben ons voor de meeste standaarden en normen gebaseerd op reeds bestaande, echter voor andere zaken zoals de “naming standards” werden deze zelf opgesteld.

Hieronder zullen de gebruikte standaarden besproken worden, dit zal gebeuren in twee secties, namelijk één voor de bestaande standaarden “Space Standards” en één sectie voor de zelf opgestelde standaarden “ Custom Standards”.

### 5.1 Space Standards

#### 5.1.1 CubeSat Design Specification Revision 14

De CubeSat was één van de leidraden doorheen deze bachelorproef, het is een document opgesteld door Cal Poly (California Polytechnic State University) die allerlei zaken meegeeft waaraan een CubeSat moet voldoen om gelanceerd te mogen worden en later geopereerd te worden in de ruimte.

Het is trouwens in Cal Poly dat het idee van een satelliet met vaste afmetingen tot stand is gekomen. Daar is uiteindelijk de CubeSat zoals we die tot op heden kennen, uit voort gegroeid.

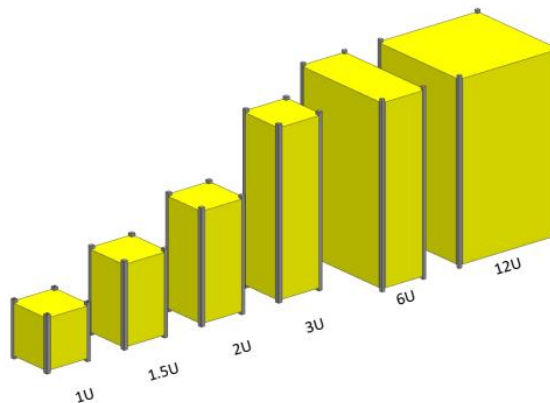
Dit alles om satellieten te maken die een kortere ontwikkelingstijd, lagere kostprijs en daaruit voortvloeiend betere toegankelijkheid tot de ruimte bieden.

Voor meer informatie hieromtrent: Zie hoofdstuk 2

Alhoewel het niet de bedoeling is om hier de volledige standaard in het Nederlands uit te typen, zullen we de specificaties/normen die wij hebben gevolgd bespreken.

In de CDS gaat het om een specificatie, dit zijn specifieke vereisten waaraan voldaan moet worden om geaccepteerd te worden in de industrie. Een standaard is eerder een proces die gevolgd moet worden, echter beide behoren tot de verplichtingen, het zijn zaken waaraan men voldoet. Als er specificaties zijn voor het ontwerp van een product, dan moet het daar uiteindelijk ook aan voldoen, net zoals een standaard verplicht uit te voeren zaken beschrijft voor een proces.

De opbouw van de hoofdstukken vanuit de CDS Rev 14 zullen gevolgd worden, met wat extra toelichting in het Nederlands.



Figuur 43 CubeSats vormfactoren



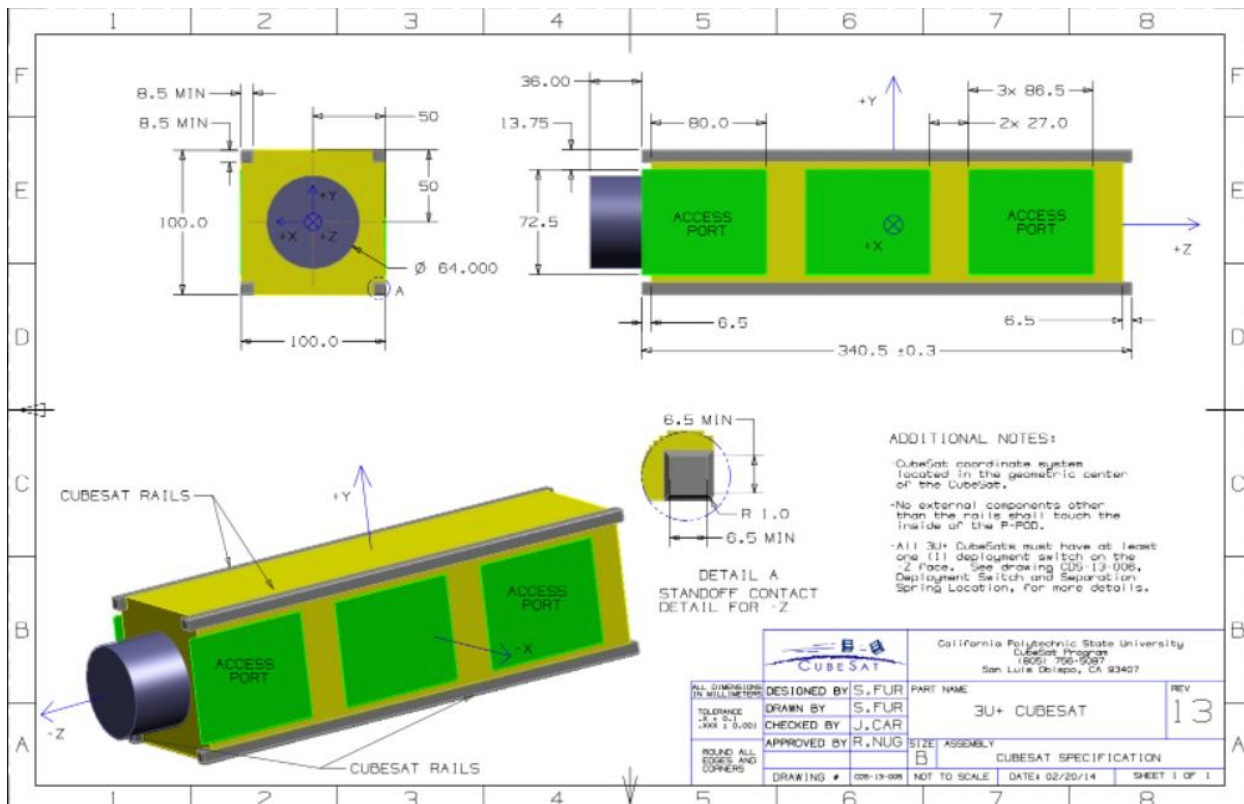
## Algemene Specificaties:

- Alle onderdelen moeten bevestigd blijven aan de CubeSat gedurende de lancering, loskoppelen van de dispenser, en tijdens operatie in de ruimte.
- Pyrotechnische systemen moeten voldoen aan AFSPCMAN 91-710, Volume 3.
- Indien de CubeSat propulsiesystemen bevat, dan moeten ook deze voldoen aan de voorwaarden, vermeld in AFSPCMAN 91-710, Volume 3.
- Ieder voortstuwingsysteem zal op z'n minst 3 systemen hebben om de activatie ervan tegen te gaan. (Bv. Meerdere kleppen, om succesvolle activatie te hebben dan moeten alle drie de kleppen geopend zijn.) Dit voornamelijk om te voorkomen dat het propulsiesysteem ongewenst begint te vuren, zoals in de dispenser.
- ...

De andere algemene specificaties buigen zich over de te gebruiken materialen, de ontgassing van materialen, ventilatie en beperkingen omtrent de sterkte van het magnetisch veld van permanente magneten.

## CubeSat Mechanische Specificaties:

Voor de mechanische specificaties wordt er enkele malen verwezen naar bijlage "B", in het document van de CDS zijn dit de technische tekeningen die alle belangrijke afmetingen bevatten. Omdat wij voor ons project specifiek hebben gekozen voor een 3U+, zal deze technische tekening in dit hoofdstuk verwerkt worden, indien de andere gewenst zijn verwijzen we graag door naar de bijlagen horende bij hoofdstuk 5.



Figuur 44 3U+ CubeSat technische tekening, CDS Rev 13

De technische tekening in figuur ... is afkomstig uit de CDS Rev 13

- De CubeSat zal steeds een coördinaten systeem hebben die samenvalt met het geometrisch middelpunt van het model. Dit georiënteerd zoals aangegeven op de technische tekeningen.
- De afmetingen dienen te voldoen aan de desbetreffende configuratie en de bijbehorende technische tekeningen.
- De stand-offs dienen lang genoeg te zijn (0,5-7,0 ±0,1 mm) in de Z-richting, om ervoor te dat er geen interferentie is tussen de CubeSat en de dispenser.
- Op de tekening is er ook een extra volume te zien, de zogenaamde “Tuna Can”. Dit volume is mogelijk dankzij de holte binnenin de veer van de dispenser.  
In onze CubeSat wordt dit gebruikt voor de katalysator en de nozzle.
- Het achterste Z vlak zal als eerste in de dispenser geschoven worden.
- Geen enkele component zal meer dan 6,5 mm uitsteken, ten opzichte van de gele vlakken die aangeduid worden op de tekening.
- De rails zullen een minimale breedte hebben van 8,5 mm.
- De oppervlakteruwheid zou lager moeten zijn dan 1,6 µm.
- De hoeken van de rails dienen een afronding te hebben van minstens 1 mm.
- De uiteinden van de rails moeten een minimale oppervlakte hebben van 6,5 x 6,5 mm.
- Alle uitklapbare systemen moeten in beweging beperkt worden door de CubeSat zelf, de dispenser mag dus op zich niets in beweging beperken.  
bv. Een uitklapbare antenne mag pas deployen wanneer het verhinderend systeem van de CubeSat dit toelaat, niet van zodra deze de dispenser verlaat.
- Minstens 75% van de rails moeten in contact staan met de rails van de dispenser.
- De maximale massa van de CubeSat zal voldoen aan onderstaande tabel:  
\*Noot: Aanpassingen sinds Rev. 13. Zo was de maximale massa voor een 3U in Rev. 13 gelijk aan 3,99 ~4 kg, nu in revisie 14 bedraagt dit 6 kg.

CubeSat Vormfactor:	Maximaal toegestane massa:
1U	2,00
1,5U	3,00
2U	4,00
3U	6,00
6U	12,00
12U	24,00

Tabel 4 CubeSat vormfactors

- Het zwaartepunt dient binnen volgend bereik te liggen van het geometrisch zwaartepunt:

Vormfactor	X-as [mm]	Y-as [mm]	Z-as [mm]
1U	+20 /-20	+20/-20	+20/-20
1,5U	+20/-20	+20/-20	+30/-30
2U	+20/-20	+20/-20	+45/-45
3U	+20/-20	+20/-20	+70/-70
6U	+45/-45	+20/-20	+70/-70
12U	+45/-45	+45/-45	+70/-70

Tabel 5 Zwaartepunt CubeSats

- De CubeSat dient vervaardigd te zijn uit de volgende aluminium legeringen:
  - Al 7075 → Hoofdlegeringselement: Zink [Zn]
  - Al 6061 → Hoofdlegeringselement: Magnesium [Mg] & Silicium [Si]
  - Al 6082 → Hoofdlegeringselement: Magnesium [Mg] & Silicium [Si]
  - Al 5005 → Hoofdlegeringselement: Magnesium [Mg]
  - Al 5052 → Hoofdlegeringselement: Magnesium [Mg]
- De oppervlakken van de rails die in contact staan met de dispenser moeten hard geanodiseerd worden om zo koud lassen tgv van trillingen tegen te gaan.
- Voor ons is er geen loskoppelingssysteem nodig tussen de CubeSats daar er geen andere CubeSats in de dispenser aanwezig zouden zijn. Anderzijds, zie CDS Rev. 14 sectie 2.2.14

### **Elektrische Specificaties:**

- Om te voorkomen dat de CubeSat ongewenst elektrische toepassingen voorziet van stroom en hierdoor doet werken, is het verplicht dat de CubeSat niet voorzien wordt van elektrisch vermogen, vanaf de plaatsing in de LV, tot het bereiken van de finale orbit van die raket of stage.
- Batterij beschermingssystemen zoals een BMS zijn echter wel toegestaan te werken gedurende de hele missie.
- De CubeSat dient ten minste één deployment switch te hebben die ingedrukt is zolang de CubeSat in de dispenser vertoeft.
  - In geactueerde toestand dient deze de bronnen zoals batterijen en zonnepanelen los te koppelen van de verbruikers.
  - In ingedrukte toestand moet de deployment switch iets lager zitten dan het achterste Z-vlak, dit om te verzekeren dat de deployment switch niet zorgt voor een te klein contact oppervlak.
  - Van zodra de schakelaar van open naar gesloten toestand gaat en omgekeerd, dan dient de pre-launch instelling actief te worden, zijnde reset van alle transmissie en ingebouwde timers.
- De RBF pin en andere connectoren moeten zich bevinden binnen de voorziene toegangsluiken.
- De RBF pin, moet alle stroom in de CubeSat uitschakelen van zodra deze in de satelliet wordt gestopt.
  - Voorkomt activatie van systemen tijdens transport en handling.
  - De RBF pin zal verwijderd worden via één van de toegangsluiken aanwezig op de dispenser.
  - Voorts mag de RBF pin niet meer dan 6,5 mm uitsteken t.o.v. de vlakken gevormd door de rails van de CubeSat.
- Het is verplicht om een BMS te hebben in de satelliet, om er zo voor te zorgen dat de batterijen steeds gebalanceerd laden/ontladen.
- De CubeSat moet drie onafhankelijke inhibitoren hebben om tegen te gaan dat er een ongewenst RF signaal verzonden wordt.
  - met inhibitoren bedoelt men een fysiek toestel/systeem tussen de bron en een mogelijk gevaar of ongewenste actie.
- Drie inhibitoren/voorkomingssystemen om te voorkomen dat antennes of zonne-arrays ongewenst uitklappen.

## Operationele Specificaties:

- De operator moet de documenten omtrent de licenties voor het gebruik van de missie specifieke radio frequenties kunnen voorleggen.
- De CubeSat zal voldoen aan de radiowetgeving van het land van oorsprong.
- CubeSat Design en onderdelen zullen voldoen aan de NPR 8 715.6 om zo ruimte-afval te minimaliseren.
  - Ieder component zal de atmosfeer binnentreden met minder dan 15 Joules aan energie.
  - De ontwikkelaar moet in staat zijn om “orbital debris mitigation” data voor te leggen wanneer dit gevraagd wordt.
- Alle geactueerde systemen zoals uitklapbare antennes en zonnepanelen moeten minstens 30 minuten wachten tot het uitklappen na het activeren van de deployment switches na ejectie uit de dispenser.
- Er mag geen RF-Signaal verstuurd of ontvangen worden gedurende de eerste 45 minuten na de injectie in de correcte baan om de aarde.

## Vereisten voor het testen:

De meeste projecten/missies hebben project of missie specifieke testen, dit is ook zo bij ons eindwerk, zo hebben wij eerst en vooral niet alle infrastructuur en apparatuur om verschillende van de testen en metingen te doen die in de effectieve industrie gebeuren.

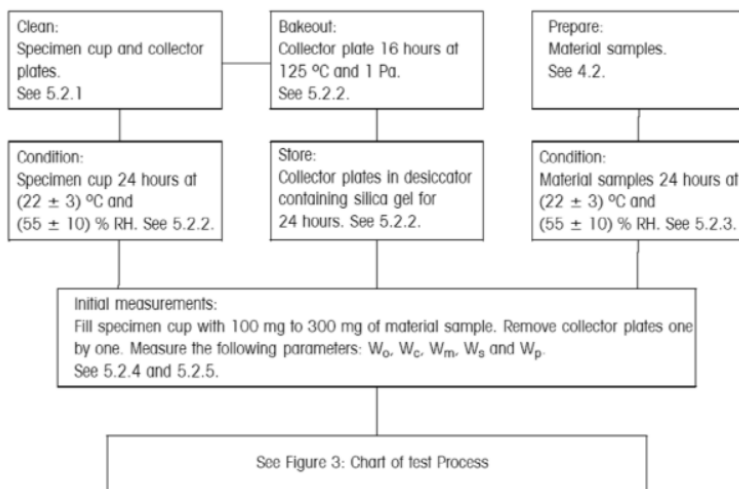
Toch zullen er hier enkele van die testvoorschriften besproken worden:

### Willekeurige trillingen:

De trillingstesten moeten uitgevoerd worden bij zodanige niveaus zodat ze gelijk zijn aan de trillingen die verwacht worden bij de lancering. De amplitude en frequentie van deze trillingen wordt normaalgezien aangeleverd door de launch provider.

### Thermisch uitbakken in een Vacuüm:

Thermisch uitbakken onder een vacuüm is vereist om te garanderen dat de componenten zo ver mogelijk ontgast zijn, en geen excessieve dampen zullen vormen tijdens hun missie in het vacuüm van de ruimte. Voor Europa valt dit onder de ECSS-Q-ST-70-02C zijnde de Thermal vacuum outgassing test fort he screening of space materials”



Figuur 45 Flowchart voor het uitvoeren van de outgassing kwalificatie, ECSS-Q-ST-70-02C

## Testen op schokken:

De satelliet moet ook getest worden op schokken, denk maar aan de schok tijdens het uitwerpen van de CubeSat, of schokken ten gevolge van het starten of stoppen van de raketmotoren. Ook deze testen moeten uitgevoerd worden zoals aangegeven door de launch provider.

## Visuele inspectie:

De CubeSat dient voor het toeleveren, installeren en andere kritische stappen (waar mogelijk) visueel geïnspecteerd te worden. Dit om na te gaan of er geen componenten ontbreken, visueel defect zijn en goed passen binnen de dispenser.

Tot zover de bespreking van de CubeSat Design Specification, later tijdens de bespreking van de verschillende ontwerpfasen zal er meer gesproken worden over de standaarden die verwerkt werden in ons ontwerp, en aan welke specificaties onze CubeSat voldoet.

## 5.1.2 European Cooperation for Space Standardization

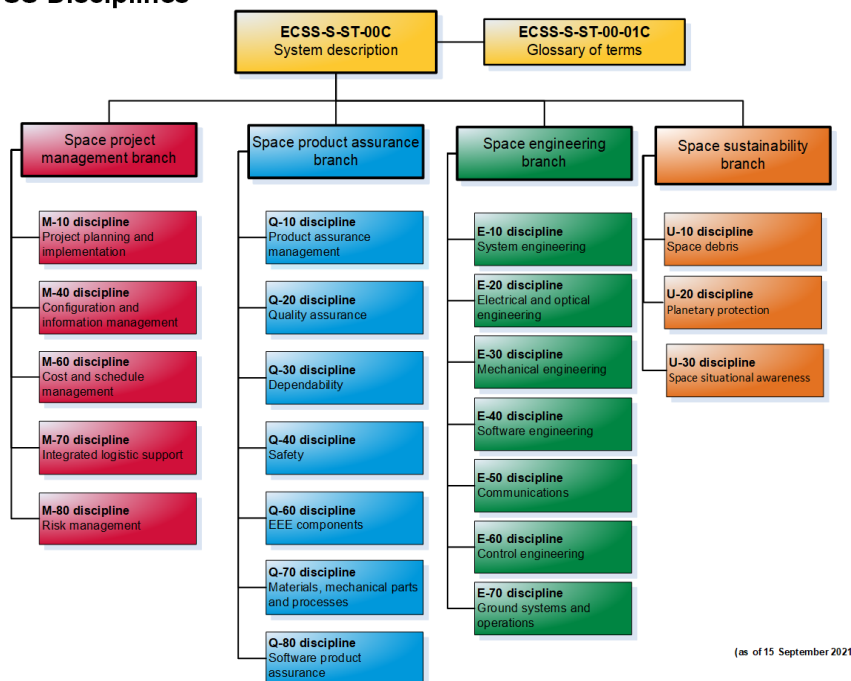
Een andere standaard die gebruikt werd zijn deze opgesteld door de Europese Samenwerking voor Standaardisatie in de Ruimtevaart, kortweg “ECSS” in het Engels.

De reden tot het bestaan van de ECSS standaarden is om coherentie te creëren tussen de verschillende Europese ruimtevaartprojecten.

“The European Cooperation for Space Standardization is an initiative established to develop a coherent, single set of user-friendly standards for use in all European space activities.”  
(ECSS Home, sd)

De standaarden opgesteld door de ECSS, zijn heel erg diepgaand, zo gaat het niet alleen over één soort toepassing zoals bij de CubeSat Design Specification, maar gaat het over procedures en vereisten bij het managen van een project, het ontwerp, de kwaliteitscontrole en de duurzaamheid.

### ECSS Disciplines



Figuur 46 ECSS diagram met alle disciplines en topics die door deze organisatie worden gedekt, ECSS-2021

Zoals opvalt, wordt er telkens een bepaalde benaming gebruikt in het standaardisatie systeem van de ECSS.

Het werkt als volgt:

**ECSS – [S , M , Q , E , U ] – [ST , AS , HB , AH , TM ] – Nummer & Versie**

-**S**, wat staat voor systeem, dit geeft een algemene beschrijving over het ECSS systeem. Het kan gezien worden als het top level document die een algemene uitleg geeft over wat ECSS is. Het is dan ook aangeraden ECSS-S-ST-00C [ongeveer 30 pagina's] te lezen, zie bijlage 16:

-**M**, Management , betreft alles wat het management gedeelte van een project aangaat.

-**Q**, Quality / product assurance , alles omtrent kwaliteitscontrole.

-**E**, Engineering, allerhande ontwerptechnische vereisten.

-**U**, Sustainability / duurzaamheid

-**ST**, Standard

-**AS**, Adopted Standard

-**HB**, Handbook

-**AH**, Adopted as Handbook

-**TM**, Technical Memmo

Wat het nummer en versie op het laatste betreft, daar zijn volgende regels geldig:

1 groep nummers slaat op een algemeen document met algemene vereisten.

2 groepen nummers slaat op een document met specifieke vereisten.

Enkele voorbeelden van standaarden:

ECSS-S-ST-00C = Algemene ECSS system standard

ECSS-E-ST-60-30C = Attitude and Orbit Control Systems

ECSS-Q-HB-30-01A = Worst Case Analysis Handbook

Daar het een monnikenwerk zou zijn om hier alles neer te schrijven die we hebben gehaald uit deze standaard verwijzen we graag door naar de bijlagen waar u enkele standaarden alsook onze design papers kan terugvinden. Daarin worden de gebruikte standaarden besproken.


## 5.2 Eigen Standaarden

---

Naast het volgen van vooropgestelde standaarden hebben we voor het eindwerk ook enkele standaarden zelf gemaakt. Alhoewel deze niet zo talrijk zijn als de ECSS, bespreken ze enkele belangrijke zaken zoals data management, benaming van onderdelen, en enkele CAD standaarden.

Deze standaarden kan u terugvinden in de bijlagen, echter één van de standaarden die in dit neerschrift werd geplaatst is de standaard omtrent de benaming. Op deze manier weet de lezer later de betekenis van de onderdeelnamen.

### 5.2.1 Standaard benaming


	Date: 10/04/2022	Document type: STANDARDS
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 0	Page nr: 1   Page

## NAMING STANDARDS:

### Description:


This document has the goal of clarifying the naming standards used for this project.  
It serves as a guideline for the naming conventions that should be used throughout the design.



	Date: 10/04/2022	Document type: STANDARDS
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 0	Page nr: 2   Page

## Contents

<b>Introduction:</b>	<b>3</b>
<b>Naming format:</b>	<b>3</b>
<b>2.1) Systems Abbreviations:</b>	<b>3</b>
<b>2.2) Assembly Abbreviations:</b>	<b>4</b>
<b>2.3) Examples:</b>	<b>5</b>
<b>Comments and Revision Notes:</b>	<b>6</b>
<b>Naming Standard Formal Agreement:</b>	<b>7</b>

	Date: 10/04/2022	Document type: STANDARDS
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 0	Page nr: 3   Page

## 1) Introduction:

In order to have a lean workflow it is important to have as much of the processes being supported by standards that are coherent throughout the whole project. For this reason naming standards should be defined.

Using naming standards will have the following benefits:

- Uniformity across the design/project
- Reduced search time
- System indication
- Revision number

For this project, the naming standard will be primarily used for system and part description as the majority of this project will be about designing and incorporating all the different parts into the complete system. Therefore this standardised naming convention will be beneficial for project coordination.

## 2) Naming format:

The following naming format will be used throughout the project:

**AA-B...B-000-CCC-RO**

**AA** = System

**B...B** = Assembly

**000** = Part nr.

**CCC** = Part name / nr. "only for COTS = Commercial off the Shelf"


**RO** = Revision nr.

### 2.1) Systems Abbreviations:

For the systems, denoted in the naming format as "AA", the following abbreviations will be used.

The abbreviations are related to the various spacecraft/vehicle systems present in the project:

- AV = Avionics
- EP = Electrical Power
- PS = Propellant Storage
- ST = Structure
- MPS = Main Propulsion System
- AC = Attitude Control

	Date: 10/04/2022	Document type: STANDARDS
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 0	Page nr: 4   Page

## 2.2) Assembly Abbreviations:

Each assembly/subsystem is part of a system mentioned in 2.1 and uses the following abbreviations:

### AV-Avionics:

- ANT = Antenna
- COMS = Communication System
- OBC = On-Board Computer
- IRU = Inertial Reference Unit
- RFC = Radio Frequent Communication
- FET = Field Effect Transistor
- SENS = Sensors

### EP-Electrical Power:

- BAT = Batteries
- BMS = Battery Management System
- SPA = Solar Power Array
- SPS = Satellite Power System
- PMU = Power Management Unit
- FET = Field Effect Transistor
- OCP = Overcurrent Protection

### PS-Propellant Storage:


- BW = Bellows
- BKHD = Bulkhead
- SL = Seals
- PV = Pressure Vessel
- FT = Fittings & Adapters
- TC = Thermal Control
- HW = Hardware

### ST-Structure:

- AF = Airframe
- BKHD = Bulkhead
- HW = Hardware

### MPS-Main Propulsion System:

- CP = Catalyst Pack
- TCA = Throttle Control Assembly
- RC = Reaction Chamber
- SL = Seals
- FT = Fittings & Adapters

	Date: 10/04/2022	Document type: STANDARDS
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 0	Page nr: 5   Page

#### AC-Attitude Control:

- ACS = Attitude Control System
- RW = Reaction Wheels
- HW = Hardware

### 2.3) Examples:

In order to further clarify the use of the naming standard, here are some examples:

**PS-BW-001-R1**

**PS** = System (Propellant Storage)

**BW** = Bellows

**001** = Part nr. (e.g. bellows themselves)

**CCC** = Part name / nr. "only for COTS = Commercial off the Shelf" (not applicable in this example)

**R1** = Revision nr. (Revision 1)

**AV-OBC-000-atmega328pu-R0**

**AV** = System (Avionics)

**OBC** = Assembly (On-board Computer)

**000** = Part nr.

**atmega328pu** = Part name / nr. "only for COTS = Commercial off the Shelf" (Atmega328-Pu)

**R0** = Revision nr. (As it is standard COTS → Rev. 0 "R0")

**EP-BAT-002-INR18650\_25R\_M-R0**


**EP** = System

**BAT** = Assembly

**002** = Part nr.


**INR18650\_25R\_M** = Part name / nr. "only for COTS = Commercial off the Shelf"

**R0** = Revision nr.

	Date: 10/04/2022	Document type: STANDARDS
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 0	Page nr: 6   Page

### 3) Comments and Revision Notes:

Date:	Subject/Topic:	Comment:	Name:

	Date: 10/04/2022	Document type: STANDARDS
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 0	Page nr: 7   Page

#### 4) Naming Standard Formal Agreement:

Hereby all individuals concerned with the project state that he/she/they/them have read the document regarding the Naming Standards and will implement these standards as stated in the previous sections.

Furthermore the signatory will report any unconformity and/or updates surrounding the Naming Standards.

For each major update of the document a new revision will be made, hence the revision number will be updated. It is expected that the signees will verify the revised document and when the document proves to conform to the previous versions and standards, upon agreement with the stated rules/standards the signee can update the formal agreement.

Signed by: Can be a signature or writing "I have read and AGREE"

Author: Bram Samyn [Revision 0] "I have read and AGREE" 11/04/2022	Quinten Allemeersch: [Revision 0] "I have read and AGREE" 11/04/2022
Niels Baele: [Revision 0] "I have read and AGREE" 11/04/2022	

## 6 Procedures

Dan zijn er nog de procedures, een procedure is een voorgeschreven manier om te werk te gaan. Dit wordt gebruikt voor het ontwerpen, assemblage, veiligheid en testen.

Zo hebben we enkele procedures gebruikt, denk maar aan de design procedure waar we per design fase verschillende taken vervullen tot het ontwerp uiteindelijk af is.

Ook hebben we een volledige veiligheidsprocedure opgesteld, deze was grotendeels gebaseerd op NASA's Safety Culture handbook. De procedure bevat algemene veiligheidshandelingen alsook specifieke zaken waarop men moet letten bij het gebruik van H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>.

Wat de gevolgde design procedure betreft, deze zal in meer detail besproken worden in het volgende hoofdstuk, Hoofdstuk 7: Ontwerpfilosofie.

Daarnaast hebben we een template klaarstaan om verdere procedures, denk maar aan het frezen van de aluminium onderdelen, of het testen van de bellows in te documenteren.

Op die manier kan alles veel beter beheerst worden en dus veiliger verlopen.

Om de opgestelde en/of gevolgde procedures te raadplegen, verwijzen we u door naar de bijlagen, horende bij hoofdstuk 6, namelijk bijlage 4.



## 7 Ontwerpfilosofie

Om ervoor te zorgen dat een ontwerp het van het voorlopige, het prototype en uiteindelijk de productiefase haalt, moet het behoorlijk wat controles doorstaan en gaat het gepaard met de benodigde hoeveelheid papierwerk.

Dit kan worden gezien als een behoorlijk gedoe voor een bachelorproef, maar dit is hoe ze het doen in grotere bedrijven en het is een goede gewoonte om aan te leren voor later gebruik in de industrie. Daarnaast is het goed naar staven van beslissingen en indien nodig voor de foutanalyse, dit omdat elke ontwerpbeslissing gedocumenteerd werd.

### 7.1 Planning

---

Vooraleer we in staat waren om te beginnen met het ontwerp waren er enkele zaken die afgerond moesten zijn, denk maar aan de theorieverwerking, eisen, algemeen werkingsprincipe, missiebeschrijving, ... allemaal stappen die doorlopen moeten worden alvorens er effectief overgegaan wordt tot het ontwerp.

Voor de verschillende fasen hebben we ons gebaseerd op de ECSS-E-ST-10C , hier bespreekt men alle stappen gaande van de requirements tot de uiteindelijke validatie. Zo verdeeld men ieder project op in 7 fasen:

#### 7.1.1 Fase 0

Tijdens fase 0 worden de noden van het project geanalyseerd:

- Bevragen van stakeholders om zo de externe requirements op te stellen.
- Alle vereisten bundelen en een algemeen document van eisen opstellen.
- Opstellen van verschillende systeemconcepten, zijnde verschillende concepten van de werking.

#### 7.1.2 Fase A

In deze fase van het project gaat het voornamelijk om de haalbaarheid van de concepten te bepalen, het is onder meer in deze fase dat er verschillende conceptuele ontwerpen gemaakt worden.

- De vereisten worden verder verfijnd.
- Oplossingen voor de te bereiken doelen worden opgesteld en geëvalueerd op basis van voordelen, nadelen en mogelijke risico's van desbetreffende oplossing.

#### 7.1.3 Fase B

Tijdens fase B wordt het beste concept verder in detail uitgewerkt, hierbij zal er onder meer gedacht worden aan hoe de technische vereisten behaald kunnen worden en welk budget hieraan toegekend wordt en of dit budget acceptabel is.

- Preliminare berekeningen worden uitgevoerd, om zo basis parameters te bepalen. Denk maar aan het dimensioneren van het voortstuwingssysteem.
- Denken aan de benodigde componenten en de geschatte productie en /of levertijd. Verifieer of dit in lijn is met de opgestelde planning.
- Stel PDR “preliminary design requirements” op.

#### 7.1.4 Fase C

In fase C is het de bedoeling dat er uiteindelijk een gedetailleerde definitie komt van het project.

- Finale berekeningen om het gehele systeem correct te dimensioneren en de verschillende subsystemen op elkaar af te stellen.
- Controleer of het gedetailleerd design voldoet aan alle vereisten.
- In deze fase past men ook meestal industriestandaarden toe.  
*Een mooi voorbeeld hierop zijn dichtingen en O-ringen, in de preliminaire fase zal er gedefinieerd worden waar er precies O-ringen aanwezig moeten zijn, dan later in de gedetailleerde ontwerpfase zullen de O-ringen gekozen worden en zullen de afmetingen van de groeven gekozen worden in functie van de standaard horend bij die O-ring/groef combinatie.*
- Productie en kwalificatie voorbereidingen treffen.

#### 7.1.5 Fase D

Fase D is de kwalificatie fase en productiefase, hier wordt er dus gekeken of de toepassing voldoet aan de eisen om ingezet te worden, eenmaal dit gebeurd is en er een “go” is, dan kan het in productie treden.

- De ontwikkeling komt tot z'n einde door de kwalificatie testen.
- Produceren van de componenten, dit met het nodige kwaliteitsmanagement.
- De ingebruikname wordt voorbereid.

#### 7.1.6 Fase E

Onder deze fase valt het effectief gebruik van het systeem.

- In gebruik stellen van de toepassing.
- Voorzien van documenten en diensten om mogelijk abnormaliteiten tijdens het gebruik te identificeren, hun oorzaak te zoeken en een oplossing te bieden.

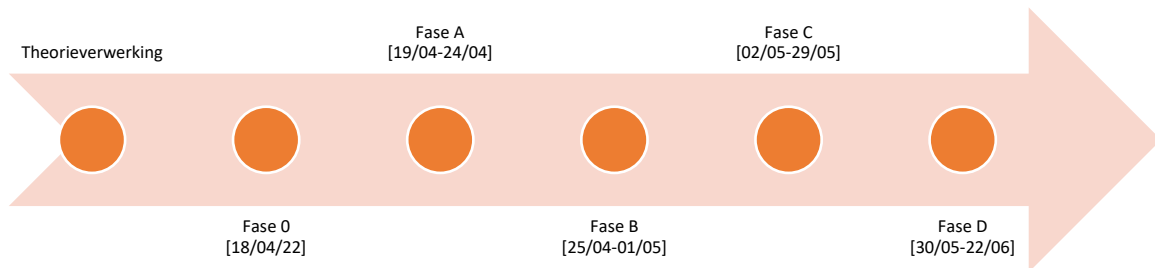
#### 7.1.7 Fase F

Fase F bevat alle regelingen die nodig zijn om het project/de toepassing uit z'n levenscyclus te halen. Bij een CubeSat is dit het verzekeren dat deze z'n baan rondom de aarde verlaat binnen de 25 jaar, de satelliet brand dan op in de atmosfeer.

Activities	Phases						
	Phase 0	Phase A	Phase B	Phase C	Phase D	Phase E	Phase F
Mission/function	[Green bar]						
Requirements		[Green bar]					
Definition			[Green bar]				
Verification				[Green bar]			
Production				[Green bar]			
Utilization					[Green bar]		
Disposal							[Green bar]

Figuur 47 Typische levenscyclus voor een project/toepassing, ECSS-M-ST-10C

Omdat ons project een “proof of concept” is, werken wij tot en met fase D. We zullen namelijk alles doen startende vanaf de vereisten opstellen (het eisen en wensen programma), de verschillende ontwerpfases doorlopen, het bouwen van de CPD-01 en dan finaal het testen van dit model. Effectieve ingebruikname en het uit service halen is hier niet van toepassing daar de missie die we hebben opgesteld zuiver theoretisch is, eerst en vooral zou ons “proof of concept” model niet gekwalificeerd raken voor effectief gebruik in de ruimte.



Figuur 48 Planning project CPD-01

## 7.2 Ontwerp

---

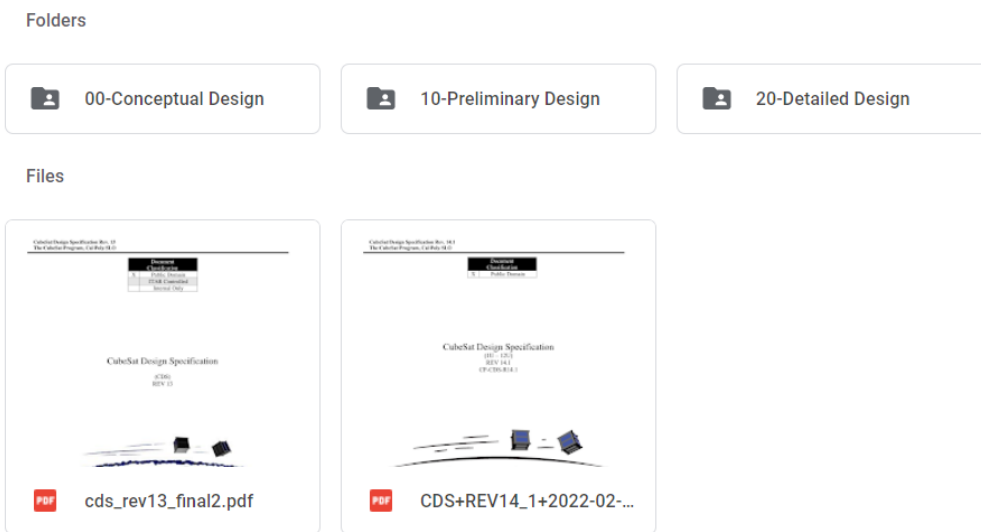
Voor het ontwerp hebben we gewerkt volgens de verschillende fasen weergegeven de tijdlijn, die u kan terugvinden op de voorgaande pagina.

Het grootste voordeel in het werken met zo'n stapsgewijs ontwerp proces is dat de kans op fouten die zich van het begin weten door te sijpelen tot het einde, dramatisch verkleint.

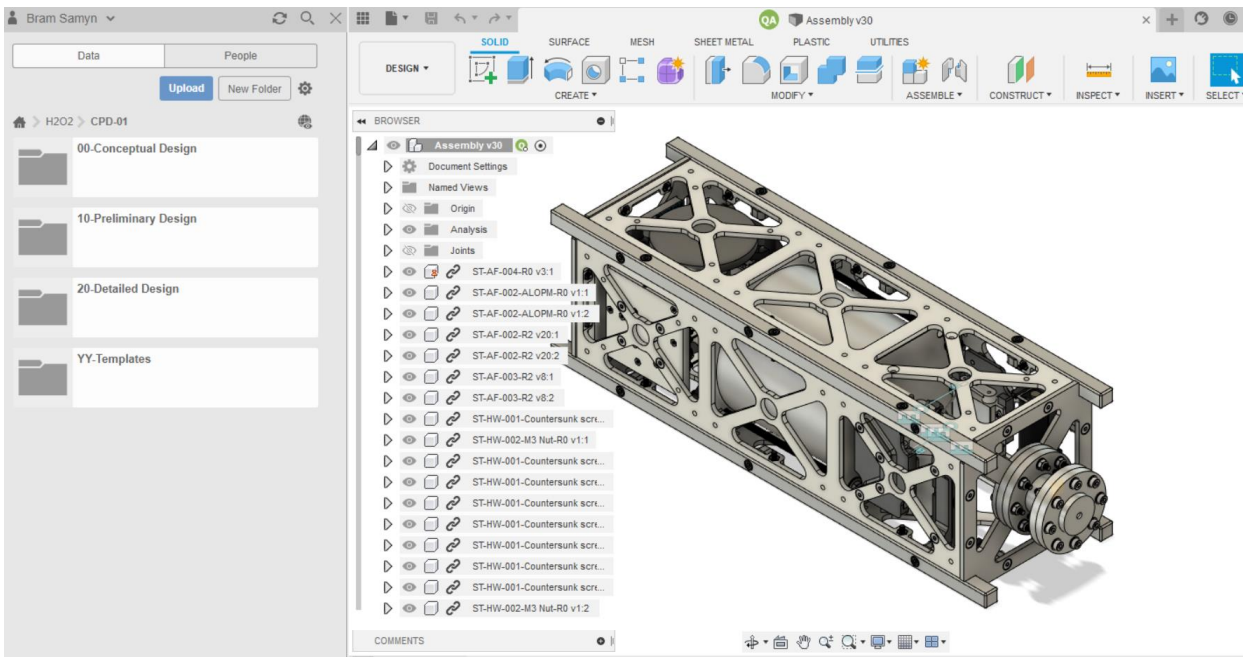
Zo zorgt het ervoor dat je het ontwerp telkens verder moet verfijnen, dit tegenover het meteen trachten een goed ontwerp te hebben. Er zijn namelijk zoveel zaken die men in rekening moet houden, gaande van de functie, beschikbare ruimte, budget, chemische compatibiliteit, krachten, momenten, productiemethode,...

Indien men dit zou proberen te doen in "one go" dan is de kans op onaangename verrassingen relatief groot.

Zo hebben we zelf ervaren dat het toepassen van zo'n systematische aanpak enkele initiële oplossingen ervan onderuit heeft gehaald daar ze zouden resulteren in problemen.



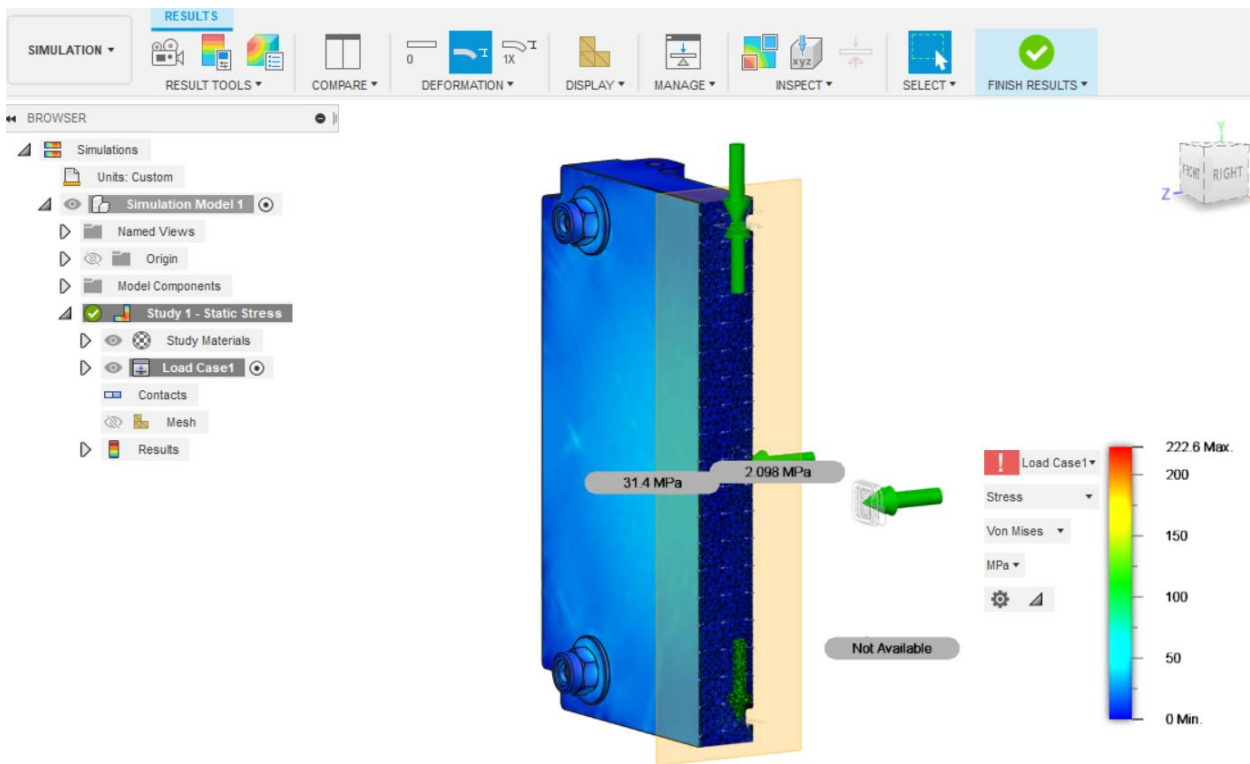
Figuur 49 Voorbeeld van onze drive waar het design onderverdeeld is in de volgende fases.



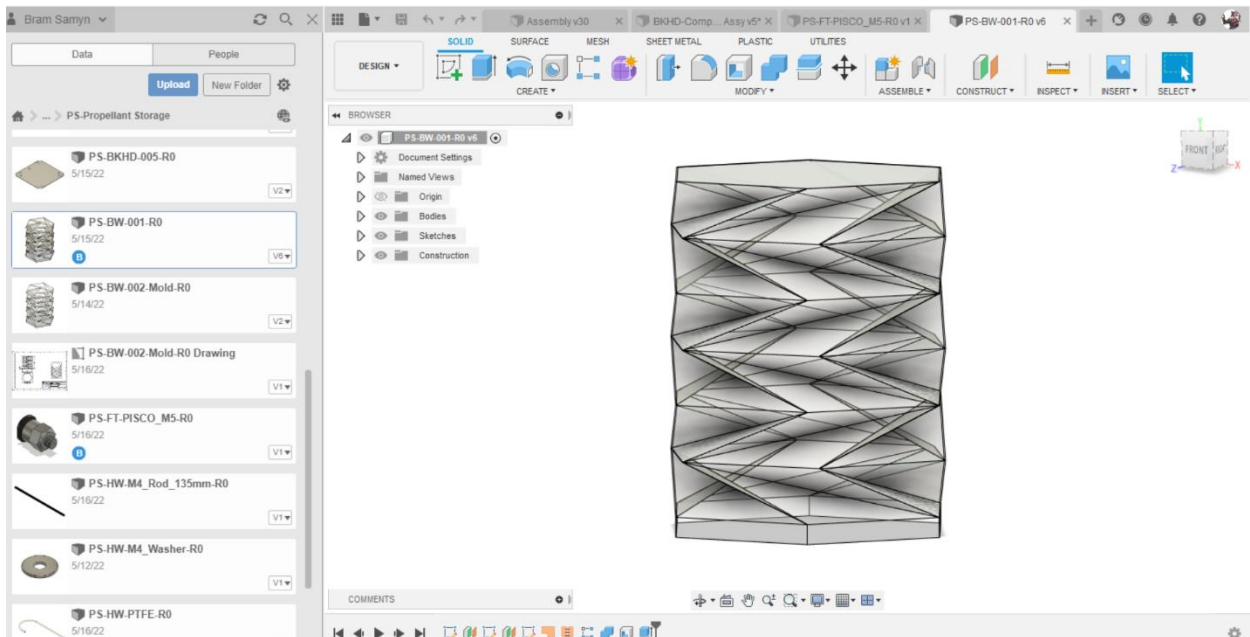
Figuur 50 Fusion 360 met de indeling van de ontwerpfases, merk ook op de groene QA naast het openstaand model, dit geeft aan dat Quinten terzelfdertijd in het model aan het werken is. Dit was een van de redenen waarom we voor Fusion 360 hebben gekozen.

De onderdelen en de assemblage zelf gebeurden door middel van de CAD-software, beter bekend als AUTODESK Fusion 360. Het grootste voordeel van Fusion 360 is het realtime samenwerken die mogelijk is dankzij de cloud functies. Op die manier kan iedereen terzelfdertijd aan het model werken, het model update dynamisch wat ervoor zorgt dat iedereen telkens werkt met de laatste up-to-date versie van het onderdeel of assembly.

Alhoewel de interface er redelijk simplistisch uitziet, moet Fusion 360 zeker niet onderdoen voor andere CAD-pakketten. Zo komt F360 met veel ingebouwde tools zoals het in staat zijn om schroefdraad fysiek te modelleren, ingebouwde CNC en 3D-printer tools, een render omgeving, animeerruimte, en een groot gamma aan simulaties die uitgevoerd kunnen worden.



Figuur 51 Voorbeeld van een stress simulatie uitgevoerd in Fusion 360, Bulkhead PLA + 0,5 mm Alu



Figuur 52 Complexe patronen zoals dit Kresling Origami patroon zijn relatief eenvoudig te maken in Fusion 360, en dit geheel parametrisch.

## 8 Missiebeschrijving

In onderstaande tekst kan u de missiebeschrijving van de CubeSat vinden, hieronder valt wat wij verwachten te doen met onze CubeSat als theoretische missie.

Deze theoretische missie is opgesteld, zodat we alle systemen (Propulsie, attitude control, ...) de juiste dimensies konden toekennen.

Ook brengt de theoretische missie ons dichterbij de realiteit. Dit omdat we moesten opzoeken welke LV gepast is, leren werken met de bijhorende documenten (user manuals), ....

### 8.1 Theoretische missie CubeSat

---

De CubeSat zal gelanceerd worden met een Vega-C raket van Arianespace/ESA, de keuze voor deze raket gaat naar de orbit die deze ons kan bieden, dit is namelijk een SSO<sup>1</sup>. We kozen voor deze raket wegens de grote flexibiliteit die hij biedt omtrent cargo. Maar ook omdat het een Europees bedrijf is en SABCA er onderdelen voor maakt. Verder in het boek worden er meer details gegeven over de Vega-C.

Zoals eerder vermeld komt de CubeSat in een SSO orbit met een hoogte van 650 km.

Via de H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> gaan we deze orbit veranderen naar een cirkel moest dit nog niet zo zijn. Doordat de baan een cirkelvorm heeft is er geen snelheidsverschil doorheen de orbit.

Heeft de CubeSat deze cirkel gevormd dan zit de missie erop, want hiermee tonen we aan dat je met lagere concentraties H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> de nodige stuwkracht kan bereiken om een baan te maken en te behouden.

Alleen is er nog 1 aandachtspunt, wegens de European code of spatial mitigation mag een CubeSat maar 25 jaar operational time hebben. Hierna is het verplicht om de satelliet te de-orbiten, hiermee bedoelen we dat de CubeSat zijn orbit zodanig verlaagt dat hij uiteindelijk opbrandt in de atmosfeer. Dus er moet rekening gehouden worden met de delta V die nog beschikbaar is na het maken van de circulaire orbit.

In het kort:

- Gebruik maken van de reactiewielen om een vaste attitude te bekomen na deployment van de Vega-C.
- Reactiewielen richten satelliet zodanig dat de circulaire orbit van 650 km bereikt kan worden.
- Eens de circulaire orbit bereikt is, dan kan deze daar voor een bepaalde tijd blijven (binnen de 25 jaar).
- Via reactiewielen de satelliet plaatsen voor een retrograde burn, zodat de orbit verkleind.
- CubeSat belandt in de atmosfeer en brandt op.

Hierbij moeten we ook denken aan volgende punten, zodat de CubeSat operationeel blijft tijdens de volledige missie:

- Bestand zijn tegen de trillingen tijdens de launch.
- Fail safe electronics om fouten tegen te gaan denk aan bitflips, radiatie.
- De stuwstof (H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>) boven de 0°C houden (mag niet bevriezen)
- Catalyst pack moet de volledige missie voldoende stuwkracht kunnen leveren.
- Er moet voldoende elektrische energie aanwezig zijn (batterijen en solar panels).

---

<sup>1</sup> SSO = Sun Synchronous Orbit



Niet alle bovenstaande vereisten zijn behaald, dit komt door verschillende redenen zoals budget, levertijd, tijdsnood, ....

## 8.2 Vega-C

In dit deeltje bekijken we de Vega-C raket van dichterbij, dit omdat we deze gebruiken voor onze theoretische missie van de CubeSat.

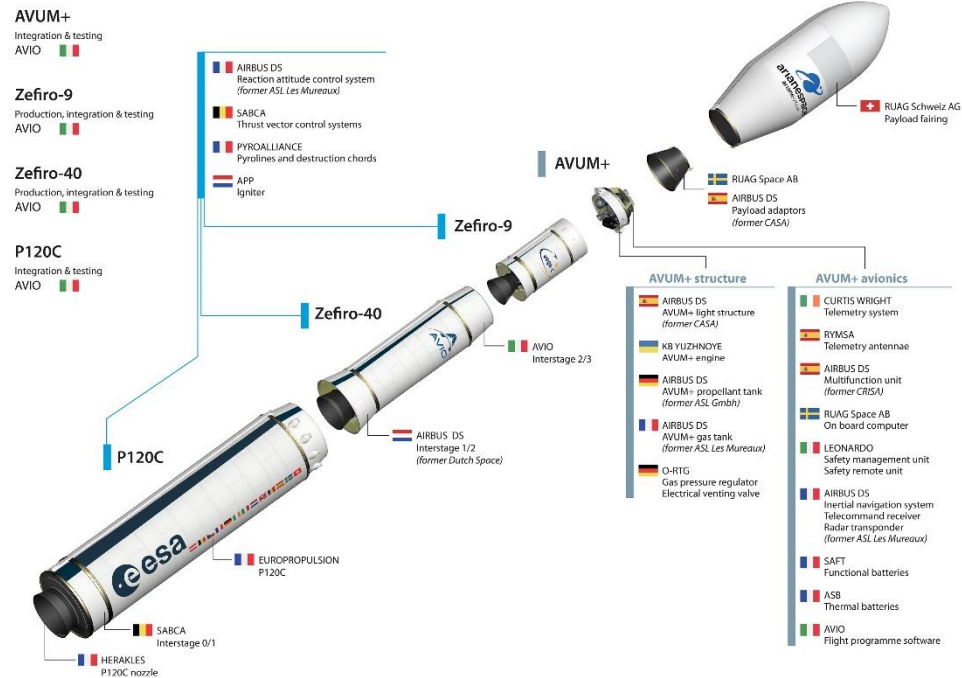
### 8.2.1 Algemene info

De Vega-C is een single body raket met een gewicht van 210 ton en een hoogte van 35m, en het kan 2200 kg aan payload in een 700 km polar orbit brengen.

Het is een flexibele raket, dit wil zeggen dat hij meerdere soorten payload met verschillende vormfactoren (natuurlijk wel binnen de limieten) kan transporteren. Denk maar aan CubeSats van enkele kilogrammen of meerdere/één grote satelliet.

Volgende landen hielpen mee aan de ontwikkeling:

- België
- Duitsland
- Frankrijk
- Ierland
- Italië
- Nederland
- Noorwegen
- Oostenrijk
- Roemenië
- Spanje
- Tsjechië
- Zweden
- Zwitserland



Figuur 57 Deelnemende landen Vega-C, [https://www.esa.int/Enabling\\_Support/Space\\_Transportation/Launch\\_vehicles/Vega-C](https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Launch_vehicles/Vega-C)



Figuur 53 Logo ESA, <https://upload.wikimedia.org/wikipedia>



Figuur 56 Logo Ariane group, <https://upload.wikimedia.org/wikipedia>

### 8.2.2 Stages/elementen Vega-C

Een raket bestaat uit meerdere stages/elementen, zodat eens deze leeg zijn of hun doel hebben bereikt, los worden gekoppeld en zo het extra gewicht weg te werken.

Deze manier van werken hebben we te danken aan Tsiolkovsky met de gekende “rocket equation”.

### 8.2.2.1 First stage

De eerste stage is de onderste raketmotor die zorgt voor de eerste beweging en snelheid van de raket, deze is dan vaak ook het grootste wegens de grote krachten die vereist zijn.

Bij de Vega-C maakt men gebruik van een P120C motor, deze motor is één van de grootste monolithic carbon-fibre solid-propellant raketmotoren die in 1 stuk gemaakt is. Hier hebben we het dan over de structuur die alles vasthoudt zoals oxidizer, propellant/stuwstof, electronics, nozzle, ....

De P120C komt voort uit de vroegere P80

Deze P120C wordt ook gebruikt voor de side boosters van de Ariane 6.

Enkele dimensies:

- Hoogte: 11,7 m
- Diameter: 3,4 m
- Maximum thrust: 4,65 MN
- Bruto massa: 154,6 ton
- Tarra massa: 11 ton (Bruto massa – propellant)
- Propellant massa: 143,6 ton
- Propellant: Aluminium-HTPB 1912
- ISP: 278,5 s
- Burn time: 132,8 s



*Figuur 58 Test P120C, Facebook ESA page*

Is de burn time bereikt van de first stage, dan wordt deze losgekoppeld en kan de second stage beginnen met zijn burn.

De P120C is een solid raketmotor dit wil zeggen dat het geen vloeistoffen of gassen bevat die bijdragen aan de stuwkracht. De verbranding vindt plaats door het verbranden van de Aluminium-HTPB 1912, hierin zit zowel de oxidizer als fuel in verwerkt.

### 8.2.2.2 Second stage

De tweede trap is aanzienlijk kleiner en heeft ook een pak minder brandstof met zich mee, deze vermindering is nodig om te voldoen aan de rocket equation.

De Vega-C gebruikt als second stage de Zefiro-40 (Z40). De Zefiro raketmotor is afkomstig van een familie van solid rocket engines (Zefiro 23, 9A en 40).

Specificaties Zefiro 40:

- Hoogte: 7,6 m
- Diameter: 2.3 m
- Maximale stuwkracht: 1304 kN
- Bruto massa: 29,2 ton
- Tarra massa: 3 ton
- Propellant massa: 36,2 ton
- Propellant: Aluminium-HTPB 1912
- ISP: 293,5 s
- Burn time: 92,9 s



*Figuur 59 Zefiro 40, <https://spacenews.com>*

Ook zien we een daling in de stuwkracht, de grote waardes zoals de eerste stage zijn nu niet meer nodig. De raket heeft al een bepaalde snelheid, hoogte en een lager gewicht, waardoor de vereiste stuwkracht lager ligt.

### 8.2.2.3 Third stage

Voor de derde stage/element gebruiken ze de Zefiro-9, deze behoort zoals eerder vermeld bij de Zefiro familie.

Weeral kunnen we in onderstaande specificaties zien dat de raketmotor verkleind en minder stuwkracht levert:

- Hoogte: 3,9 m
- Diameter: 1,9 m
- Maximale stuwkracht: 314 kN
- Bruto massa: 11,4 ton
- Tarra massa: 906 kg
- Propellant massa: 10,5 ton
- Propellant: Aluminium-HTPB 1912
- ISP: 295,2 s
- Burn time: 117,1 s



Figuur 60 Zefiro 9,  
<https://www.arianespace.com>

### 8.2.2.4 Upper stage

De upper stage/ 4<sup>de</sup> stage is de laatste van de Vega-C, hierin zit de payload verwerkt.

Het bestaat uit een AVUM+, dit is een grote versie van de AVUM. De upper stage heeft een gemiddelde stuwkracht van 2,45 kN en een propellant massa van 740 kg.

De motor is herstartbaar, hierdoor kan het meerdere correcties maken met dezelfde raketmotor.

Is alle cargo afgeleverd in de gevraagde orbit dan gebruikt de AVUM zijn laatste propellant op voor een deorbit burn, hierdoor brandt de module op in de atmosfeer boven een oceaan en veroorzaakt zo geen extra space debris.

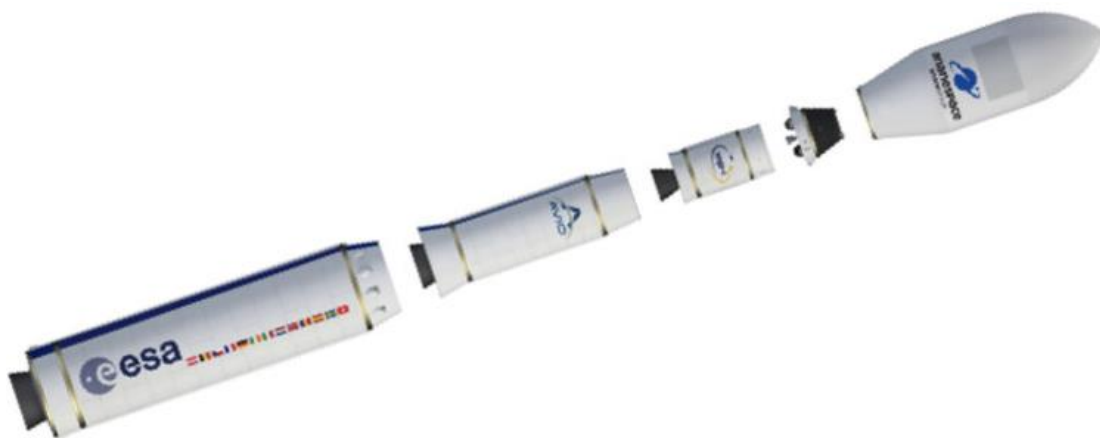
### 8.2.2.5 Fairing

Dit is het deel dat zich rond de payload bevindt en deze beschermt tegen alle krachten/stresses die op de raket komen, denk aan thermal stress, akoutische stress en aerodynamische krachten.

Deze krachten/stresses ontstaan tijdens de launch waar deze het grootst zijn denk aan het max q punt tijdens een launch overview (max q is het punt waar de dynamische drukken maximaal zijn).

De fairing is gemaakt van carbon fibro-polymeer composiet, dit is dan gecured in een industriële oven. Hierdoor kan men deze krachten opvangen zonder probleem en ook besparen op gewicht.

De capsule heeft een diameter van 3,3 meter en een hoogte van 9 meter.



Figuur 61 Vega-C elements, [https://www.esa.int/Enabling\\_Support/Space\\_Transportation/Launch\\_vehicles/Vega-C](https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Launch_vehicles/Vega-C)

### 8.2.3 Lanceer zone

De Vega-C wordt vanuit de Europese spaceport gelanceerd, deze bevindt zich in Kourou, Frans Guyana (Zuid-Amerika). Daar hebben ze een lanceerplatform die onlangs is gemodificeerd om de overgang van de Vega naar de Vega-C makkelijker te maken.

Er is bijvoorbeeld een sterkere kraan gekomen, gemodificeerde fluid services, ....



Figuur 62 Launch zone, <https://www.avio.com>

### 8.2.4 Mogelijke missies

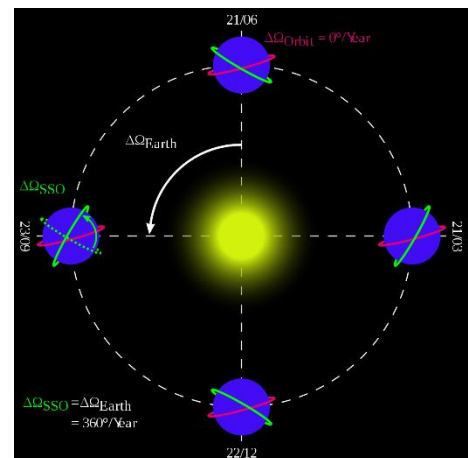
Doordat de Vega-C beschikt over een groot bereik aan adapters, is het een flexibele LV die goed kan reageren op veranderingen in de markt. Enkele missie mogelijkheden:

- Routine dedicated rideshares to space for small satellites
- Dual passenger
- Singel large passenger
- Return missions
- Orbital transfer capability

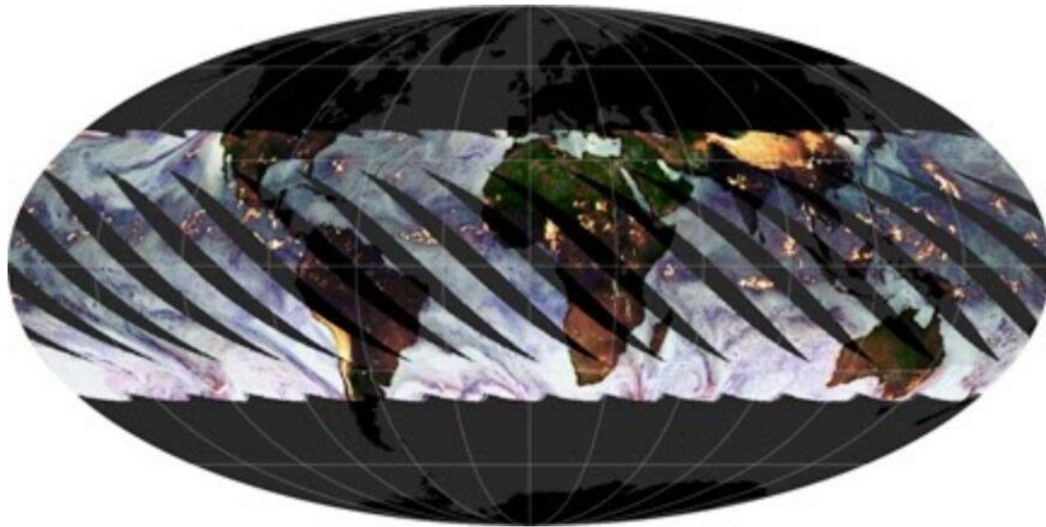
## 8.3 Sun-synchronous orbit

De sun-synchronous orbit afgekort SSO, is een bepaald soort baan waarin de satelliet zijn draaivlak volgt met het middelpunt van de zon, hierdoor kan men zeggen dat de satelliet synchroon is aan de zon.

De satelliet passeert meerdere keren per 24 uur rond de aarde (7 à 16 keer), dit hangt natuurlijk af van de hoogte van de baan. Doordat de aarde rond zijn eigen as draait en de satelliet meerdere keren per dag passeert, zal de satelliet steeds een ander beeld hebben van de aarde, maar na enige tijd zal de satelliet weer zijn op de plek van de eerste "foto". Dit is duidelijk te zien in onderstaande afbeelding:



Figuur 63 SSO, <https://upload.wikimedia.org>



*Figuur 64 SSO; <https://www.skywatch.com/blog/understanding-satellite-orbits>*

### **8.3.1 SSO Vega-C**

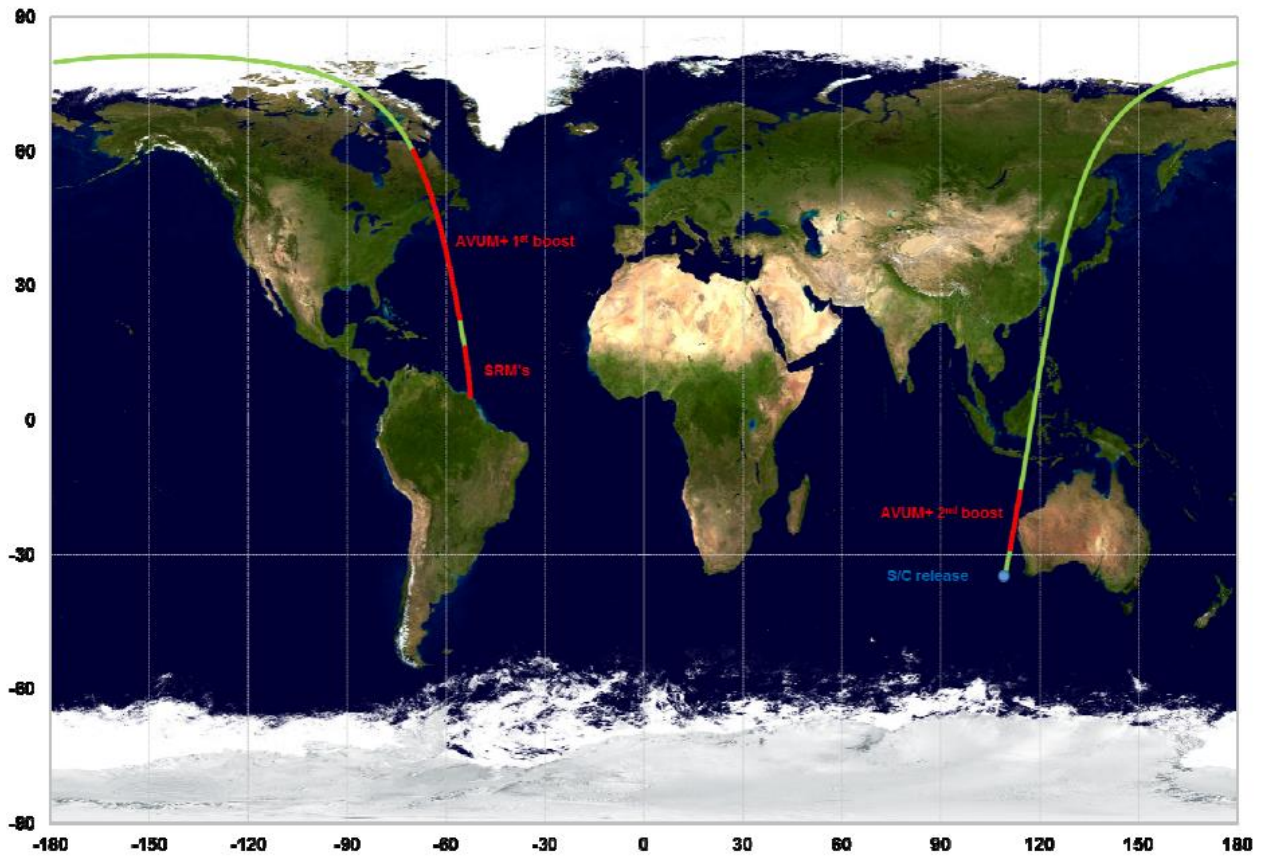
Zoals eerder vermeld kan de Vega-C onze CubeSat voor de theoretische missie in een SSO brengen. Hieronder is een stuk uit de user manual van de Vega-C te vinden.

Een missie met 1 orbit ziet er als volgt uit:

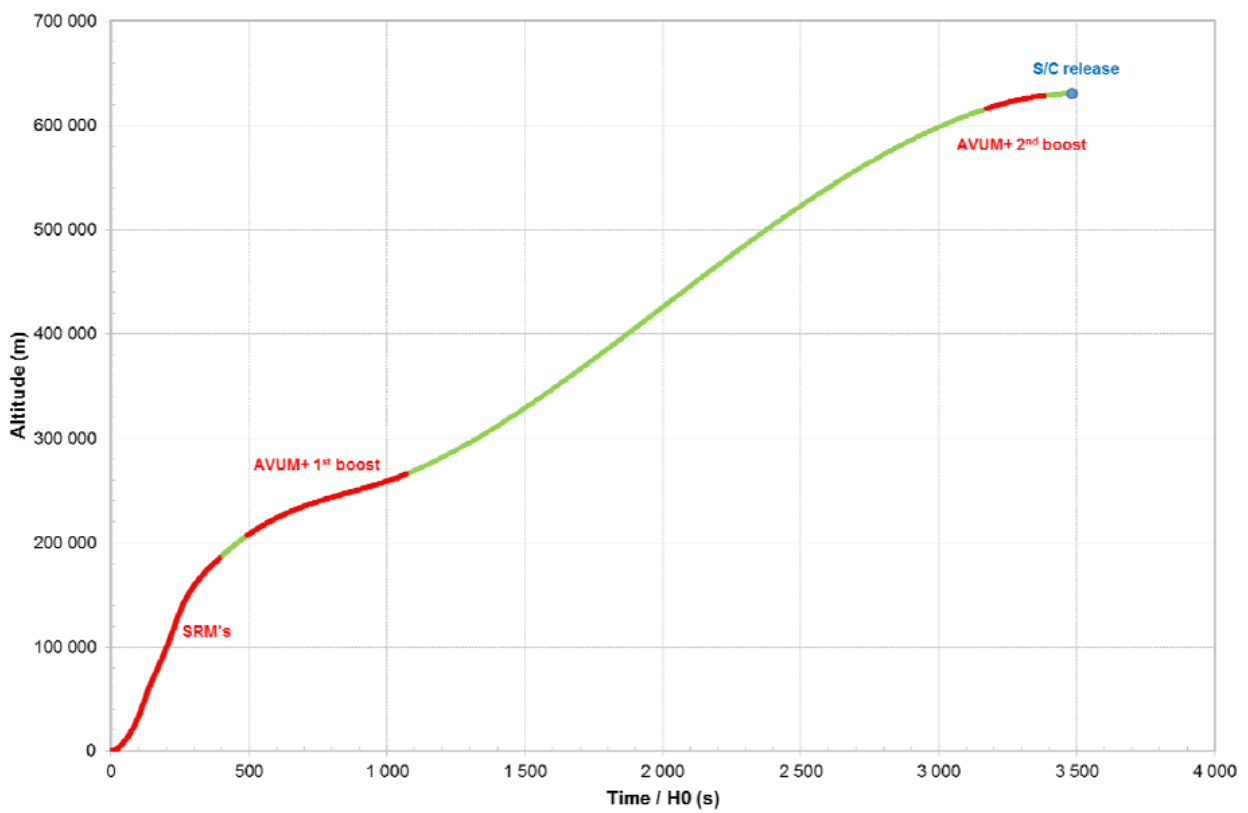
- 1<sup>ste</sup> AVUM+ burn voor transfer naar intermediate orbit.
- 2<sup>de</sup> AVUM+ burn voor een circulaire orbit.
- Lossen van payload
- 3<sup>de</sup> AVUM+ burn voor het toestel een deorbit te geven.

Hieronder een afbeelding van het pad van de Vega-C en 2 grafieken over de afgelegde weg.

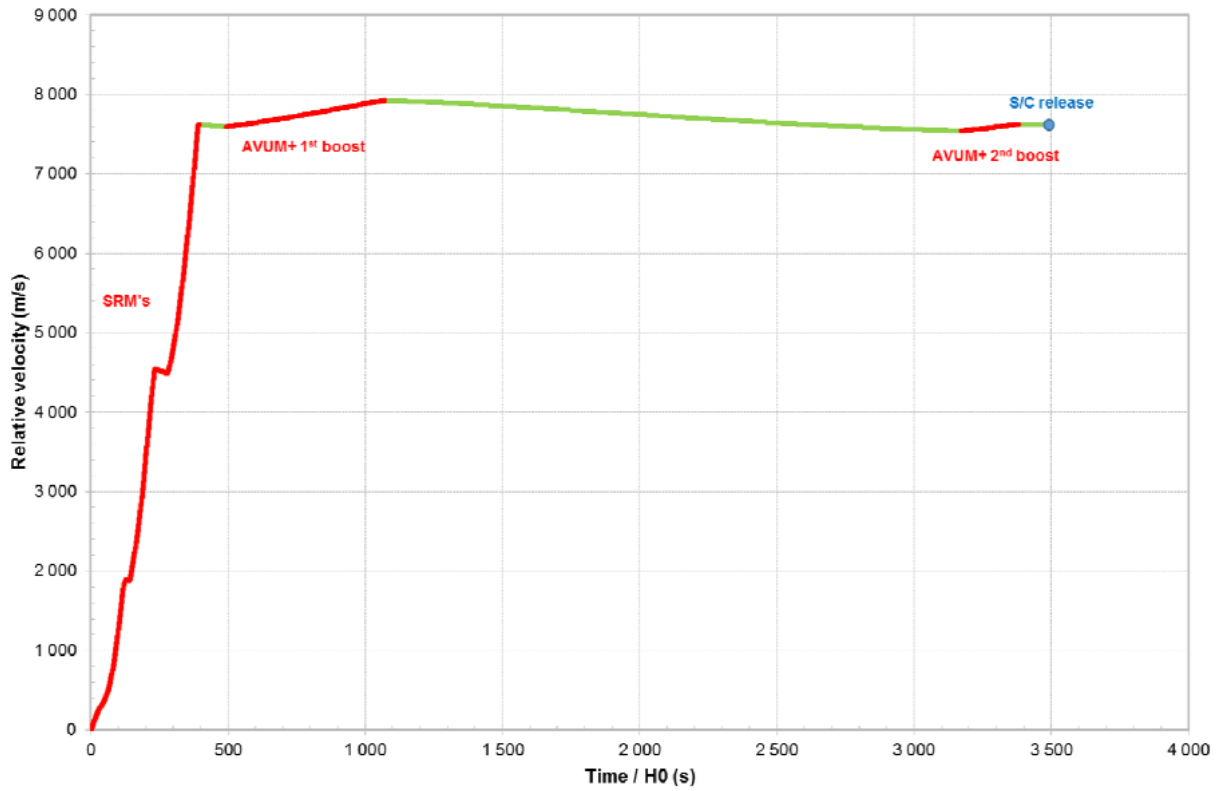




Figuur 65 Pad van een Vega-C voor een SSO, <https://www.arianespace.com>



Figuur 66 Vega-C SSO hoogte t.o.v. de tijd, <https://www.arianespace.com>



Figuur 67 Vega-C SSO relatieve snelheid t.o.v. de tijd, <https://www.arianespace.com>



### 9.1 Astrodynamica

---

De Astrodynamica, de studie van hoe hemellichamen zoals planeten, manen, satellieten en raketten zich bewegen in de ruimte komt hier ter sprake aangezien we voor onze theoretische missie deze theorie nodig hebben om in staat te zijn de opslagtank te dimensioneren zodat we genoeg potentiële en chemische energie aan boord hebben om de vereiste manoeuvres uit te voeren.

In dit hoofdstuk zal alles wat we zelfstandig hebben verwerkt om zo een beter begrip te hebben van de orbitaalmechanica of astrodynamica uitgelegd worden, gaande van de gravitatiewet, tot de snelheid die nodig is om een baan te behouden en zelf de befaamde Hohmann-transfer orbit.

#### 9.1.1 De Astrodynamica

De astrodynamica (orbital mechanics) is de studie van de beweging van lichamen in de ruimte. Het woord astrodynamica bestaat dan ook voor twee delen die voor zichzelf spreken, namelijk: Astro, wat staat voor alles gerelateerd aan de sterren en hetgeen we in de ruimte terugvinden en dynamica, wat dan weer wijst op de beweging van lichamen.

De lichamen of objecten die worden bestudeerd in de astrodynamica kunnen door de mens vervaardigd zijn, denk maar aan raketten, satellieten, ruimtestations, etc. Maar ze kunnen ook van natuurlijke aard zijn, we spreken dan over astronomische lichamen zoals de planeten, manen, kometen en sterren.

De astrodynamica wordt voornamelijk gebruikt bij het berekenen van banen, zijnde voor ruimtevaartuigen, of om de baan van een hemellichaam te bestuderen.

Dit is grotendeels mogelijk dankzij het werk die geleverd werd door niemand minder dan Isaac Newton. Dankzij zijn universele gravitatiewet en zijn drie wetten omtrent de beweging van voorwerpen zijn deze berekeningen mogelijk, deze wetten kunnen teruggevonden worden in het boek die Isaac schreef: 'Philosophiae Naturalis Principia Mathematica'.

Alhoewel Newton bruikbaar is voor de meeste gevallen, kunnen deze vergelijkingen niet gebruikt worden voor situaties waar men te maken heeft met zeer grote massa's en zwaartekrachvelden (denk maar aan een zwart gat). Hiervoor moet men beroep doen op de relativiteitstheorie van Einstein.

Meer over deze theorieën later in hoofdstuk 9.1.2 de gravitatiewet.

## 9.1.2 Massa en gewicht

Alvorens we ingaan op de theorie omtrent alles wat aanverwant is aan de astrodynamica is het zeer belangrijk om een goed begrip te hebben van massa en gewicht, daar het belangrijk is het onderscheid te kennen voor de dynamica. De twee termen worden in het dagelijks leven namelijk vaak door elkaar of als synoniem gebruikt.

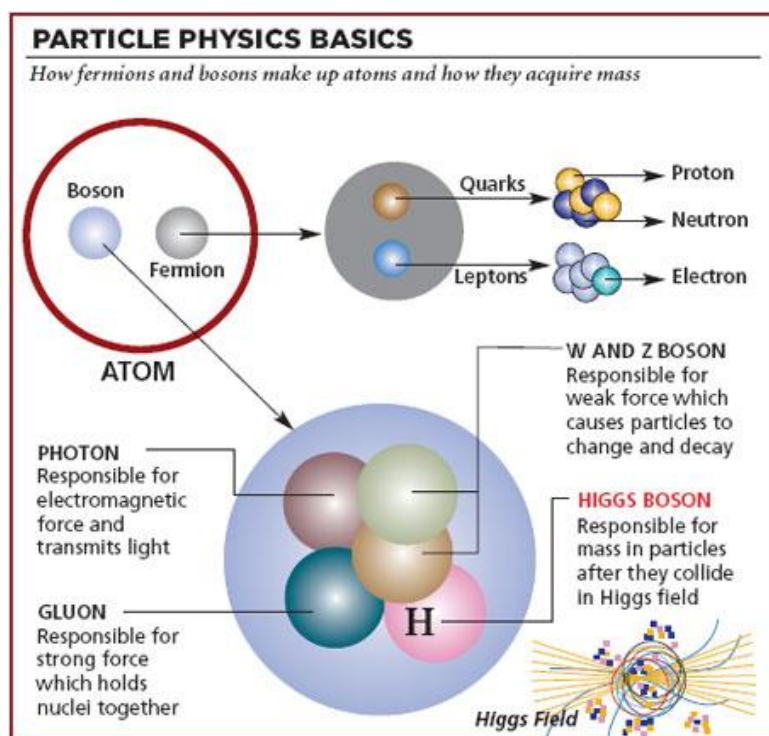
Denk maar aan de uitspraak “hoeveel weeg je?”

### 9.1.2.1 Massa

De massa van een lichaam is een fysieke eigenschap die niet verandert (materialen in radioactief verval achterwege gelaten). De massa is namelijk een maat voor de hoeveelheid materie een bepaald object bevat. Onafhankelijk van z'n positie in de ruimte, zijnde op aarde, op de maan of op een verafgelegen planeet, de massa van het object blijft gelijk.

Alhoewel het redelijk moeilijk is om uit te leggen vanwaar massa effectief komt, heeft alles wat we kennen een bepaalde massa, van de protonen, neutronen en elektronen die de atomen opmaken, tot de quarks waaruit deze atomaire deeltjes zijn opgebouwd. Echter om een volledige uitleg te geven, vanwaar deze massa precies komt, dan komen we in de studie van de kwantum veld theorie.

Skimmen we even over het oppervlak, dan kunnen we zeggen dat atomen beschikken over een bepaald deeltje, namelijk het “Higgsdeeltje of Higgsboson” dit genereert een Higgs-veld die op zijn beurt door de interactie met de andere deeltjes de massa genereert.



Figuur 68 De opbouw van een atoom, met het Higgsboson, die in staat voor het Higgs veld en dus de massa van de materie, [www.downtoearth.org](http://www.downtoearth.org)

Om even een praktisch voorbeeld te geven, je staat op een balans om zo je massa te bepalen. Dit gebeurt door middel van een omrekening met de zwaartekracht. Laten we stellen dat de balans aangeeft dat je een massa hebt van 75 kg, ongeacht de plaats in de ruimte zal deze gelijk blijven. Zo zal je ook op de maan of mars 75 kg wegen. Althans als je niet afvalt of bijkomt!

### 9.1.2.2 Gewicht

In tegenstelling tot de massa is het gewicht van een lichaam wel afhankelijk van de plaats die het inneemt in de ruimte. Gewicht is namelijk de reactiekracht nodig om ervoor te zorgen dat een bepaald object de zwaartekracht kan tegenwerken. Vandaar is een object in vrije val gewichtloos daar het geen reactiekracht heeft om de zwaartekracht op te heffen en dus versnelt het object volgens de zwaartekrachtversnelling.

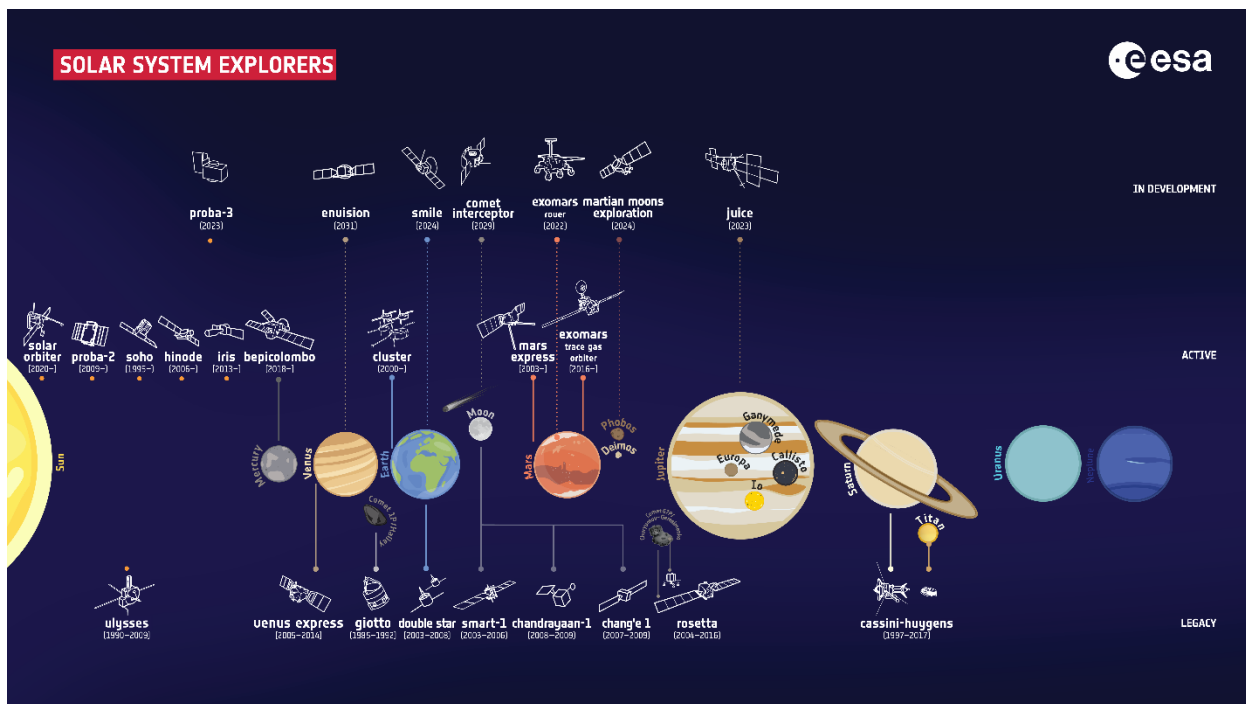
$$F_{\text{zwaartekracht}} = m \cdot g = W \quad [N]$$

Vergelijking 1 Vergelijking voor het gewicht van een massa, onder invloed van een bepaald gravitatieveld

Om deze reden zal een astronaut op de maan zich lichter voelen, dit omdat z'n lichaam te maken krijgt met een kleinere zwaartekracht. Dit door de kleinere massa en dus zwaartekrachtveld van de maan.

Hemellichaam	Valversnelling [m/s <sup>2</sup> ]	Massa [kg]	Gewicht [N]	g/gaarde
Aarde	9,81	65	637,65	1
Maan	1,62	65	105,3	0,165
Mercurius	3,59	65	233,35	0,366
Venus	8,87	65	576,55	0,904
Mars	3,77	65	245,05	0,384
Jupiter	25,95	65	1686,75	2,645
Saturnus	11,08	65	720,2	1,129
Uranus	10,67	65	693,55	1,088
Neptunus	14,07	65	914,55	1,434

Tabel 6 Gewicht van een persoon met massa 65 kg op de verschillende hemellichamen in ons zonnestelsel



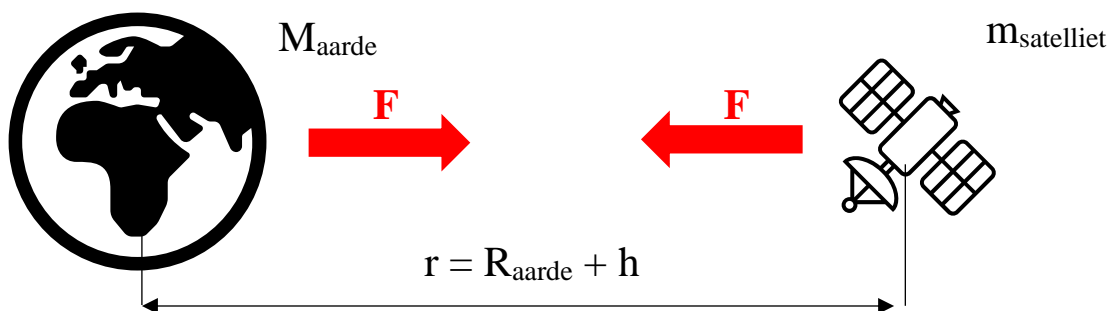
Figuur 69 Het zonnestelsel, met de verschillende missies, Figuur eigendom van ESA

### 9.1.3 De Gravitatiewet

Zoals we allen ondertussen al ondervonden hebben is het niet zomaar mogelijk om ons van de aarde los te maken. Zoals men zegt, “alles wat omhoog gaat moet terug naar beneden komen” althans als er geen energie meer wordt toegevoerd om zo de hoogte ten opzichte van de begane grond te behouden.

Dit fenomeen die wij kennen als de zwaartekracht is het gevolg van aantrekkingskrachten tussen verschillende massa's. De grootte van deze kracht kan als volgt omschreven worden:

Iedere massa oefent een kracht uit op een andere massa, gelegen op een afstand 'r', deze kracht is omgekeerd evenredig met het kwadraat van de afstand tussen de massa's en is evenredig met het product van beide massa's. In formulevorm krijgen we:



Figuur 70 Voorbeeld algemene gravitatievergelijking

$$F = \frac{G \cdot m_1 \cdot m_2}{r^2}$$

Vergelijking 2 Algemene gravitatievergelijking

Het model zoals u dit hier ziet afgebeeld en aangegeven volgens de formule is geheel analoog aan de kracht die geladen deeltjes op elkaar uitoefenen.

Kijken we naar het voorbeeld, dan is één van de massa's de aarde en de andere een satelliet die zich in een bepaalde baan rond de aarde bevindt. De satelliet, die zich op een baan met straal r bevindt, ondervindt een kracht gericht naar het centrum van de aarde, deze kracht wordt ook wel de zwaartekracht genoemd.

In vergelijking 1, is G de universele gravitatieconstante, m1 de massa van het ene lichaam, m2 de massa van het andere lichaam en r is de afstand tussen de twee lichamen.

Enkele waarden:

$$G = 6,6743 \times 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

$$M_{\text{aarde}} = 5,972 \times 10^{24} \text{ kg}$$

$$R_{\text{aarde}} = 6\,371 \text{ km}$$

Kijken we naar de algemene wet voor gravitatie, dan kunnen we uit de eerste termen de valversnelling halen. Namelijk:

$$g = G \cdot \frac{m_{aarde}}{r^2} \quad \left[ \frac{m}{s^2} \right]$$

Vergelijking 3

Natuurlijk is deze valversnelling niet overal gelijk, zo zal deze lager zijn des te verder verwijderd van het centrum van de aarde. Willen we deze variatie eenvoudig berekenen, wat inhoudt dat je niet telkens met de universele gravitatieconstante en de massa van de aarde moet rekenen, dan kunnen we aan de hand van volgende conversie werken met de valversnelling aan het oppervlak van de aarde:

$$g_0 = G \cdot \frac{m_{aarde}}{R_{aarde}^2} \quad \text{en} \quad g = G \cdot \frac{m_{aarde}}{(R_{aarde} + h)^2}$$

Vergelijking 4

Stellen we beide gelijk aan G, dan kunnen we beide leden aan elkaar gelijk stellen en daaruit de g op desbetreffende hoogte h bepalen.

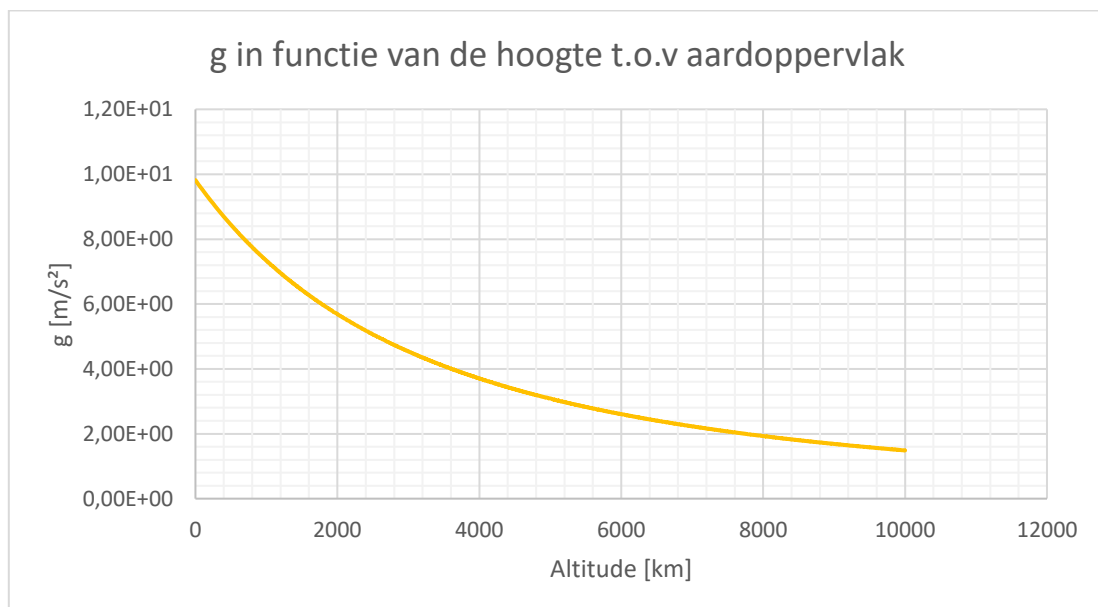
$$g_0 \cdot \frac{R_{aarde}^2}{m_{aarde}} = g \cdot \frac{(R_{aarde} + h)^2}{m_{aarde}}$$

Vergelijking 5

$$g = g_0 \cdot \left( \frac{R_{aarde}}{R_{aarde} + h} \right)^2 \cdot \frac{\cancel{m_{aarde}}}{\cancel{m_{aarde}}} = g_0 \cdot \left( \frac{R_{aarde}}{R_{aarde} + h} \right)^2$$

Vergelijking 6

Voeren we deze berekening uit voor verschillende hoogtes, dan zou volgende grafiek ontstaan:



Figuur 71 Grafiek van de valversnelling in functie van de hoogte

Zoals te zien is op de figuur blijft de aardversnelling redelijk gelijk voor lage hoogtes, zo zal een vliegtuig op 10 à 15 km hoogte onderhevig zijn aan haast dezelfde valversnelling. Pas bij grote hoogtes zal de sterkte van het zwaartekrachtveld sterk afnemen.

### 9.1.3.1 De gravitatiewet volgens Einstein:

$$F = -\frac{G \cdot M \cdot m}{r^2} + \frac{L^2}{m \cdot r^3} - \frac{3G \cdot M \cdot L^2}{m \cdot c^2 \cdot r^4}$$

Vergelijking 7 Gravitatiewet volgens Einsteins relativiteitstheorie

De gravitatiewet van Einstein die gebruik maakt van de relativiteitstheorie is momenteel de meest nauwkeurige methode om de aantrekkingskracht tussen lichamen in de ruimte te berekenen. Doch, in de meeste gevallen wordt Newton's gravitatiewet gebruikt omdat deze voor de meeste gevallen een heel goede benadering is en niet zo rekenintensief is.

De gravitatiewet van Einstein wordt voornamelijk toegepast wanneer men bezig is met zeer grote massa's, denk maar aan heel erg grote sterren, of zwarte gaten.

Bekijken we de formule, dan bestaat deze uit drie delen:

1. Gravitatiewet van Newton
2. Centrifugaal kracht
3. Relativistisch effect

$$F = \underbrace{-\frac{G \cdot M \cdot m}{r^2}}_1 + \underbrace{\frac{L^2}{m \cdot r^3}}_2 - \underbrace{\frac{3G \cdot M \cdot L^2}{m \cdot c^2 \cdot r^4}}_3$$

Vergelijking 8

Hierin is:

- G = de universele gravitatieconstante
- M = massa grootste object
- m = massa kleinste object
- r = afstand tussen beide
- L = Impulsmoment
- c = lichtsnelheid = 299 792 458 m/s

$$L = I \cdot \omega \quad \left[ kg \frac{m^2}{s} \right]$$

Met

$$I = r^2 \cdot m$$

$$\omega = \frac{v}{r}$$

$$L = m \cdot r \cdot v$$

Omdat het redelijk complex wordt en volledig buiten dit eindwerk valt, zullen we de uitgebreide gravitatiewet van Einstein achterwege laten en enkel gebruik maken van Newton's gravitatiewet.

### 9.1.3.2 Energiepotentiaal tussen twee lichamen ten gevolge van de zwaartekracht:

Het energiepotentiaal tussen twee punten kan berekend worden met behulp van de geleverde arbeid, zijnde de kracht vermenigvuldigd met afgelegde afstand.

$$u_f - u_i = \int_{r_i}^{r_f} F(r) \cdot dr$$

$$u_f - u_i = - \int_{r_i}^{r_f} \frac{G \cdot M \cdot m}{r^2} dr = -G \cdot M \cdot m \cdot \left( \frac{1}{r_f} - \frac{1}{r_i} \right)$$

Vergelijking 9

Indien we aannemen dat de initiële afstand naar oneindig gaat, dan wordt de initiële potentiële energie gelijk aan nul.

Bijgevolg bekomt men de volgende formule:

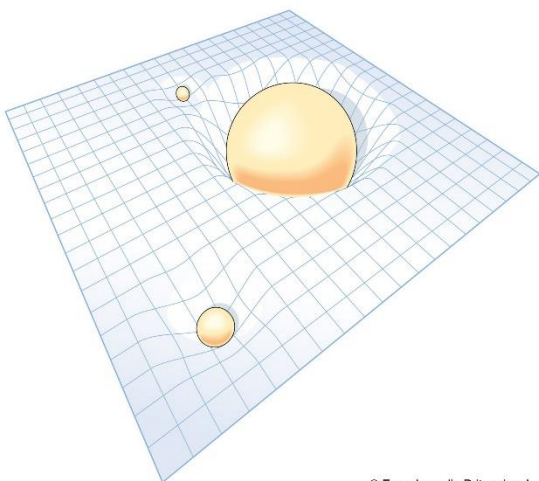
$$U = \frac{-G \cdot M \cdot m}{r}$$

Vergelijking 10

Hieruit kunnen we afleiden dat bij toenemende afstand, de zwaartekracht afneemt volgens  $1/r^2$  terwijl de potentiële energie verandert volgens  $1/r$ .

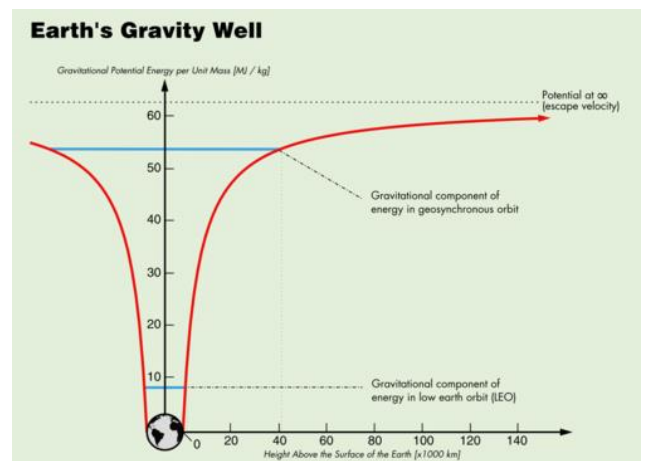
Het minteken in de vergelijking betekent dat alles binnen de invloedsfeer van de aarde of de desbetreffende planeet eerst een bepaalde hoeveelheid arbeid moet uitvoeren alvorens deze aan de zwaartekracht kan ontsnappen. In het Engels spreekt men van de zogenaamde “Gravity potential well”.

Dit kan gevisualiseerd worden als een inkeping waar de aarde in rust. Om deze te verlaten moet er genoeg energie zijn om de steile helling te overkomen. Om het in analogie te brengen met knikkers, beeld je in dat er een groot doek gespannen is, met middenin een bowlingbal, laten we zeggen dat deze bowlingbal de aarde is. Plaatsen we een knikker ergens aan de rand van het gespannen doek, dan zal deze geleidelijk naar de bowlingbal “Aarde” toerollen, dit met toenemende snelheid, dit in functie van de vervorming van het doek. Van zodra de knikker samenvalt met de bowlingbal, dan is er een bepaalde hoeveelheid energie nodig om het spontaan terugrollen tgv de vervorming van het doek tegen te gaan.



© Encyclopædia Britannica, Inc.

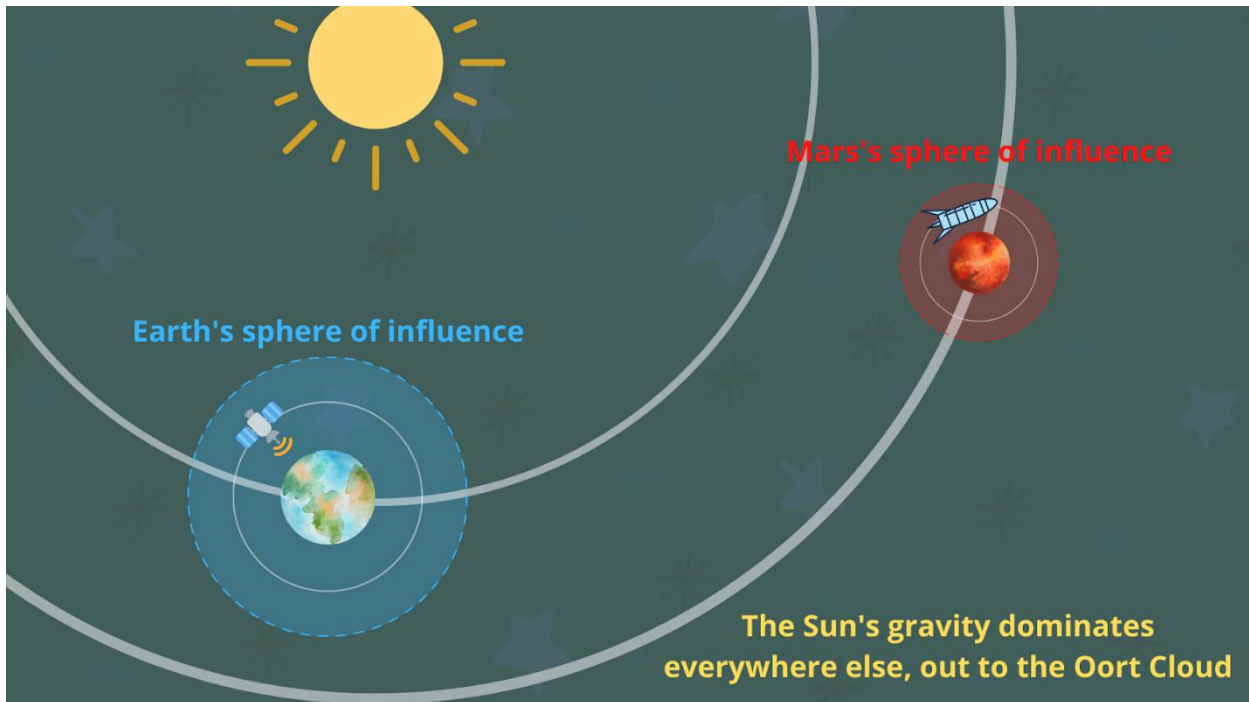
Figuur 72  
Gravity well,  
Britannica



Figuur 73 Potentiële energie Aarde,  
[https://archive.psas.pdx.edu/orbit\\_intro/](https://archive.psas.pdx.edu/orbit_intro/)



Om uit deze gravity well te geraken, dient er een bepaalde hoeveelheid arbeid verricht te worden. Zo zal de potentiële energie afnemen bij toenemende afstand ten opzichte van de aarde/hemellichaam, dit tot de potentiële energie verwaarloosbaar is. Van zodra de potentiële energie nul wordt, dan kan men zeggen dat het object, bijvoorbeeld een satelliet buiten de invloedsfeer is van de Aarde.



Figuur 74 De invloedsfeer van de Aarde en Mars, eenmaal een satelliet, raket of ander object deze verlaten, dan zijn ze onderhevig aan de invloedsfeer van de zon. , Mars society of Canada

De afstand waarover de aarde/planeet nog invloed heeft, kan berekend worden met behulp van de volgende formule:

$$r_{SOI} = a_p \cdot \left(\frac{m}{M}\right)^{\frac{2}{5}}$$

Vergelijking 11 Benaderende formule voor het berekenen van de straal van de invloedsfeer

- $a_p$  = semi-major axis, voor een cirkelvormige baan is dit gewoonweg de straal
- $m$  = kleine massa
- $M$  = grote massa

Tot zover de uitleg omtrent alles wat de zwaartekracht aangaat, in de volgende hoofdstukken zal er verder gebouwd worden op hetgeen hier verwerkt werd, zo zal er gekeken worden naar hoe men nu precies in een stabiele baan rondom een planeet komt?

## 9.1.4 Sub-orbitaal vlucht

Vooraleer er gesproken wordt over alles wat zich afspeelt in de ruimte, laten we eerst even kijken naar de theorie van de sub-orbitaal vlucht. Zo wordt het voor allerlei zaken gebruikt, denk maar aan artillerie, intercontinentale raketten, Virgin Galactic's en Blue Origins commerciële ruimtevaartuigen en het sub-orbitaal gedeelte van een ruimtemissie.

Zoals de naam al doet vermoeden, is dit een vlucht waar het projectiel, object of lucht/ruimtevaartuig niet in een baan rond de Aarde komt.

Er zal hier vooral gekeken worden naar de wiskundige achtergrond, namelijk alles gaande van het berekenen van de maximale hoogte en maximaal af te leggen afstand.

Er zullen twee methodes besproken worden, in de ene methode gaat men ervan uit dat de Aarde plat is (Flat-Earthers terzijde) De andere methode gaat uit van een sferische Aarde, wat wenselijk is wanneer men over grotere afstanden werkt.

### 9.1.4.1 Vlak aardmodel

Dit model wordt vaak gebruikt voor ballistische doeleinden over korte afstanden, denk maar aan het lanceren van artillerie of raketten.

Hier gaat men er dus van uit dat de Aarde vlak is, wat de berekeningen wat makkelijker maken. Voor de simpliciteit zullen we hier de essentie van deze berekeningsmethode toelichten in ideale omstandigheden, namelijk er is geen luchtweerstand, geen invloed van de rotatie van de aarde/planeet en er is ook geen wind die inwerkt op het projectiel/raket.

Eerst zal de berekeningsmethode besproken worden via een stappenplan, gevolgd door een voorbeeld oefening.

1. Bepaal de initiële snelheid van het projectiel, voor geschut kan dit gezien worden als de snelheid bij het verlaten van de loop, hier kan meestal de afgelegde afstand doorheen de loop verwaarloosd worden daar deze niet zo groot is. Bij een raket, zal de initiële snelheid meestal nul zijn en moet de snelheid bij het begin van de uitlooffase (na het branden van de motor) bepaald worden, hierbij moet dan ook de hoogte en horizontaal afgelegde afstand tijdens de "burn-phase" in rekening gebracht worden.
2. Het projectiel/raket zit nu in z'n uitlooffase, het heeft dus geen manier meer om te versnellen daar er geen voortstuwingsmiddelen meer zijn. Vanaf dit punt kan de variatie van de snelheid onder invloed van de valversnelling berekend worden. Voor ieder moment, kan de lokale snelheid berekend worden tezamen met de momentele hoogte en horizontale afstand. In formulevorm is dit verband tussen de hoogte en de vluchttijd parabolisch. Nemen we 'y' als de verticale afstand, 'x' als de horizontale afstand, 'v' als de snelheid en 't' als de verstreken tijd in seconden, dan kunnen de volgende formules gebruikt worden:

$$x(t) = x_0 + (v \cdot \cos \phi) \cdot t$$
$$y(t) = y_0 + (v \cdot \sin \phi) \cdot t - \frac{1}{2} \cdot g \cdot t^2$$

3. Bereken de maximale hoogte en de afgelegde afstand na impact. De maximale hoogte is daar waar de afgeleide van de snelheid nul is, of met andere woorden, het moment waarop er geen versnellingen meer inwerken op het projectiel. Op het maxima is het projectiel dus tijdelijk gewichtloos, waarna het terug naar beneden toe versnelt.

### 9.1.4.2 Rekenvoorbeeld vlak aardmodel:

Om de formules en de werkwijze te verduidelijken zal er hier een voorbeeld uitgewerkt worden.



Figuur 75 JAXA EPSILON 4 RAKET, global.jaxa.jp

De EPSILON-4 raket van JAXA wordt gelanceerd vanop Uchinoura Space Center, daar staat de raket klaar op het lanceerplatform, dit met een inclinatie van  $80^\circ$  t.o.v. de horizon.

De lanceersite bevindt zich op 210 m boven het zeeniveau. Tijdens deze ballistische vlucht zal de EPSILON-raket slechts één van z'n vaste brandstof stages gebruiken.

Namelijk de SRB-A

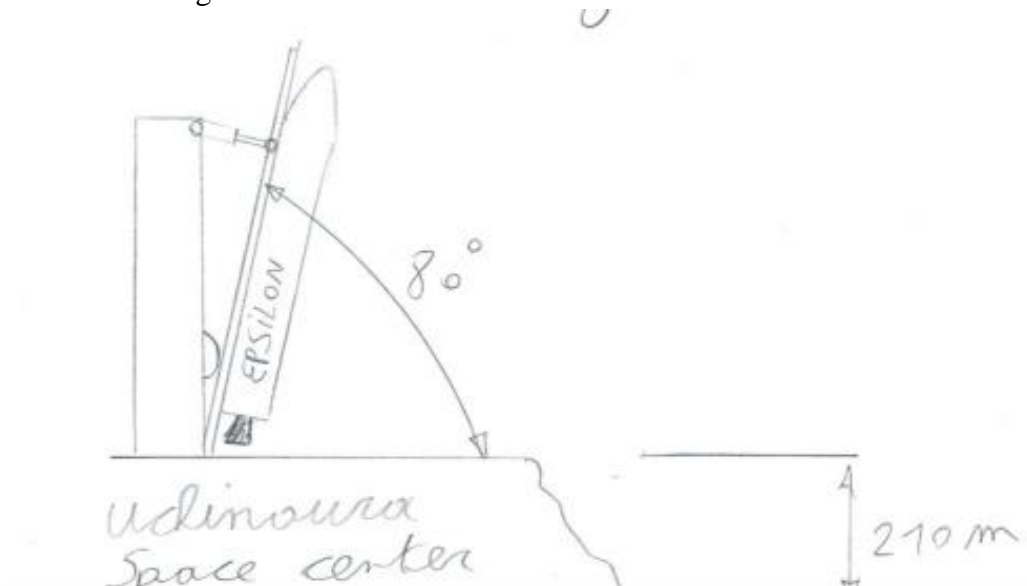
“SRB = Solid Rocket Booster”. De gegevens van de raket en de motor kunnen in onderstaande tabel teruggevonden worden.

De vlucht is verondersteld geen invloed te ondervinden van de luchtweerstand of wind.

$m_{tot}$ [kg]	$h_0$ [m]	$g_0$ [m/s <sup>2</sup> ]	$T_{max,vac}$ [kN]	$T_{av,vac}$ [kN]	$m_{SRB-A}$ [kg]	$m_{fuel}$ [kg]	$t_{brun}$ [s]	ISP [s]
91 000	210	9,80665	2 271	1 780	74 400	65 000	116	280

Tabel 7 Voorbeeld EPSILON-4 Raket

Situatietekening:



Figuur 76 Situatietekening, B.S. EPSILON-4 Vraagstuk, 2020

### 1. Bepalen van parameters tijdens de voortstuwingsfase:

De totale impuls is gelijk aan de gemiddelde stuwkracht vermenigvuldigd met de burntime, voor brandtijd zal er gewerkt worden met 100 seconden in plaats van 116, op deze manier kunnen we uitgaan van een gemiddelde stuwkracht daar er geen start en stopovergang van de motor wordt meegerekend.

$$I_t = F \cdot t_a$$
$$ISP = \frac{I_t}{m \cdot g_0}$$
$$F_{gem} = \frac{ISP \cdot m \cdot g_0}{t_a} = \frac{280 \cdot 65 \cdot 10^3 \cdot 9,80665}{100} = 1784,81 \text{ kN}$$

Het resultaat die we hieruit krijgen lijkt te kloppen daar het nauw aanleunt bij de gegeven stuwkracht in een vacuüm.

Vervolgens zullen we aan de hand van de massa van de raket de gemiddelde versnelling berekenen.

$$F = m \cdot a \rightarrow a = \frac{F}{m_{raket}}$$

Voor de massa van de raket zullen we het gemiddelde nemen, zijnde de start massa plus de eindmassa (na het uitschakelen van de vaste raketmotor) gedeeld door twee.

$$m_{raket,gem} = \frac{m_0 + m_f}{2} = \frac{91 \cdot 10^3 + (91 \cdot 10^3 - 65 \cdot 10^3)}{2}$$
$$a_{gem} = \frac{F_{avg} - W_{tot}}{m_{raket,gem}} = 2 \cdot \frac{1784,81 \cdot 10^3 - 91 \cdot 10^3 \cdot 9,80665}{91 \cdot 10^3 + (91 \cdot 10^3 - 65 \cdot 10^3)}$$
$$a_{gem} = 15,255 \frac{m}{s^2}$$

Nu kunnen we aan de hand van de lanceerhoek, zijnde 80° de x en y component van de versnelling bepalen.

$$a_{gem,x} = a_{gem} \cdot \cos \phi = 15,255 \cdot \cos 80^\circ = 2,649 \frac{m}{s^2}$$
$$a_{gem,y} = a_{gem} \cdot \sin \phi = 15,255 \cdot \sin 80^\circ = 15,023 \text{ m/s}^2$$

### 2. Opstellen formule voor de altitude tijdens de “powered flight”:

$$\int v_0 + a_{gem,y} \cdot t \, dt = v_0 \cdot t + a_{gem,y} \cdot \frac{t^2}{2} + C \rightarrow h = h_0 + a_{gem,y} \cdot \frac{t^2}{2}$$
$$\int v_0 + a_{gem,x} \cdot t \, dt = v_0 \cdot t + a_{gem,x} \cdot \frac{t^2}{2} + C \rightarrow d = d_0 + a_{gem,x} \cdot \frac{t^2}{2}$$

de term  $v_0 \cdot t$  valt weg daar er geen initiële snelheid is.

### 3. Berekenen eindcriteria voor de powered flight:

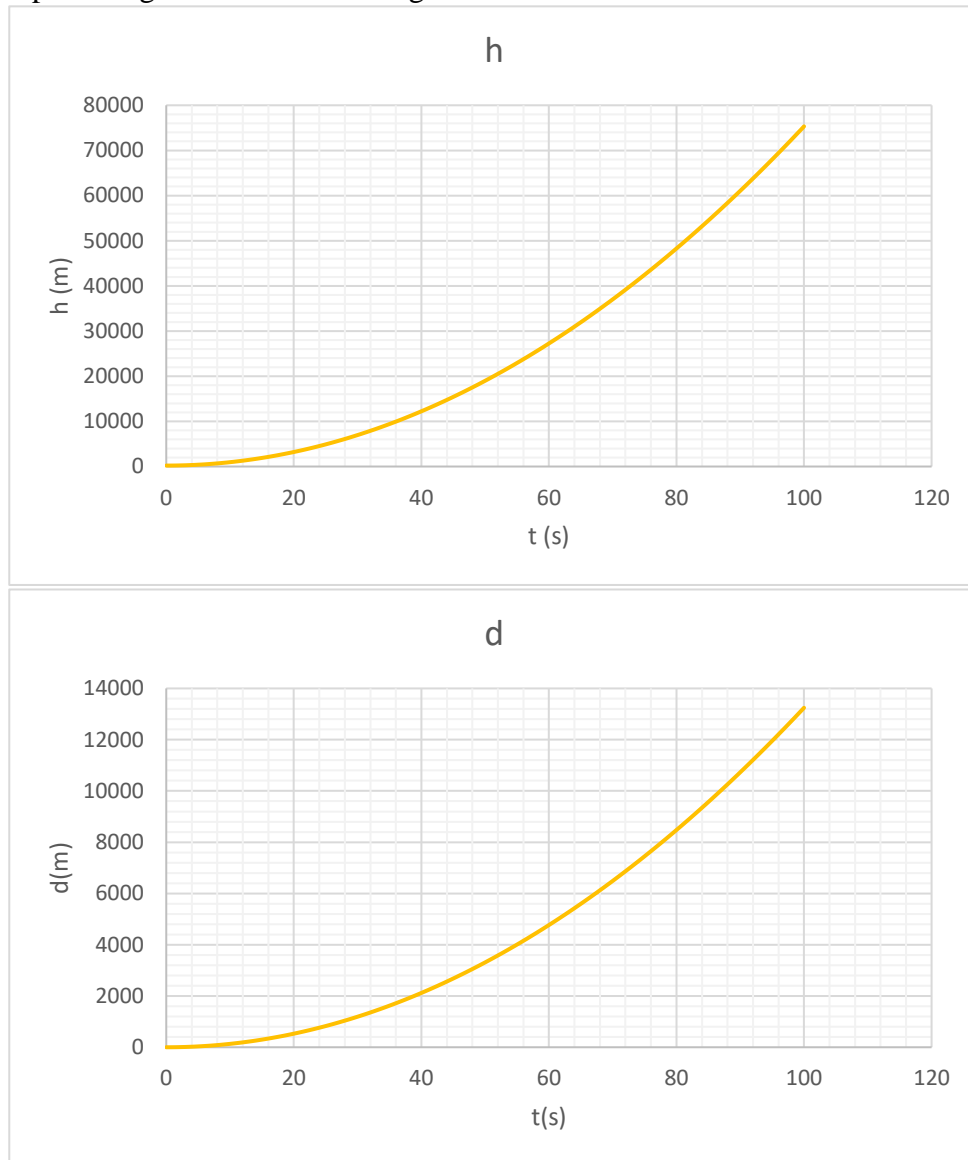
Met de formules opgesteld in punt 2, is het mogelijk om de hoogte en horizontaal afgelegde afstand te berekenen nadat de motor is uitgebrand, dit simpelweg door de brandtijd van 100 seconden in te vullen.

$$h(t) = h_0 + a_{gem,y} \cdot \frac{t^2}{2} = 210 + a \cdot \sin 80^\circ \cdot \frac{t^2}{2}$$
$$d(t) = d_0 + a \cdot \cos 80^\circ \cdot \frac{t^2}{2}$$

$$h(100) = 210 + 15,023 \cdot \frac{100^2}{2} = 75,325 \text{ km}$$

$$d(100) = 0 + 2,649 \cdot \frac{100^2}{2} = 13,245 \text{ km}$$

Opstellen grafieken van de hoogte en horizontale afstand in functie van de tijd:



Nemen we vervolgens de afgeleide van de hoogte en horizontale afstand, dan krijgen we de snelheidscomponenten:

$$v_y(t) = a_{gem,y} \cdot t$$

$$v_y(100) = 15,023 \cdot 100 = 1502,3 \frac{m}{s}$$

$$v_x(t) = a_{gem,x} \cdot t$$

$$v_x(100) = 2,649 \cdot 100 = 264,9 \frac{m}{s}$$

$$v_{res} = \sqrt{1502,3^2 + 264,9^2} = 1525,4 \text{ m/s}$$

#### 4. Ballistische fase:

Na het stoppen van de motor, zal de raket overgaan tot een ballistische vlucht, daar we geen luchtweerstand en wind in rekening brengen is de enige factor die de raket vertraagd de aantrekkingskracht van de aarde.

Wat de vergelijkingen betreft, nu krijgt de verticale component een negatieve versnelling, namelijk de valversnelling. Eerst zal deze de raket vertragen tot de snelheid gelijk is aan nul en vervolgens deze terug versnellen, maar hierbij zal de hoogte afnemen.

$$h(t_2) = h(100) - g_0 \cdot \frac{t_2^2}{2} + v_y \cdot t_2$$

$$d(t_2) = d(100) - v_x \cdot t_2$$

$t_2$  staat voor de tijd na de bekrachtigde fase.

Daar waar de afgeleide van de hoogte nul wordt, daar vindt men een extrema, in dit geval zullen we het gebruiken om het maxima te bepalen.

$$h'(t_2) = -g_0 \cdot t_2 + v_y = 0 \rightarrow t_2 = \frac{v_y}{g_0} = \frac{1502,3}{9,80665} = 153,19 \text{ s}$$

$$h(153,19) = 75325 + 1502,3 \cdot 153,19 - \frac{9,80665 \cdot 153,19^2}{2} = 190,395 \text{ km}$$

#### 5. Berekenen van de totale ballistische tijd:

Gaan we ervan uit dat de raket neerkomt in de zee, wat we dus kunnen zien als hoogte 0, dan kan de totale vluchttijd berekend worden vanuit de vergelijking voor de hoogte in de ballistische fase.

$$h(t_{tot}) = h(100) - g_0 \cdot \frac{t_{tot}^2}{2} + v_y \cdot t_{tot} = 0$$

Om de totale vluchttijd te weten gaan we dus op zoek naar de nulpunten, daar het een parabolische functie is, zullen we twee nulpunten vinden, echter één ervan zal slechts bruikbaar zijn.

$$aX^2 + bX + c = 0$$

$$D = b^2 - 4ac \quad \text{met } a = -\frac{g_0}{2}; b = v_y; c = h(100)$$

$$x = \frac{-b \pm \sqrt{D}}{2a}$$

Vullen we deze vergelijkingen in, dan bekomen we als tijd 350,337 seconden.

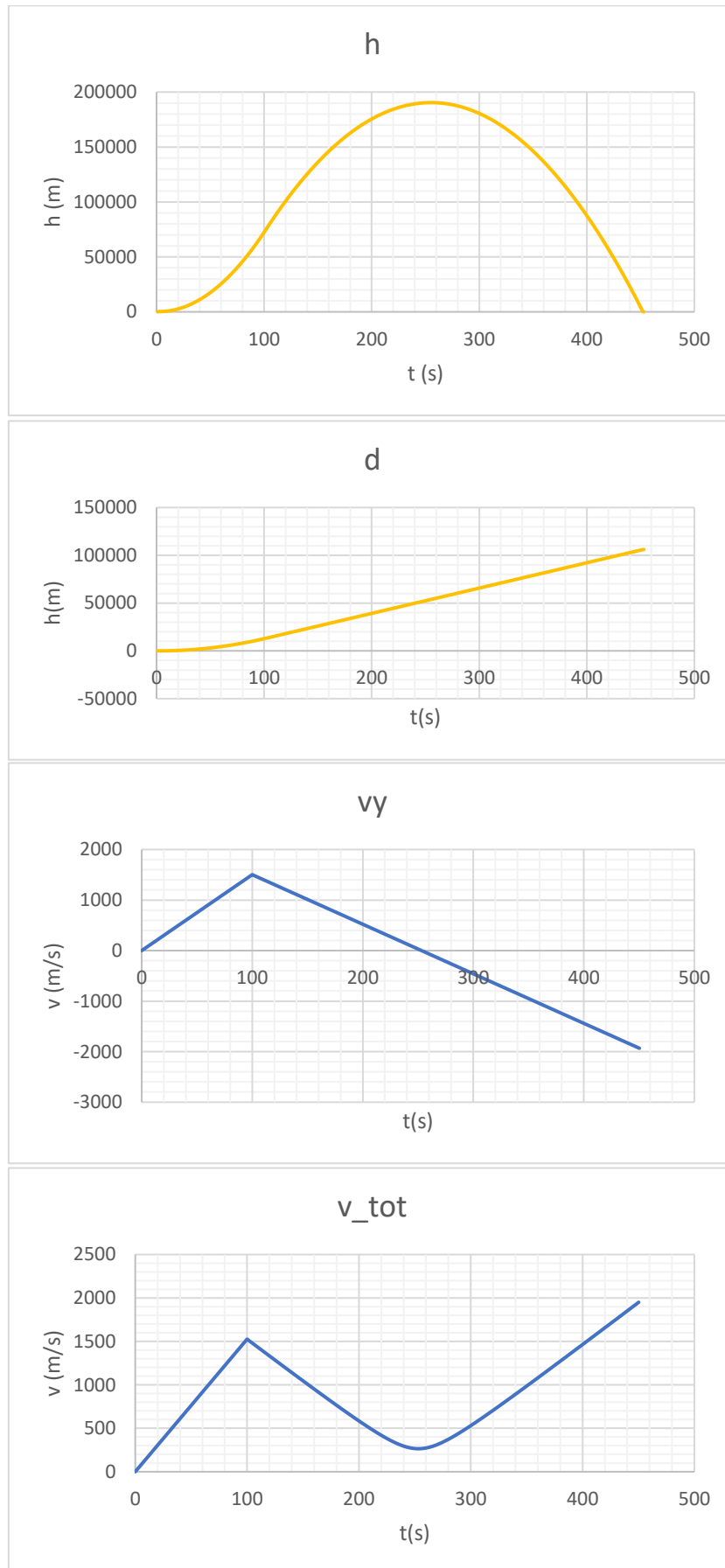
Het ander resultaat is negatief en dus niet bruikbaar.

#### 6. Berekenen Horizontaal afgelegde weg:

$$d(450,337) = d(100) + v_x \cdot t_{tot}$$

$$d(450,337) = 13245 + 264,90 \cdot 350,337 = 106,049 \text{ km}$$

## 7. Grafieken:



Figuur 77 Grafieken over de oefening, Bram Samyn

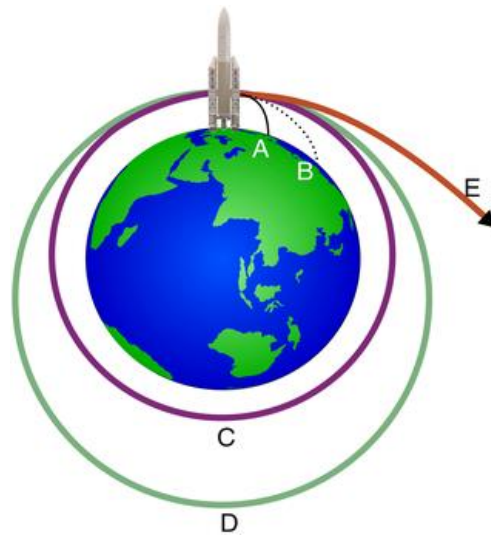


### 9.1.4.3 Sferisch Aardmodel

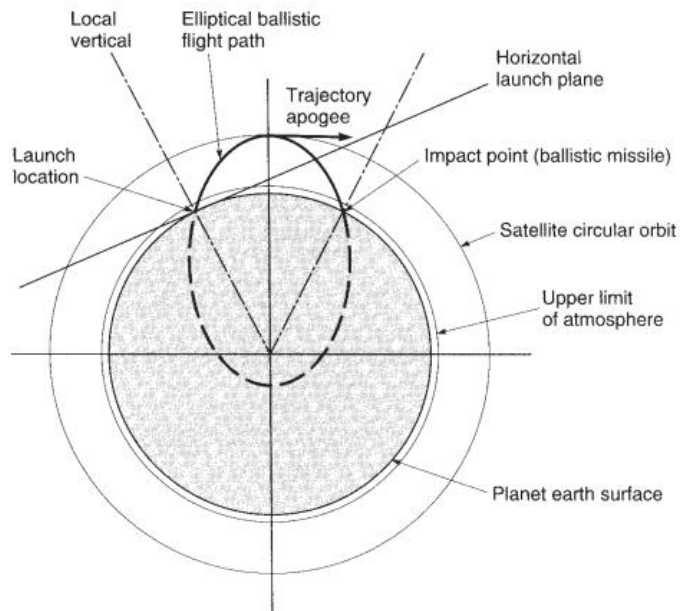
Indien men accuratere berekeningen wenst, dan is het aangeraden om het sferisch aardmodel te gebruiken, hier zal de baan van het projectiel geen parabool meer beschrijven, maar dat van een ellips. Ook hier gaat men ervan uit dat alles gebeurt in een vacuüm.

Alhoewel we graag dieper zouden ingaan op de formules achter de ballistiek op basis van het sferisch Aardmodel, is de achterliggende theorie en formules niet zo eenvoudig uit te leggen als de voorgaande methode waar ervan wordt uitgegaan dat de Aarde vlak is.

Verder bied het niet meteen een meerwaarde, daar we vooral geïnteresseerd zijn in de orbitaalvlucht van de CubeSat.



Figuur 78 Verschillende banen voor een raket, A & B zijnde sub-orbitaal, C & D Orbitaal en E het punt waarbij de raket de Aarde ontsnapt dit aan de escape velocity, <https://www.redshift-live.com/>



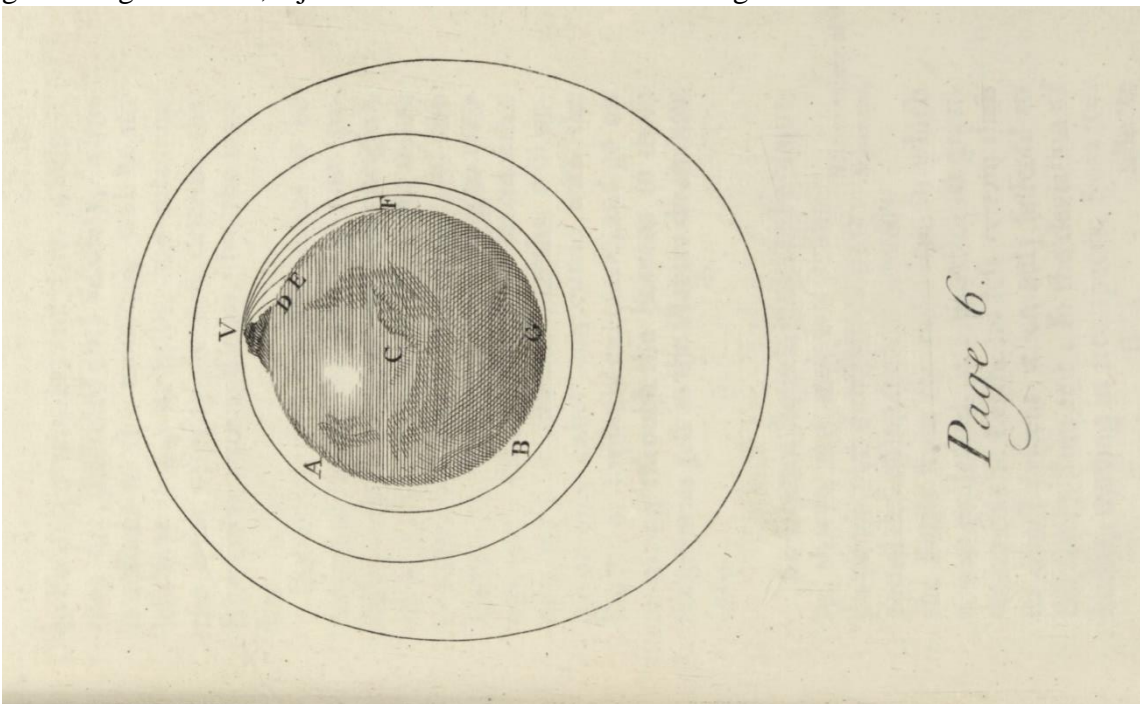
Figuur 79 Elliptische baan van een projectiel of raket, *Rocket Propulsion Elements, 9th edition*

### 9.1.5 In een baan om de Aarde

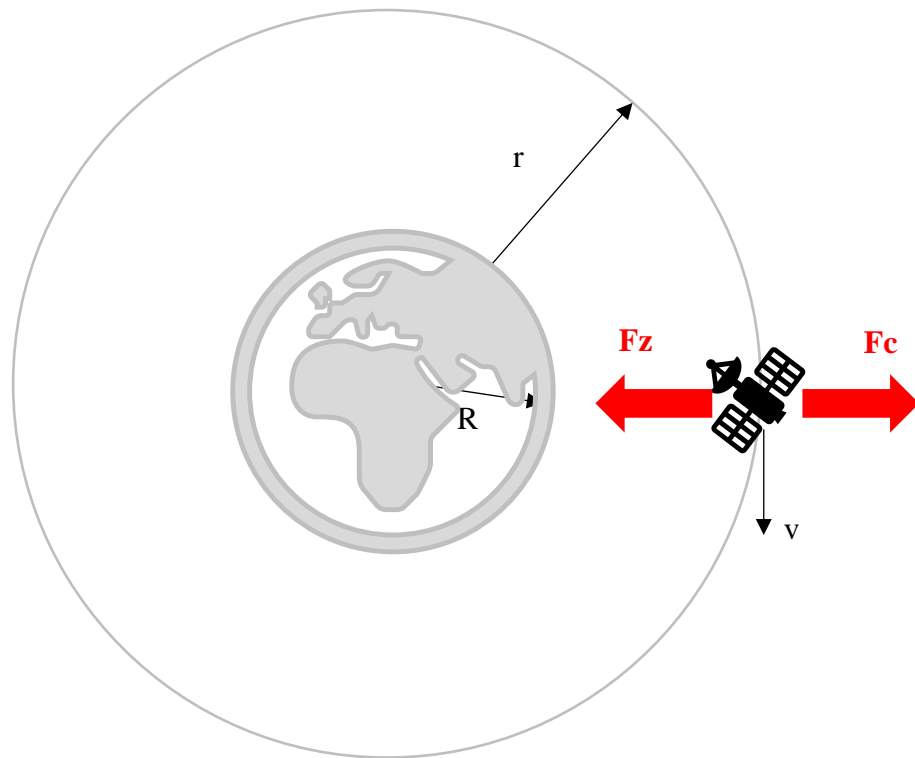
Hoe blijft men nu precies in een baan om de Aarde? Eerst en vooral zal men ervoor moeten zorgen voldoende hoog te zitten boven het aardoppervlak, dit wordt in de meeste gevallen verkregen door een raket. De reden waarom je voldoende hoog wil zitten is om de grootste wrijving met de atmosfeer te vermijden. Wanneer die hoogte bereikt is en er wordt niets gedaan, dan val je terug naar beneden, je bent op dat moment nog sub-orbitaal.

De sleutel tot het in een baan om een hemellichaam cirkelen is snelheid, om dit te verduidelijken zullen we er Newton's kanon bijhalen. Het kanon van Newton was een gedachtenexperiment, zo beredeneerde hij dat wanneer je een kanonskogel vanop een hoge berg zou afschieten, de kromming en afstand die de kanonskogel aflegt afhankelijk is van z'n snelheid. Zo zou het mogelijk zijn om een kanonskogel, indien deze de juiste snelheid heeft te laten cirkelen om de Aarde. Dit is mogelijk dankzij de continue uitwisseling van potentiële en kinetische energie, namelijk, wanneer de kanonskogel voldoende horizontale afstand aflegt in de tijd dat hij een bepaalde afstand zakt, zodanig dat de afstand tussen het oppervlak van de Aarde en de kanonskogel gelijk blijft, dan is de snelheid groot genoeg om deze baan te behouden.

Om het anders te verwoorden: een lichaam is in rust wanneer er geen resulterende krachten op inwerken, wanneer het in beweging is dan zal het blijven verder bewegen aan diezelfde snelheid. Passen we dit toe op de kanonskogel, dan kunnen we eerst en vooral stellen dat wanneer deze ver boven de atmosfeer wordt afgevuurd de snelheid niet zal afnemen ten gevolge van de luchtweerstand. De krachten die elkaar opheffen zodanig dat de kanonskogel in evenwicht is en dus geen hoogte verliest, zijn de zwaartekracht en de centrifugaal kracht.



Figuur 80 Newton's gedachtenexperiment, *De mundi systemate*, Sir Isaac Newton



Figuur 81 Schematische voorstelling van een satelliet in een cirkelvormige baan om de Aarde, met zwaartekracht en centrifugaalkracht

Bekijken we het wetenschappelijk, dan kunnen we het volgende stellen:

$$\begin{aligned}
 F_z &= F_c \\
 m_{\text{satelliet}} \cdot g &= m_{\text{satelliet}} \cdot \frac{v^2}{r} \\
 \text{met } g &= \frac{G \cdot m_{\text{aarde}}}{r} \text{ en } \frac{v^2}{r} = \omega^2 \cdot r \\
 \frac{G \cdot m_{\text{aarde}}}{r} \cdot \cancel{m_{\text{satelliet}}} &= \cancel{m_{\text{satelliet}}} \cdot \frac{v^2}{r} \\
 v &= \sqrt{\frac{G \cdot m_{\text{aarde}}}{r}} = \sqrt{\frac{G \cdot m_{\text{aarde}}}{R + h}}
 \end{aligned}$$

Vergelijking 12 Omtreksnelheid nodig om in een cirkelvormige baan te blijven

### 9.1.5.1 De cirkel, een speciaal geval van de ellips:

Tot nu toe werd er enkel nog maar gesproken over een cirkelvormige baan, echter redelijk wat banen in de ruimte zijn geen cirkel, maar een ellips.

Om de ellips uit te leggen, zullen we beginnen bij de baanvergelijking van een cirkel, dit omdat deze een speciaal geval is van een ellips.

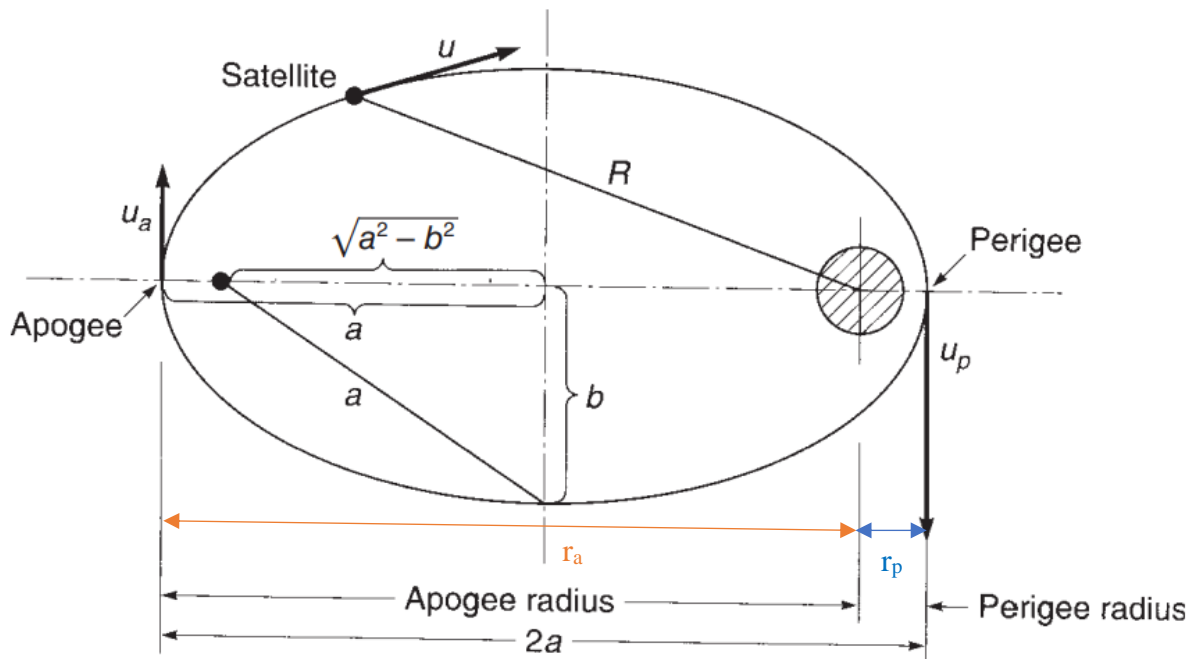
De algemene vergelijking voor een cirkelvormige baan is gelijk aan:

$$r^2 = (x - x_0)^2 + (y - y_0)^2$$

Vergelijking 13

Hierin is r de straal van de cirkel,  $x_0$  en  $y_0$  zijn de coördinaten van het middelpunt.

Omdat een cirkel een even grootte straal heeft om het even welke doorlopen hoek van de cirkel, is het mogelijk de vergelijking te vereenvoudigen. Kijken we naar de ellips en de bijhorende vergelijking, dan zal duidelijk worden hoe men de vergelijking van de cirkel bekomt.



Figuur 82 Ellips vormige baan van een satelliet rondom een planeet, Rocket Propulsion Elements, 9th edition

Onderdelen en termen van een ellipsvormige baan:

- A = semi major axis 'halve lange as'
- B = semi minor axis 'halve korte as'
- C = lineaire excentriciteit van de ellips:  $c = \sqrt{a^2 - b^2}$   
de lineaire excentriciteit is de afstand tussen het midden en een focus.
- Periapsis (Pe): dit is het laagste punt van de baan nabij het aantrekkend lichaam.
- Apoapsis (Ap): dit is het hoogste punt van de baan t.o.v. het aantrekkend lichaam.
- Hoofdfocus: dit is de focus het dichtst bij het perigee of periapsis van de baan.  
In de meeste gevallen is de hoofdfocus een planeet, maan of ster.
- R = de straal van de hoofdfocus tot de ellips, meestal uitgedrukt in poolcoördinaten.
- $R_a$  = straal vanaf de hoofdfocus tot de apoapsis.
- $R_p$  = straal vanaf de hoofdfocus tot de periapsis.

De ellips kan wiskundig als volgt beschreven worden:

$$1 = \frac{(x - x_0)^2}{a^2} + \frac{(y - y_0)^2}{b^2}$$

Vergelijking 14

Dit is de algemene formule voor wanneer het center van de ellips niet in het midden van het assenstelsel ligt, is dit wel het geval, dan kan de formule vereenvoudigd worden tot:

$$1 = \frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2}$$

Vergelijking 15

Indien de semimajor axis dezelfde lengte heeft als de semiminor axis, dan kan de vergelijking als volgt herschreven worden:

$$1 = \frac{(x - x_0)^2}{a^2} + \frac{(y - y_0)^2}{a^2}$$

$$a^2 = (x - x_0)^2 + (y - y_0)^2$$

Vergelijking 16

In dit geval bekom je een cirkel en dus kan de  $a$  vervangen worden door de straal van de cirkel, dit omdat er geen onderscheid meer te maken is tussen de lange en korte as daar ze gelijke lengte hebben.

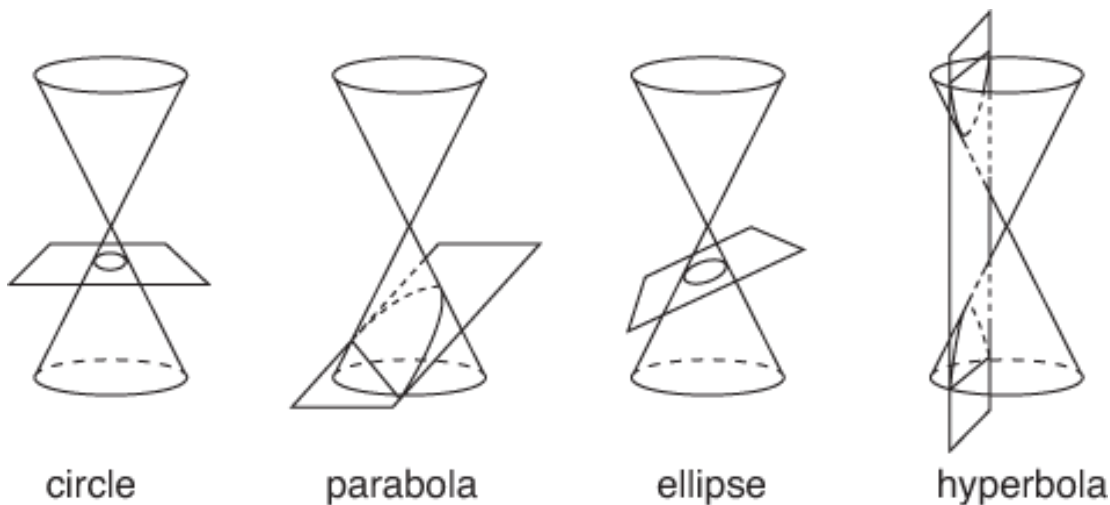
$$r^2 = (x - x_0)^2 + (y - y_0)^2$$

$$r = \sqrt{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2}$$

### 9.1.5.2 De ellips en cirkel, beide conische secties:

Zowel de cirkel als de ellips zijn beide secties van een kegel, afhankelijk van de hoek waaronder de snede wordt genomen bekomt men een andere functie. Zo zal men een cirkel vormen daar waar er horizontaal gesneden wordt, verandert men de hoek zodanig dat het snijvlak niet doorheen de bodem van de kegel gaat, dan is het resultaat een ellips.

Verder zijn er nog twee andere functies mogelijk, namelijk de parabool, deze wordt gevormd wanneer het snijvlak onder een bepaalde hoek staat en door het onderste vlak van de kegel gaat. Finaal is er dan nog de hyperbool, deze projectie verkrijgen we wanneer we een verticale snede maken in de kegel.



Figuur 83 Kegelsneden, cirkel, parabool, ellips en de hyperbool, <https://nmanumr.github.io/fung-notes/maths/ch20/>

Voor de verschillende kegelsneden valt het op dat sommigen steeds verder afwijken van de oorspronkelijke cirkel. Hiervoor heeft men een term genaamd de ‘excentriciteit’. De excentriciteit geeft aan in hoeverre een kegelsnede afwijkt van de cirkelvorm.

$$e = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}} = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p}$$

Vergelijking 17 Excentriciteit van omloopbanen, pas op de excentriciteit maakt gebruik van de letter ‘e’, verwar deze niet met het natuurlijk logaritme  $e=2,718$ .

Verschillende waarden voor de excentriciteit geeft andere kegelsneden:

Excentriciteit:	Kegelsnede:
$e = 0$	Cirkel
$0 < e < 1$	Ellips
$e = 1$	Parabool
$1 < e$	Hyperbool

Tabel 8 De Excentriciteit en de bijhorende kegelsnede

Willen we nu de ogenblikkelijke straal van een bepaalde baan met excentriciteit ‘e’ berekenen, dan kan dit door onderstaande formule te gebruiken:

$$r = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{1 + e \cdot \cos \gamma}$$

Vergelijking 18

In deze formule is gamma de hoek die de radiusvector maakt met de lange as van de ellips.

### 9.1.6 De wetten van Kepler

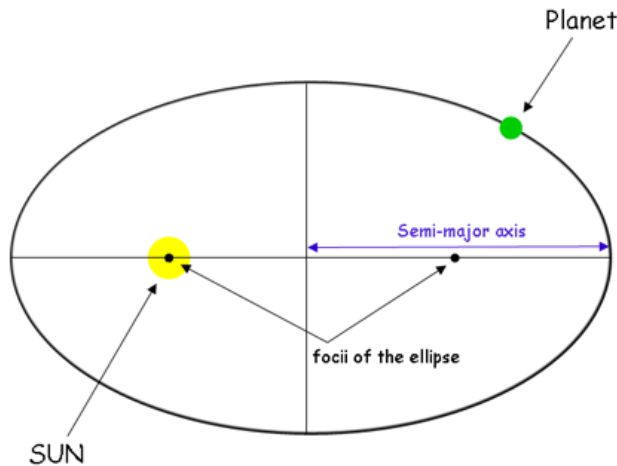
Johannes Kepler was een Duits wetenschapper die actief was in de astronomie, de wiskunde en de filosofie. Het was echter voor zijn bijdrage in de astronomie dat hij bekend werd.

Zo was hij één van de sleutelfiguren tijdens de wetenschappelijke revolutie die plaats vond rond de 17<sup>e</sup> eeuw. Hij werd bekend dankzij zijn wetten voor de beweging van de hemellichamen.

Het was dankzij zijn observaties van de nachtelijke hemel dat hij tot deze drie wetten is gekomen, later zou Newton zich hierop baseren om zo de astrodynamica verder te helpen.

#### 9.1.6.1 De eerste wet van Kepler:

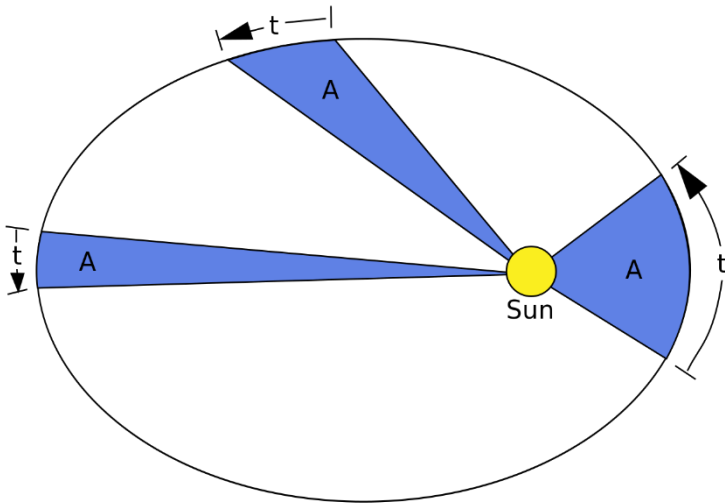
“Alle planeten bewegen zich in elliptische banen rond de zon, de zon neemt hier plaats in één van de focussen.”



Figuur 84 Voorstelling van Keplers eerste wet, Astronomy & Astrophysics

### 9.1.6.2 De tweede wet van Kepler:

“De radius vector die een planeet met de zon verbindt, doorloopt gelijke oppervlaktes per tijdseenheid.”



Figuur 85 Voorstelling van de tweede wet van Kepler, Wikimedia Commons

Dit kan aangetoond worden aan de hand van volgend bewijs:

Daar de krachten die inwerken op een satelliet of planeet in lijn liggen met de straalvector, is er geen moment arm en dus is het moment op een lichaam in een baan gelijk aan nul.

$$\begin{aligned}\tau &= r \cdot F \text{ [Nm]} \\ \tau &= r \cdot F \cdot \sin \phi = 0\end{aligned}$$

Vergelijking 19

Uit de definitie van koppel halen we dat: “koppel is de verandering van het impulsmoment in de tijd”.

$$\tau = \frac{dL}{dt}$$

Vergelijking 20

Met het impulsmoment gelijk aan:

$$L = r \cdot m \cdot v \text{ [kg} \frac{\text{m}^2}{\text{s}}]$$

Vergelijking 21

Omdat het moment nul is, betekent dit dat het impulsmoment een constante is, de afgeleide van een constante is namelijk nul.

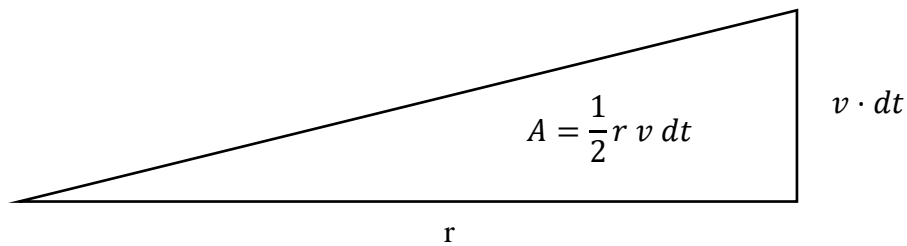
$$\begin{aligned}L &= r \cdot m \cdot v = cte \\ \frac{L}{m} &= r \cdot v\end{aligned}$$

Vermenigvuldigen we beide leden met  $\frac{1}{2} dt$ , dan bekommen we:

$$\frac{L}{2m} dt = \frac{1}{2} r \cdot v \cdot dt$$

Dit lijkt misschien wat vreemd om dit te doen, maar kijkt men goed, dan kan  $r$  en  $v \cdot dt$  teruggevonden worden in de baan, namelijk  $r$  zijnde de afstand tot het omlopend lichaam en  $v \cdot dt$ , de afgelegde afstand.





Figuur 86 De doorlopen oppervlakte van een object die zich voortbeweegt op een baan

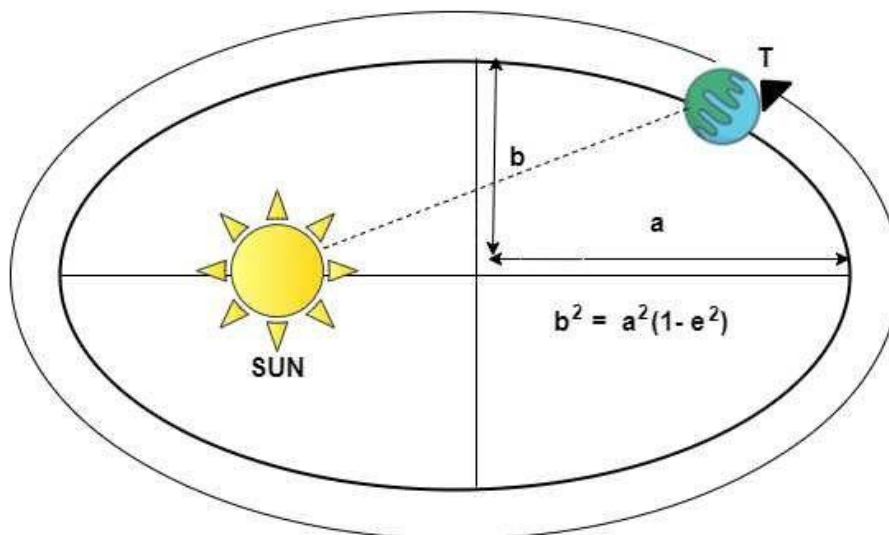
$$dA = \frac{L}{2m} dt$$

$$\frac{dA}{dt} = \frac{L}{2m}$$

Deze vergelijking verifieert wat Kepler beweerde. De verandering van de oppervlakte is een constante. We kunnen er vanuit gaan dat de massa constant blijft, dus de noemer van het rechterlid blijft gelijk. Dan is er nog het impulsmoment, die is afhankelijk van de straal en de omtreksnelheid. Ook deze twee zijn verbonden aan elkaar, zo zal een object een grotere omtreksnelheid hebben daar waar de straal het kleinst is en een lagere omtreksnelheid daar waar de straal het grootst is. Dit door het feit dat het impulsmoment constant is.

### 9.1.6.3 De derde wet van Kepler:

“Het kwadraat van de omlooptijd (de periode) van een baan, is proportioneel met de straal tot de derde macht van die baan.”



$$T^2 \propto a^3$$

T = Time to Complete Orbit  
a = Length of Semi-major Axis

### Kepler's Third Law of Planetary Motion

Figuur 87 Grafische voorstelling van de derde wet van Kepler, bron: Researchgate, Arshia Anjum

Ook deze wet kunnen we aantonen via een kort bewijs:

Voorheen hebben we het al gehad over het evenwicht tussen de centrifugaal kracht en de aantrekking door de gravitatie. In formulevorm wordt dit:

$$\frac{G \cdot m_{aarde} \cdot m_{satelliet}}{r^2} = m_{satelliet} \cdot \omega^2 \cdot r$$

*Vergelijking 22*

Vereenvoudigen we deze door de massa van de satelliet te schrappen en de straal naar de andere kant te brengen, dan krijgen we:

$$G \cdot m_{aarde} = \omega^2 \cdot r^3$$

Met de hoeksnelheid omega zijnde de volle hoek in radialen van  $2\pi$  gedeeld door de omlooptijd, of kortweg de periode T.

$$\omega = \frac{2\pi}{T}$$
$$T^2 = \frac{4\pi^2 \cdot r^3}{G \cdot m_{aarde}}$$
$$T^2 = cte \cdot r^3$$

*Vergelijking 23*

### 9.1.7 Baanveranderingen en manoeuvres

De baanveranderingen en de hoeveelheid brandstof nodig om een bepaald manoeuvre uit te voeren is de gehele reden van het implementeren van de astrodynamica voor dit eindwerk.

Omdat onze CubeSat gedimensioneerd wordt op de theoretische missie waar we lanceren met de Vega C, die ons in een baan brengt van ongeveer 650 km hoogte.

Nu is het zo dat elke CubeSat een maximale levensduur mag hebben van 25 jaar, om deze reden is er het propulsiesysteem die ervoor moet zorgen dat de baan verlaagt kan worden om te garanderen dat deze opbrandt in minder dan 25 jaar.

Voor deze dimensionering moeten we echter weten hoeveel brandstof er nodig is om zo'n manoeuvre uit te voeren.

Vandaar dit laatste hoofdstuk in de astrodynamica.

#### 9.1.7.1 Newton's Vis Viva vergelijking:

De Vis Viva vergelijking werd opgesteld door Newton en beschrijft het behoud van energie voor lichamen die enkel onderhevig zijn aan hun eigen gewicht. Met behulp van de Vis Viva vergelijking kunnen we vanuit de totale energie waarover een satelliet beschikt, de ogenblikkelijke snelheid in functie van de straal bepalen.

Laten we de Vis Viva vergelijking afleiden door van start te gaan met de totale energie die een lichaam op een baan bezit.

$$E = E_k + E_p = \frac{1}{2}m \cdot v^2 - \frac{G \cdot M \cdot m}{r}$$

*Vergelijking 24*

Over de gehele baan is de totale energie een constante, er vindt wel continu een overdracht plaats tussen de kinetische en potentiële energie.

Voor twee punten op een baan kunnen we schrijven:

$$E = \frac{1}{2} m \cdot v_1^2 - \frac{G \cdot M \cdot m}{r_1} = \frac{1}{2} m \cdot v_2^2 - \frac{G \cdot M \cdot m}{r_2}$$

Vanuit vergelijking 8 halen we dat de straal van de periapsis (hoek = 0°) de volgende waarde aanneemt:

$$r = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{1 + e \cdot \cos \gamma} \quad \text{met } \gamma = 0^\circ$$

$$r = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{1 + e \cdot 1} = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{(1 + e)}$$

$$\text{en } (1 - e^2) = (1 - e) \cdot (1 + e)$$

$$r = \frac{a \cdot (1 - e) \cdot \cancel{(1 + e)}}{\cancel{1 + e}}$$

$$r_p = a \cdot (1 - e)$$

Vergelijking 25

Voor het tweede punt op de baan zullen we dus uitgaan van de periapsis, vandaar de omvorming tot de straal van de periapsis, echter om deze vergelijkingen volledig te kunnen invullen in de formule voor het behoud van energie is de snelheid op de periapsis nodig.

Omdat de uitwerking tot het bekomen van deze vergelijking nogal lang is, wordt deze hier niet gegeven. Voor de volledige uitwerking zie “ (Osborne & Ball, 1967)”

$$v_p = \sqrt{\frac{G \cdot M}{a} \cdot \frac{1 + e}{1 - e}}$$

Vergelijking 26

Om de formule wat compacter te maken zullen we vanaf nu werken met  $\mu = G \cdot M$

$$\frac{1}{2} v_1^2 - \frac{\mu}{r_1} = \frac{1}{2} \cdot \frac{\mu}{a} \cdot \frac{1 + e}{1 - e} - \frac{\mu}{a(1 - e)}$$

Lossen we deze vergelijking op voor  $v_1$ , dan verkrijgen we de Vis Viva vergelijking.

$$v_1^2 = \mu \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)$$

Vergelijking 27

Vervolgens kunnen we door de Vis Viva vergelijking verder uit te werken de snelheid op ieder punt van de baan bepalen in functie van de ogenblikkelijke straal t.o.v. de hoofdfocus.

$$v_1 = \sqrt{\frac{2\mu}{r} - \frac{\mu}{a}}$$

Vergelijking 28

Voor een cirkelvormige baan, is de snelheid overal gelijk en wordt vergelijking 13:

$$v_{1,cirkel} = \sqrt{\frac{\mu}{r}}$$

Vergelijking 29

Voorts is het mogelijk om met deze vergelijking de escape snelheid te bepalen. Dit gebeurt bij een parabolische baan, waar de hoofdas naar oneindig gaat. Passen we dit toe op vergelijking 13

$$v_{esc} = \sqrt{\frac{2\mu}{r} - \frac{\mu}{\infty}} = \sqrt{\frac{2\mu}{r}}$$

Vergelijking 30

### 9.1.7.2 Delta-V:

Na het verwerken van Newton's Vis Viva vergelijking is het mogelijk om met behulp van deze vergelijking het snelheidsverschil te berekenen die nodig is om onze baan aan te passen.

Namelijk door energie toe te voegen door middel van een voortstuwingsmechanisme vergroten we de kinetische energie (snelheid) ten gevolge hiervan zal de straal ook veranderen.

Afhankelijk van de richting waarin er energie wordt toegevoegd, zijnde:

- Prograde: Met de draaizin van de baan mee.
- Retrograde: Tegengesteld aan de draaizin van de baan.

Versnelt men prograde, dan zal de apoapsis toenemen, doet men dit retrograde, dan neemt deze af.

Eerst zullen we ingaan op de Delta-V die nodig is voor het veranderen van de baan, vervolgens zullen we kijken naar de Delta-V die geleverd kan worden door een ruimtevaartuig.

Gaan we van een cirkelvormige baan naar een ellips, dan moeten we de nieuwe snelheid die nodig is om een ellips met apoapsis van 'x' te behalen en periapsis met de straal van de cirkelvormige baan, verminderen met de snelheid in de cirkelvormige baan:

$$\Delta v = v - v_{cirkel}$$

$$\text{met } a = \frac{r_a + r_p}{2}$$

$$\Delta v = \sqrt{\frac{2\mu}{r_p} - \frac{2\mu}{r_a + r_p}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_p}}$$

Vergelijking 31

Om van een ellipsvormige baan deze te rond te maken bij z'n apoapsis, dan wordt volgende vergelijking gebruikt:

$$\Delta v = \sqrt{\frac{\mu}{r_a}} - \sqrt{\frac{2\mu}{r_p} - \frac{2\mu}{r_a + r_p}}$$

Vergelijking 32

Nu we de formules hebben genoteerd om de Delta-V voor de baanverandering te noteren, zal er nu ingegaan worden op de hoeveelheid Delta-V die de raket of satelliet kan leveren.

Dit met behulp van de raketvergelijking, ook wel beter bekend als de Tsiolkovsky vergelijking. Konstantin Tsiolkovsky was een Russisch raketgeleerde die onder meer de bekende “rocket equation” heeft opgesteld. Het is dankzij deze vergelijking dat men de ruimtevaartuigen correct kan dimensioneren zodat ze genoeg brandstof hebben om hun manoeuvres in de ruimte uit te voeren.

De vergelijking is volledig gebaseerd op het behoud van impuls, zo zal een lichaam wanneer het een bepaalde massa uitwerpt aan een zekere snelheid. Een proportionele snelheidstoename of afname kennen. De eindformule ziet er als volgt uit:

$$\Delta v = v_e \cdot \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right)$$

*Vergelijking 33*

Later in de ideale rakettheorie zal er gesproken worden over de specifieke impuls, deze is gelijk aan de uitlaatsnelheid over de valversnelling.

$$Isp = \frac{v_e}{g_0}$$
$$\Delta v = Isp \cdot g_0 \cdot \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right)$$

*Vergelijking 34*

In deze vergelijking is:

- $v_e$  = de effectieve uitlaatsnelheid (de snelheid waarmee de brandstof/ reactiegassen wordt uitgeworpen). [m/s]
- $m_0$  = de initiële massa van het ruimtevaartuig. [kg]
- $m_f$  = de finale massa van het ruimtevaartuig, ook wel de droge massa genoemd, dit is de massa van het ruimtevaartuig zonder brandstof. [kg]
- $Isp$  = de specifieke impuls, dit is een maat voor de efficiëntie in het genereren van stuwkracht, het drukt namelijk de geleverde stuwkracht uit per massa brandstof, uitgedrukt in seconden [s]

Vormen we de formule om, dan kan het gebruikt worden om de verhouding van de initiële massa op de uiteindelijke massa te berekenen. Op deze manier is het mogelijk de hoeveelheid brandstof te berekenen.

$$\frac{m_0}{m_f} = e^{\frac{\Delta v}{v_e}} \text{ of } \frac{m_0}{m_f} = e^{\frac{\Delta v}{Isp \cdot g_0}}$$

*Vergelijking 35*

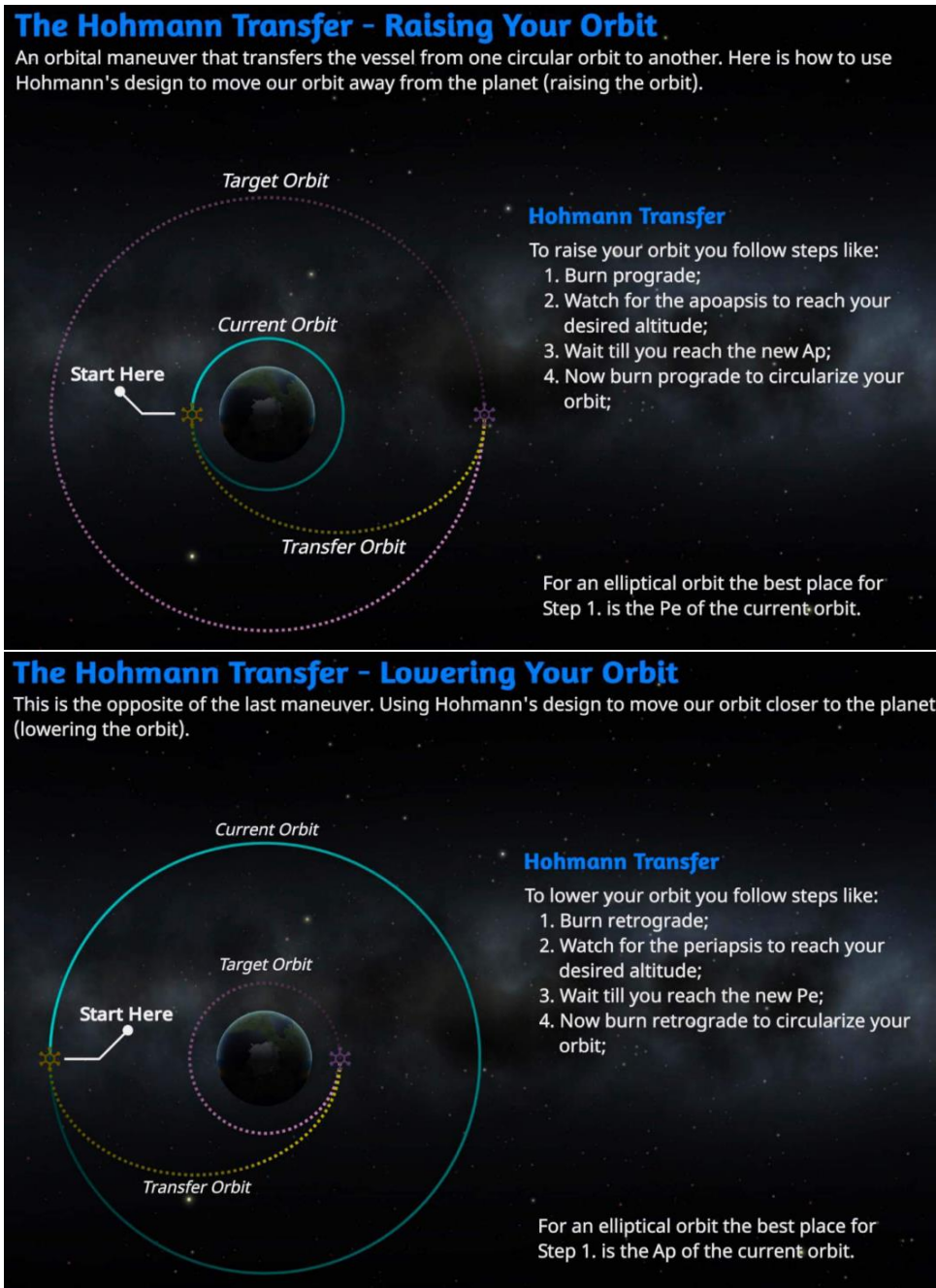
### 9.1.7.3 Hohmann-Transfer:

De Hohmann-Transfer is een manoeuvre om van baan te veranderen, zo wordt er gebruik gemaakt van een transfer ellips en een “circularization burn” om van één bepaalde baan naar de andere te geraken. Dit manoeuvre werd bedacht door de Duitse Walter Hohmann.

De Hohmann-transfer is in essentie een elliptische baan die twee cirkelvormige banen met verschillende straal in éénzelfde vlak verbindt. Dit door middel van twee stuwfases, afhankelijk van de eindbaan, zal de richting van de stuwfase anders zijn.

Is de eindbaan groter dan de beginbaan, dan zullen de stuwfases prograde zijn.

Is de eindbaan kleiner dan de beginbaan, dan zullen de stuwfases retrograde zijn.



Figuur 88 Twee uittreksels vanuit KSPedia, deze geeft op een intuïtieve manier aan hoe een Hohmann transfer uitgevoerd wordt, Bron: KSPedia "Kerbal Space Program"

Aan de hand van de eerder geziene formules is het mogelijk om het totale Delta-V budget te bepalen voor zo'n manoeuvre.

Het bestaat uit twee stappen:

1. Bepaal de Delta-V nodig om naar de transfer ellips over te gaan:

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{2\mu}{r_p} - \frac{2\mu}{r_a + r_p}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_p}}$$

Vergelijking 36

2. Bepaal de Delta-V nodig om te circularizeren:

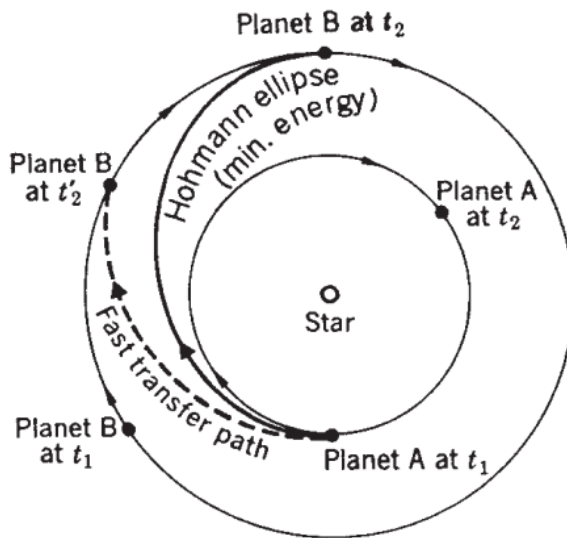
$$\Delta v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_a}} - \sqrt{\frac{2\mu}{r_p} - \frac{2\mu}{r_a + r_p}}$$

Vergelijking 37

3. Maak de som van beide, zo bekom je het totaal budget:

$$\Delta v_{tot} = \Delta v_1 + \Delta v_2$$

Vergelijking 38



Figuur 89 Hohmann transfer van baan/planeet A naar baan/planeet B, dit door middel van een Hohmann transfer ellips, Bron: Rocket Propulsion elements 9th edition



## 9.2 Attitude control

Volgende tekst/uitleg over attitude control komt uit het boek “Attitude stabilization for CubeSat”, auteur: Mohammed Chessab Mahdi. Hierdoor komt de lay-out overeen. Ik heb persoonlijk de tekst vertaald en herschreven op mijn manier, en waar nodig extra uitleg toegevoegd aan de hand van video’s illustraties, ....

### 9.2.1 Attitude stabilisatie: introductie

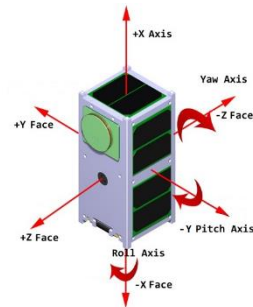
Attitude = de oriëntatie in de ruimte. De beweging van een toestel is bepaald door zijn positie, snelheid, attitude en de attitude beweging.

De positie en snelheid bepalen de translatie beweging van het zwaartepunt van het lichaam.

De attitude en attitude beweging bepalen de roterende beweging van het lichaam rond het zwaartepunt.

Attitude dynamcis/analysis deelt men op in:

- Attitude determination:  
Attitude Determination and Control Systems (=ADCS), zal de oriëntatie behouden zodat men het gepaste maneuver kan uitvoeren. Het maneuver kan je zien als een heroriëntatie van de ene attitude naar de andere attitude (Soort Outer Loop).
- Attitude stabilization:  
=Het proces voor het behouden van de bestaande oriëntatie rekening houdend met het externe frame. Er is actieve en passieve attitude stabilization (Soort Inner Loop).



Figuur 90 Assen van een satelliet, <https://adcsforbeginners.files.wordpress.com>

### 9.2.2 Attitude stabilisatie van een ruimtetoestel

Stabiliteit is eigenlijk de reactie op externe en interne storingen van de evenwichtstoestand.

Voor CubeSats is stabilisatie een groot probleem wegens de grote complexiteit, de kleine ruimtes en lage gewichten van de units.

Attitude stabilisatie blijft één van de hoofdzaken voor de werking van een satelliet, is dit er niet dan kan elk storingskoppel (zowel intern als extern) ervoor zorgen dat de oriëntatie verandert en de attitude voor een bepaalde missie of taak niet meer voldoet.

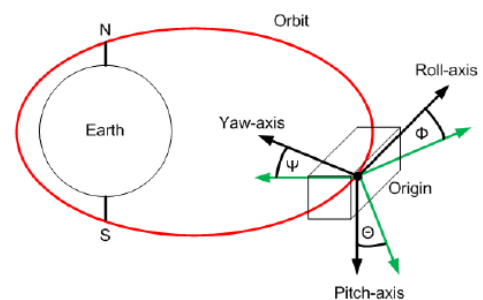
Zoals eerder vermeld gebruikt men koppels voor behouden of veranderen van de attitudes.

Er zijn altijd 2 onzekerheden in de attitude berekeningen/vergelijkingen. Dit zijn de onverwachte externe storingen die een bepaald koppel kunnen opwekken en het 2<sup>de</sup> is onzekerheden in de matrixen van de traagheidsmomenten. Hierdoor wordt de attitude stabilisatie heel complex.

Er zijn 2 soorten attitude stabilisatie, passief en actief.

### 9.2.3 Passieve attitude stabilisatie

Wordt bereikt door interactie met de omgeving koppels, hiermee kan je een correcte attitude bekomen. De 2 meest gebruikte manieren zijn het gravitatie veld van de aarde en het magnetische veld van de aarde. Dus door gebruik te maken van natuurlijke koppels, zijn er geen bewegende delen nodig en is de elektrische vraag een stuk lager wat ideaal is voor CubeSats. Hierdoor krijgt de CubeSat ook een hogere betrouwbaarheid, omdat er geen stukken



Figuur 91 CubeSat coordinate system t.o.v. de aarde, <https://www.researchgate.net>

kunnen afbreken (geen bewegende delen).

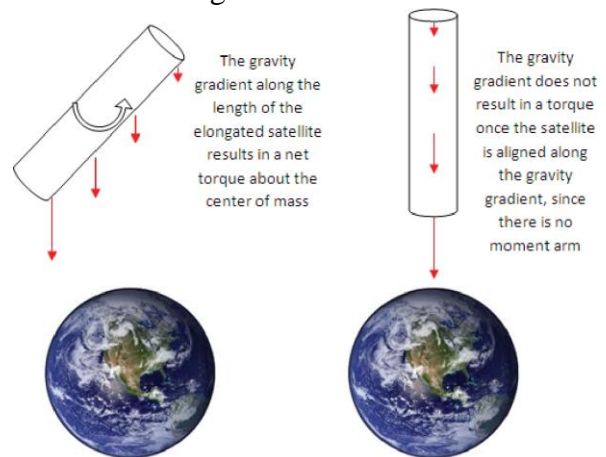
Hieronder vindt u uitleg over de 3 meest voorkomende vormen van passieve attitude stabilisatie.

### 9.2.3.1 Gravity gradient stabilisatie

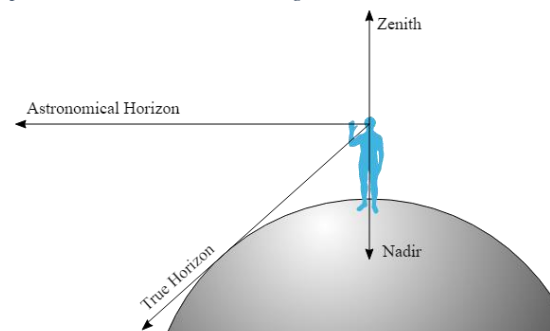
De gravitatie van de aarde is op grote schaal homogeen, gebruiken we dit voor kleinere dingen dan zien we dat dit heterogeen is. Dit komt door verschillende factoren zoals het niet rond zijn van de aarde, getijden van de zee, het niet gelijk verdeeld zijn van massa's over het oppervlak (bergen, vlaktes, meren, ...) ,geologische processen, ....

Voor een circulaire baan moet de zwaartekracht loodrecht staan op de snelheidsvector. De kracht dat de satelliet naar beneden haalt is de wrijvingsweerstand die omgekeerd staat t.o.v. de snelheidsvector.

We stellen 1 as gelijk met de as van de zwaartekracht, zodat er steeds 1 deel naar beneden wijst van de satelliet. Hierdoor krijgen men Nadir-wijzende stabilisatie die de roll en pitch zal vast houden, maar de yaw is niet vast. Wil het toestel toch proberen te draaien rond de pitch of roll as dan ontstaat er steeds een koppel die dit tegen werkt. Het koppel ontstaat doordat er verschil in snelheden is tussen het bovenste en onderste gedeelte van de satelliet. Het bovenste is trager en wil een hogere orbit aannemen. Het onderste beweegt sneller en wil een lagere orbit aannemen, waardoor er een koppel ontstaat. Vaak gebruikt men ook uitschuifbare "stokken" om het verschil in snelheden groter te maken. Dit word veel toegepast in LEO orbits waarbij de satelliet naar beneden moet gericht zijn. De voordelen zijn simpliciteit, betrouwbaarheid, lage kosten en lange levensduur.



Figuur 92 Gravity gradient, <https://www.semanticscholar.org>



Figuur 93 Nadir, <https://en.wikipedia.org/wiki/Nadir>

### 9.2.3.2 Aerodynamische stabilisatie

Door neutrale gasmoleculen in de hogere atmosfeer ontstaat er drag die tegengesteld is aan de snelheids vector. Hierdoor ontstaat er orbit decay (=orbit verkleind), waardoor de satelliet uiteindelijk in de atmosfeer terecht komt. Hieronder een formule voor de deacceleratie door de drag:

$$a_d = -\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \left( \frac{C_d \cdot A}{m} \right) \cdot v_r^2$$

Vergelijking 39

Met:

- $A_d$  = De-acceleratie door de drag (m/s)
- $\rho$  = Atmosferische dichtheid op die hoogte (Pa, bar, ...)
- $C_d$  = Drag coëfficiënt (circa 2,2)
- $A$  = Effectieve cross section area van de satelliet ( $m^2$ )
- $m$  = Totale massa van het toestel (kg)
- $v_r$  = Satelliet z'n snelheid relatief t.o.v. de atmosfeer.
- $\left( \frac{C_d \cdot A}{m} \right)$  = Ballistic coëfficiënt

De dichtheid kunnen we simpel berekenen doordat de druk exponentieel daalt, maar door verschillende factoren zoals tijd, seizoen, hoogte, latitude, zonneactiviteit en geomagnetisme is dit niet zo correct. Het Mass Spectrometer and Incoherent Scatter (=MSIS) programma kan heel accuraat de dichtheid berekenen op een gewenste hoogte. Dit wordt dus veel gebruikt voor het bepalen van de druk en dus daarna de drag zodat men een orbit kan bekomen.

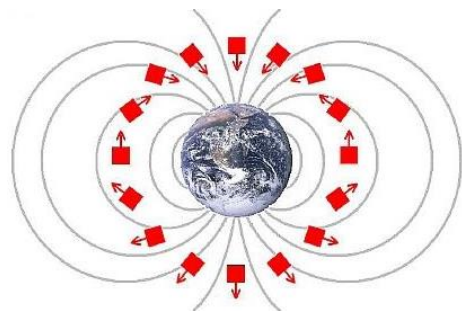
Is er dus genoeg drag dan ken men de storende impulsmoment wegwerken, dit geldt wel enkel voor de pitch en yaw, de roll as is niet controleerbaar via de drag. via aerodynamische vinnen kan men extra sturingen mogelijk maken en dus een betere controle hanteren.

### 9.2.3.3 Permanente magneten stabilisatie

Dit wordt vooral gebruikt in kleine satellieten en CubeSats. Via een set permanente magneten die op een bepaalde plaats staan in de satelliet kan men een koppel creëren door in te werken op het magnetisch veld van de aarde. Hiermee kan je een bepaalde attitude behouden.

De inclinatie en de plaats van de magneet bepaalt hoe de satelliet zal reageren op de aards magnetische velden. Is er bv. een hoge inclinatie dan zal de satelliet reageren zoals op de afbeelding hier rechts. Draait men de magneet om in de satelliet, dan zal hij het omgekeerde doen van de afbeelding.

Nadeel is dat de satelliet rond zo'n target gaat oscilleren omdat er geen demping is van andere moleculen zoals in de atmosfeer. Daardoor gebruikt men Hysteresis magnetic materials, deze "onthouden" het magnetisch veld waar ze zich in bevinden en kunnen zo een dempend effect uitvoeren. Let op er zijn weer maar 2 assen die gecontroleerd kunnen worden, de 3<sup>de</sup> as kan steeds vrij bewegen.



Figuur 94 Permanent magnets stabilization, <https://space.stackexchange.com>

#### 9.2.4 Actieve attitude stabilisatie

Stabilisatie waarbij er actieve elementen de attitude bepalen noemt men actieve attitude stabilisatie. Via sensoren zoals zonnensensoren (bepalen de locatie van de zon t.o.v. de satelliet), magnetometers (meten het aards magnetisch veld voor attitude bepaling), versnellingsmeters (meten de grootte en richting van de versnelling) en gyroscopen (meten de rotatie en directie van de satelliet).

Gebruikte torquers zijn:

- Magnetische spoelen
- Momentum wielen
- Micro-thrusters

Actieve stabilisatie gebruikt bewegende onderdelen en elektrische energie dit leid tot een grotere kans op fouten (lagere betrouwbaarheid).

Er bestaan 2 types in actieve attitude stabilisatie:

- Spin stabilisatie
- 3-assige stabilisatie

##### 9.2.4.1 Spin stabilisatie

Een lichaam dat draait rond 1 van zijn assen, zal de directie/richting van die roterende as behouden met respect tot de inertiële ruimte, hiermee bedoeld men dat zijn impulsvector vast is.

Als we Euler's moment vergelijkingen of impulsmoment erbij halen, dan zal de richting alleen veranderen als externe momenten op het zwaartepunt komen en loodrecht op de roterende as.

Spin stabilisatie zal gebeuren rond de verticale as zodat de oriëntatie in de ruimte gecontroleerd is.

Door het draaien rond z'n as werkt dit als een gyroscoop.

Nadeel is dat men geen grote zonnepanelen kan gebruiken, dus een grote batterij is een noodzaak.

Er zijn twee types spin stabilisatie:

- Single spin stabilisatie
- Dual spin stabilisatie

##### 9.2.4.2 Single spin

Dit is één van de simpelste vormen van stabilisatie. Door het lichaam rond de as te laten draaien met het hoogste traagheidsmoment krijgt men een gyroscopisch effect en een zekere stiffness en stabiliteit. De kosten hiervan zijn zeer laag en hebben ook een lange levensduur.

Het nadeel is dat de sommige systemen aardsgericht moeten zijn zoals antennes, ... en zonnepanelen hebben een lage efficiëntie door het ronddraaien. Ook is er een slechte wendbaarheid door de hoge angular momentum wat heroriënteren moeilijk maakt.

### 9.2.4.3 Dual spin

Met dual spin kan men de beperkingen van single spin overkomen. Hierbij kan de payload fixed zijn en een 2<sup>de</sup> deel draait om zo gyroscopische stabiliteit te krijgen. Dus een dual spin satelliet bestaat uit een rotor die met hoge snelheden draait om stabiliteit te verkrijgen, de communicatie componenten bevinden zich op een ander platform dat fixed is of ook draait met een andere snelheid.

De nadelen zijn dat het gevoelig is aan massa verschillen, de power toevoer is ook nog steeds laag door het draaiende gedeelte en er is nog altijd een slechte wendbaarheid door het hoge angular momentum, ook is het complexer wat leidt tot een stijgende kost.

### 9.2.4.4 3-assige stabilisatie

Dit is gepast voor volledig autonome controle van de 3 assen en het bewegen van een satelliet is veel makkelijker, accurater en stabiel door de sensoren en actuatoren.

Voordelen zijn dus goede accuraatheid bij het richten en een niet-interiële richt accuraatheid.

Nadelen zijn de complexe computers, hoger energie verbruik, hogere kostprijs en hoger gewicht.

Er zijn 2 types van 3-assige stabilisatie:

- **Moment Biased System:**  
Maakt gebruik van 1 momentumwiel dat snel en constant draait. De as van het wiel ligt samen met de pitch-as, normaal tot het vlak van de baan. Doordat het snel en constant draait, ontstaat er een gyroscopische stijfheid. Het koppel rond de pitch as is te controleren door verandering in de snelheid van het wiel. In dit soort systemen is de pitch en roll as direct controleerbaar, de yaw as is controleerbaar door een gyroscopische koppeling.
- **Zero Momentum:**  
De satelliet maakt gebruik van 3 reactiewielen, waar elk z'n snelheid apart geregeld wordt om zo de attitude te beheersen. De wielen zijn afgesteld om een resulterend moment van nul te bekomen. Via RW's of thrusters kan men reageren op storingen van de satelliet in zero-momentum. Dus door het versnellen of vertragen van de wielen kan men storingen opvangen en deze absorberen waardoor er geen/zero momentum meer is.

Hieronder meer uitleg over de 5 soorten van 3-assige controle systemen.

### 9.2.4.5 Reactiewielen

Dit is een gemotoriseerde draaiende massa die een manoeuvring torque kan geven en wordt gebruikt voor het richten/pointen van een satelliet. Door te versnellen of te vertragen bekom je een gepast koppel en reactiebeweging. Met RW's kan je heel hoge accuraatheid krijgen, maar met het nadeel dat ze kunnen verzadigen (= Wiel kan niet oneindig versnellen of vertragen en komt ooit aan z'n limiet).

Om de saturatie tegen te gaan kan je gebruik maken van magnetorquers of thrusters.

Elk RW bestaat uit een stalen cilinder gemonteerd op de as van een brushless flat motor.

De wielen krijgen de gepaste afmetingen voor optimale impuls opslag voor het volume.

Voor volledige controle moet elke as van een RW voorzien zijn.

#### 9.2.4.6 Momentum wheels

Dit is ook een gemotoriseerde draaiende massa die continu aan hoge snelheden draait, hierdoor ontstaat er een stabiliteit van de satelliet zodat hij een bepaalde weerstand heeft tegen veranderingen van de attitude.

Doordat men dit gebruikt als gyroscoop moeten er nog andere methodes zijn voor momentum te verliezen zoals magnetorquers en thrusters.

Momentum wheels bestaan uit een vliegwiel die symmetrisch verdeeld is over zijn spin as. De versnelling van het lichaam hangt af van de angular momentum van het vliegwiel en het traagheidsmoment rond de rotatie-as van het lichaam. De maximum acceleratie hangt af van het motormoment.

#### 9.2.4.7 Thrusters

Thrusters zijn het meest voorkomend als common control. Denk aan monopropellant, chemische, ion, .... Ion thrusters worden het meest gebruikt voor CubeSats, dit wegens de heel lage stuwstof hoeveelheden die nodig zijn voor de werking ervan. Ze hebben een hoge specifieke impuls ratio ten opzichte van de geproduceerde stuwkracht tot de verbruikte hoeveelheid brandstof. Ion thrusters werken volgens 3 stappen:

1. Plasma wordt gemaakt in een discharge chamber
2. De ionen worden versneld door 2 à 3 ion grids
3. Als laatste heeft een neutralizer electrons af zodat er geen ladingen ontstaan.

#### 9.2.4.8 Control Moment Gyroscopes (CMG)

CMG is een hybride van RW's en momentum wheels. Het draait aan hoge snelheden om stabilisatie te verkrijgen. Samen met gimbals kan de CMG manoeuvre torques maken door de as van het wiel te roteren. Met een CMG kan men dus grote output momenten genereren. Het vliegwiel draait met een constante snelheid t.o.v. het main frame. Door de gimbal as kan de draaiende as vrij rond draaien (Deze 2 assen staan loodrecht op elkaar). Voor de relatie tussen input en output torque gebruikt men een complex dynamic derivation. De gimbal snelheid bepaald de change of rate of angular momentum tussen het lichaam en de CMG. De CMG heeft ook fysieke stoppen, waardoor er geen koppel meer kan worden gemaakt. Dit is ook een soort van saturatie, dit is op te lossen door 4 CMG's te gebruiken of een smart controller.

#### 9.2.4.9 Magnetic torquers

Wordt gebruikt voor de attitude te stabiliseren en te controleren (ook gekend als een torque rod). Aan de hand van elektromagnetische spoelen creëren ze een magnetisch veld dat een interactie aangaat met het aards magnetisch veld waardoor er een koppel ontstaat. De sterkte van het magnetisch veld hangt af van de stroom en de afmetingen van de spoel. Zie deze formule:

$$m(t) = n \cdot i(t) \cdot A$$

*Vergelijking 40*

Met:

- $m$  = Geproduceerd magnetisch veld
- $n$  = Aantal wikkelingen
- $i$  = Elektrische stroom
- $A$  = Oppervlakte van de spoel



De magnetische moment vector gemaakt door de spoelen (door de wetten van magnetisme), zal loodrecht staan op de geomagnetische veld vector in de frame van het lichaam. Dit kan geschreven worden als:

$$\tau_{coils} = m_{coils} \cdot b_b$$

*Vergelijking 41*

Met:

- $b_b$  = Geomagnetic field in the body frame

Dus staan de spoelen loodrecht op het geomagnetic field = Torque

Staan de spoelen parallel met het geomagnetic field = Geen torque

Daarom is het belangrijk dat je een control torque maakt die alleen loodrecht erop staat:

$$\tau = (m_{\parallel} + m_{\perp}) \cdot b = m_{\perp} \cdot b$$

*Vergelijking 42*

De magnetische moment resultante van de control torque op het geomagnetische veld loodrecht op de magnetorquers kan men enkel vinden door het kruisproduct van de norm van het veld en het geomagnetic field:

$$\tau_{coils} = \frac{m_{coils} \cdot b_b}{|b_b|} \cdot b_b$$

*Vergelijking 43*

Voordeel is dat er enkel elektrisch energie nodig is en er geen bewegende onderdelen zijn. Het nadeel eraan is dat het afhankelijk is van het aards magnetisch veld dat niet constant is en verschillende heterogene spots bevat. Ook is de geproduceerde torque van een lage waarde, waardoor dit niet geschikt is voor snellere bewegingen of bewegingen die grote krachten vereisen.

### 9.2.5 Vergelijking tussen spin-gestabiliseerd en 3-assige gestabiliseerde satellieten

Een object/satelliet in orbit ondergaat verschillende storingskoppels (=perturbing torques). Denk aan gravitatiekrachten van de Zon, Maan, ..., solar radiation pressure en interactie van magnetische velden. Hierdoor zal de baan van de satelliet veranderen en is er nood aan attitude beheersing.

Er zijn steeds 2 dezelfde manieren:

- Spin stabilisatie:  
Het lichaam draait aan 30 à 100 RPM rond de as loodrecht op de orbital plane.  
Deze satellieten zijn te herkennen aan hun cilindrische vorm.  
Door het draaien rond de hoofdas met een maximum traagheidsmoment krijgt men stabilisatie/inertial stiffness, hierdoor geen/minder drift.  
Het traagheidsmoment moet minstens 10 % groter zijn dan dit rond de traverse as, anders is er geen stabiliteit.  
Bij een simple spinner configuratie, bestaat het draaiende gedeelte uit een payload en andere subsystemen, op het de-spun platform zitten alle antennes & feed systemen. De de-spun platform draait in de omgekeerde richting van het andere draaiende gedeelte.  
Bij een dual spinner configuratie, zit in de de-spun platform de payload samen met de antenne en de feed. In het andere draaiende gedeelte zitten de subsystemen.



- 3-assige stabilisatie:  
Ook gekend als body stabilisatie, de stabilisatie wordt gedaan door het controleren van de bewegingen op de 3 assen t.o.v. een referentie. Denk aan RW's en momentum wheels. Door het aanbrengen van kleine krachten op de assen kan men dus de stabiliteit behouden. Dus een wiel laten versnellen of vertragen wekt een koppel op, hierop zal de satelliet met een omgekeerd koppel op reageren. Satellieten zijn meestal vierkant van vorm, antennes staan op de kant die naar de aarde is gericht, de zonnepanelen aan de andere zijde naar de zon gericht.

Hieronder een vergelijking tussen spin stabilisatie en 3-assige stabilisatie:

- Satellieten met 3-assige stabilisatie hebben een grotere capaciteit om energie op te wekken dan één met spin stabilisatie.
- Satellieten met 3-assige stabilisatie hebben meer montageplaats voor extra onderdelen dan een satelliet met spin stabilisatie.
- Satellieten met 3-assige stabilisatie zijn complexer en duurder dan satellieten met spin stabilisatie.
- Bij satellieten met 3-assige stabilisatie zijn de zonnepanelen niet bruikbaar als er orbit verandering gebeuren, dit komt omdat de zonnepanelen nog in de gesloten positie zitten.

## 9.2.6 Mode of attitude stabilization van een ruimtevaartuig

Er zijn 3 modes: Detumbling mode, boom deployment mode en richt modus.

### 9.2.6.1 Detumbling mode

De meest belangrijke mode van ADCS is de detumbling mode. Het doel van detumbling mode is ervoor zorgen dat de satelliet stopt met tuimelen nadat het uit de LV is. Men zal de spin zodanig verminderen dat de gravity boom uitgeschoven kan worden.

### 9.2.6.2 Boom deployment

Het komt vaak voor dat satellieten extensies hebben om bijvoorbeeld sensoren in te steken die niet mogen gestoord worden. Denk aan magnetometers, die anders gestoord worden door straling van de satelliet zelf. De extensies mogen pas uitgeschoven worden nadat de tuimeling weg is, ook moeten ze sterk maar licht genoeg zijn om de launch te overleven. Als de assen (boom as en 0-as) opgelijnd zijn dan kan de boom uitgeschoven worden.

### 9.2.6.3 3-assige stabilisatie mode (Pointing mode)

De stabilisatie mode is enkel startbaar nadat de arm uitgeschoven is. De mode bestaat uit attitude schatting en uitvoering. Via sensoren en een wiskundige vergelijking bepaald men de oriëntatie tussen het lichaam en zijn gewenste orbit, samen met de angular velocity. Hierna kan men via actuatoren zoals magnetorquers de attitude bewerken tot de gewenste stand. Hierna komt de satelliet in de correcte orbit en kan de missie van start gaan. Hierbij is er wel nog steeds attitude sturing nodig door de verschillende storingen.

## 9.2.7 Attitude Determination and Control System (ADCS)

ADCS kunnen we opdelen in 2 subsystemen:

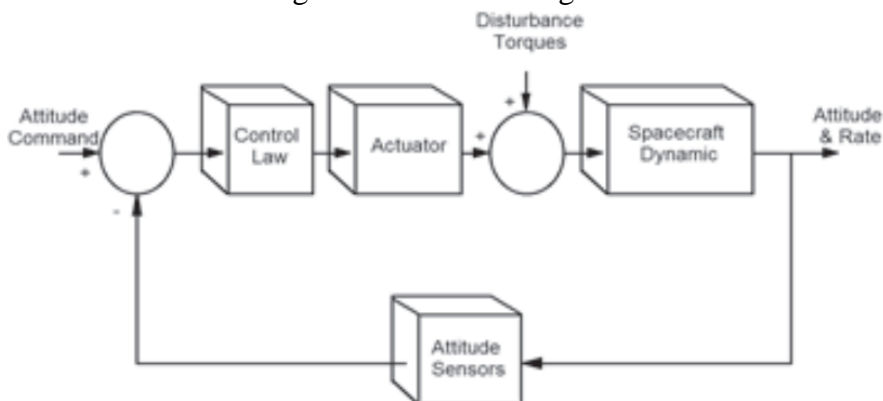
- Attitude Determination Subsystem (=ADS)
- Attitude Control Subsystem (=ACS)

Attitude determination is het proces die de oriëntatie van het object berekend ten opzichte van een inertial reference of een object zoals de aarde. ADS gebruikt een combinatie van sensors en wiskundige modellen om de vectoren van het lichaam te krijgen en ook de inertial reference frames, meestal in de vorm van quaternion, Euler angles of rotation matrix.

ACS zorgt voor oriënteren van het toestel naar de gewenste attitude met voldoende accuraatheid. Er zijn 2 delen in ACS:

- Attitude stabilisatie:  
=Het proces dat de bestaande attitude behoud ten opzichte van een external relative frame.
- Attitude maneuver control:  
=Het proces dat zich bezig houdt met het heroriënteren van het toestel van de oude attitude naar de nieuwe attitude. Hierbij zijn de controller en de actuator de hoofdonderdelen. De actuator kan zowel passief als actief zijn, hiermee heeft hij dan de gewenste torque.

Hieronder een blokdiagram over de werking van ADCS:



Figuur 95 Blokdiagram ADCS, Attitude Stabilization for CubeSat

## 9.2.8 Attitude Determination System (ADS)

ADS berekend de relatieve oriëntatie tussen 2 referentie frames, 2 objecten of tussen een referentie frame en een object. Via een combinatie van sensoren en wiskundige modellen bekomt men de vectoren van het lichaam in formaten als quaternion, Euler angles of rotation matrix.

### 9.2.8.1 Sensors

Sensoren worden gebruikt voor het meten van de attitude en de hoeksnelheid van het toestel, hieruit haalt men de oriëntatie van het toestel. Hieronder de gebruikte sensoren:

- **Earth Sensors:**  
Voelt de directie van de aarde, via infrarood camera's. De Earth sensor wordt gebruikt vanwege zijn lage kostprijs en betrouwbaarheid. Via infrarood en telescopen kan de satelliet de horizon van de aarde bepalen en zo de vector berekenen die naar het center van de aarde richt. Nieuwe sensors gebruiken oxygen airflow en directe meting van de gravity.
- **Sun Sensors:**  
Wordt gebruikt voor het bepalen van de hoek tussen de zonnevector en deze van de sensor. Zo kan je via 3 verschillende geplaatste sensors de attitude weten ten opzichte van de zon. Er zijn 2 types.  
1<sup>ste</sup> type is analoog (=Cosinus sensor), de output stroom vormt een sinus die varieert door de hoek van de lichtinval (1 sensor heeft dus 1 as weer).  
2<sup>de</sup> type is digitaal, maakt gebruik van een patroon waar verschillende fotocellen blootgesteld worden aan de zon. Doordat de computer de hoek en de plaats weet van de sensor kan hij bepalen wat de attitude is van de satelliet.  
In het design gebruikt men 6 keer een 1-assige sensor en dus niet 2-assige of 3-assige sensoren, dit heeft een hogere redundantie.
- **Star Trackers:**  
Dit is de meest accurate sensor, maar ook de duurste.  
Het is een light-dependent accuracy instrument, die door het bekijken van de stand van de sterren zijn eigen attitude kan bepalen. Dit gebeurt door een foto te nemen van de sterren in kwestie, hierna vergelijkt een computer dit met een opgeslagen beeld. Via bepaalde algoritmes kan het de sterren herkennen en zijn attitude bepalen.  
Voordeel is dat deze sensor zonder andere inputs zijn volledige attitude kan bepalen.
- **Magnetometer:**  
Ze zijn goedkoop, licht en hebben een hoge betrouwbaarheid. Ze worden gebruikt in kleine satellieten die een LEO orbit hebben. Een magnetometer meet eigenlijk de flux dichtheid van het aards magnetisch veld. Dus een 3-assige magnetosensor zal een bepaalde spanning opwekken die afhangt van de fluxdichtheid op die as. Hierna wordt die verwerkt in een bruikbaar signaal en kan men de attitude bepalen. Een nadeel is dat elektronica en andere magnetische materialen de sensor kunnen storen, hierdoor kan de fout enorm groot zijn en is de sensor output niet meer bruikbaar. Oplossing is de sensor zover mogelijk te plaatsen van storende elementen, denk aan de uitschuifbare mast/boom (accuracy van 0,5 a 3°).
- **Gyroscoepen:**  
Bepaalt de attitude door het meten van de rate of rotation van het toestel. Ze hebben een hoge accuraatheid voor een bepaald interval. Een nadeel is dat een gyro geen hoeken kan meten enkel de rate of rotation, hierdoor moeten er nog andere meetsystemen toegepast worden. Via integratie kan men wel de hoek bepalen. Er is weer een combinatie nodig van 3 gyroscoepen voor het bepalen van de 3 assen.

- **Global Positioning System (GPS):**  
Voor een minder accurate meting kan er gebruik gemaakt worden van een gewone GPS ontvanger en het fase verschil meten tussen de antennes. Voor een exacte bepaling gebruikt men een gemodificeerde ontvanger die werkt in LEO orbits. Men plaatst 2 antennes op dezelfde as met wat afstand tussen. Hierdoor zal er een verschil zijn in het ontvangen signaal, dit is het fase verschil dat men krijgt in de draaggolf. Hieruit haalt men de attitude en de rotatie snelheid, uitgezonderd van de as waarop de antennes geplaatst zijn krijg je geen rotatie snelheid. Via een extra antenne kan je dit oplossen. Nadeel is dat je constant moet meten wat veel energie vraagt van het systeem.

### 9.2.8.2 Attitude determination algoritmes

Er zijn 2 types algoritmes voor het bepalen van een 3-assige attitude:

- **Deterministische methodes:**  
Heeft minstens 2 vector afmetingen nodig op 1 punt in de tijd zodat hij de 3-assige attitude kan bepalen. Ontbreekt er een afmeting, dan kan de deterministisch het niet berekenen. Gekende vormen zijn TRIAD, SVD, Q-Method, FOAM, QUEST en ESOQ.
- **Rekursieve schatting:**  
Gebruikt zowel de oude als nieuwe metingen voor het bepalen van de attitude. Denk aan de Kalman Filter of de extended Kalman Filter.

### 9.2.9 Attitude Control System (ACS)

Het hoofddoel van ACS is ervoor zorgen dat de satelliet correct georiënteerd is, zodat men de gewenste attitude heeft. Deze attitude moet behouden worden en moet ook aangepast kunnen worden. Dit kan actief gebeuren door berekeningen en dan een gepast koppel aan te brengen of passief door externe krachten te gebruiken die het gewenste koppel zullen vormen.

ACS bevat actuatoren, attitude control algoritmes en een controller.

#### 9.2.9.1 Actuatoren

Een actuator brengt het gepaste koppel aan om zo de gewenste attitude te bereiken. Er zijn 2 types actuatoren, actief en passief. Actief betekent dat een controller de nodige bekingen doet voor het koppel te bekomen en zo de gepaste attitude bereikt. Hieronder vind je de actieve actuatoren:

- **Thrusters:**  
Meest voorkomende actuator is de thruster, deze werken als 1 geheel, want er zijn er 2 nodig per as om een koppel te maken (min. 6 voor de 3 assen). De accuraatheid hangt af van de minimum impuls van de thrusters. Verschillende soorten worden gebruikt zoals gas jets, ion jets, nucleaire impulsie, ....
- **Reactiewielen:**  
Een RW bestaat uit een elektrische motor met een rotor met hoog traagheidsmoment. Door het versnellen en vertragen van de rotor ontstaat er een koppel. Het koppel op het RW maakt een tegengesteld koppel op de satelliet, waarmee je de hoeksnelheid kan aanpassen. Voordeel is dat je heel hoge accuraatheid hebt, nadeel is dat het redelijk wat weegt en veel elektrische energie vraagt.

Er zijn 3 types:

- Momentum wielen
  - Reactiewielen
  - Vliegwielen
- Magnetic torquer:  
Ook gekend als magnetorquer, torque rod of torque bar. Men kan zowel een spoel gebruiken als eender welk geleidend materiaal. Hiermee maakt men een controleerbaar moment, die inwerkt op het aards magnetisch veld waardoor er een koppel ontstaat. Het is alleen bruikbaar in de LEO orbits (verder in de ruimte is het magnetisch veld te zwak). Ook kan men alleen een koppel maken met de spoel die loodrecht op de vector van het aards magnetisch veld staat.  
Nadeel is dat er heel kleine koppels worden gemaakt (=Weinig kracht).

Passieve stabilisatie is perfect als men lage richt nauwkeurigheid verwacht, vooral als er volume, massa en power beperkingen zijn. Door de satelliet zodanig te ontwerpen en te configureren dat er een bepaalde massa, geometrie en magnetische eigenschappen heeft kan men gebruik maken van de gravity gradient torque, magnetic torque, solar pressure torque en aerodynamic torque.

Let op dit is alleen bruikbaar in LEO orbits. Hieronder meer uitleg over deze soorten koppels:

- Gravity gradient:  
Door gebruik te maken van het aards zwaartekracht veld en de getijdenkrachten probeert men het toestel in de juiste richting op te lijnen. Eerst moet je weten dat de zwaartekracht daalt met de wortel van de afstand. Dus het onderste gedeelte van een voorwerp zal meer aangetrokken worden door de aarde, dan het bovenste gedeelte van de satelliet. Doordat je voor een hogere orbit een lagere snelheid nodig hebt en omgekeerd, ontstaat er een koppel op de satelliet.  
(het bovenste gedeelte gaat te snel voor zijn orbit en het onderste te traag).  
Dit nieuwe koppel zal het oude koppel tegenwerken, waardoor de satelliet z'n attitude behoudt.
- Magnetische dipool:  
Alleen bruikbaar in LEO orbits. Met een sterke magnetische dipool of een permanente magneet in de satelliet kan je met het aards magnetisch veld een interactie aangaan, waardoor er een koppel ontstaat en de satelliet z'n attitude kan behouden. Dit is wel maar voor 2 assen te stabiliseren.
- Aerodynamisch koppel:  
Door de aerodynamische drag kan men ook een koppel maken die de attitude behoudt. Alleen kan dit op lage hoogtes waar de drag groot genoeg is en ook maar voor een bepaalde tijd, omdat de drag het toestel vertraagt waardoor de orbit verkleind en uiteindelijk snijdt met de aarde (satelliet valt terug naar de aarde).
- Solar radiation pressure:  
SRP ontstaat door botsende zonnelicht stralen, deze kunnen een koppel doen ontstaan doordat ze een bepaald moment hebben. Door te spelen met het oppervlak dat de zonnestrallen kan raken en afstand tot het zwaartepunt van de satelliet kan men andere waarden verkrijgen voor het koppel. Zelfs het materiaal heeft invloed op het koppel. Sommige materialen absorberen meer of laten meer door dan andere materialen.



## 9.3 Ideale rakettheorie

---

### 9.3.1 Thermodynamica

De thermodynamica is de studie van processen waarbij er een energieomzetting plaatsvindt waar door warmteontwikkeling zich arbeid voordoet. De thermodynamica stelt ons in staat om de warmtehoeveelheid, arbeid, enthalpie en entropie van een systeem te bepalen.

In deze neerslag zullen enkel de vereiste thermodynamische wetten en systemen besproken worden. Zo is de belangrijkste hoofdwet de wet van behoud van energie van een thermodynamisch systeem:

De 1<sup>e</sup> wet van de thermodynamica stelt dat energie nooit gecreëerd of vernietigd kan worden, deze kan enkel omgezet worden van de ene vorm naar de andere. (Bv. mechanisch naar warmte)

#### 9.3.1.1 Gaswetten

Eerst en vooral zal er een duidelijk onderscheid gemaakt worden tussen ideale gassen en reële gassen.

Namelijk wanneer beide gassen zich in een afgesloten ruimte bevinden zullen er relaties bestaan tussen de druk, de temperatuur en het volume.

Een reël gas kan soms moeilijk zijn om mee te werken namelijk omdat er zeer veel variabele factoren zijn, zoals de cohesiekrachten, de grootte van de deeltjes, en de botsingen die ze maken zijn niet altijd elastisch. Om dit probleem te overkomen heeft men een voorstelling gemaakt waar de deeltjes geen afmetingen hebben, en ze bijna geen invloed hebben op elkaar en dus kunnen de cohesiekrachten tussen de deeltjes verwaarloosd worden.

Ten slotte stelt men dat de botsingen tussen de deeltjes en de wand elastisch zijn.

In dit geval spreken we van een ideaal gas.

Hierbij zijn er 4 gevallen die we zullen bespreken namelijk:

- Gaswet bij constante temperatuur
- Gaswet bij constant volume
- Gaswet bij constante druk
- Algemene gaswet

#### Gaswet bij constante temperatuur (Boyle-Mariotte)

Een proces bij constante temperatuur noemen we een isotherm proces.

Definitie:

Als de temperatuur in een afgesloten ruimte constant is, dan is de druk omgekeerd evenredig met het volume.

Formule:

$$p \cdot V = cte \rightarrow p_1 \cdot V_1 = p_2 \cdot V_2$$

*Vergelijking 44*



### Gaswet bij constante druk (Gay-Lussac)

Een proces bij constante druk noemen we een isobaar proces.

Definitie:

Als de druk constant blijft in een afgesloten ruimte, dan zal de Temperatuur recht evenredig zijn met het volume.

Formule:

$$\frac{V}{T} = cte \rightarrow \frac{V_1}{T_1} = \frac{V_2}{T_2}$$

*Vergelijking 45*

### Gaswet bij constant volume (Regnault)

Een proces bij constant volume noemen we een isochoor proces.

Definitie:

Bij constant volume in een afgesloten ruimte, zal de druk recht evenredig zijn met de Temperatuur.

Formule:

$$\frac{p}{T} = cte \rightarrow \frac{p_1}{T_1} = \frac{p_2}{T_2}$$

*Vergelijking 46*

### Algemene gaswet:

Indien alle 3 de toestandsgrontheden tegelijkertijd veranderen, zullen we gebruik maken van de algemene gaswet.

Formule:

$$\frac{(p \cdot V)}{T} = constante$$

*Vergelijking 47*

Dus:

$$\frac{(p_1 \cdot V_1)}{T_1} = \frac{(p_2 \cdot V_2)}{T_2}$$

*Vergelijking 48*

Enkele belangrijke gegevens:

- getal van Avogadro ( $N_A$ ) =  $6,023 \cdot 10^{23}$  /mol
- Universele gasconstante ( $R$ ) =  $8,314$  J/molK
- $n$  = aantal mol

Met deze gegevens, kunnen we vervolgens de eerste alternatieve formule opstellen voor de algemene gaswet.

$$P \cdot V = n \cdot R \cdot T$$

*Vergelijking 49*

Nota: je kan het aantal mol  $n$  ook noteren als  $n = m/M$

Waarbij  $m$  = massa (in kg)

$M$  = molaire massa (in kg/mol)

Hiermee kunnen we nog enkele andere formules opstellen namelijk:

$$p \cdot V = \left(\frac{m}{M}\right) \cdot R \cdot T$$

*Vergelijking 50*

Met :  $\frac{R}{M} = r$

$r$  is de specifieke gasconstante en is uitgedrukt in J/kgK

$$p \cdot V = m \cdot r \cdot T$$

*Vergelijking 51*

Ten slotte, is er nog de formule waarbij we gebruik maken van het aantal deeltjes om zo de hoeveelheid mol te berekenen.

$$P \cdot V = \left(\frac{N}{N_A}\right) \cdot R \cdot T$$

*Vergelijking 52*

( $N$  is de hoeveelheid deeltjes)

### 9.3.1.2 Entropie

Entropie is niet het eenvoudigste onderwerp om uit te leggen, dit vooral door de vaak vage beschrijving. Toch zullen we proberen dit simplistisch te verduidelijken, hierbij zal er geen gebruik gemaakt worden van formules. Dit omdat wat betreft de berekeningen entropie tijdens deze studie niet aan bod komt, maar wel enigszins nodig is om de werking van de isentropische processen te verklaren.

De entropie wordt vaak beschreven als een maat van wanorde, dit is natuurlijk een begrip dat redelijk vaag is. Vandaar is het eenvoudiger entropie te zien als een maat voor gelijkheid/verdeeldheid binnen een geïsoleerd systeem dit wil zeggen dat er geen energie overdracht is met de omgeving en dat het volume constant is.

Zo geeft de entropie ( $S$ ) een beeld van het equilibrium van volgende grootheden, gezien op moleculair niveau (temperatuur en druk). Zo kunnen we aantonen dat binnenin een systeem waar er zich een potentiaal voordoet tussen temperatuur en/of druk het systeem zal neigen naar een statisch evenwicht wanneer dit evenwicht bereikt wordt spreekt men over de maximale entropie. Dankzij entropie kan er verklaard worden waarom warmte steeds van de moleculen met hoge temperatuur naar die van lage temperatuur vloeit. Hierdoor nemen de moleculen met lagere temperatuur energie op en na enige tijd ontstaat er dus een equilibrium of evenwicht.

### 9.3.1.3 Enthalpie

Wat is enthalpie precies?

Eerst en vooral verwar enthalpie niet met de entropie, het zijn twee geheel andere zaken!

De Enthalpie is een eigenschap van een thermodynamisch systeem. De enthalpie omvat de interne energie van een systeem, de energie die nodig is om het systeem te maken + de hoeveelheid arbeid die nodig is om een verandering in volume en druk te krijgen. Enthalpie is een thermodynamisch potentieel, dus om de enthalpie te meten, verwijzen we naar een referentiepunt, daarom meten we de verandering in enthalpie  $\Delta H$ . Bij een endotherme reactie is deze waarde positief, bij een exotherme reactie is deze waarde negatief. De enthalpie bij constante druk is gelijk aan de totale opgenomen of afgestane hoeveelheid warmte.

$$H = U + (p \cdot V)$$

*Vergelijking 53*

Bij processen die plaatsvinden bij constante druk kunnen we stellen dat de enthalpie gelijk is aan de warmtehoeveelheid.

$$\Delta H = Q_p$$

*Vergelijking 54*

### 9.3.1.4 Isentropische processen

Een isentropisch proces is een ideaal proces binnen de thermodynamica, het is zogoed als identiek aan een adiabatisch proces op enkele zaken na. Zo is er geen warmte uitwisseling met de omgeving en het proces is omkeerbaar. Hierbij blijft de entropie ook onveranderd.

Vervolgens zullen enkele van de verhoudingen betreffende de isentropische processen vermeld worden. Opvallend is dat de verhoudingen dezelfde zijn als die bij een adiabatisch proces, maar deze kunnen in twee richtingen gebruikt worden.

Deze verhoudingen die zowel bij adiabatische als isentropische processen optreden zijn de relaties van poisson.

$$\left(\frac{T_2}{T_1}\right) = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{\rho_2}{\rho_1}\right)^{\gamma-1} = \left(\frac{V_1}{V_2}\right)^{\gamma-1}$$

*Vergelijking 55*

### 9.3.2 De Ideale Rakettheorie

Een raketsysteem kan soms complex zijn om te berekenen, vandaar heeft men de ideale raket theorie ingevoerd. De ideale raket theorie is voornamelijk geworteld in de thermodynamica (isentropische processen) en de dynamica in fluïda. Vanuit deze principes worden vele van de verhoudingen en verbanden aangetoond.

Deze vereenvoudigde theorie biedt enkele voordelen zoals: één dimensionaal, minder complexe formules en berekeningen die kunnen gebeuren zonder tussenkomst van FEA<sup>(1)</sup> en CFD<sup>(2)</sup>.

Deze ideale raket theorie wordt vaak gebruikt voor kleinere raket motoren (bv. de Rutherford of de Merlin-1D). Dit omdat er maar een foutmarge is van 1 tot 6%.

Doordat deze een vereenvoudigde versie is van de werkelijke principes zijn er enkele voorwaarden waar belang aan gehecht moet worden.

- De brandstof voldoet aan de voorwaarden van een ideaal gas
- De brandstof is homogeen
- De stroming is stabiel (zonder start en stop procedure)
- Stroming is isentropisch (geen energie-uitwisseling)
- Stroming is monodimensionaal
- De gassen verlaten de uitlaat volgens een axiale richting
- De snelheid, druk, temperatuur en dichtheid zijn uniform
- Er treden geen externe krachten op in de nozzle
- De snelheid in de ontbrandingskamer wordt gezien als stilstaand ( $v = 0$  m/s)

*(1) Finite element analysis, dit is computer software die gebruikt wordt voor simulaties.*

*(2) Computational fluid dynamics, software voor het simuleren van gassen en vloeistoffen.*

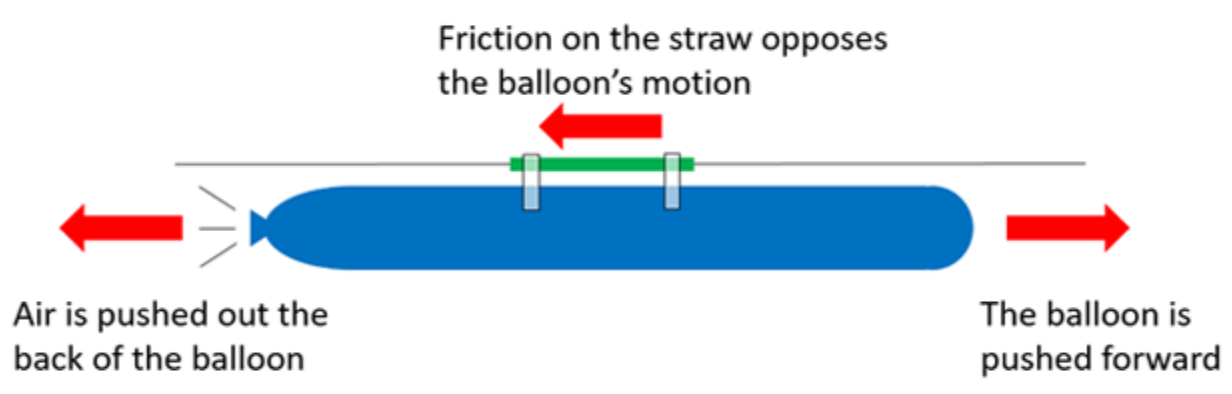
### 9.3.2.1 Definities en basisprincipes

Het basisprincipe achter een raket motor is deze van actie en reactie zoals de 3<sup>de</sup> wet van Newton stelt: voor iedere actie is er een reactie in tegengestelde zin met dezelfde grootte. Een raket kan je het eenvoudigst uitleggen met behulp van een ballon of een waterraket.

Wanneer je een ballon opblaast zorg je ervoor dat een bepaalde massa gas onder druk geplaatst wordt.

Van zodra je het uiteinde van de ballon losgelaten wordt zal deze zijn massa uitwerpen. Bijgevolg zal de massa met een bepaalde snelheid uitgeworpen worden en dus een stuwkracht genereren.

#### De totale impuls $I_t$



Definitie:

De totale impuls  $I_t$  is de stuwkracht geïntegreerd over de tijd van de ontbranding.

We kunnen de totale impuls zien als de totale energie die geleverd wordt door de brandstof.

$$I_t = \int_{t_0}^t F dt$$

Vergelijking 56

Indien de stuwkracht constant is, dit zijnde zonder opstarten en stoppen kunnen we stellen dat de totale impuls gelijk is aan de stuwkracht vermenigvuldigd met de tijd waarin deze kracht actief is.

$$I_t = F * t$$

Vergelijking 57

#### De specifieke impuls $I_s$

Definitie:

De specifieke impuls is de totale impuls per eenheid massa van de brandstof.

Anders verwoord: De specifieke impuls kan gezien worden als de efficiëntie van een motor, namelijk hoeveel stuwkracht er gegenereerd kan worden per eenheid brandstof.

$$I_{sp} = \frac{\int_{t_0}^t F dt}{g_0 \int \dot{m} dt} = \frac{I_t}{g_0 \int \dot{m} dt}$$

Vergelijking 58

Hierbij is:

$$g_0 = 9,80665 \text{ m/s}^2$$

$\dot{m}$  = massadebiet in kg/s

F= kracht (N)

de specifieke impuls wordt uitgedrukt in seconden (s).

Indien de stuwkracht en het massadebiet constant zijn, kunnen we bovenstaande formule vereenvoudigen tot:

$$Isp = \frac{F}{\dot{m} \cdot g_0}$$

Vergelijking 59

bewijs:

$$F = m \cdot a \rightarrow \text{kg} \cdot \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

$$\text{en } \dot{m} = \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

$$Isp = \frac{\text{kg} \cdot \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}{\frac{\text{kg}}{\text{s}} \cdot \frac{\text{m}}{\text{s}^2}} = \text{s (seconden)}$$

Bij een raket is stuwkracht de reactiekracht F (zie 3<sup>e</sup> wet van Newton) veroorzaakt door het momentum van het uitwerpen van materie aan hoge snelheden.

Nota: Momentum of impuls is gelijk aan het product van de massa en de snelheid, waarmee de materie zich voortbeweegt (uitgedrukt in Newton).

Indien de stuwkracht, massadebiet en eindsnelheid (exit velocity) constant zijn en axiaal verlopen geldt:

$$F = \dot{m} \cdot v_2$$

Vergelijking 60

Nota: deze formule is enkel geldig als de einddruk in de nozzle gelijk is aan de omgevingsdruk. Indien er een verschil is in einddruk en omgevingsdruk, dienen we onderstaande formule toe te passen.

$$F = \dot{m} \cdot v_2 + (p_2 - p_3) \cdot A_2$$

Vergelijking 61



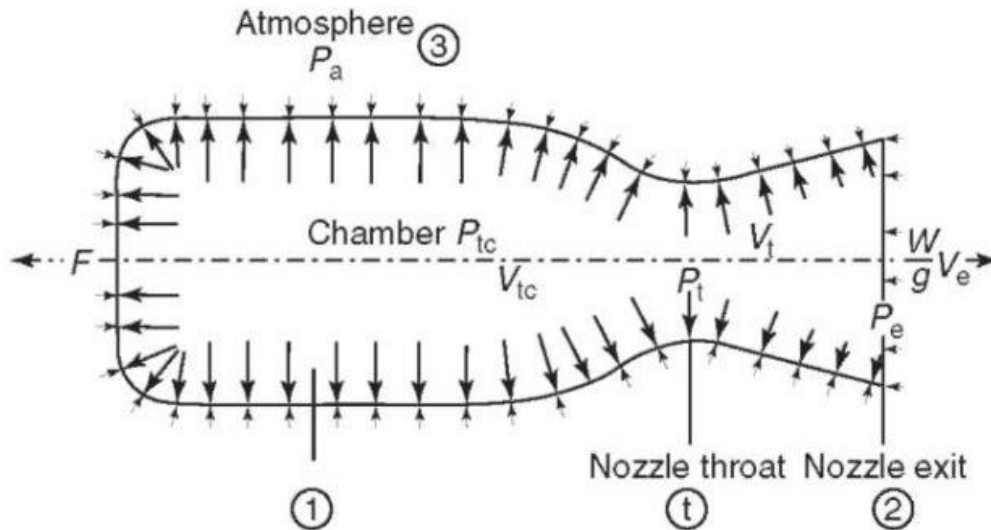
Nota: indien er in formules indexen voorkomen zoals 1,2,3,t,... hebben deze volgende betekenis:

1 of c = ontbrandingskamer

2 of e = einde nozzle (uitlaat)

3 of a = omgeving (atmosfeer)

t = Throat (nek van de nozzle)



Figuur 97 Pressure distribution across nozzle by George P. Sutton & Oscar B. : Rocket Propulsion Elements

Indien de exit pressure ( $p_2$ ) kleiner is dan de omgevingsdruk. Dan spreken we over ‘over expansie’, indien de exit pressure groter is dan de omgevingsdruk, dan spreken we over ‘onder expansie’.

We hebben een optimale expansie ratio indien  $p_2 = p_3$ .

Indien de raket zich in een vacuüm bevindt, kunnen we de formule herleiden tot:

$$F = \dot{m} \cdot v_2 + p_2 \cdot A_2 \text{ want } p_3 = 0 \text{ pa}$$

Vergelijking 62

### 9.3.2.2 Uitlaatsnelheid

Bij een raket is de uitlaatsnelheid niet uniform. Zo verlaat het gas dat het dichtst bij de wand zit de raket aan een lagere snelheid dan het gas dat de nozzle centraal verlaat.

Men neemt voor de eenvoudigheid toch aan dat dit uniform verloopt (zie voorwaarden “ideale raket theorie”). Dan hebben we te maken met een uniforme axiale snelheid  $c$ .

Deze effectieve exhaust velocity  $c$  is de gemiddelde snelheid waarbij het gas wordt uitgeworpen aan het uiteinde van de nozzle.

We kunnen het verband voor de uitlaatsnelheid aantonen met behulp van behoud van energie bij een isentropisch systeem. Namelijk de totale energie van een systeem is gelijk aan de som van de energie die het systeem verlaat en de resterende energie die opgeslagen is.

$$\sum E_{tot} = \sum E_{uit} + \sum E_{opslag}$$

*Vergelijking 63*

Indien we deze energiebalans verder uitwerken bekommen we een energie balans voor alle gassen die stromen doorheen een stabiel werkende uitlaat waar er geen verandering is van de inwendige energie. Daarnaast mag er ook geen warmteoverdracht gebeuren van de stroming naar de wand (adiabatisch). De formule die hieruit afgeleid wordt is de volgende:

$$h + \left(\frac{1}{2}\right) v^2 = h_{tot}$$

*Vergelijking 64*

Hierbij is:

- $h$  = de specifieke enthalpie (J/kg)
- $u$  = de stroomsnelheid (m/s)
- $(1/2) \cdot u^2$  = de kinetische energie (J)

Vanuit de enthalpie weten we dat deze gelijk is aan:

$$h = c_p \cdot T$$

*Vergelijking 65*

Indien we dit invullen in de energie balans verkrijgen we:

$$c_p \cdot T_c + \frac{1}{2} v_c^2 = c_p \cdot T + \frac{1}{2} v^2 = c_p \cdot T_{tot}$$

*Vergelijking 66*

Deze vergelijking is toepasbaar voor de ontbrandingskamer. Vandaar de index  $c$  van combustion chamber. De index  $tot$  staat voor de totale of stagnatie waarde. Dit wil zeggen dat in geval van de temperatuur dit de maximale temperatuur is indien de stroming stationair is.

Indien de stroming doorheen de uitlaat aan de hand van een isentropisch proces tot rust gebracht wordt ( $u = 0$  m/s). Zal dit ervoor zorgen dat bij een isentropische expansie in een vacuüm de temperatuur zal afnemen tot het absolute nulpunt. Hierbij zal de uitlaatsnelheid begrensd worden. De snelheid die hierbij optreedt noemen we dan ook de limiet of limiterende snelheid.

Indien we dit in formule vorm schrijven wordt dit:

$$v_l = \sqrt{2 \cdot c_p \cdot T_{tot}}$$

*Vergelijking 67*

Nu de limiterende snelheid bepaald is, kan aan de hand van de Poissonrelaties de andere uitlaatsnelheidsformules bepaald worden.

$$\left(\frac{T}{T_c}\right) = \left(\frac{p}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{\rho}{\rho_c}\right)^{\gamma-1}$$

*Vergelijking 68*

Indien de snelheid in de ontbrandingskamer aanzien wordt als stationair en bijgevolg een snelheid heeft van 0 m/s kan de energie vergelijking geschreven worden als:

$$c_p \cdot T_c = c_p \cdot T + \frac{1}{2} v^2$$

*Vergelijking 69*

Vanuit vergelijking (69) kan de snelheid geschreven worden als:

$$v = \sqrt{2 \cdot c_p \cdot (T_c - T)}$$

*Vergelijking 70*

Naargelang de snelheid toeneemt in de uitlaat zal de absolute temperatuur van de uitlaatgassen dalen. Indien we voor formule (70) de formules voor isentropische processen toepassen bekommen we een uitgebreide formule waarin de specifieke warmteratio  $\gamma$ , universele gasconstante en de druk verwerkt zit.

$$v = \sqrt{2 \cdot \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{R}{M} \cdot T_c \cdot \left(1 - \left(\frac{p}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}$$

*Vergelijking 71*

Zoals er mogelijk is opgemerkt is, is de titel van dit subhoofdstuk uitlaatsnelheid.

Dit omdat dit een belangrijke parameter is bij het ontwerpen van een uitlaat en/of raketsysteem.

Vandaar kan met behulp van (71) deze uitlaatsnelheid berekend worden indien de omgevingsdruk gekend is.

$$v_e = \sqrt{2 \cdot \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{R}{M} \cdot T_c \cdot \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}$$

*Vergelijking 72*

We kunnen deze exhaust velocity (uitlaatsnelheid) ook berekenen in functie van het massadebiet:

$$v_e = \frac{F}{\dot{m}}$$

$$\text{en } F = m \cdot a \rightarrow \text{kg} \cdot \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

$$\text{en } \dot{m} = \frac{m}{t} \rightarrow \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

$$\text{dus } v_e \rightarrow \frac{\text{kg} \cdot \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}{\frac{\text{kg}}{\text{s}}} \rightarrow \text{m/s}$$

Zie ook:

$$v_e = I_s * g_0$$

Vergelijking 73

Vanuit de formule van thrust kunnen we ook de exhaust velocity halen bij constant massa debiet.

$$v_e = v_2 + (p_2 - p_3) \cdot \frac{A}{\dot{m}}$$

Vergelijking 74

Indien we de uitlaatsnelheid weten kunnen we de kracht bepalen, namelijk door de formule om te vormen.

$$F = \dot{m} \cdot c$$

Vergelijking 75

Bij LRE's (liquid rocket engines) ziet men de raket als ideaal indien de injector voor een perfecte mix zorgt tussen oxidizer en fuel of indien de fuel grain homogeen is.

De perfecte gaswet:

$$p \cdot v = R_A \cdot T$$

*Nota: hierbij is  $R_A = 8314 \text{ Nm/mol/K}$  dit is namelijk de U.S. Standard gas constant. Deze wordt gebruikt in de raketwetenschap. We bekomen deze waarde door de universele gasconstante  $R^*$  ( $8,314 \text{ J/molK}$ ) te delen door de moleculaire massa.*

De algemene gaswet kan ook toegepast worden, maar dan dient deze als volgt gebruikt te worden:

$$p \cdot v = n \cdot R \cdot T$$

Tijdens een isentropische nozzle expansie is er een hoge drukval, de absolute temperatuur daalt gedeeltelijk en het volume neemt toe.

De totale of stagnatie enthalpie per eenheid massa. De stagnatie enthalpie  $h_0$  is constant.

$$h_0 = h + \frac{v^2}{2J}$$

Vergelijking 76

Hierbij is  $h_0$  = totale /stagnatie enthalpie

$h$  = enthalpie op bepaald moment

$J$  = mechanisch equivalent aan warmte  $J = 4196 \text{ J/cal}$

Vervolgens kunnen we de stagnatie temperatuur vinden met onderstaande formule:

$$T_0 = T + v^2(2 \cdot C_p \cdot J)$$

*Vergelijking 77*

In een adiabatische stroming is de stagnatie temperatuur constant.

Vervolgens is er ook nog een relatie tussen de stagnatie druk en de lokale druk.

Namelijk:

$$\frac{p_0}{p} = \left[1 + \frac{v^2}{2C_p J T}\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{V}{V_c}\right)^\gamma$$

*Vergelijking 78*

Het massadebiet: het massadebiet is afhankelijk van de pompen en de injector plaat die voor de injectie van brandstof zorgen. Het massadebiet is dus een constante (afhankelijk van het ontwerp) en dus kunnen we stellen dat het massadebiet gelijk is aan:

$$\dot{m}_x = \dot{m}_y = \dot{m} = \rho \cdot v \cdot A$$

Indien de lokale snelheid 0 nadert, zal de kinetische energie terug omgezet worden in warmte.

Vandaar dat de lokale temperatuur dan zeer dicht bij de stagnatie temperatuur zal liggen. Dit kan soms nadelige effecten hebben. Namelijk stel dat we een oneffenheid hebben in de nozzle zal deze voor een vertraging zorgen in de stroming op dat bepaald punt, wat kan leiden tot een plaatselijke oververhitting.

Om dit tegen te gaan moet de binnenwand zo glad mogelijk zijn.

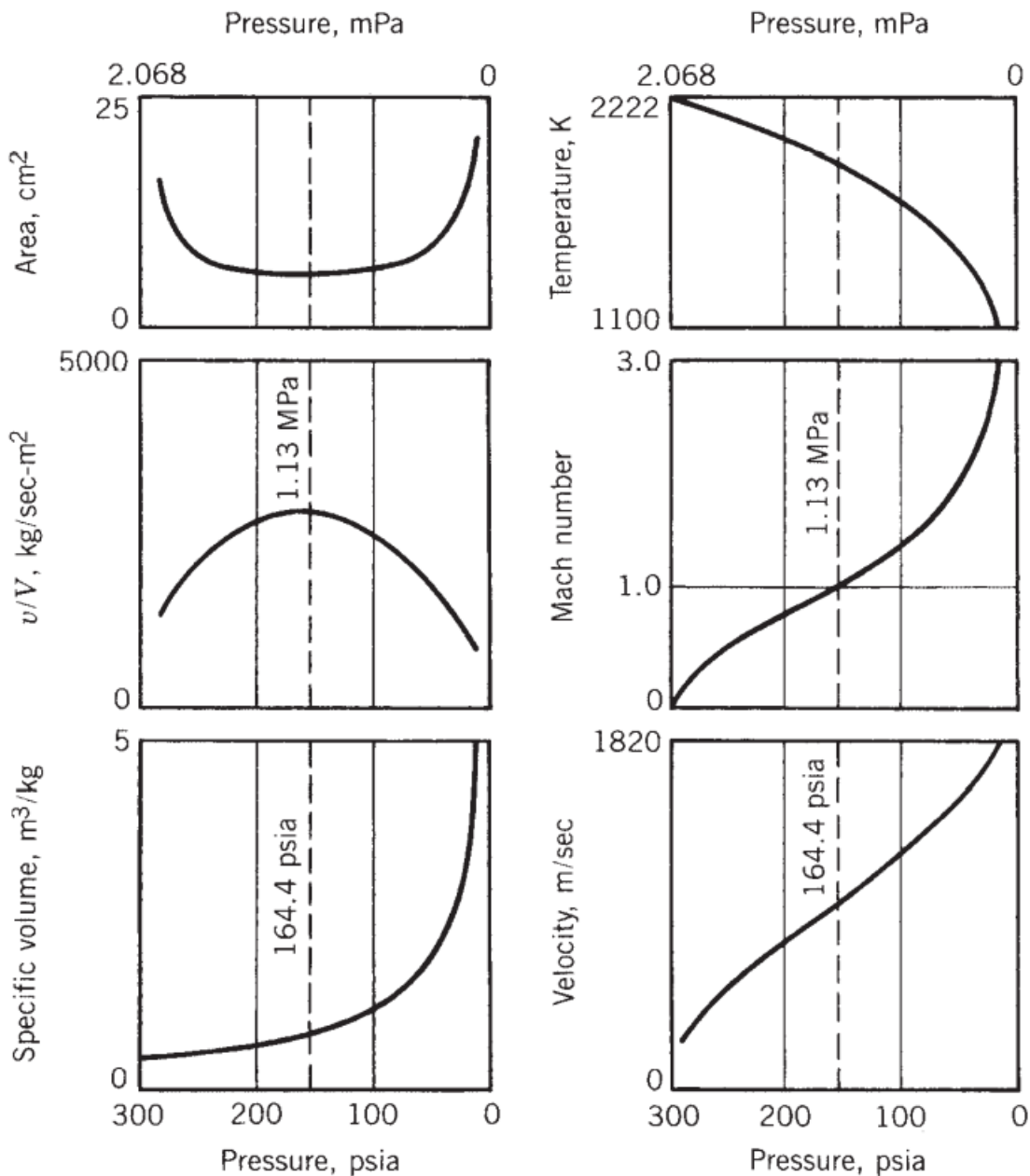
De ontbrandingskamer is dan weer een ander verhaal, daar zullen deze stagnatie temperaturen wel optreden. Maar daar is de wand ook voorzien van betere koeling (toekomstige gekoelde brandstof). Ook zal in de ontbrandingskamer, waar de snelheid relatief klein is (tot zelf 0 m/s) zal dus ook de lokale druk ongeveer gelijk zijn aan de stagnatie druk.

### 9.3.2.3 Nozzle parameters

Om een uitlaat te ontwerpen zijn er enkele belangrijke parameters die in acht genomen moeten worden.

De uitlaat moet namelijk in de nek of throat sonische stroomsnelheid bereiken.

Indien men wil dat dit zich voordoet zal de doorsnede van de uitlaat variëren in functie van de snelheid en druk.



Figuur 98 Verloop van verschillende parameters doorheen de nozzle, links is de inlaat, gestreepte lijn is de throat en rechts de uitlaat, bron RPE 9th edition

### De akoestische snelheid:

De akoestische snelheid is de snelheid waarmee geluidstrillingen zich door een bepaalde stof bewegen. De snelheid van het geluid  $a$  of de akoestische snelheid in ideale gassen is onafhankelijk van de druk.

$$a = \sqrt{k \cdot R \cdot T} \text{ of } a = \sqrt{k \cdot R^* \cdot T / M_{\text{massa}}}$$

Vergelijking 79

### Mach getal:

Het Mach getal  $M$  geeft de relatie weer tussen de snelheid en de akoestische snelheid. In formulevorm wordt dit:

$$M = \frac{v}{a} = v / \sqrt{k \cdot R \cdot T}$$

Vergelijking 80

Indien het Mach getal volgende waarden heeft, dan spreken we van:

$M < 1 \rightarrow$  subsonische stroming

$M = 1 \rightarrow$  sonische stroming (moet bereikt worden in de throat)

$M > 1 \rightarrow$  supersonische stroming

Vervolgens kunnen we de stagnatie temperatuur bepalen met behulp van het Mach getal.

$$T_0 = T \cdot \left[ 1 + \frac{1}{2} (\gamma - 1) M^2 \right]$$

Vergelijking 81

we kunnen ook vanuit de temperatuur en stagnatietemperatuur het Mach getal bepalen.

$$M = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \cdot \left( \frac{T_0}{T} - 1 \right)}$$

Vergelijking 82

Verder kunnen we een verband opstellen tussen de stagnatie druk en het Mach getal.

$$p_0 = p \cdot \left[ 1 + \frac{1}{2} (\gamma - 1) M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Vergelijking 83

### Area of oppervlakte ratio

De area ratio is de oppervlakte verhouding tussen de doorsnede van de uitlaat en de doorsnede van de ontbrandingskamer.

Ook de area ratio kan uitgedrukt worden aan de hand van de Mach getallen.

$$\frac{A_e}{A_c} = \frac{M_c}{M_e} \cdot \sqrt{\frac{1 + \left[ \frac{\gamma - 1}{2} \right] \cdot M_e^2}{1 + \left[ \frac{\gamma - 1}{2} \right] \cdot M_c^2}}^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}$$

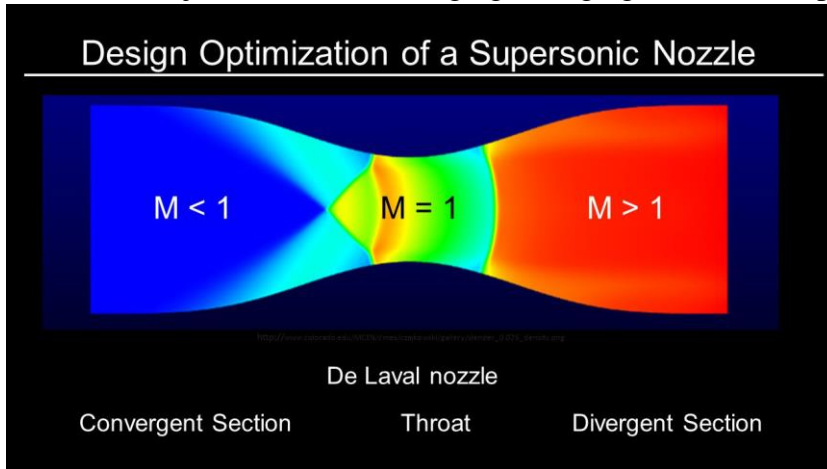
Vergelijking 84



## Stroming doorheen de throat

De meeste nozzles zijn van het “De Laval” type, vernoemd naar de uitvinder van dit type uitlaat (nozzle) “Gustaf De Laval”. Deze nozzles hebben eerst een convergerend deel, en vervolgens een divergerend deel.

Vandaar de bijnamen zoals converging/diverging nozzle of simpelweg condi nozzle.



Figuur 99 LINARES, M. , TEAM 18: Design optimization of a supersonic nozzle

Bij een De Laval nozzle is de oppervlakte omgekeerd evenredig aan de verhouding van de snelheid t.o.v. het volume. Zoals al eerder vermeld, is de throat het gedeelte met de kleinste oppervlakte. Vervolgens wordt de verhouding tussen de eind oppervlakte en de throat oppervlakte weergegeven aan de hand van de nozzle expansion ratio (aangegeven door  $\varepsilon$ ) let op dit is niet hetzelfde als de area ratio!

$$\varepsilon = A_e/A_t$$

Indien het mach getal 1 bedraagt, dit gebeurt namelijk in de throat. Dan kunnen we een verhouding opstellen tussen de druk in de throat en de druk in de ontbrandingskamer.

$$\frac{p_t}{p_c} = \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Vergelijking 85

De druk in de throat  $p_t$  waar de isentropische stroming maximaal is, wordt de kritieke druk genoemd.

De ontbrandingsdruk ligt dicht bij de stagnatie druk, behalve bij zeer smalle ontbrandingskamers. Indien het gas de throat bereikt, namelijk op het punt van de kritieke druk. Dan zal het gas zijn geluidssnelheid bereiken.

Hieruit kunnen we nu namelijk het volume en de temperatuur gaan berekenen in de throat.

$$V_t = V_c \cdot \left[\frac{\gamma + 1}{2}\right]^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

Vergelijking 86

$$T_t = \frac{2 \cdot T_c}{\gamma + 1}$$

Vergelijking 87

Leiden we voorgaande formules af, dan bekomen we:

$$\frac{T_x}{T_y} = (p_x/p_y)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{V_y}{V_x}\right)^{\gamma-1} \quad \text{en} \quad T_0 = T \cdot \left[1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1)M^2\right]$$

In de formule  $T_t = \frac{2 \cdot T_1}{\gamma + 1}$  is de temperatuur  $T_1$  nagenoeg gelijk aan de ontbrandingstemperatuur, en dus ligt deze temperatuur ook dicht bij de stagnatie temperatuur.

Vervolgens kunnen we de snelheid in de throat als volgt berekenen.

We weten dat in de throat  $v_t = a_t$ , want  $M = 1$

Dus kunnen we onze formule opstellen:

$$v_t = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma}{\gamma + 1} \cdot R \cdot T_1} = a_t = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$$

Vergelijking 88

Het eerste gedeelte van de formule zorgt ervoor dat we de throat velocity kunnen berekenen met de inlaat waarden  $bv(T_c, u_c, V_c, p_c)$ . In de nozzle is zoals eerder vermeld de snelheid gelijk aan de snelheid van het geluid (akoestische snelheid). Vervolgens zal de snelheid verder toenemen in het divergerende deel van de nozzle, dit doordat de druk nog lager ligt. Met als gevolg dat de eindsnelheid supersonisch is.

We kunnen enkel overgaan naar supersonische snelheden indien er voldaan wordt aan de kritieke druk. Namelijk dat:

$$\frac{p_e}{p_c} \leq \frac{p_t}{p_c}$$

Vergelijking 89

*Men spreekt van choking in de nozzle of "choked flow". Dit is namelijk dat de snelheid in de throat niet veranderd kan worden door de einddruk aan te passen. Ook kan men het massadebiet niet aanpassen doorheen de nozzle.*

Het massa debiet:

$$\dot{m} = \frac{A_t v_t}{V_t} = A_t p_c \gamma \frac{\sqrt{\left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}}{\sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_1}}$$

Vergelijking 90

*Nota:  $V_t$  is hier het specifieke volume uitgedrukt in  $m^3/kg$*

Vervolgens kan er een vergelijking worden opgesteld die het verband weergeeft tussen de throat oppervlakte en eender welke oppervlakte in het verlengde van de stroming.

$$\frac{A_t}{A_x} = \frac{V_t v_x}{V_x v_t} = \frac{\gamma + 1}{2} \cdot \left(\frac{p_x}{p_c}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{p_x}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}$$

Vergelijking 91

Voor operatie op zeeniveau zijn de nozzle expansion ratios meestal tussen de 3 en 25. Dit kan variëren afhankelijk van de druk in de ontbrandingskamer.

### 9.3.2.4 Kritieke condities

Er is hoogstwaarschijnlijk al vastgesteld dat een nek of throat niet altijd leidt tot een supersonische stroming in het divergerende gedeelte van de uitlaat.

Indien de stroming de geluidsbarrière wenst te doorbreken, moet er aan enkele condities voldaan worden.

Deze condities staan bekend als de kritieke condities.

Eerst en vooral moet er een bepaalde verhouding zijn tussen de druk in de ontbrandingskamer en de druk in de throat. Indien deze ratio bereikt wordt, kunnen andere verhoudingen gevonden worden. Namelijk verhoudingen voor de temperatuur en de dichtheid.

Deze kunnen makkelijk bekomen worden door gebruik te maken van de Poisson vergelijkingen.

Om de verhouding voor de kritieke druk te bepalen zal de continuïteitsvergelijking gebruikt worden.

$$\dot{m} = \rho \cdot u \cdot A$$

$$\frac{\dot{m}}{A} = \frac{p_c}{\sqrt{R \cdot T_c}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left(\frac{p}{p_c}\right)^{\frac{2}{\gamma}} \left(1 - \left(\frac{p}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}$$

Vergelijking 92

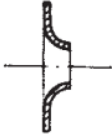
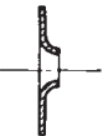
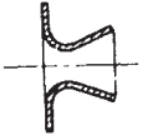
De maximale waarde kan gevonden worden door vergelijking (9.36) te differentiëren.

Als resultaat krijgen we dat indien de verhouding van de druk t.o.v. de druk in de ontbrandingskamer 0 is, de formule geschreven wordt als:

$$\left(\frac{p_t}{p_c}\right)_{cr} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Vergelijking 93

**TABLE 3–1.** Nozzle Types

	Subsonic	Sonic	Supersonic
Throat velocity	$v_1 < a_t$	$v_t = a_t$	$v_t = a_t$
Exit velocity	$v_2 < a_2$	$v_2 = v_t$	$v_2 > v_t$
Mach number	$M_2 < 1$	$M_2 = M_t = 1.0$	$M_2 > 1$
Pressure ratio	$\frac{p_1}{p_2} < \left(\frac{k+1}{2}\right)^{k/(k-1)}$	$\frac{p_1}{p_2} = \frac{p_1}{p_t} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{k/(k-1)}$	$\frac{p_1}{p_2} > \left(\frac{k+1}{2}\right)^{k/(k-1)}$
Shape			

Figuur 100 Uitlaat types, dit met de betreffende drukverhouding. Bron: Rocket Propulsion Elements

### 9.3.2.5 Stuwkracht

De stuwkracht wordt gegenereerd door het momentum (de impuls) verkregen door het uitwerpen van deeltjes aan hoge snelheden. In dit geval is dit het gas van de ontbranding.

Eerder hebben we al enkele basisformules omtrent de stuwkracht bekeken, nu zullen we deze nog verder aanvullen.

Indien de einddruk verschillen is van de atmosferische of omgevingsdruk, dan dienen we volgende formule toe te passen.

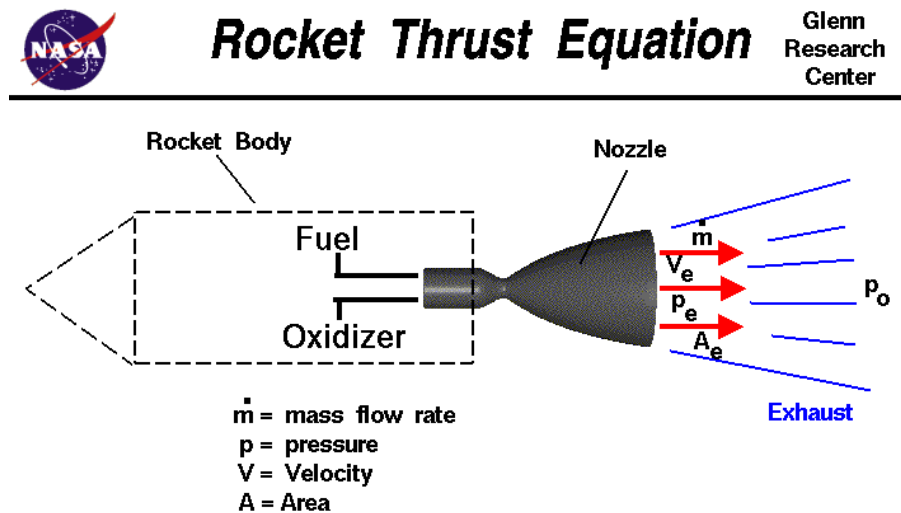
$$F = \dot{m} \cdot v_e + (p_2 - p_3) \cdot A_e$$

Vergelijking 94

Deze formule kan aangepast worden zodat we de stuwkracht bekomen via de druk en oppervlakte verhoudingen.

$$F = F_{opt} + p_c A_t \left( \frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right) \frac{A_e}{A_t}$$

Vergelijking 95



$$\text{Thrust} = F = \dot{m} V_e + (p_e - p_0) A_e$$

Figuur 101 Rocket Thrust Equation, NASA GRC

Nota: we weten uit de algemene definities dat de stuwkracht optimaal is indien de omgevingsdruk gelijk is aan de einddruk, we kunnen  $F_{opt}$  dus schrijven als:

$$F_{opt} = \dot{m} \cdot v_2$$

De maximale stuwkracht zal bereikt worden in een vacuüm, dit omdat de omgevingsdruk  $p_3$  dan gelijk is aan nul, en bijgevolg kunnen we de formule voor de stuwkracht herschrijven als:

$$F = \dot{m} \cdot v_2 + (p_2 \cdot A_2)$$

$$F = A_t p_c \sqrt{\frac{2\gamma^2}{(\gamma-1)} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[ 1 - \left( \frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + (p_e - p_s) A_e$$

Vergelijking 96

Het eerste gedeelte van deze vergelijking kan worden toegepast op alle raketten, maar het tweede gedeelte geldt enkel voor ideale raketten. Met  $K$  als een constante waarde doorheen het expansie proces. Deze vergelijking toont ons dat de stuwkracht afhankelijk is van de oppervlakte van de throat  $A_t$  en de druk in de ontbrandingskamer, of de nozzle inlaatdruk  $p_1$  en is een functie van de drukverhouding doorheen de nozzle  $p_1/p_2$ , de specifieke warmte capaciteit  $K$  en de stuwkracht gegenereerd door de druk. Deze formule wordt de ideale stuwkracht formule genoemd.

Tot zover het gedeelte omtrent de ideale rakettheorie.

## 9.4 Origami

---

### 9.4.1 Korte geschiedenis van Origami

Origami, beter bekend als de vouwkunst van papier is een kunst die al enkele eeuwen bestaat en z'n oorsprong kent in China. Men kan met grote zekerheid zeggen dat de Chinese vouwkunst "Zhezhi" uitvoerig beoefend werd tijdens de Song Dynastie, men denkt zelf dat de kunst al bestaat sinds de uitvinding van het papier (Han-periode 25-250 CE).

Vanuit China werd de papiervouwkunst overgebracht naar Japan door middel van de boeddhistische monniken die er onder meer het boeddhisme en hierdoor het shinto geloof voortbrachten. Zo werd de papiervouwkunst er al gebruikt voor ceremoniën. Officiële geschriften waarover men spreekt over de origami kunst dateren echter van de 16 à 17e eeuw.

Verder is het ook leuk om weten dat de papiervouwkunst in Europa rond de 12e eeuw voornamelijk gebruikt werd om leerlingen geometrie te leren. Vandaar dat de Europese vouwkunst destijds voornamelijk hoeken van 90, 45 gebruikte. Later tijdens de Meiji-periode werd het Duitse educatie programma geadopteerd door de Japanse scholen, de Japanse leerlingen leerden er dus in principe geen Japanse vouwkunst maar Duitse/Europese vouwkunst.

Het hedendaagse Origami is eerder een mengeling van de Japanse vouwkunst die voornamelijk hoeken van  $22,5^\circ$  gebruikt en de Europese vouwkunst.

Origami 折り紙 is opgebouwd uit twee termen namelijk "Ori" = Vouwen + "Kami"= papier, door Rendaku verandert de K in een G. Twee voorbeelden:

-Ori + Kami = Origami

-Uchi + Katana = Uchigatana

Op heden dag ziet men Origami naast een vorm van kunst ook als een interessant onderzoeksveld voor toepassingen in de technologische sector.

Zo is er steeds meer en meer onderzoek naar toepassingen van Origami in de medische en aerospace sectoren. Vooral in de aerospace industrie wint het aan populariteit.

Daar satellieten of ruimtevaartuigen zo licht en compact mogelijk moeten zijn, werd origami al gebruikt voor uitklapbare zonnepanelen (Miura fold), uitvouwbare structurele elementen en zonnezeilen.

## 9.4.2 Soorten origami folds

Er zijn verschillende vouwmethodes die kunnen dienen als bellows, hier bespreken we enkele:

- Kresling vouw patroon
- Tachi-Miura polyhedron vouw patroon
- Yoshimura patroon

### 9.4.2.1 Kresling patroon

Het Kresling patroon wordt gekenmerkt door een afwisselende mountain & valley folds gedraaid volgens de directie van de twist. Het Kresling patroon vereist slechts een matige paneel deformatie om het te comprimeren, dus erg geschikt als een design voor een buisvormige structuur. Dit patroon uit zich in slechts één laag van driehoekige panelen voor elke knikbelasting. Een meerlaagse Kresling origami structuur kan gevouwen of geassembleerd worden uit individuele Kresling modules



Figuur 102  
<https://www.pinterest.com/pin/772578511071212890/>

### 9.4.2.2 Tachi-Miura polyhedron patroon

Het Tachi-Miura polyhedron patroon bestaat uit een rigide, vouwbaar patroon, wat over een langere periode slijtage op de bellow tegengaat. Het nadeel is echter dat dit patroon geen constante cross sectie behoudt. Het gaat van bijna plat naar een polygoon. Dit zorgt voor stressconcentratie op de gevouwen uiteindes van de bellow.

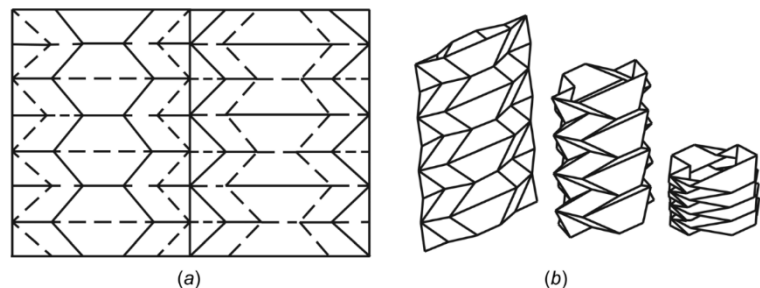
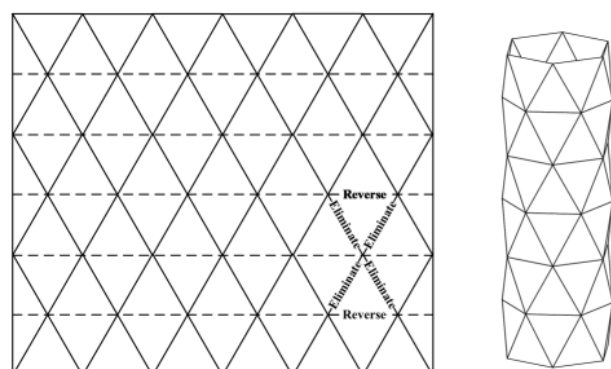


Fig. 7 The (a) fold pattern and (b) deployment sequence of the Tachi-Miura polyhedron

Figuur 103 Tachi-Miura polyhedron sequentie. <https://studio-helsinki.tumblr.com/post/177585016205/miura-polyhedron>

### 9.4.2.3 Yoshimura patroon

Het Yoshimura patroon is genoemd naar een Japanse wetenschapper die als eerste de effecten van een axiale compressie op dunwandige cilindrische structuren bestudeerde. Deze origami vorm bestaat uit driehoekige oppervlaktes die één zijde delen, waardoor een herhalende diamantvorm veroorzaakt. Deze structuur is axiaal veel stijver dan de Kresling methode.



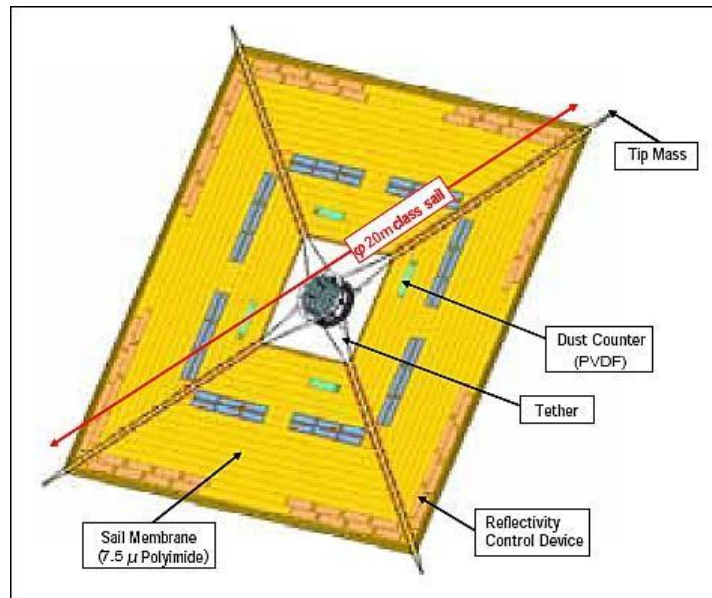
Figuur 104 Yoshimura patroon

### 9.4.3 Toepassingen origami in de ruimtevaart

Het zonnezeil van het IKAROS “Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun” toestel gelanceerd door JAXA op hun H-IIA raket kan gezien worden als een zeer succesvolle demonstratie omtrent het potentieel van Origami in ruimtevaarttoepassingen.

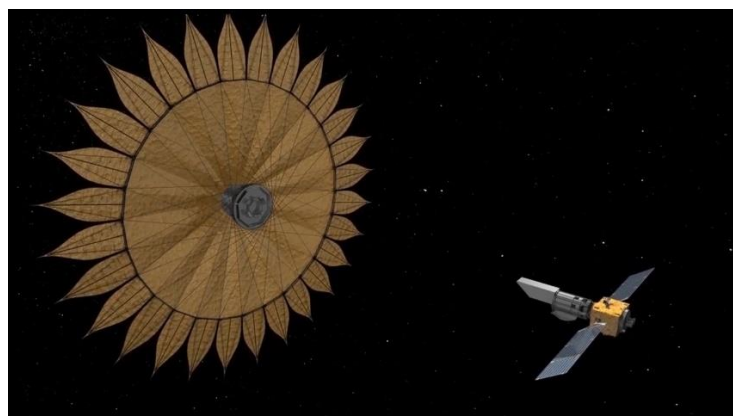
De IKAROS satelliet heeft succesvol aangetoond dat propulsie door middel van een zonnezeil mogelijk is.

De satelliet heeft een diameter van 1,58m in niet uitgevouwen positie, in uitgevouwen configuratie is de diagonaal van het vierkante zeil maar liefst 20 m lang!



Figuur 105 Illustratie van de IKAROS satelliet met uitgevouwen zeil (Afbeelding: JAXA)

Origami wordt ook gebruikt voor het project Starshade. Eens geopend zou deze origami structuur telescopen beter in staat moeten stellen om planeten rond een heldere ster te zien. De Starshade missie zou bestaan uit 2 delen. Het eerste deel is de telescoop die zoekt naar planeten buiten ons zonnestelsel. De andere zou zich zo'n 40 000 kilometer voor deze telescoop moeten bevinden. Deze structuur vouwt uit en blokkeert al het licht dat de ster waarnaar de telescoop kijkt uitstraalt. De grootste uitdaging echter is om deze 2 vaartuigen uit te lijnen, en dit te behouden. Er is slechts een marge van 1 meter.



Figuur 106 Starshade [www.jpl.nasa.gov](http://www.jpl.nasa.gov)

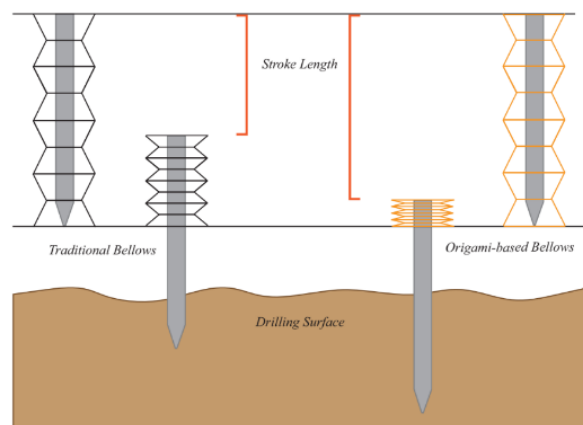


De Mars rover Curiosity is ook voorzien van bellows. Het boor systeem dat monsters neemt van de bodem, zit in een metalen bellow, dit om het gehele systeem te beschermen tegen de mars omgeving. Perseverance is ook voorzien van een metalen bellow met een compressieratio van 1:8. Origami bellows hebben maar liefst een compressieratio van 1:30. Wetenschappers waren in 2016 bezig met een origami versie voor volgende ruimtemissies. Ze hebben onderzoek gedaan en uiteindelijk testen uitgevoerd met het Kresling patroon. Deze bestond uit flexibele materialen en films zoals polyethyleen. De testen bedroegen onder andere een simulatie van de Mars omgeving. Hiervoor werd een Mars zandstorm gesimuleerd met zand en een blazer in een dichte ruimte. Ook werden de bellows ondergaan aan UV licht, om hiervan de gevolgen te onderzoeken. Temperatuurswisselingen werden ook onderzocht, zo werden de bellows in kamers gezet met droog ijs en werd gekeken na hoeveel compressie en expansie cyclussen de bellow scheurde. Dit gebeurde uiteindelijk in de vertex, waar meerdere plooiën samenkomen. De testen waren veelbelovend, maar toch koos NASA de vorige metalen bellows uit Curiosity voor Perseverance.



Figuur 107 Curiosity cncb.com

Voordat NASA's Asteroid Redirect Mission (ARM) werd stopgezet, is hiervoor ook onderzoek gedaan naar origami bellows. Het doel van deze bellow is het bewaren van alle brokstukken in een microgravity, wat erg belangrijk is voor het beschermen van allerlei tandwielen, lagers en andere bewegende onderdelen. Uit het onderzoek bleek dat een Tedlar bellow met een Kevlar gestikte naad een goede keus is om puin in de ruimte te bewaren. Echter bleek wel dat een enkele naad niet voldoende is voor high-cycle toepassingen. Een mogelijke oplossing hiervoor is het gebruiken van een pseudostitch aan de overkant van de naad, om zo de stijfheid en symmetrie van de bellow te vergroten.



Figuur 108 Compressieverschil tussen traditionele en origami bellow

## 9.5 Sterkteleer

---

Enkele formules die we hebben gebruikt voor het berekenen van de katalysator:

Wet van Hooke :

$$\sigma_t = \frac{F}{A_0}$$

*Vergelijking 97*

Bij de Wet van Hooke is de trekspanning in N/mm<sup>2</sup> gelijk aan de trekkracht in N gedeeld door de onbelaste doorsnede.

Hoop stress:

$$\sigma_\theta = \frac{P * r}{t}$$

*Vergelijking 98*

Met deze formule kunnen we de wanddikte voor de katalysator berekenen. Hierbij is de hoop stress in Pascal gelijk aan de interne druk in Pascal maal de straal in centimeter gedeeld door de wanddikte in cm.

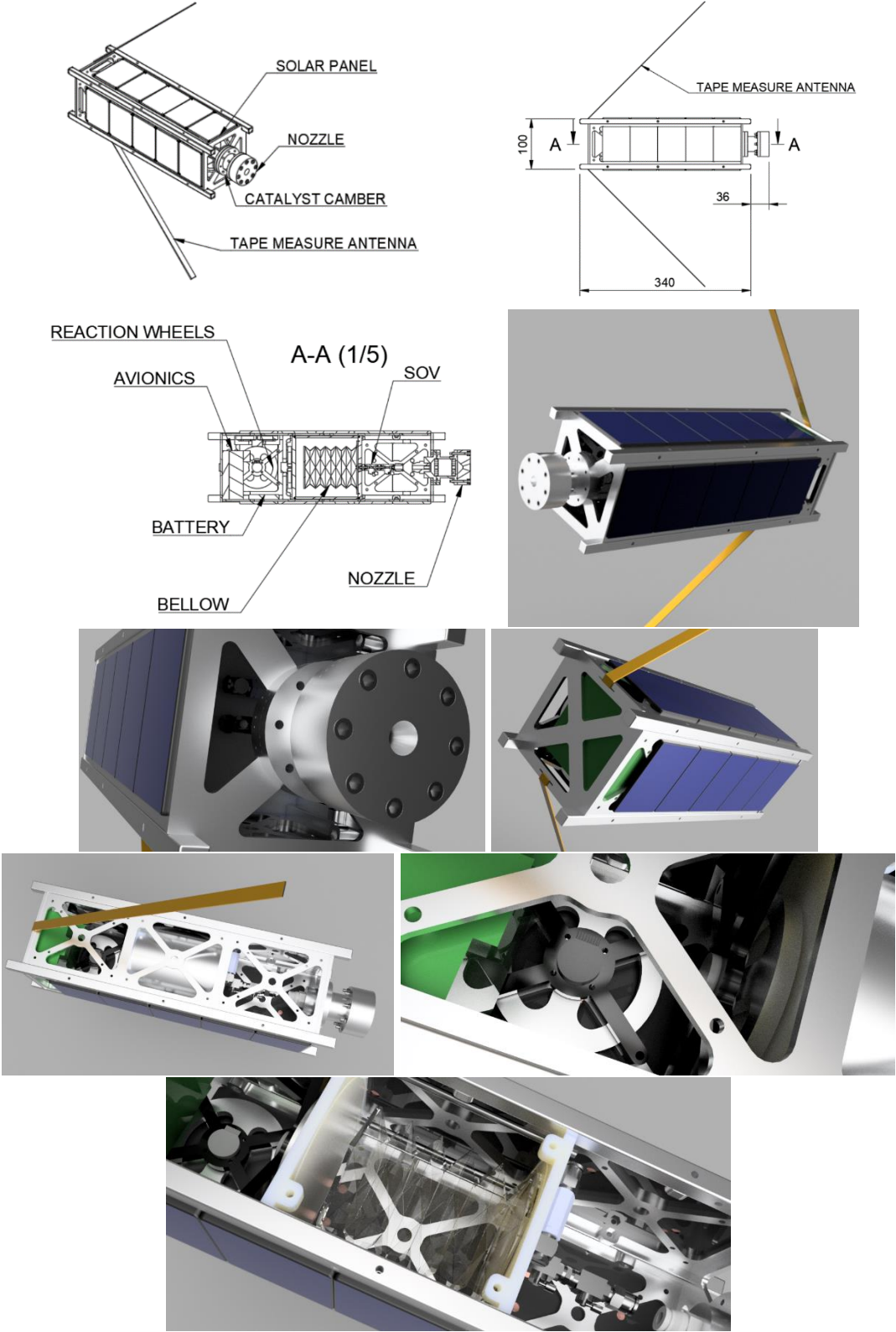
De axiale druk kan ook berekend worden met behulp van hoop stress:

$$\sigma_{axiaal} = \frac{P * r}{2 * t}$$

*Vergelijking 99*

# 10 Uitwerking

## 10.1 Conceptueel ontwerp



Figuur 109 Renderfoto's van het preliminair design

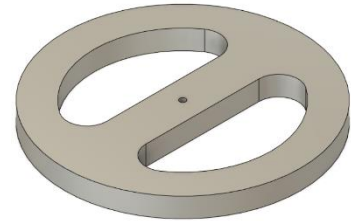
### 10.1.1 Attitude Control

Tijdens het conceptuele ontwerp heb ik mij vooral gericht op de basis afmetingen van de reactiewielen, de bruikbare elektrische motoren op de markt en de bevestigingsopties voor alles.

#### 10.1.1.1 Reactiewielen

Het attitude control systeem bestaat uit 3 reactiewielen, 1 voor elke as (x-as, y-as en z-as). Door de 3 assen kan de CubeSat alle mogelijke bewegingen maken rond zijn eigen assen (roll, pitch en yaw).

De reactiewielen worden gemaakt uit aluminium, de keuze voor dit materiaal is de makkelijke bewerkbaarheid, de lage prijs en het kan niet roesten. Na enige tijd kan er wel een oxidelaag ontstaan.



Figuur 110 RW, Fusion 360

Voor de afmetingen van het reactiewiel moeten we rekening houden met volgende zaken:

- Groote van de avionics bay (circa 80 x 80 x 80 mm)
- Traagheidsmoment van de CubeSat om de 3 assen
- Het gebruikte materiaal
- Aandrijfkracht van de motor

#### 10.1.1.2 Elektrische motoren

De elektrische motoren die de reactiewielen aandrijven hebben enkele eisen:

- Licht
- Hoge toerentallen (circa 15000 RPM)
- Laag stroomverbruik
- Voldoende koppel
- DC spanning



Figuur 111 Faulhaber  
Brushless DC-Flat Motor  
Serie 1509T006B

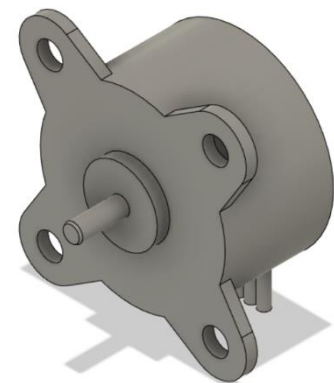
Deze eisen heb ik opgesteld om later naar de uitwerking minder problemen te hebben met bv. een bepaalde spanning, te hoog stroomverbruik, ....

Ons eerste gedacht ging naar de motoren uit een HDD, deze voldoen aan bovenstaande eisen. Het enige wat bleek is dat motoren uit HDD's steeds meer ingebouwd zijn, waardoor de motor er niet in 1 geheel uitgehaald kan worden en zonder schade. Na wat rondvraag bij verschillende computerzaken bleek dit idee niet zo makkelijk te zijn ook is er weinig data te vinden over de HDD motoren.

Uiteindelijk vonden we een motor van FAULHABER die gebruikt werd in een CubeSat van TU Delft: Brushless DC-Flat Motors Series 1509T006B.

Deze motor voldoet ook aan alle bovenstaande eisen. Na contact te leggen met FAULHABER is er onderling besloten dat de motoren worden gesponsord door het bedrijf, alleen moeten wij wat beeldmateriaal leveren aan hun voor publicatie doeleinden. De motor is momenteel in productie, als deze geleverd is kunnen we deze installeren en verder werken aan het attitude systeem.

Tot op heden zijn we nog steeds in afwachting.



Figuur 112 Model in Fusion 360  
van de Brushless DC-Flat Motor

### 10.1.1.3 AC Mounting

Voor het bevestigen van de motor en zijn reactiewiel, heb ik gekozen voor een mount te ontwerpen en deze te 3D-printen. De keuze is er gekomen omdat een mount complexere vormen heeft en via een conventionele methodes moeilijker te maken is en ook veel materiaalverlies teweeg brengt. Ook kunnen we via 3D-printen de kostprijs fel naar beneden drukken en zijn de wachttijden veel korter.



*Figuur 113 Attitude Control bevestigingsstuk*

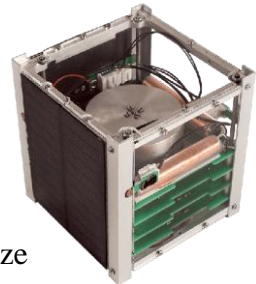
De mount beschikt over 4 gaatjes voor het bevestigen van de motor, via M2 moeren en bouten.

Het bevestigingsstuk zelf wordt via 4 andere gaten aan het frame bevestigd, dit ook door een bout en moer verbinding.

Het stuk wordt geprint in PLA, dit is een veel voorkomend materiaal in de 3D-print wereld. Dit komt doordat PLA een materiaal is dat makkelijk te printen is, geen gevaarlijke dampen loslaat tijdens het printen en relatief goedkoop is.

### 10.1.2 Avionics

Voor de avionics heb ik eerst onderzoekwerk gedaan naar andere CubeSats, hier zien we telkens “stacks” van elektronica in de avionics compartiment. Dit is rechts te zien op de foto. Deze configuratie heb ik besloten niet te maken, omdat dit voor een team van 3 personen teveel werk is en de kostprijs te hoog zou liggen voor ons project.



*Figuur 114 Avionics stack,  
<https://www.cubesatshop.com>.*

Daarom hebben we gekozen voor verschillende aparte modules te kopen en deze op een bepaalde manier te bevestigen in de avionics bay.

Volgende elementen moesten zeker aanwezig zijn:

- OBC
- Attitude sensoren
- Communicatie
- AC module

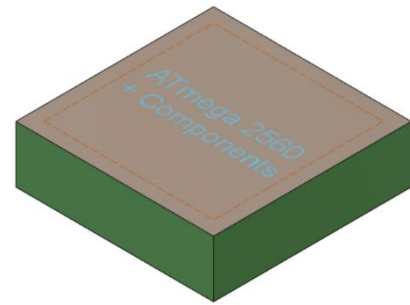
Ook vallen de nodige sensoren en indicators hieronder.

### 10.1.2.1 On Board Computer

De OBC moet alle data kunnen verwerken die hij krijgt dit kan bijvoorbeeld een temperatuur meting zijn, een RW aansturen, data verzenden via een module, ....

Enkele eisen voor de OBC:

- Voldoende rekenkracht
- Voldoende inputs en outputs (zowel analoog als digitaal)
- Laag stroomverbruik
- Makkelijk programmeerbaar



*Figuur 115 Conceptuele PCB*

Na enig opzoekwerk hebben we de keuze beperkt tot microcontroller die we persoonlijk kennen, hierbij denken wij aan Arduino.

De enige keuze die we moesten maken is of dat we de PCB zelf maken of een kant en klare PCB kopen.

### 10.1.2.2 Communicatie

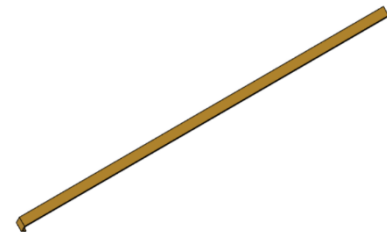
Voor de communicatie hebben we in het conceptuele design gekozen voor draadloze communicatie te doen bij het testen, dit heeft een extra veiligheid.

We hebben hier al een keuze gemaakt om te werken met een kant en klare module, juist moet er nog een antenne berekend en gemaakt worden.

Dit mag gedaan worden doordat Niels Baele een herkende radioamateur is (ON3NSB).

De module heeft enkele eisen gekregen:

- Licht
- Compact
- Voldoende zendvermogen
- Laag verbruik
- Makkelijk programmeerbaar



*Figuur 116 Antenne*

Hierdoor werd de keuze beperkt naar 3 modules, NRF24L01, RFM22 en RFM69.

De antenne moet bestaan uit een flexibel materiaal, dit zodat de antenne tijdens launch in vorm kan beperken worden en de P-POD niet stoort, eens de CubeSat gelost is kan de antenne na de voorziene tijd losgelaten worden.

Via deze eisen en wat opzoekwerk omtrent antenne's in CubeSats kwamen we op het gebruik van rolmeters, dit materiaal is flexibel en is geschikt voor een antenne.



### 10.1.2.3 AC module

De Attitude Control module staat in voor het sturen van de reactiewielen.

De schakeling moet instaat zijn alle 3 de motoren tegelijkertijd te kunnen aansturen, dit is nodig bij complexere manoeuvres. De te gebruiken motoren worden aangedreven door 3 PWM signalen die in fase verschoven zijn van elkaar, net zoals een wisselspannings (AC) motor.

Het stuursignaal komt van de OBC, deze stuurt dan de nodige schakelementen aan (Transistors, Mosfets, FETS, ...). Het schakelement zal een bepaalde tijd een hoog signaal geven, waardoor de motor een nieuwe stand aanneemt. Wordt dit met een bepaalde frequentie gedaan (3 signalen volgen elkaar regelmatig op), dan draait de motor aan een snelheid die afhangt van de frequentie en de opbouw van de motor.

Uit deze bovenstaande stappen kunnen we opmaken dat er minimum 3 schakelementen nodig zijn per motor, 1 voor elke fase. Voor het veranderen van de draairichting kan je één van de 3 fasen omkeren, dit kan via het programma worden gedaan.

### 10.1.2.4 Sensoren

Voor het meten van verschillende data zoals:

- Temperatuur H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>
- Luchtdruk pressure vessel
- Temperatuur reactiekamer
- Temperatuur nozzle
- ...

Hiervoor moeten we gebruik maken van verschillende sensoren als thermokoppels, drukmeters, PTC, NTC, ...

### 10.1.3 Electrical power

Bij het electrical power gedeelte ben ik opzoek gegaan naar alle nodige componenten en daarbij ook gelet op de grootte van de stukken. Dit wegens er maar een beperkte ruimte is voor alle onderdelen in te verwerken.

#### 10.1.3.1 Batterijen

De batterijen voorzien alle elektrische energie in de CubeSat, deze energie wordt gebruikt door verschillende componenten zoals de attitude controle motoren, valves, sensoren, ....

De eisen voor de batterijen zijn:

- Licht
- Niet/weinig ontvlambaar
- Hoge energie dichtheid
- Gepast formaat
- Voldoende stroom kunnen leveren
- Standaard spanning



*Figuur 117 Conceptueel ontwerp batterij*

Zoals te zien in de voorwaarden/eisen komen sommige steeds terug, dit is puur door de eisen van de CubeSat.



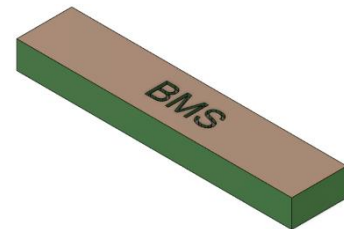
Met de standaard spanning bedoelen we dat de batterij bijvoorbeeld niet 148 V heeft, dit is als eerste een te hoge spanning en is totaal geen standaard (5 V, 7,4 V, 12 V, ...) wat extra componenten betekent om een gewenste spanning te verkrijgen. Ook moet de batterij voldoende stroom kunnen leveren bij piekmomenten.

De keuze is gegaan naar een Li-Ion batterij, deze voldoet grotendeels aan de bovenstaande voorwaarden. Ook wordt dit type vaak gebruikt in professionele CubeSats.

### 10.1.3.2 Battery Management System

Het BMS beheert/beschermt de batterijen tegen:

- Overcharging
- Discharging
- Current protection
- Balanceert



*Figuur 118 Conceptuele BMS*

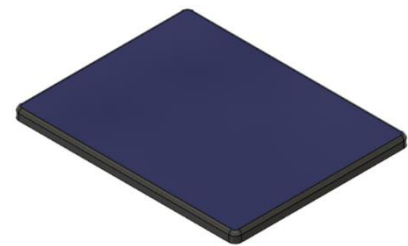
Voor de dimensies van de batterijen heb ik enkele systemen opgezocht en hiervan de meeste courante maat genomen.

De keuze is uitgegaan naar een 2-cellige BMS, dit zodat er voldoende spanning is voor alle systemen zonder deze nog veel omhoog te moeten trekken aan de hand van boosters.

### 10.1.3.3 Solar panels

In het conceptuele design hebben we ook zonnepanelen verwerkt. De keuze was niet moeilijk, omdat er maar weinig zonnepanelen zijn met de gewenste afmetingen konden we snel een selectie maken.

Later zijn de zonnepanelen verdwenen uit de CubeSat, dit om de complexiteit, gewicht en vooral de kostprijs te verlagen.



*Figuur 119 Conceptuele solar panel*

### 10.1.4 Propellant Storage

Tijdens het conceptueel ontwerp, werd er voornamelijk gekeken naar verschillende manieren om de brandstof, zijnde de waterstofperoxide op een betrouwbare manier naar de katalysator en uitlaat te sturen. Zo werden er initieel verschillende concepten opgesteld:

- **Pressure fed:**

In een pressure fed of zuiver drukgevoed system was het idee om met luchtdruk of een ander gas de vloeistof uit het reservoir te persen. Dit werkt redelijk goed wanneer de tank zo goed als vol is, maar problemen kunnen zich stellen wanneer de tank bijna leeg is.

Een bijkomend probleem is dat finaal het gas ook naar buiten geblazen wordt, bijgevolg moet het gas telkens aangevuld worden.

- **Onder druk geplaatste balg:**

Een onder druk geplaatste balg vloeide voort uit de stage die gelopen werd bij SABCA, daar kwam de eerste kennismaking met de zogenaamde bellows.

Het voordeel van een balg is dat de brandstof door middel van een kunststoffen balg niet in contact komt met andere materialen, wat de kans op ongewenste reacties verkleint (ervan uitgaande dat de kunststof compatibel is). Bijkomend voordeel van zo'n systeem is dat het sloshing (heen en weer slaan van de brandstof) tegen gaat.

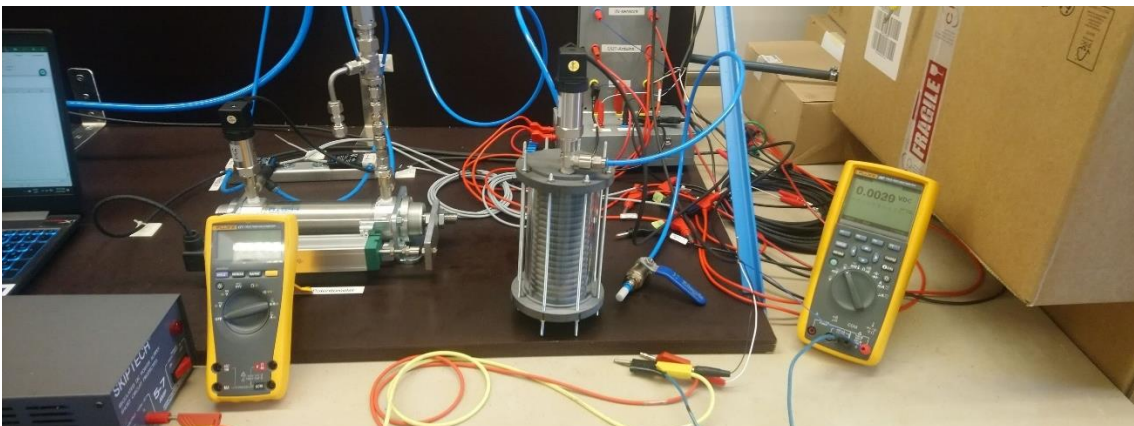
- **Elektrisch aangedreven balg:**

Dit systeem werd voorgesteld door onze mentor, mr. Vanparys, dit om zo het drukvat te vermijden. Na het bekijken van deze optie en de mogelijkheden zoals de snelheid die nodig is om een groot genoeg massadebiet te leveren, dit gekoppeld aan motoren met groot genoeg toerental en koppel. Finaal hebben we niet voor dit concept gekozen omdat de motoren de kans op falen van het systeem vergroot.

Uiteindelijk werd er gekozen voor de balgen, dit omdat het enkele specifieke voordelen biedt. Zo is het ideaal om met zo'n chemisch reactieve stoffen te werken zoals waterstofperoxide, zorgt voor betere expulsie van de peroxide dan het zuivere gas gepressuriseerd systeem en aan de hand van de balg wordt de gasdruk rechtstreeks overgedragen op de vloeistof, de aanleverdruk is dus steeds gelijk aan de gasdruk.

Nu is het zo dat we meteen wisten dat een conventionele gegolfde bellows niet zou werken, deze hebben gewoonweg niet genoeg axiale verplaatsing. Dit kon geconcludeerd worden na de stage bij SABCA.

Hieronder enkele afbeeldingen van de bellows die gemaakt was tijdens de stage:



Figuur 120 Testopstelling van de 3D-geprinte bellows bij SABCA, de bellows zijn centraal te zien op de foto.

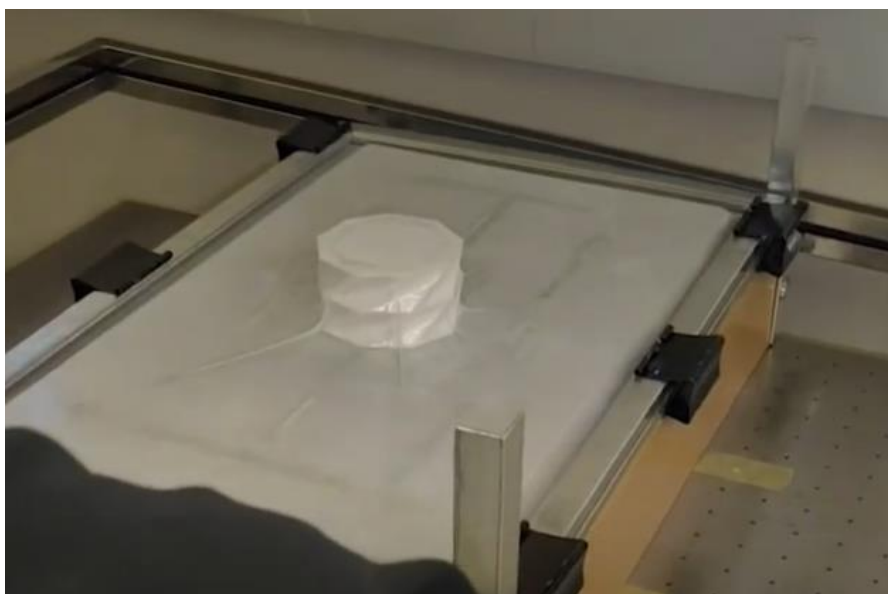
Na wat onderzoekwerk stootten we op verschillende toepassingen in de ruimtevaart waar er origami balgen gebruikt worden om vlucht kritische componenten te beschermen, dit voor onder andere het mijnen op asteroïden. Deze bellows hadden zeer grote compressie ratios, wat inhoudt dat de initiële lengte over de samengedrukte lengte groot is.

Een bijkomende uitdaging bij dit soort brandstofopslag is het verwerken van de origami bellows, in de voorgaande toepassingen die aangehaald werden, is het niet zo cruciaal dat de bellows volledig lucht/waterdicht zijn. Bij ons is dit wel het geval, de mogelijkheid om ze gewoonweg te plooiën uit plastic zoals men dit met papier zou doen kan dus resulteren in een lek als de bellows niet correct geplakt/gehecht is.

Bij geluk botsten we op een video van Washington State University, hier experimenteerde men met origami bellows voor cryogene toepassingen. Voor de productie van de balgen maakte men gebruik van vacuümformen. Hierbij wordt er een thermoplast opgewarmd tot boven z'n glastransitietemperatuur en vervolgens over een mal getrokken en vacuüm gezogen.



*Figuur 121 Yoshimura origami bellows, gevacuümformed over een mal, Bron: WSU 2020*

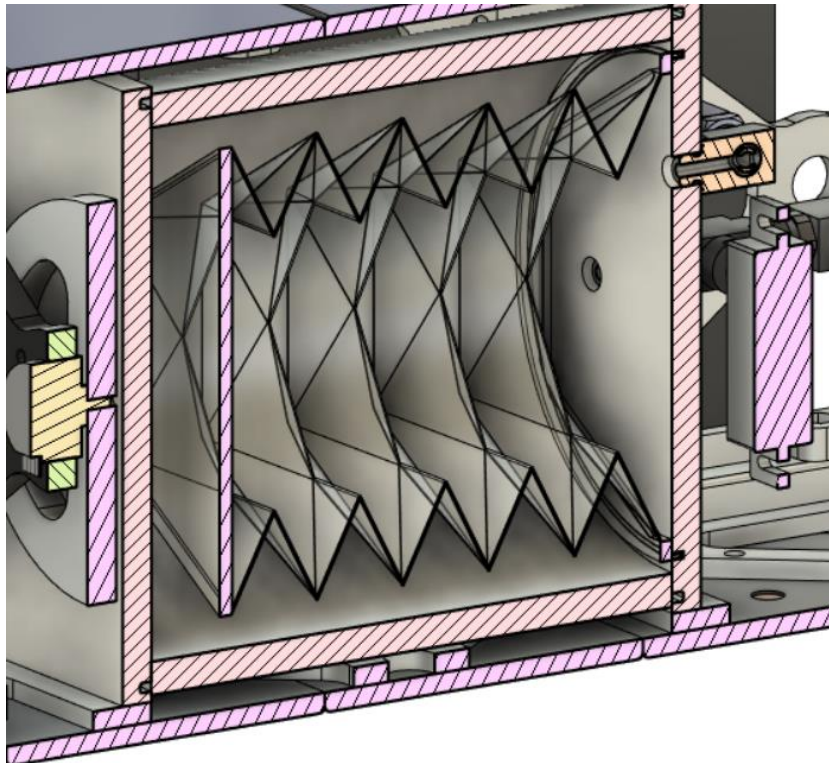


*Figuur 122 Vacuümgetrokken thermoplast Kresling Origami structuur, Bron: WSU YouTube, <https://youtu.be/TRzUpaLsJDE?t=125>*

#### 10.1.4.1 Fusion 360 conceptueel ontwerp

Van zodra we zeker waren dat we deze Origami bellows zouden proberen, hebben we dit voorgesteld aan SABCA, ook zij waren geïnteresseerd in een proof-of-concept model waar er origami balgen gebruikt worden.

Zoals hierboven kort vermeld werden de verschillende patronen, productietechnieken en basiswerking bestudeerd. Op basis hiervan werd er een ruw concept uitgetekend in Fusion 360.



*Figuur 123 Fusion 360, doorsnede van de PS = Propellant Storage , dit met zichtbare origami balg, sleuven voor dichtingsringen (axiaal) en aluminium PV om de gasdruk vast te houden.*

Het ontwerp was voornamelijk gebaseerd op het eerder gemaakte ontwerp bij SABCA, zo maakt het gebruik van twee bulkheads, waar er op één van de bulkheads een sleuf voorzien is om de bellows in te epoxyën. Aan weerszijden is er een in en een uitlaat voor de waterstofperoxide en vulklep voor het gas. De twee bulkheads zijn verder voorzien van twee sleuven voor de O-ringen, die axiaal aangedrukt worden door de aluminium cilinder. De compressie wordt gegarandeerd door 4 draadstangen die de twee bulkheads met daartussen de aluminium cilinder samendrukken.



## 10.1.5 Main Propulsion System

Het Main Propulsion System omvat de throttle control assembly, catalyst pack en de nozzle.

### 10.1.5.1 Catalyst Pack

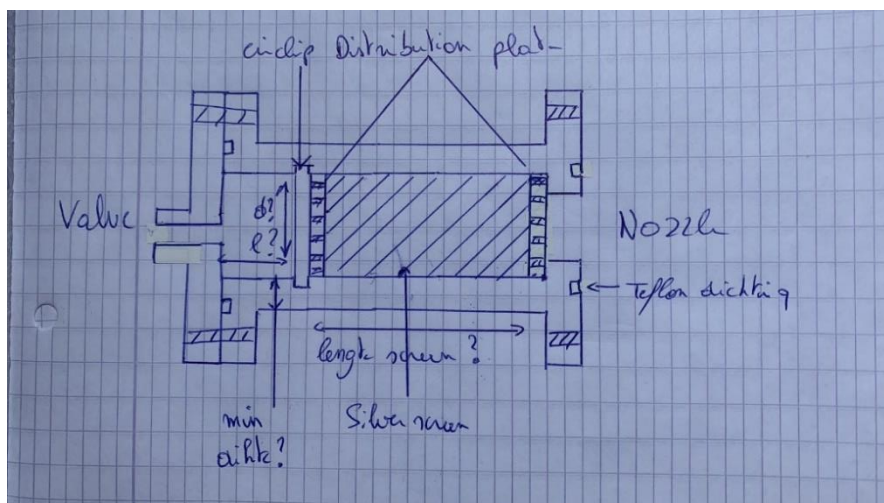
Het eerste wat we hebben gedaan is nagaan wat in ons geval de beste katalysator zou zijn. Eerst hadden we in gedachte om  $\text{KMnO}_4$  te gebruiken. Na onderzoek en overleg met Angelo Cervone bleek zilver de eenvoudigste en efficiënte manier. Het is makkelijk verkrijgbaar, compact en relatief goedkoop. We moeten natuurlijk realistisch blijven en beseffen dat we met waterstofperoxide werken die een concentratie heeft van 50%, terwijl het eerder 90% zou moeten zijn, dus natuurlijk zal de peroxide minder goed katalyseren dan met een hogere concentratie, maar het is natuurlijk ook een proof of concept.

Volgende eisen hebben we aan de katalysator gesteld:

- Niet gevoelig voor onzuiverheden
- Eenvoudig demonteerbaar voor inspectie
- Niet gevoelig voor vele thermische cyclussen
- Vaak herhaalbaar
- Gehele constructie moet binnen de standaarden van de CubeSat blijven

Als housing gebruiken we aluminium. Het is aluminium uit de 6000 reeks (6082), dus compatibel met waterstofperoxide. Het was belangrijk om het ontwerp zo eenvoudig mogelijk te houden, zodat er tijdens productie geen ongewenste verrassingen opduiken.

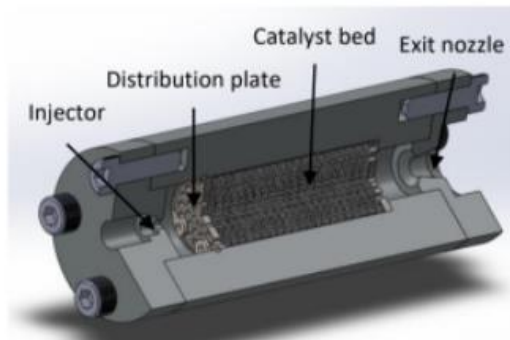
Een eerste schets zag er als volgt uit:



Figuur 124 Schets catalyst pack

De catalyst pack is ook voorzien van 2 distribution plates. Zij zorgen voor een uniforme stroming en houden het zilveren mesh op zijn plaats. Het initieel design had nog een circlip die de voorste distribution plaatje op zijn plaats hield, deze werd later uit het design verwijderd.

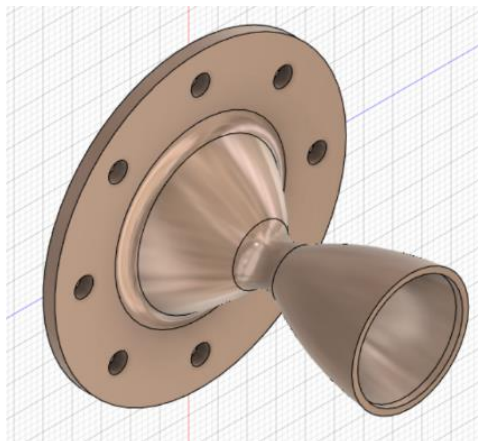
Veel informatie en ideeën over de catalyst pack zijn overgenomen uit het artikel ‘Porosity Effect of the Silver Catalyst in Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster’. Het initieel ontwerp is ook gebaseerd op deze uit het artikel.



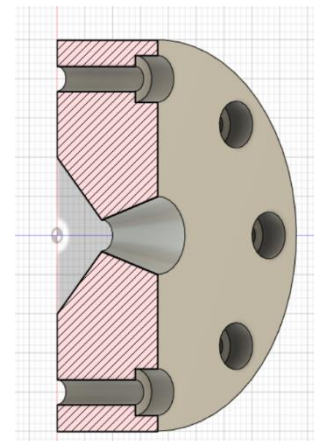
**Fig. 5.** Sectional view of hydrogen peroxide mono-propellant thruster

*Figuur 125 Ontwerp catalyst pack vanuit Porosity Effect of the Silver Catalyst in Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster*

Het eerste gedacht was om katalysator in de laatste 1U te plaatsen, en enkel de nozzle buiten de structuur te plaatsen. Deze nozzle zouden we met behulp van electroforming maken. Wegens een gebrek aan plek is dit aangepast. Het ontwerp van de nozzle hebben we hierna vereenvoudigt, door de nozzle inwendig in een schijf te verwerken. Dit is ook eenvoudiger te maken.



*Figuur 127 Eerste nozzle ontwerp*



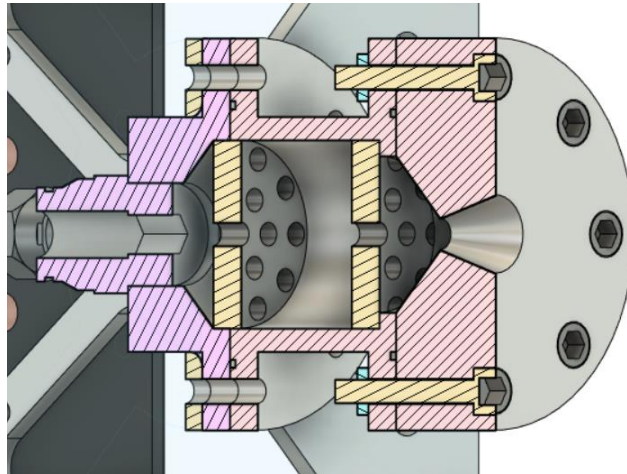
*Figuur 126 Conceptual nozzle design*

Hiernaast zijn enkele nozzles te zien die we hebben gemaakt met behulp van electroforming. Dit is een elektrochemisch proces waarbij door middel van een elektrische stroom koper ionen neerslaan op een geleidend onderdeel. Op de rechter foto is de meest rechtse uitlaat geëlectroformed met een stroom van 0,25A. Dit resulteert in een betere aanhechting en als gevolg een mooier resultaat. Totale plating tijd van deze nozzle bedraagt 32 uur, wat resulteert in een wanddikte van ongeveer 1,5mm.



*Figuur 128 Electroformen van de nozzle*

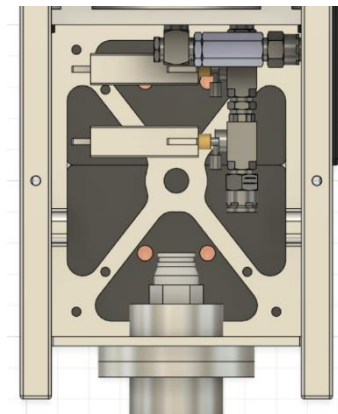
Bij de distribution plates gaan we voor een oppervlakteverhouding van 50% gaten en 50% materiaal. Dit is in de conceptuele fase nog niet het geval maar in detailed gaan we hier dieper op in. Eens uitgetekend in conceptual zag de catalyst pack er zo uit:



*Figuur 129 Catalyst pack conceptual design*

De berekeningen voor de afmetingen waren tijdens het conceptual design nog niet gebeurd, dus alle afmetingen waren grofweg geschat.

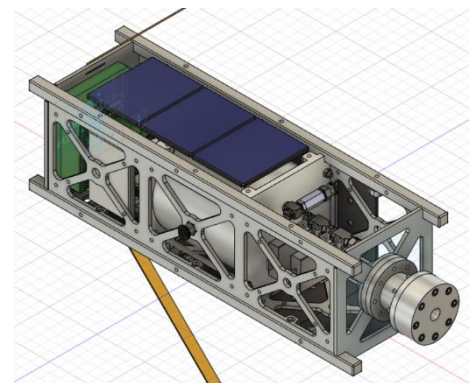
De valve assembly hebben we eerst uit het center geplaatst, zodat de servo's rechtstreeks op de valves stonden. Dit hebben we in detailed design aangepast. We waren bezorgd dat er moeilijkheden zouden kunnen ontstaan doordat er weinig plaats is voor de flexibele buis.



*Figuur 130 Conceptual valve assembly design*

### 10.1.6 Structure

Al vanaf het begin hebben we ons gehouden aan de voorgeschreven standaarden. Zo lagen de maten voor de rails en de wanden al vast, omdat deze gewoon standaard zijn en eenvoudig over te nemen. Zo is bijvoorbeeld de minimum breedte voor de rail 8,5 mm, hier hebben wij 10 mm genomen. De breedte en lengte van de CubeSat liggen vanaf nu ook al vast. De breedte is 100 mm en de lengte van de rail is 340 mm. De wanden zijn voorzien van gaten zodat hierop onderdelen kunnen gemonteerd worden. De openingen in de zijwanden zijn gemaakt om gewicht te besparen. Op het achterpaneel wordt de catalyst pack gemonteerd.



*Figuur 131 CubeSat conceptual design*



## 10.2 Preliminair ontwerp

---

### 10.2.1 Attitude Control

Tijdens de preliminaire fase voor de attitude controle ben ik dieper ingegaan op de specificaties en de werking van motoren. De bevestigingsbeugels heb ik overgenomen uit het preliminair ontwerp, maar in het gedetailleerde ontwerp is hier nog een kleine modificatie aan gebeurd.

#### 10.2.1.1 AC motor

De reactiewielen worden aangedreven door elektrische motoren. De keuze is gegaan naar een borstelloze motor, dit wegens betere slijtvastheid en lagere faalkans dan een motor met borstels. (Borstels slijten na enige tijd, wat lijdt dat er geen contact meer is en de motor niet meer kan ronddraaien en ook over tijd zijn koppel verliest).

Types:

Onder de brushless/borstelloze motor is er nog een onderverdeling:

- **Sensored**  
De sensed motor heeft 3 ingebouwde hall effect sensoren. Deze kunnen de plaats bepalen van de motor door het magnetisch veld te meten in hun omgeving.  
Dit heeft het voordeel dat je op elk moment via de sensoren de positie van de motor kan opvragen. Hierdoor kan je dus ook de motor makkelijker aansturen vooral bij lage toerentallen heeft dit een voordeel op BEMF (=Back ElectroMotive Force).  
De sensoren zijn herkenbaar aan de extra draadjes dit uit de motor komen.
- **Sensorless**  
De sensorless motoren hebben geen ingebouwde sensoren, hierdoor is plaatsbepaling iets moeilijker maar niet onmogelijk.  
Men kan via BEMF die ontstaat in de stator windingen de positie bepalen van de motor.  
Alleen bij laag toerental wordt dit moeilijker omdat het signaal kleiner wordt, dus is er een grotere kans op fouten.

Voordeel van een sensorless motor is de lagere kost doordat er geen sensoren ingebouwd worden. Het nadeel van een sensorless motor is dat hij een minimum toerental moet hebben om voldoende BEMF op te wekken.

Keuze motor:

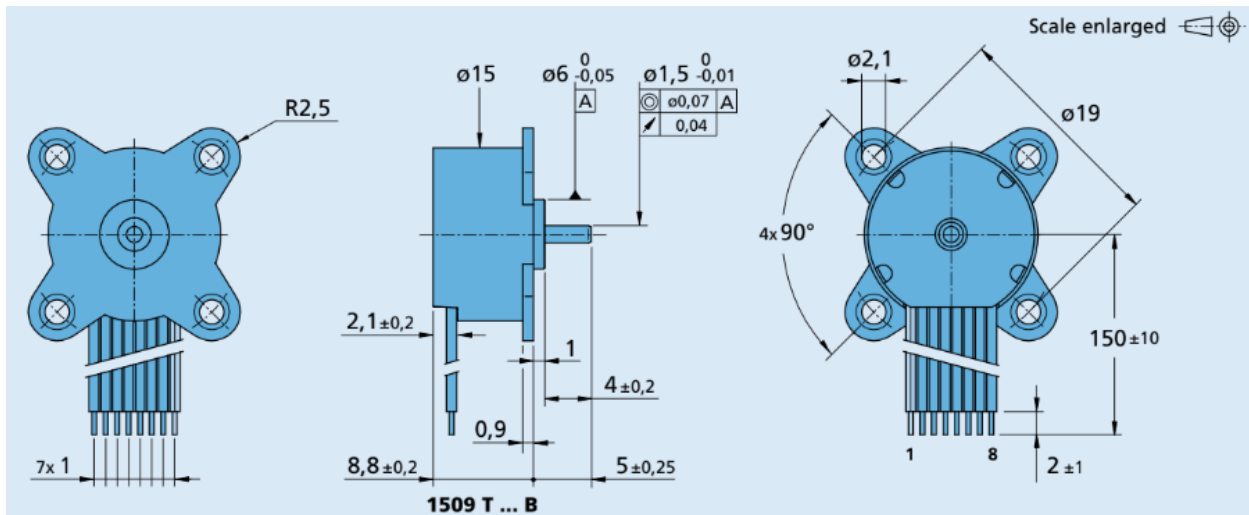
De keuze van motor is uitgegaan naar de 1509 006B van FAULHABER.

Dit is een elektrische motor die heel compact is en de nodige koppels, etc. kan leveren.

Daarom wordt deze motor wel vaker gekozen voor een CubeSat of toepassingen waar weinig plaats is.

Hieronder enkele specificaties over de gebruikte motor:

- Nominale spanning: 6V
- Weerstand tussen 2 fase: 22  $\Omega$
- Efficiëntie: 54 %
- No load speed: 15 000 RPM
- Stall torque: 0,953 mNm
- Rated torque: 0,45 mNm
- Rated current: 0,147 A
- Rated speed: 5860 RPM



Figuur 132 Dimensies motor, FAULHABER

Connecties:

1. Fase C
2. Fase B
3. Fase A
4. GND
5. U<sub>DD</sub> (+5V)
6. Hall sensor C
7. Hall sensor B
8. Hall sensor A

## 10.2.2 Avionics

Voor de avionica ben ik meer ingegaan op de OBC en hoe we dit zouden aanpakken. Ook heb ik verder onderzoek gedaan naar de nodige sensoren voor de attitude controle.

### 10.2.2.1 OBC

De Atmega 2560 wordt de CPU voor onze CubeSat. De keuze is gekomen doordat deze wordt gebruikt in een Arduino Mega, deze hardware en software is bekend voor het team en is ook heel gekend in de programmeurs wereld. Hierdoor kan er bij bepaalde fouten sneller een oplossing gevonden worden.

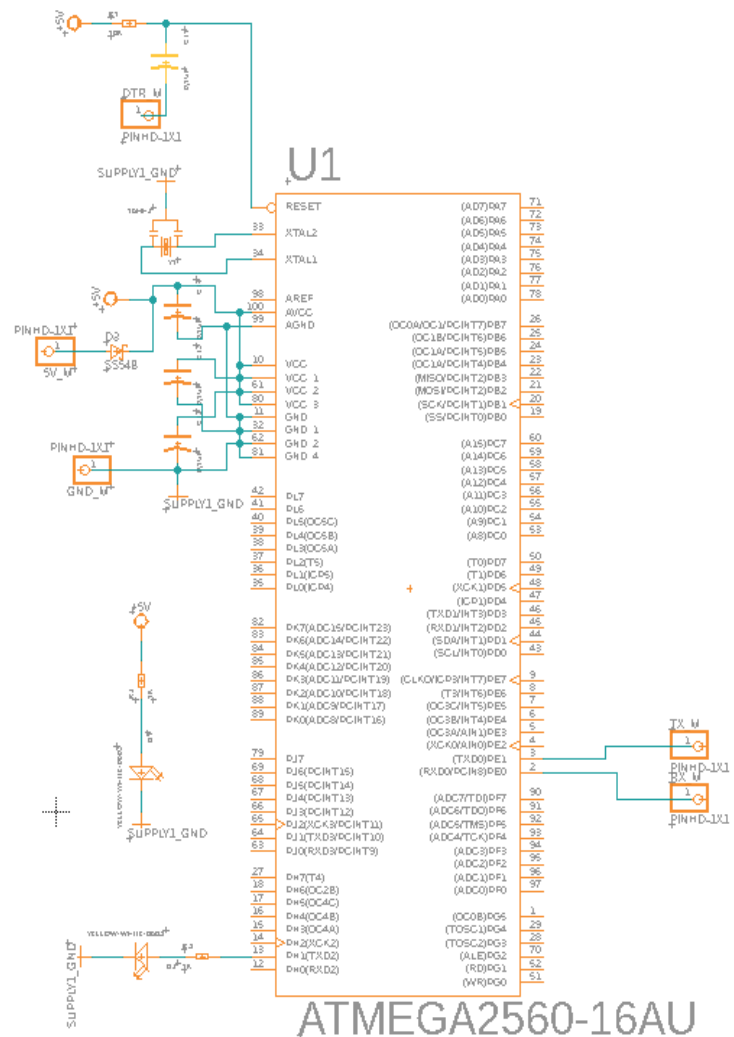
Rechts zien we de Atmega 2560 met daarbij het minimum aan componenten voor de werking ervan te garanderen.

Ook in de CubeSat zouden wij dit gebruiken als basis en bouwen hierrond onze andere elektronica verder op. Denk aan de attitude motor sturing, PMU, servo's, ....

Hiernaast ziet u het basis schema voor de Atmega 2560.

Hierbij moest ik met volgende zaken rekening houden:

- Alle VCC/AVCC pinnen aan elkaar hangen.
- Alle GND/AGND pinnen aan elkaar hangen.
- 5 connectoren voorzien voor de programeer module (CP2102).
- 3 keer 0,1  $\mu$ F condensator tussen +5 V en GND.
- 1 maal 0,1  $\mu$ F condensator tussen de DTR\_M pin en de RST pin.
- 10k pull-up weerstand tussen RST en VCC.
- Een led tussen pin 13 en GND met 1k weerstand.
- 16 MHz kristal tussen pinnen 33 & 34, met de GND van het kristal aan de algemene GND.
- RX\_M pin met de TX pin (pin 3).
- TX\_M pin met de RX pin (pin 2).
- 5V\_M met de 5V/VCC pinnen.
- GND\_M met de GND pinnen.



Figuur 133 Atmega 2560 minimum PCB

Extra is er nog een led met voorschakelweerstand tussen de VCC en de GND en ook nog een Schottky diode die ervoor zorgt dat er geen stroom kan vloeien van de PCB naar de programmeer module en zo naar de computer.

### 10.2.2.2 Sensoren attitude controle

Voor het bepalen van de attitude moeten we gebruik maken van sensoren.

In het deel theorieverwerking attitude controle komen alle gebruikte sensoren aanbod.

Denk aan de zonnensensor, star tracker, gyroscopen, versnellingsmeters, ...

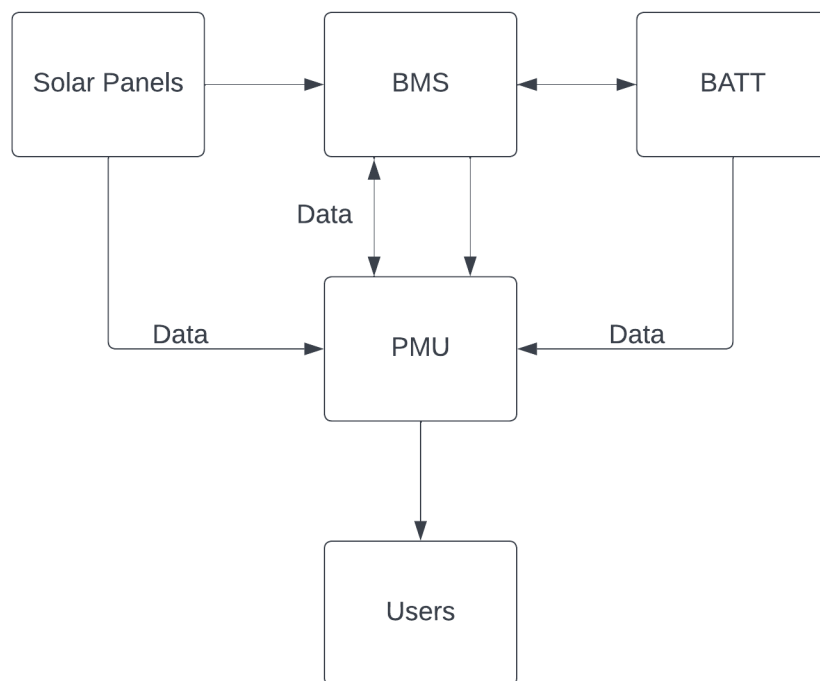
Na wat opzoekwerk kwam ik op een module die gebruik maakt van 3-assige gyroscopen en versnellingsmeters, dit is de MPU6050.

De module is gemaakt voor onze software, hierdoor moeten we niet bang zijn voor enige problemen. Ook is het een gekende module, waardoor er een grote community achterstaat wat voor enige problemen makkelijk is voor een oplossing te vinden.

In het gedetailleerde ontwerp gaan we dieper in op de MPU6050.

### 10.2.3 Electrical Power

Hieronder kunt u een blokschema zien die ik opgesteld heb tijdens de periode van het preliminaire design. In de punten hieronder haal ik alle blokjes aan.



*Figuur 134 Blokschema electrical power, Niels Baele*

### 10.2.3.1 Batterij

In het preliminair ontwerp heb ik de nodige basis berekeningen gedaan die nodig waren om de capaciteit van de batterij te bepalen. Hiervoor heb ik van alle verbruikers de spanning en stroom opgezocht in de datasheet, hiermee kon ik het totaal verbruikt vermogen bepalen:

AC motoren:

$$\begin{aligned}P_{motor} &= U_{motor} \cdot I_{motor} \\P_{motor} &= 6 \cdot 0,147 \\P_{motor} &= 0,882 \text{ W} \\P_{3 \text{ motoren}} &= 3 \cdot 0,882 \\P_{3 \text{ motoren}} &= 2,646 \text{ W}\end{aligned}$$

Servo motoren (CS-239MG):

$$\begin{aligned}P_{servo} &= U_{servo} \cdot I_{servo} \\P_{servo} &= 6 \cdot 0,400 \\P_{servo} &= 2,4 \text{ W} \\P_{2 \text{ servo's}} &= 2 \cdot 2,4 \\P_{2 \text{ servo's}} &= 4,8 \text{ W}\end{aligned}$$

Arduino Mega 2560 Pro:

Deze component is iets lastiger te berekenen, omdat het stroom verbruik afhangt van het aantal I/O pinnen hij moet aansturen. In de berekening ga ik er van uit dat alle pinnen worden gebruikt en verbruik dus maximaal is van de module.

Enkele gegevens:

- Er zijn 54 digitale en 16 analoge I/O pinnen (GPIO) (70 totaal), hiervan kan je 20 mA per pin verwachten. De spanning van de GPIO's is 5V.
- De processor (Atmega 2560) verbruikt ongeveer 14 mA bij 5 V.
- Hiernaast zijn er nog enkele andere verbruiks denk aan de kristallen, weerstanden, spanningsomvormers, ...  
Hierdoor ga ik de berekende waarde op het einde naar omhoog afronden.

Berekening:

$$\begin{aligned}P_{GPIO} &= 70 \cdot 5 \cdot 0,020 \\P_{GPIO} &= 7 \text{ W} \\P_{Atmega 2560} &= 5 \cdot 0,014 \\P_{Atmega 2560} &= 0,07 \text{ W} \\P_{Mega 2560 Pro} &= P_{GPIO} + P_{Atmega 2560} \\P_{Mega 2560 Pro} &= 7 + 0,07 \\P_{Mega 2560 Pro} &= 7,07 \text{ W} \\P_{Mega 2560 Pro} &\approx 10 \text{ W}\end{aligned}$$

Totaal verbruik:

$$\begin{aligned}P_{Totaal} &= P_3 \text{ motoren} + P_2 \text{ servo's} + P_{\text{Mega 2560 Pro}} \\P_{Totaal} &= 2,646 + 4,8 + 10 \\P_{Totaal} &= 17,446 \text{ W} \\P_{Totaal} &= 17,45 \text{ W}\end{aligned}$$

Met het totale vermogen kunnen we de stroom berekenen die de batterijen moeten geven:

$$\begin{aligned}I_{Batt} &= \frac{P_{Totaal}}{U_{Batt}} \\I_{Batt} &= \frac{17,45}{7,4} \\I_{Batt} &= 2,36 \text{ A}\end{aligned}$$

Stel we willen dat de CubeSat 1 uur kan werken op stroom van de batterijen, dan hebben we een batterij nodig met een capaciteit van minimum 2,36 Ah.

Hierdoor kozen wij voor een batterij van 2,6 Ah.

De spanning van 7,4 V in de berekening is afkomstig van 2 cellen die in serie staan (1 cel heeft een spanning tussen de 3,7 en 4,2 V).

Deze keuze heb ik gemaakt zodat dat de spanning voldoende hoog is en desnoods nog maar een beetje omhoog getrokken moet worden (Hoe meer de spanning omhoog moet getrokken worden, hoe meer verlies er is). Hou hierbij wel rekening dat de berekening van de duur van de batterij bij maximum verbruik is van de componenten, hierdoor gaat de ontladingsduur in praktijk langer zijn omdat niet alles steeds op piekvermogen gaat werken. Denk aan de servo's die maar af en toe eens de kleppen moeten regelen.

### 10.2.3.2 Solar panels

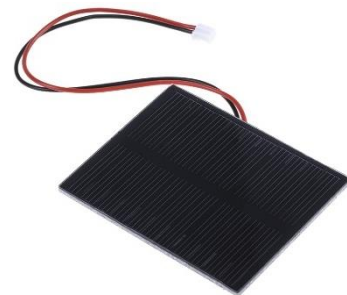
De zonnepanelen werden naar het einde van het preliminaire design aan de kant geschoven, dit komt door de kostprijs, extra gewicht en de overbodigheid voor een "proof of concept".

Hieronder geef ik wel enkele berekeningen die ik heb gemaakt voor het idee aan de kant werd gezet. Dit zodat later er makkelijk solar panels kunnen worden opgezet.

De keuze voor zonnepanelen is gegaan naar een klein model dat tussen de rails van de CubeSat past. We kozen voor de Seeed Studio solar panels van 0,5 W.

Specificaties:

- Maximum load voltage: 6,4 V
- Open circuit voltage: 8,2 V
- Typical current: 100 mA
- Typical voltage: 5,5 V
- 17 % conversie factor
- Dimensies: 70 x 55 x 3 mm
- Vermogen: 0,5 W



Figuur 135 Solar panel,  
<https://ben.rs-online.com/web/p/solar-panels/1793740>

Er zou een totaal van 20 stuks opkomen (5 aan elke zijde). Zo kon er een vermogen van 10 W opgewekt worden moesten alle zonnepanelen voldoende licht krijgen. Natuurlijk is dit niet mogelijk, omdat minimum 1 zijde steeds in de schaduwkant zal liggen. Door deze 10 W kon er wel een langere ontladingsduur van de batterij gegarandeerd worden.

### 10.2.3.3 Battery Management System

In het preliminair design heb ik gezocht naar een gepaste BMS, dit met de voorwaarden van het conceptuele design in het achterhoofd. De BMS moet de stroomvraag aankunnen van de gebruikers en ook de stroominput van de zonnepanelen en een labvoeding.

Na enig onderzoekwerk over beschikbare modules, heb ik enkele limieten ingesteld (dit bovenop de vorige):

- De BMS moet voldoende stroom kunnen leveren (pieken kunnen opvangen)
- Moet een kleine vormfactor hebben
- Lage kostprijs
- Geschikt voor lithium-ion batterijen (18650)
- Geschikt voor 2-cellige batterijen
- Voldoende hoge laadstroom
- Laag gewicht
- Vereist weinig koeling

Aan de hand van deze extra parameters/limieten kon ik een betere keuze maken. De gekozen BMS kan u vinden in het gedetailleerd ontwerp.

### 10.2.3.4 PMU

De Power Management Unit in onze CubeSat wordt eigenlijk gedaan door de OBC.

De On-Board Computer gaat aan de hand van allerlei sensoren de stroom, spanning, geleverde stroom van de zonnepanelen, ... verwerken. Hierdoor kunnen wij dan data verzenden en kunnen de data gebruiken om bijvoorbeeld te zien hoelang de batterij nog meegaat of hoe efficiënt de zonnepanelen werken met een bepaalde attitude.

### 10.2.3.5 Users

- 3 AC motoren
- 2 servos's
- Arduino Mega 2560 Pro
- Indicatie leds
- Communicatie module
- Sensoren
- ...

Extra informatie over de gebruikers kan u vinden in het preliminair ontwerp en in het gedetailleerd ontwerp (dit om herhaling te voorkomen).

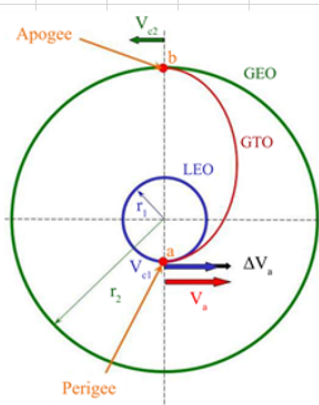


## 10.2.4 Propellant storage

Tijdens het preliminair ontwerp werd er voornamelijk gekeken naar de afmetingen die nodig zouden zijn om voldoende waterstofperoxide te kunnen opslaan in de bellows.

Hiervoor werd er een Excel werkblad gemaakt om allerhande zaken te berekenen, gaande van de hoeveelheid Delta-V die nodig zou zijn om de theoretische missie te kunnen uitvoeren tot de berekeningen voor de uitlaat en de katalysator (zie bijhorende delen in de preliminaire fase: 10.2.5)

Maneuver Input						Constants		
Maneuver 1			Maneuver 2			Maneuver 3		
Hohmann								
h0	6.500E+05	m	h0		m	h0		m
h1	4.500E+05	m	h1		m	h1		m
θ0		°	θ0		°	θ0		°
θ1		°	θ1		°	θ1		°
e0			e0			e0		
e1			e1			e1		
m_Sat		kg	m_Sat		kg	m_Sat		kg
Maneuver Output						Symbol	Value	Unit
R0	7.021E+06	m	R0	6.371E+06	m	R0	6.371E+06	m
R1	6.821E+06	m	R1	6.371E+06	m	R1	6.371E+06	m
g0	8.083E+00	m/s <sup>2</sup>	g0	9.817E+00	m/s <sup>2</sup>	g0	9.817E+00	m/s <sup>2</sup>
g1	8.564E+00	m/s <sup>2</sup>	g1	9.817E+00	m/s <sup>2</sup>	g1	9.817E+00	m/s <sup>2</sup>
u0	7.533E+03	m/s	u0	7.908E+03	m/s	u0	7.908E+03	m/s
u1	7.643E+03	m/s	u1	7.908E+03	m/s	u1	7.908E+03	m/s
T0	5.856E+03	s	T0	5.062E+03	s	T0	5.062E+03	s
T1	5.607E+03	s	T1	5.062E+03	s	T1	5.062E+03	s
a_te	6.921E+06	m	a_te	6.371E+06	m	a_te	6.371E+06	m
u_te_0	7.479E+03	m/s	u_te_0	7.908E+03	m/s	u_te_0	7.908E+03	m/s
u_te_1	7.698E+03	m/s	u_te_1	7.908E+03	m/s	u_te_1	7.908E+03	m/s
Δu0	5.462E+01	m/s	Δu0	9.095E-13	m/s	Δu0	9.095E-13	m/s
Δu1	5.502E+01	m/s	Δu1	9.095E-13	m/s	Δu1	9.095E-13	m/s
Δu_tot	1.096E+02	m/s	Δu_tot	1.819E-12	m/s	Δu_tot	1.819E-12	m/s
Total Delta V		109.64182	m/s					



This Photo by Unknown Author is licensed under [CC BY](#)

Figuur 136 Excel werkblad voor alle berekeningen omtrent de CubeSat

In de missiebeschrijving werd reeds besproken dat we met de Vega-C in een SSO zouden terecht komen met een apoapsis van 650 km. Het probleem bij deze altitude is dat het maar liefst meer dan 70 jaar zou duren alvorens onze CubeSat zou opbranden in de atmosfeer, dit is ver boven de maximaal toegestane 25 jaar service.

Met behulp van een online calculator, die de “de-orbit” tijd benaderend berekent (het exact voorspellen is redelijk complex door de vele variabelen en complexe formules).

Rekenend met de maximaal toegestane massa van 4 kg die we in eerste instantie uit CDS Rev.13 haalden (pas later kwamen we uit op de CDS Rev.14, hier is de maximale massa 6 kg, hoe dan ook de 4 kg is een goede richtwaarde voor een 3U+, dit bleek al uit de properties van het conceptueel model, daar lag de massa van het geheel rond de 3 kg.)

Zorgen we ervoor dat deze via de waterstofperoxide thruster in een baan van 450 km kan komen, dan zal deze onder invloed van de geringe wrijving en zonneflux die inwerkt op het frontale oppervlak van 0,01 m<sup>2</sup> volledig uit zijn baan zijn in 23 jaar tijd. Dit valt binnen de maximaal toegestane tijd, en dus was dit de “target altitude” om te bereiken aan de hand van ons voortstuwingssysteem.

Link website: [https://www.lizard-tail.com/isana/lab/orbital\\_decay/](https://www.lizard-tail.com/isana/lab/orbital_decay/)

Door deze twee banen in te voeren in de Excel die gebruik maakt van de formules uit de astrodynamica om aan de hand van een Hohmann transfer van 650 km naar 450 km baan te gaan, verkrijgen we een totaal benodigde Delta-V van 109,642 m/s .

Door de benodigde Delta-V , de lege massa en de theoretische uitlaatsnelheid te gebruiken kunnen we de massa aan brandstof berekenen. Dit met behulp van de Tsiolkovsky vergelijking.

$$\frac{m_0}{m_f} = e^{\frac{\Delta v}{v_e}} = e^{\frac{\Delta v}{Isp \cdot g_0}}$$

Vanuit de preliminaire berekeningen (zie MPS-preliminaire fase) berekenden we de initiële stuwkracht, Isp en andere uitlaat parameters. Zo ligt de specifieke impuls in een vacuüm rond de 95 seconden. Vanuit het conceptueel model kregen we een geschatte massa van 3,06 kg, ronden we dit af naar 3 kg voor de droge massa (zonder brandstof). Dan is het mogelijk om de wet mass of massa van de CubeSat met waterstofperoxide te berekenen.

$$\begin{aligned} \frac{m_0}{m_f} &= e^{\frac{\Delta v}{Isp \cdot g_0}} \\ 3 \cdot e^{\frac{109,642}{9,81 \cdot 95}} &= 3,375 \text{ kg} \\ m_{fuel} &= 3,375 - 3 = 0,375 \text{ kg} \\ \rho_{H2O2 \ 50\%} &= 1197 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \\ V &= \frac{m_{fuel}}{\rho_{H2O2 \ 50\%}} = \frac{0,375}{1197} = 313 \cdot 10^{-6} \text{ m}^3 \rightarrow 0,313 \text{ l} \end{aligned}$$

De bellow moet dus een volume hebben van 0,313 liter. Indien er voldoende ruimte beschikbaar is, dan zal er wat extra volume voorzien worden om wat reserve te hebben. Dit omdat de ideale raket theorie bepaalde afwijkingen heeft, en we er rekening mee moeten houden dat de origami balg niet compleet ingedrukt kan worden, er zal dus steeds een restvolume zijn.

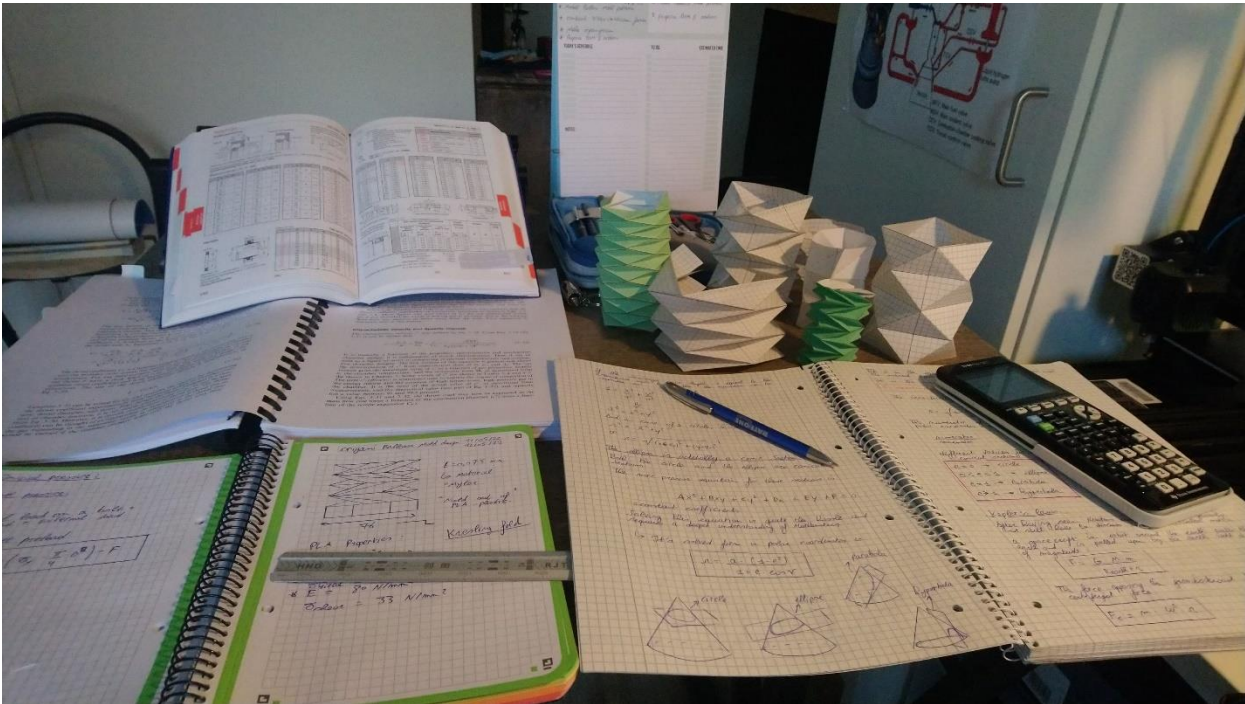
De volgende stap in het preliminair proces is bepalen welk origami patroon gebruikt zou worden. In eerste instantie was het de bedoeling om ook hier redelijk wat berekeningen op uit te voeren. Helaas bleek dit niet zo éénvoudig, het is één iets om de wiskundige dynamica van een origami structuur te begrijpen, maar dit nog eens koppelen aan de mechanische eigenschappen en de sterkteleer bleek nagenoeg onmogelijk met het huidig niveau van wiskunde, dynamica en sterkteleer die we tijdens onze opleiding hebben gezien. Dit soort berekeningen zijn weggelegd voor mensen met een dieper begrip van al deze zaken, denk maar aan master studenten.

Het alternatief is misschien wat oubollig, maar simpelweg door trial en error het meest gepaste origami patroon selecteren. Wat de sterkteleer betreft, hier keken we naar de analogie met een ballon. Indien de de hoeveelheid vloeistof of fluïdum in de balgen niet te groot zou worden dat deze uitrekt en scheurt, net zoals een ballon kan ontploffen indien deze te hevig opgeblazen wordt. Dan zou de druk tussen gas en vloeistof haast gelijk moeten zijn (*de balg zal zelf voor een kleine hysteresis zorgen, ook dit is het geval bij een ballon. Men zou verwachten dat de druk in de ballon gelijk is aan de atmosferische druk, maar deze is net iets groter. Dit om de simpele reden dat de wand ten gevolge van de vervorming net zoals een veer voor een reactiekracht zorgt. Om deze te overkomen moet er dus een bepaalde druk aanwezig zijn. Het gaat hier echter om een heel klein drukverschil.*) omdat de druk haast gelijk is, zijn er haast geen resulterende krachten. Er zal wel rekening gehouden moeten worden met de spanningen die ontstaan ten gevolge van het samendrukken van de balg tijdens het leeglopen van de vloeistof.

Ook dit wensen we experimenteel uit te testen. Vandaar hebben we het genoeg om gebruik te

maken van een pneumatische testbank bij SABCA waar de werking van origami balgen onder druk bestudeerd kan worden.

Blijkt uit de tests dat de origami bellows stand blijven houden na meerdere compressie en expansie cycli, dan kan deze geïmplementeerd worden in onze conceptuele CubeSat.



Figuur 137 Enkele van de papieren testmodellen voor de origami bellows

Bij het vouwen werd er voornamelijk gekeken naar het Yoshimura en Kresling patroon.

Na het vouwen van enkele proefstukjes, bleek het Kresling patroon in het opzicht van stabiliteit en samendrukbaarheid beter te zijn.

Alhoewel initieel de voorkeur uitging naar het Yoshimura patroon, dit omdat de mallen en het vacuüm vormen ietwat eenvoudiger zouden zijn, hebben deze het grote probleem dat ze een heel grote stijfheid hebben. Bij het indrukken wil de buitendiameter uitzetten, dit is echter niet mogelijk indien het een gesloten cilinder is. Dit zorgt op zijn beurt dan weer voor het knikken en vervormen van deze balgen.

Het is wel zo dat indien het materiaal waaruit de balg gemaakt wordt voldoende rekbaar is, dit wel mogelijk is om de simpele reden dat de nood tot vervorming die nodig is om de balg samen te drukken beantwoord wordt door de elasticiteit van het materiaal. Vandaar dat de WSU enkele van hun bellows volgens het Yoshimura patroon hebben gemaakt.

Kijken we naar het Kresling patroon, dan bleek deze ondanks de ietwat complexere structuur om te vacuüm vormen beter te zijn in het samendrukken zonder vervorming.

Voor een gesloten Kresling cilinder treed er weinig tot geen vervorming/knik op bij het samendrukken. Dit omdat de schuine ribben bij het expanderen of comprimeren ervoor zorgen dat er een rotatie plaatsvindt, hierdoor blijft de diameter nagenoeg constant. Door deze rotatie is het belangrijk om het patroon afwisselend uit te voeren, door dit te doen is de resulterende rotatie van de balg nul.



*Figuur 138 Rechts, Kresling cilinder in samengedrukte toestand, dit door middel van enkele gommen. , Bron vouwtemplate: OriLab*

*Figuur 139 Links, Kresling cilinder in gestrekte toestand, patroon, Bron vouwtemplate: OriLab*

Bijkomend voordeel van het Kresling patroon is dat het vele toepassingen kent, van flexibele verbindingen om medische apparatuur te beschermen, tot beschermingsmouwen voor het boren in de ruimte, dit om ervoor te zorgen dat er geen stof of ander rondvliegend materiaal zich een baan zoekt naar gevoelige onderdelen.

## 10.2.5 Main Propulsion System

Omdat we enkele specifieke waarden nodig hebben om de thermochemie en afmetingen van de nozzle te berekenen, gebruiken we NASA's CEA web-based user interface. Deze gebruiken we verder in onze ideale raket theorie.

Link naar site: <https://cearun.grc.nasa.gov/>

CEARUN heeft enkele stappen die gevolgd moeten worden om de juiste waarden te bekomen. Deze zijn:

1. Select the problem type + give the problem an alphanumeric code:  
The following problems can be chosen:
  - Rocket
  - hp = enthalpie & pressure
  - tp = temperature & pressure
  - det = detonation
  - shock = shock tube
  - tv = temperature & density
  - uv = combustion at a certain density
  - sp = entropy & pressure
  - sv = entropy & density
2. Enter pressure values
  - Intervals
  - Self-defined pressure(s)
  - Select the unit (atm, bar, psia, mmHg)
3. Select the element or compound that will act as the fuel:
  - Predefined
  - From the Periodic table
4. Select an element or compound that will act as the oxidizer:
  - Predefined
  - From the Periodic table
5. Proportion of Ox/Fuel:
  - % Fuel
  - O/F ratio
  - Interval
  - Defined values
6. Define the exit conditions
  - Pc/Pe
  - Area ratios (subsonic & supersonic)
7. Select output format
  - Units
  - Equilibrium and/or frozen flow
  - Infinite area combustor
  - Finite area combustor
8. Submit and perform FEA



\*\*\*\*\*

NASA-GLENN CHEMICAL EQUILIBRIUM PROGRAM CEA2, FEBRUARY 5, 2004  
BY BONNIE MCBRIDE AND SANFORD GORDON  
REFS: NASA RP-1311, PART I, 1994 AND NASA RP-1311, PART II, 1996

\*\*\*\*\*

### CEA analysis performed on Fri 29-Apr-2022 06:24:55

# Problem Type: "Rocket" (Infinite Area Combustor)

prob case=H2O2\_50P\_\_\_\_\_5132 ro equilibrium frozen

# Pressure (8 values):

p,bar= 0.5, 1, 1.5, 2, 2.5, 3, 3.5, 4

# Chamber/Exit Pressure Ratio (7 values):

pi/p= 1, 1.5, 2, 2.5, 3, 3.5, 4

# Supersonic Area Ratio (7 values):

supar= 1, 1.5, 2, 2.5, 3, 3.5, 4

# %Fuel by Weight (1 value):

%fuel= 50

# You selected the following fuels and oxidizers:

reac

fuel H2O(L) wt%=100.0000 t,k= 298.150

oxid H2O2 wt%=100.0000 t,k= 298.150 Had to use condensed species for these temperatures, otherwise an error occurred which stated "Use Condensed species"

# You selected these options for output:

# long version of output

# Proportions of any products will be expressed as Mass Fractions.

output massf

# Heat will be expressed as siunits

output siunits

# Input prepared by this script:/var/www/sites/cearun.grc.nasa.gov/cgi-bin/CEARU

N/prepareInputFile.cgi

### IMPORTANT: The following line is the end of your CEA input file!

end

OPTIONS:

TP=F HP=F SP=F TV=F UV=F SV=F DETN=F SHOCK=F REFL=F INCD=F

RKT=T FROZ=T EQL=T IONS=F SIUNIT=T DEBUGF=F SHKDBG=F DETDBG=F T

RNSPT=F

TRACE= 0.00E+00 S/R= 0.000000E+00 H/R= 0.000000E+00 U/R= 0.000000E+00

Pc,BAR

= 0.500000 1.000000 1.500000 2.000000 2.500000 3.000000 3.500000

Pc,BAR = 4.000000

Pc/P = 1.0000 1.5000 2.0000 2.5000 3.0000 3.5000 4.0000

SUBSONIC AREA RATIOS =

SUPERSONIC AREA RATIOS = 1.0000 1.5000 2.0000 2.5000 3.0000  
3.5000 4.0000

NFZ= 1 Mdot/Ac= 0.000000E+00 Ac/At= 0.000000E+00

REACTANT	WT.FRAC	(ENERGY/R),K	TEMP,K	DENSITY
EXPLODED FORMULA				
F: H2O(L)	1.000000	-0.343773E+05	298.15	0.0000
H	2.00000	O	1.00000	
O: H2O2	1.000000	-0.163425E+05	298.15	0.0000
H	2.00000	O	2.00000	

SPECIES BEING CONSIDERED IN THIS SYSTEM  
(CONDENSED PHASE MAY HAVE NAME LISTED SEVERAL TIMES)  
LAST thermo.inp UPDATE: 9/09/04

g 6/97 *H	g 4/02 HO2	tpis78 *H2
g 8/89 H2O	g 6/99 H2O2	g 5/97 *O
g 4/02 *OH	tpis89 *O2	g 8/01 O3
g 11/99 H2O(cr)	g 8/01 H2O(L)	g 8/01 H2O(L)

O/F = 1.000000

	EFFECTIVE FUEL	EFFECTIVE OXIDANT	MIXTURE
ENTHALPY	h(2)/R	h(1)/R	h0/R
(KG-MOL)(K)/KG	-0.19082280E+04	-0.48045475E+03	-0.11943414E+04

KG-FORM.WT./KG	bi(2)	bi(1)	b0i
*H	0.11101687E+00	0.58798142E-01	0.84907506E-01
*O	0.55508435E-01	0.58798142E-01	0.57153289E-01

POINT ITN T H O  
Pinf/Pt = 1.842320  
Pinf/Pt = 1.847927  
Pin = 58.0 PSIA  
CASE = H2O2\_50P\_\_\_\_\_

REACTANT	WT FRACTION	ENERGY	TEMP
	(SEE NOTE)	KJ/KG-MOL	K
FUEL H2O(L)	1.0000000	-285830.088	298.150
OXIDANT H2O2	1.0000000	-135880.000	298.150

O/F= 1.00000 %FUEL= 50.000000 R, EQ.RATIO= 0.742805 PHI, EQ.RATIO= 0.000000



	CHAMBER	THROAT	EXIT	EXIT	EXIT	EXIT	EXIT	EXIT
Pinf/P	1.0000	1.8479	1.0000	1.5000	2.0000	2.5000	3.0000	3.5000
P, BAR	4.0000	2.1646	4.0000	2.6667	2.0000	1.6000	1.3333	1.1429
T, K	498.46	429.42	498.46	451.87	421.16	398.63	381.02	366.70
RHO, KG/CU M	1.9379 0	1.2173 0	1.9379 0	1.4251 0	1.1468 0	0.96930-1	0.84506-1	0.75264-1
H, KJ/KG	-9930.36	-10048.1	-9930.36	-10010.1	-10062.1	-10099.9	-10129.4	-10153.2
U, KJ/KG	-10136.8	-10226.0	-10136.8	-10197.2	-10236.5	-10265.0	-10287.1	-10305.1
G, KJ/KG	-14907.0	-14335.4	-14907.0	-14521.6	-14266.9	-14079.8	-13933.5	-13814.3
S, KJ/(KG)(K)	9.9840	9.9840	9.9840	9.9840	9.9840	9.9840	9.9840	9.9840
M, (1/n)	20.079	20.079	20.079	20.079	20.079	20.079	20.079	20.079
MW, MOL WT	20.079	20.079	20.079	20.079	20.079	20.079	20.079	20.079
Cp, KJ/(KG)(K)	1.7231	1.6891	1.7231	1.6998	1.6853	1.6754	1.6682	1.6626
GAMMAS	1.3163	1.3248	1.3163	1.3221	1.3257	1.3283	1.3302	1.3317
SON VEL, M/SEC	521.3	485.4	521.3	497.4	480.8	468.3	458.1	449.7
MACH NUMBER	0.000	1.000	-nan	0.803	1.067	1.244	1.377	1.485

#### PERFORMANCE PARAMETERS

Ae/At	1.0000	-nan	1.0382	1.0038	1.0466	1.1082	1.1758
CSTAR, M/SEC	677.0	677.0	677.0	677.0	677.0	677.0	677.0
CF	0.7169	-nan	0.5898	0.7581	0.8602	0.9318	0.9861
Ivac, M/SEC	851.7	-nan	867.9	853.0	865.8	881.0	895.1
Isp, M/SEC	485.3	-nan	399.3	513.2	582.4	630.9	667.6

#### MASS FRACTIONS

H2O      0.76482      \*O2      0.23518

\* THERMODYNAMIC PROPERTIES FITTED TO 20000.K

PRODUCTS WHICH WERE CONSIDERED BUT WHOSE MASS FRACTIONS WERE LESS THAN 5.000000E-06 FOR ALL ASSIGNED CONDITIONS

*H	HO2	*H2	H2O2	*O
*OH	O3	H2O(cr)		

NOTE. WEIGHT FRACTION OF FUEL IN TOTAL FUELS AND OF OXIDANT IN TOTAL OXIDANTS

Controle voor de Cp van het 50% H2O2 mengsel:

Wetende dat:

$$Cp_{\text{steam}} = 1,8723 \text{ kJ/kg K}$$

$$Cp_{\text{O2}} = 0,92 \text{ kJ/kg K}$$

Mass Fractions → From CEA:

0,7648 H2O

0,23518 O2

$$Cp_{\text{Mix}} = (m1/m_{\text{tot}}) \cdot Cp1 + (m2/m_{\text{tot}}) \cdot Cp2$$

$$Cp_{\text{mix}} = 0,7648 \cdot 1,8723 + 0,235 \cdot 0,92$$

$$Cp_{\text{mix}} = 1,648 \frac{\text{kJ}}{\text{kg K}}$$

De manuele berekeningen van  $C_p$  zijn nagenoeg gelijk aan deze die berekend werden door CEARUN.

### 10.2.5.1 Nozzle calculations

Volgende gegevens hebben we gebruikt in onze berekeningen:

Symbol	Value	Unit
k	1,32	
Cp	1680	J/kg K
T0	498,46	K
C*	677	m/s
R	407,27	J/kg K
g0	9,80665	m/s <sup>2</sup>

Tabel 9 Nozzle calculations, Bram Samyn

De nozzle zullen we ontwerpen met een stuwkracht van 5N in gedachte. Dit bij een ideale expansie, dat wil zeggen dat de nozzle uitlaatdruk gelijk is aan de omringende druk, in ons geval standaard druk op zeeniveau: 1,013 Bar.

Dus een kamerdesign met een druk van 5 Bar:

Symbol	Value	Unit
F_desired	5	N
P1	5E+5	pa
P2 = Pa	1.013E+5	pa

Tabel 10 Kamerdesign inlaatdruk 5 Bar, Bram Samyn

Eerste berekenen we de kritische druk:

$$p_t = p_1 \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$p_t = 5 \cdot 10^5 \cdot \left(\frac{2}{1,32+1}\right)^{\frac{1,32}{1,32-1}} = 2,7106 \text{ bar}$$

Hierna berekenen we de keelsnelheid:

$$v_t = \sqrt{\frac{2 \cdot k}{k+1} R \cdot T_0}$$

$$v_t = \sqrt{\frac{2 \cdot 1,32}{1,32+1} 407,27 \cdot 498,46} = 480,633 \text{ m/s}$$

De ideale uitgangssnelheid:

$$v_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot R \cdot T_0 \cdot \left[ 1 - \left( \frac{p_2}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

$$v_2 = \sqrt{\frac{2 \cdot 1,32}{1,32 - 1} \cdot 407,27 \cdot 498,46 \cdot \left[ 1 - \left( \frac{1,013E + 5}{5E + 5} \right)^{\frac{1,32-1}{1,32}} \right]} = 733,146 \text{ m/s}$$

Specifiek volume:

$$V_1 = \frac{R \cdot T_1}{p_1} = \frac{407,27 \cdot 498,46}{5E + 5} = 0,406 \frac{\text{m}^3}{\text{kg}}$$

$$V_t = V_1 \cdot \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}}$$

$$V_t = 0,406 \cdot \left( \frac{1,32 + 1}{2} \right)^{\frac{1}{1,32-1}} = 0,646 \frac{\text{m}^3}{\text{kg}}$$

$$V_2 = V_1 \cdot \left( \frac{p_1}{p_2} \right)^{\frac{1}{k}} = 0,406 \cdot \left( \frac{5E + 5}{1,013E + 5} \right)^{\frac{1}{1,32}} = 1,36 \frac{\text{m}^3}{\text{kg}}$$

Mass flow:

$$\dot{m} = \frac{F_{des}}{v_2} = \frac{5}{733,146} = 6,82 \text{ E} - 3 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Nozzle oppervlakte en expansieratio:

$$A_t = \dot{m} \cdot \frac{V_t}{v_t} = 6,82 \cdot 10^{-3} \cdot \frac{0,646}{480,633} = 9,166 \text{ E} - 6 \text{ m}^2$$

$$A_2 = \dot{m} \cdot \frac{V_2}{v_2} = 6,82 \cdot 10^{-3} \cdot \frac{1,36}{733,146} = 12,65 \text{ E} - 6 \text{ m}^2$$

$$\epsilon = \frac{A_2}{A_t} = \frac{12,65}{9,166} = 1,38$$

$$D_t = \sqrt{A_t \cdot \frac{4}{\pi}} = \sqrt{9,166 \cdot 10^{-6} \cdot \frac{4}{\pi}} = 3,416 \text{ E} - 3 \text{ m}$$

$$D_2 = \sqrt{A_2 \cdot \frac{4}{\pi}} = \sqrt{12,65 \cdot 10^{-6} \cdot \frac{4}{\pi}} = 4,013 \text{ E} - 3 \text{ m}$$

Uitgang temperatuur:

$$T_2 = T_1 \cdot \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}} = 498,46 \cdot \left(\frac{1,013}{5}\right)^{\frac{1,32-1}{1,32}} = 338,488 \text{ K}$$

Thrust coëfficiënt:

$$CF = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] + \frac{p_2 - p_a}{p_1} \cdot \frac{A_2}{A_t}}$$

$$CF = \sqrt{\frac{2 \cdot 1,32^2}{1,32-1} \cdot \left(\frac{2}{1,32+1}\right)^{\frac{1,32+1}{1,32-1}} \cdot \left[1 - \left(\frac{1,013}{5}\right)^{\frac{1,32-1}{1,32}}\right] + \frac{1,013 - 1,013}{5} \cdot 1,38} = 1,091$$

$$CF_{vac} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1,32^2}{1,32-1} \cdot \left(\frac{2}{1,32+1}\right)^{\frac{1,32+1}{1,32-1}} \cdot \left[1 - \left(\frac{1,013}{5}\right)^{\frac{1,32-1}{1,32}}\right] + \frac{1,013 - 0}{5} \cdot 1,38} = 1,371$$

Isp en vacuum Isp:

$$ISP = \frac{CF \cdot c^*}{g_0} = 1,091 \cdot \frac{677}{9,80665} = 75,317 \text{ s}$$

$$ISP_{vac} = \frac{CF_{vac} \cdot c^*}{g_0} = 1,38 \cdot \frac{677}{9,80665} = 95,337 \text{ s}$$

### 10.2.5.2 Catalyst pack calculations

Voor het design van de catalyst pack hebben we onze berekeningen gedaan met gegevens verkregen uit CEARUN en de nozzle design.

Volgende waarden hebben we uit CEA en de nozzle calculations verkregen:

Symbol	Value	Unit
k	1,32	
Cp	1680	J/kg K
T0	498,46	K
C*	677	m/s
R	407,27	J/kg K
g0	9,80665	m/s <sup>2</sup>
m_dot	6,82*10 <sup>-3</sup>	Kg/s
P0	5*10 <sup>5</sup>	pa
M	20,079	mol

Tabel 11 Catalyst pack calculations

De vergelijking om de oppervlakte van de catalyst pack te berekenen is de ratio tussen de mass flow van de brandstof en de mass flux. De mass flux is het gemiddelde mass per oppervlakte unit.

$$A_{cp} = \frac{m}{\phi}$$

Voor de mass flux van H2O2 thruster met een zilver katalysator, wordt een mass flux van 117-280kg/m<sup>2</sup> geadviseerd voor onze toepassing, dus kiezen we voor het gemiddelde:

$$\phi = 280 + 1172 = 198.5 \rightarrow 20 \frac{kg}{m^2}$$

Wanneer we werken met een mass flux van 200kg/m<sup>2</sup> wordt de benodigde catalyst pack oppervlakte:

$$A_{cp} = 6,82 \cdot 10^{-3} \cdot 2000 = 34,1E - 6 \text{ m}^2 \quad D_{cp} = A_{cp}^4 = 34,1 \cdot 10^{-64} = 6,589 \text{ mm}$$

Nu we deze informatie weten kunnen we de lengte van de catalyst pack berekenen:

$$L_{cp} = m \cdot t \cdot A_{cp} \cdot \rho$$

En wetende dat de dichtheid van de vloeistof gelijk is aan:

$$\rho = \frac{p_0}{T_0 \cdot \frac{R_u}{M}}$$

Hierin is  $R_u$  de universele gasconstante en heeft een waarde van 8,314 J/mol K

Door de vergelijking van de dichtheid samen te voegen met die van de lengte van de catalyst pack, komen we aan:

$$L_{cp} = \frac{R_u \cdot \dot{m} \cdot T_0 \cdot \Delta t}{M \cdot A_{cp} \cdot p_0}$$

$$L_{cp} = \frac{8,314 \cdot 6,82 \cdot 10^{-3} \cdot 498,46 \cdot 1,5 \cdot 10^{-3}}{20,079 \cdot 34,1 \cdot 10^{-6} \cdot 5 \cdot 10^5} = 123,837E - 6 \text{ m}$$

Als residence time, hebben we de grootste aangeraden waarde genomen, dit is 1,5 ms. Zoals je kan zien is het resultaat extreem klein. Te klein om praktisch te verwezenlijken. Voor deze reden nemen we voor de catalyst pack een diameter van 10 mm en een lengte van 20mm.

Voor de catalyst pack hebben we voor Aluminium AW-6082 gekozen. De eigenschappen hiervan zijn:

Tensile strength, ultimate: 290MPa

Tensile strength, yield: 250MPa

Elasticiteitsmodulus: 71GPa

Willen we de dikte weten voor de wand van de catalyst pack, gebruiken we volgende formule:

$$t = \frac{4 * Pnom * Rgen}{\sigma_{yield}}$$

$$t = \frac{4 * 0,5MPa * 10}{250 MPa} = 0,04 \text{ mm}$$

De uitgekomen waarde is te klein om praktisch te realiseren, dus nemen we een dikte van 3mm.

Hierna kijken we of de bouten sterk genoeg zijn om de gehele catalyst pack samen te houden. We kijken naar de krachten die de distribution plate opvangen. Nemen we het oppervlak van de distribution plate en trekken we het oppervlak van de gaten hiervan af, dan bekomen we:

$$78,54 \text{ mm}^2 - 32,20 \text{ mm}^2 = 46,34 \text{ mm}^2$$

De totale kracht die hierop komt is dan:

$$F = p * A = 0,5 \text{ MPa} * 46,34 \text{ mm}^2 = 23,17 \text{ N}$$

De kracht die 1 bout moet opvangen is dan:

$$F_{bolt} = \frac{23,17 \text{ N}}{8} = 2,896 \text{ N}$$

De trekspanning die de bout opneemt wordt:

$$\sigma_{bolt} = \frac{2,896 \text{ N}}{\frac{\pi * 3^2}{4}} = 0,41 \text{ N/mm}^2$$

De bouten hebben A4 sterktegraad. Dit komt overeen met 800 N/mm<sup>2</sup>

Bekijken we hetzelfde met behulp van hoop stress bekomen we:

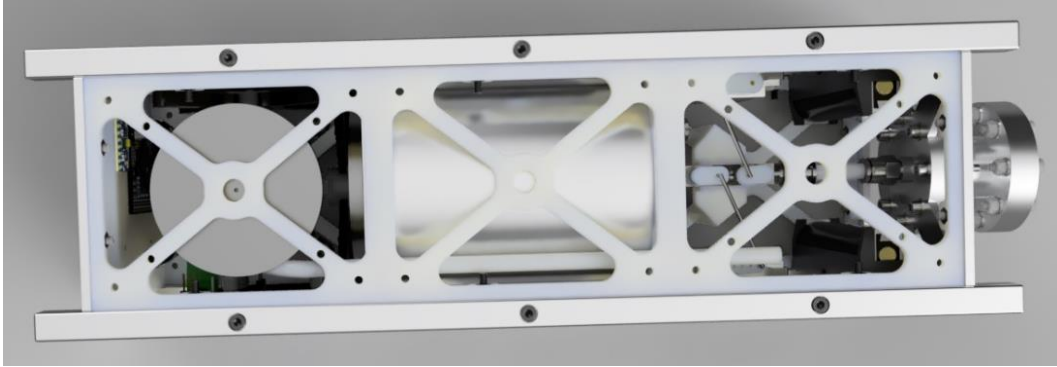
$$\sigma_{axiaal} = \frac{0,5 * 0,5}{2 * 0,3} = 0,41 \text{ MPa}$$

## 10.2.6 Structure

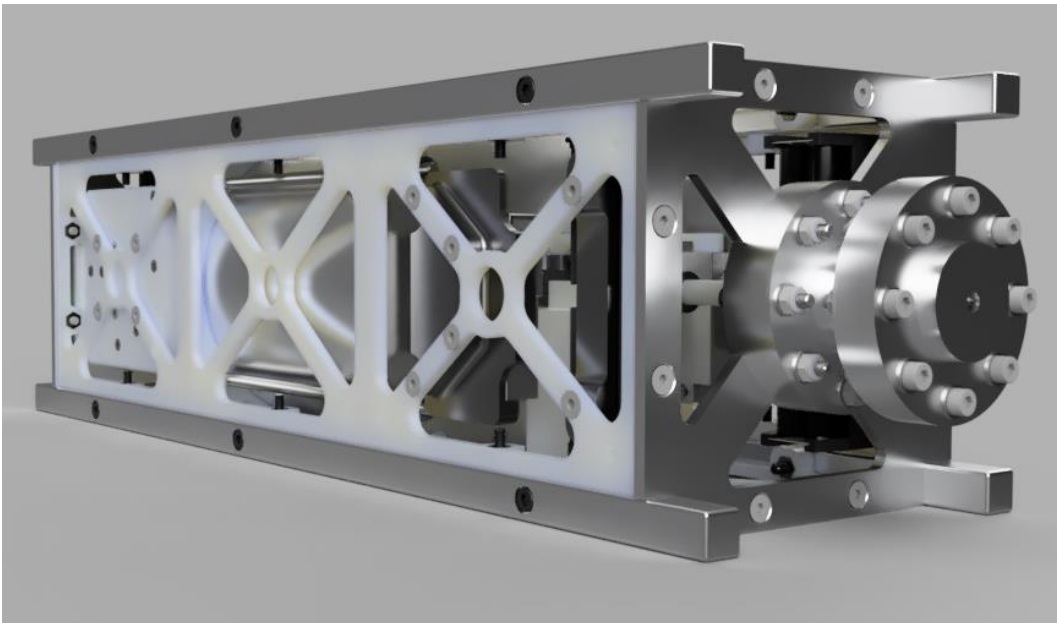
Tijdens de preliminaire fase van het ontwerp is er niet veel verandert aan de structuur, dus voor verdere informatie zie gedetailleerd ontwerp.



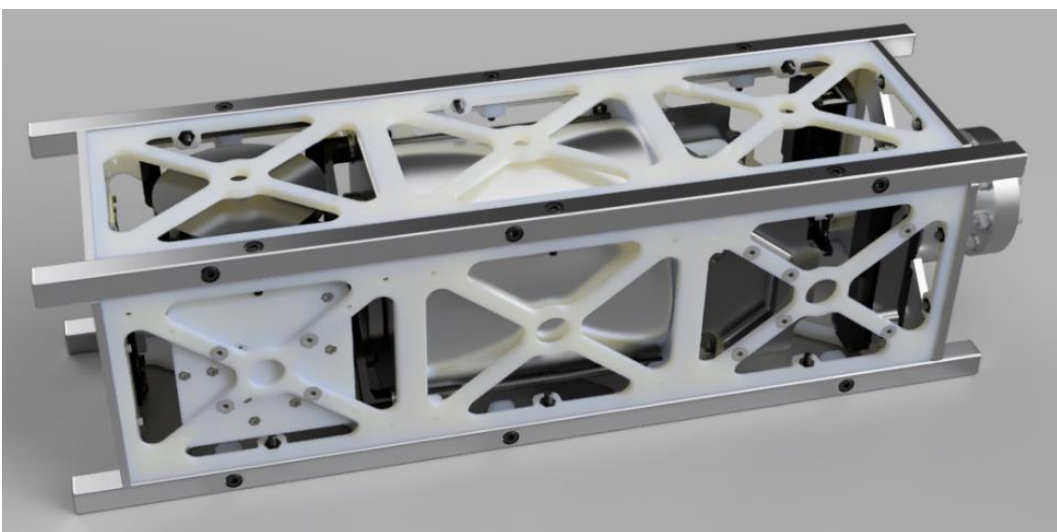
### 10.3 Gedetailleerd ontwerp



*Figuur 140 Gedetailleerd ontwerp, Fusion 360*

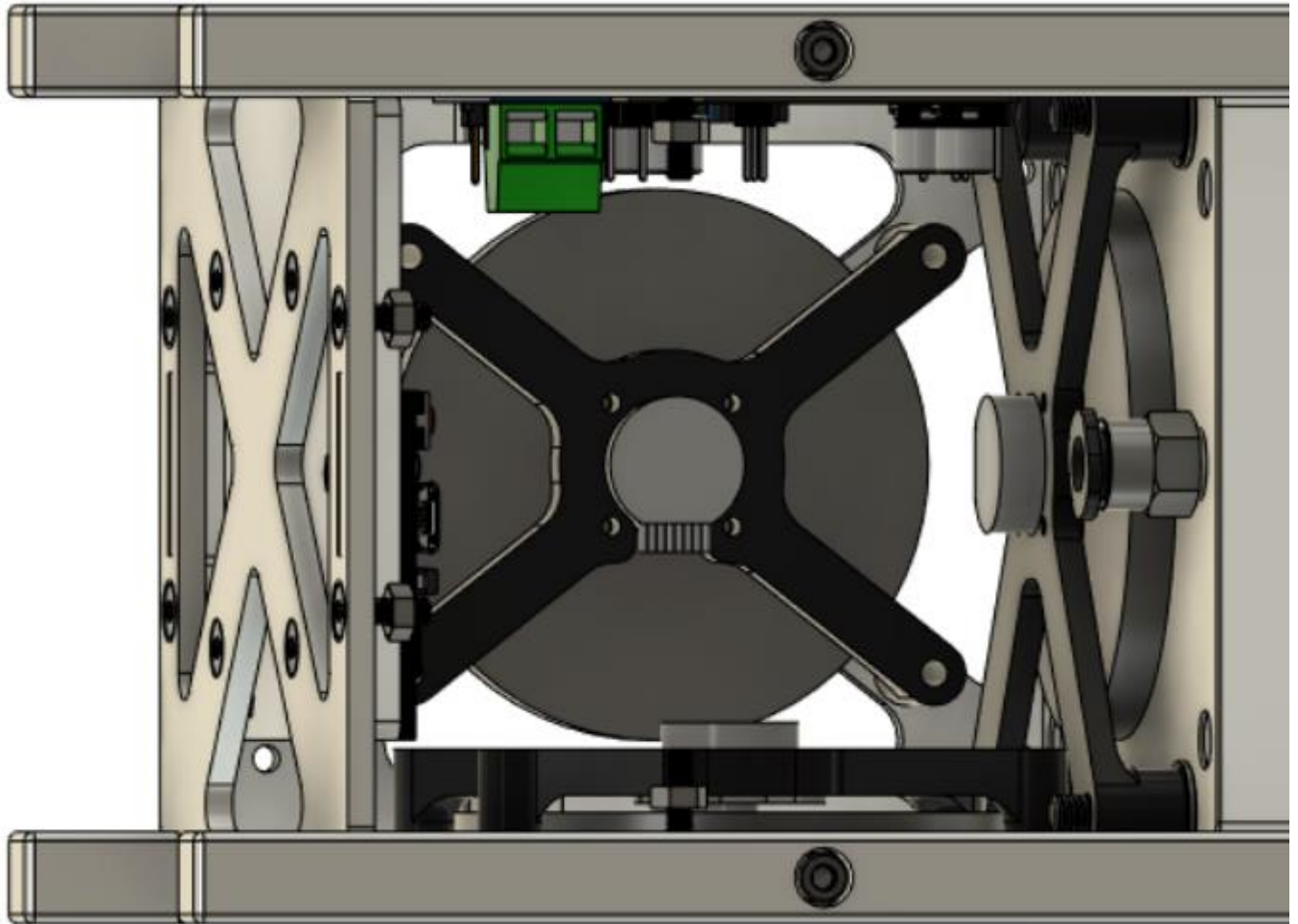


*Figuur 141 Gedetailleerd ontwerp, Fusion 360*



*Figuur 142 Gedetailleerd ontwerp, Fusion 360*

### 10.3.1 Attitude Control



*Figuur 143 Reactiewielen, Fusion 360*

#### 10.3.1.1 AC motoren

Voor de specificaties van de motor kan u kijken bij het preliminair design.

Hieronder kan je knipsels zien uit Fusion 360 van de motor mounts:



*Figuur 144 AC motor mounts, Fusion 360*

Er zijn 2 verschillende types, de linker mount wordt 2 keer gebruikt en kan vast gezet worden op het frame. Het rechter type wordt maar 1 keer gebruikt, dit gaan we vast zetten op de draadstangen van de pressure vessel.

Deze 3 mounts worden allemaal gemaakt met de 3D-printer met als filament PLA.

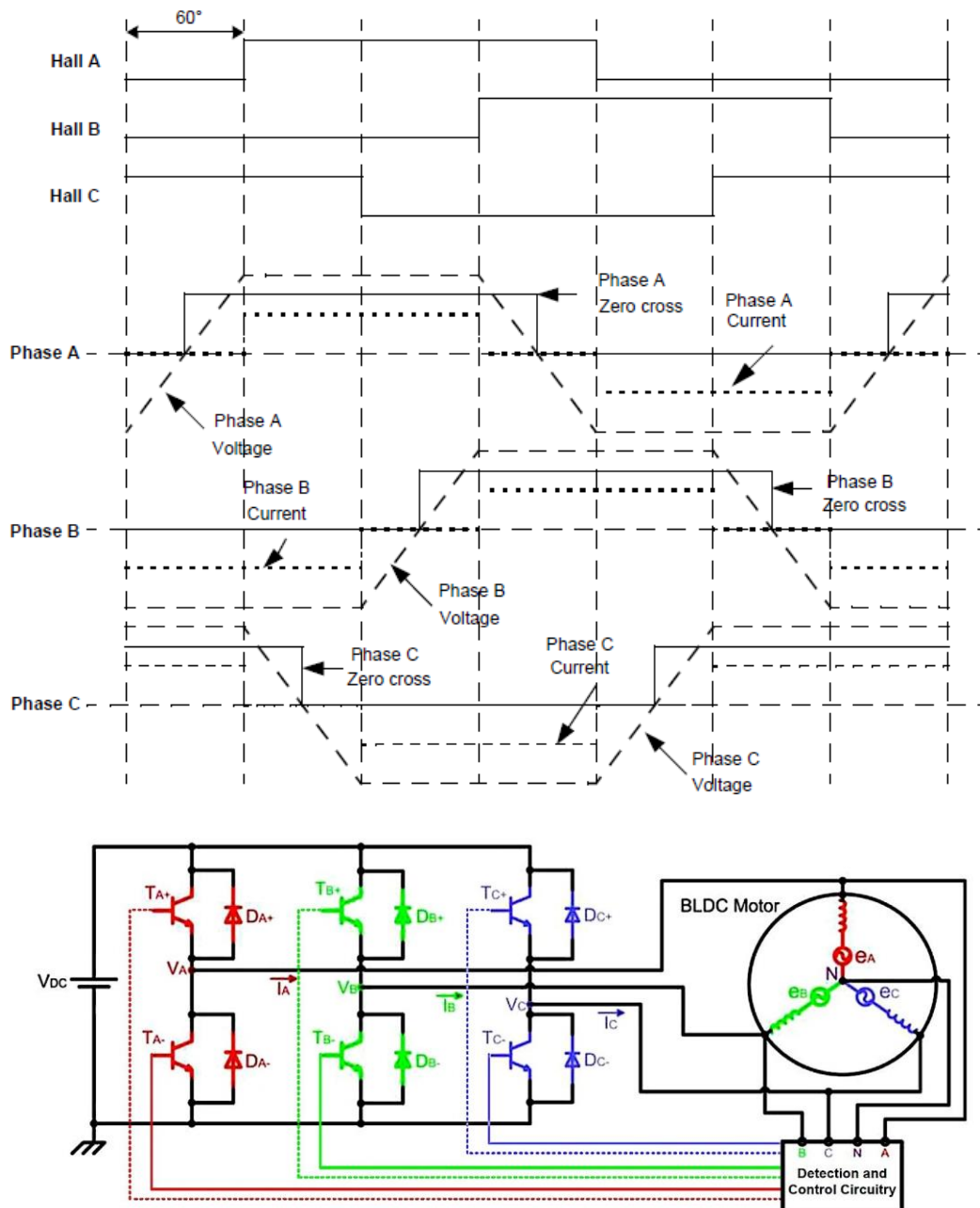
### 10.3.1.2 Stuurschakeling

De sturing gebeurt aan de hand van de Arduino MEGA2560 PRO, deze beschikt over genoeg rekenvermogen, outputs, ... om de 3 attitude control motoren te sturen.

Elke sturing voor een brushless motor komt neer op hetzelfde systeem, dit is de electronics speed controller. De ESC is een module die een brushless motor kan aansturen aan de hand van 1 PWM signaal. Een basis ESC bestaat uit:

- 6 schakelementen (met de bijhorende drivers)
- Een rekeneenheid/CPU

We zullen een ESC uitleggen aan de hand van onderstaand tijdsdiagram en schema:



Figuur 145 ESC tijdsdiagram en schema

Een BLDC motor wordt aangedreven door 3 fasen (Phase A, B & C), deze 3 fasen wisselen elkaar af om zo de rotor de ronddraaiende beweging te geven. Hoe sneller de fasen op elkaar volgen (hogere frequentie), hoe hoger het toerental is. Dit geldt ook in de omgekeerde richting.

Wanneer fase A hoog is, zijn fase B en C laag. Hierdoor wordt de magneet op de rotor het dichtst bij spoel A aangetrokken en zal de rotor bewegen. Hierna wordt fase B hoog en fase A en C laag, nu gebeurt hetzelfde maar gaat die magneet naar spoel B bewegen. Als laatste is fase C hoog en fase A en B dus laag. Hierdoor zal de magneet op de rotor naar C bewegen. Hierna start de volledige cyclus opnieuw.

Waarom 6 schakelementen?

Per fase zijn er 2 nodig, dit komt omdat tijdens de hoge stand van de spoel, deze gevoed wordt door een positieve spanning. Moet de spoel laag zijn dan moet hier wel een stroom door lopen die van de hoge spoel komt, hierdoor zijn de 2 lage spoelen via een 2<sup>de</sup> schakelement verbonden met de GND.

In het tijdsdiagram staan er ook nog 3 hall effect sensoren, deze meten de stand van de rotor op en hierdoor weet de OBC of rotor effectief bij spoel A staat als deze hoog is. Ook kan je door de frequentie te meten van de sensoren het toerental bepalen.

### 10.3.1.3 MPU6050

De MPU6050 is een module met 3-assige gyroscopen en 3-assige versnellingsmeters.

Via deze sensoren kunnen we dus de versnelling, snelheid, attitude, tijdsduur van de verandering en nog meer bepalen. Met deze data kunnen we dan de attitude van de CubeSat bepalen.

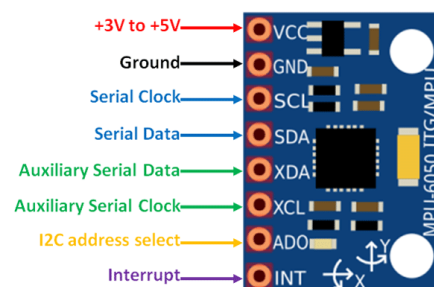
Deze module valt onder de categorie van MEMS, dit is een type elektronica waarin alles in 1 chip is verwerkt. De grootte van de componenten in de chip ligt tussen micrometers en enkele millimeters. Hierdoor is de omvang van de chip heel klein en kan men volledige sensoren met hun sturing erin verwerken. Denk aan de versnellingsmeters en de gyroscopen die verwerkt zijn in 1 chip. De componenten in de chip bestaan zowel uit elektronica als mechanische componenten (diodes, condensatoren, tandwielen, ....).

Specificaties:

- MEMS 3-assige versnellingsmeter & 3-assige gyroscoop
- Voeding: 3-5 V
- Communicatie: I2C protocol
- Built-in 16-bit ADC (high accuracy)
- Built-in DMP (High computational power)
- Kan met andere I2C modules gebruikt worden
- Aanpasbaar I2C adres
- Ingebouwde temperatuur sensor



Figuur 146 MPU6050, <https://components101.com/sensors/mpu6050-module>



Figuur 147 MPU6050 pinout, <https://components101.com/sensors/mpu6050-module>



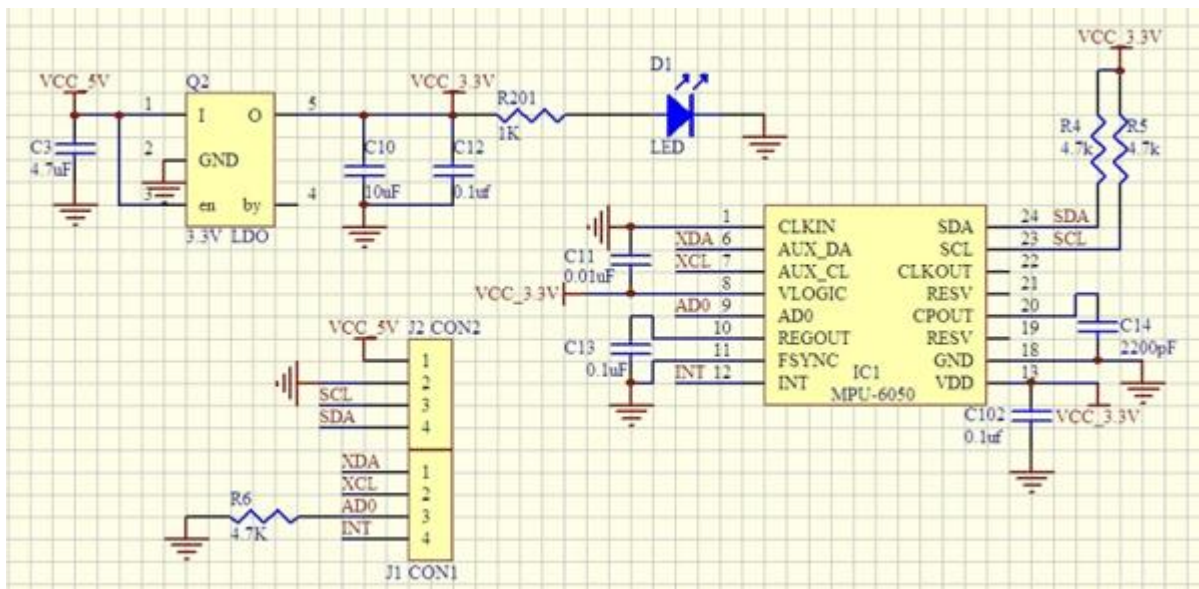
De 16-bit ADC gaat de analoge signalen van de gyroscoop en versnellingsmeter omzetten naar een digitaal signaal. Hierdoor kan het signaal verwerkt worden in het I2C protocol en dan verzonden worden naar de OBC.

Ook beschikt de module over een DMP, deze kleine processor verwerkt alle data zodat het kan gebruikt worden voor de OBC.

Het voordeel aan de MPU6050 is dat het nog kan samenwerken met andere modules, denk aan een 2<sup>de</sup> MPU6050 of een magnetometer. Hierdoor kan redundantie ontstaan.

Door al deze extra's op de module is dit één van de beste keuzes voor onze bachelorproef.

Ook is de module gekend in de elektronica wereld wat handig is voor enige problemen.



Figuur 148 Opbouw MPU6050, <https://components101.com/sensors/mpu6050-module>

De opbouw van de module is relatief simpel, het bestaat uit 3 delen:

- Spanningsregelaar
- IC
- Output/input pinnen

De spanningsregelaar links boven zet de input spanning van 5 V om naar 3,3 V. Dit zodat de IC de gepaste werkspanning heeft.

Hierin zitten ook enkele condensatoren verwerkt, dit is om de rimpel en enige interferentie signalen weg te werken. Het ledje heeft aan de spanningsregelaar werkt.

In de IC zitten alle componenten zoals sensoren, DMP, ADC, ... verwerkt.

De 2 weerstanden rechts boven (R4 & R5) zorgen ervoor dat de pinnen SDA en SCL hoog worden gemaakt, hierdoor kan het I2C protocol starten.

Beweegt men de module dan ontstaat er een spanningsveranderingen in de sensoren (gyro en versnellingsmeter). De spanningsverandering vormt een bepaald signaal en zal door de ADC van analoog naar digitaal worden omgezet. Hierna wordt het digitale signaal opgeslagen in de FIFO buffer. Hierdoor wordt de INT pin hoog en zo weet de OBC dat data beschikbaar is.

De data wordt dan verzonden naar de OBC en deze kan dit verwerken tot een output signaal voor de AC motoren.

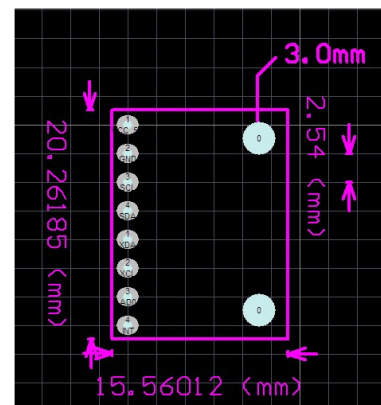
Pinout MPU6050:

Pin nummer	Pin naam	Beschrijving
1	VCC	Aansluiting voor de voeding (+5V)
2	Ground (GND)	GND/ground van de module
3	Serial Clock (SCL)	Bezorgt de klokpulsen voor de module en het I2C protocol
4	Serial Data (SDA)	Zorgt voor het transport van data tussen de MPU6050 en de OBC
5	Auxiliary Serial Data (XDA)	Kan gebruikt worden als interface van een andere I2C module(s) (Optioneel)
6	Auxilliary Serial Clock (XCL)	Kan gebruikt worden als interface van een andere I2C module(s) (Optioneel)
7	AD0	Wordt er meer dan 1 MPU6050 gebruikt, dan moet elke MPU6050 een bepaald adres krijgen zodat de OBC kan kiezen tussen de modules.
8	Interrupt (INT)	Via deze pin laat de module weten dat er nieuwe data beschikbaar is in de FIFO buffer.

Tabel 12 MPU6050 Pinout, Niels Bael

Eens geconnecteerd met de OBC, kan je via bibliotheken programma's oproepen waarmee je verschillende data kunt verkrijgen uit de MPU6050 zoals:

- Quaternion Components (w, x, y & z)
- Euler angles
- Yaw, pitch & roll
- Real world acceleration
- World frame acceleration
- ...



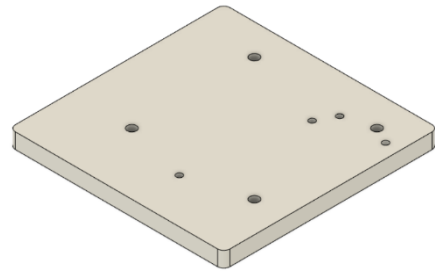
Figuur 149 2D model van de MPU6050, <https://components101.com/sensors/mpu6050-module>

### 10.3.1.4 Mounting

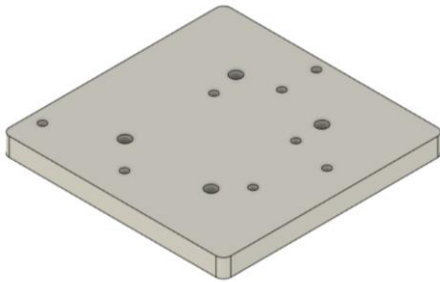
Voor het bevestigen van de modules werken we met een 3D-geprint plaatje met daarin gaatjes voorzien voor het vastzetten van de modules en dan grotere gaten voor het vastzetten op de frame van de CubeSat.

Voor de modules maken we gebruik van M2 schroeven, voor de frame zijn dit M3 schroeven.

Het gebruikte filament is ook PLA.

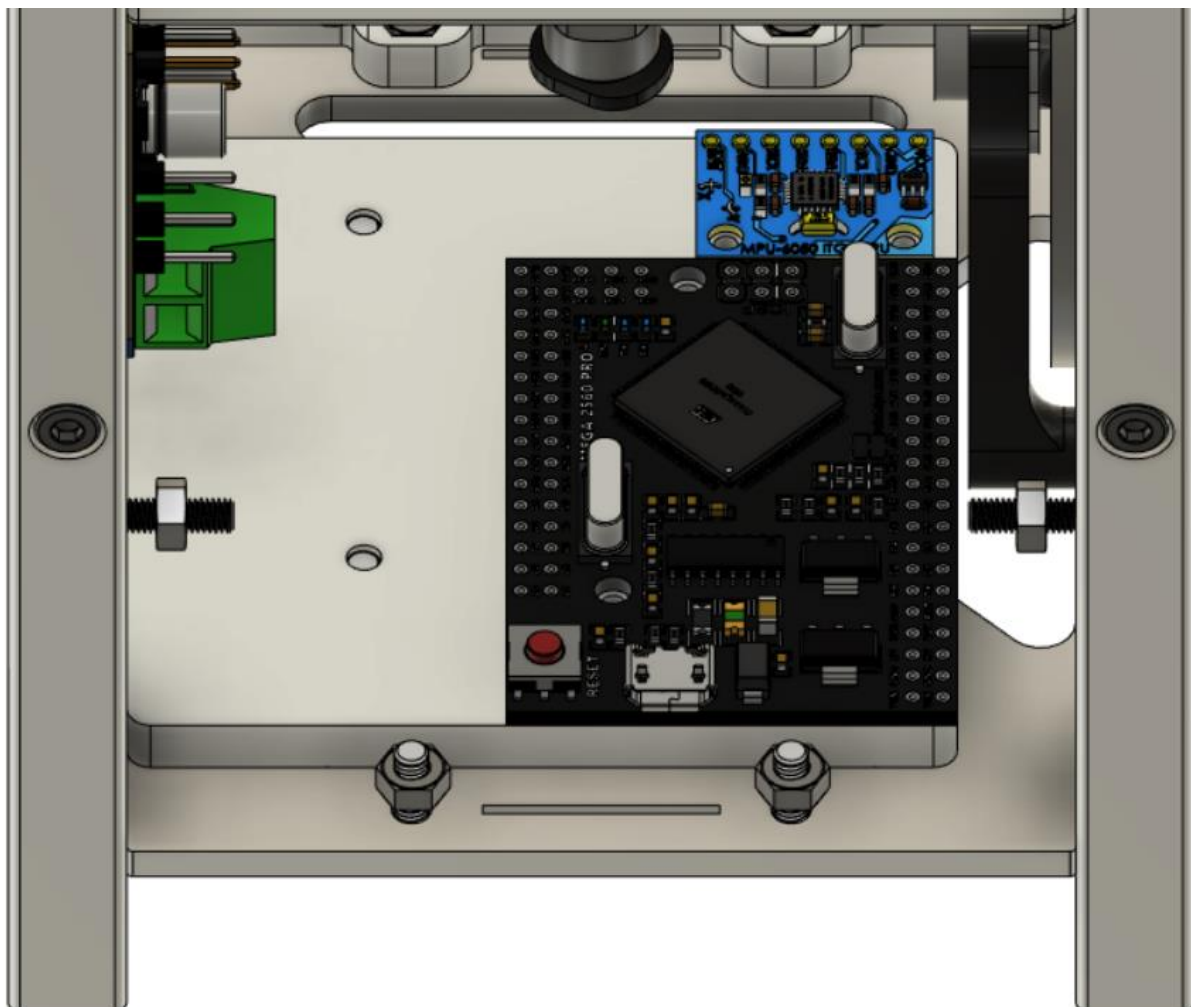


*Figuur 150 Mounting plate AC & AV, Fusion 360*



*Figuur 151 Mounting plate EP, Fusion 360*

### 10.3.2 Avionics



*Figuur 152 Avionics bay, OBC & MPU6050, Fusion 360*



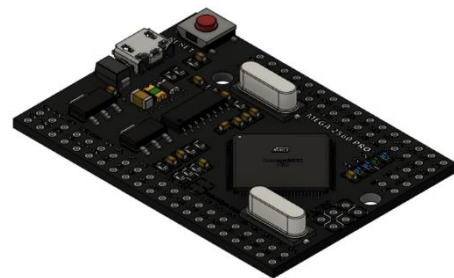
### 10.3.2.1 On-Board Computer

In de detailed design phase hebben we gekozen voor een Arduino Mega 2560 Pro te kopen. Dit komt omdat een Atmega 2560 chip moeilijk/niet te verkrijgen is bij leveranciers door een tekort aan IC's.

De Arduino Mega 2560 Pro is de kleinere versie van de Arduino Mega, dit is handig door de kleinere dimensies en het lagere gewicht. Ook ligt de kostprijs lager wat goed uitkomt voor ons budget.

Hieronder enkele specificaties:

- 54 digitale I/O's
- 15 PWM pinnen (Vallen onder de 54 digitale I/O's)
- 16 analoge pinnen
- Micro USB input
- Vin is 7 à 9 V
- 256 kB flash geheugen
- 8 kB SRAM
- 4 kB EEPROM
- Output I/O = 5 V
- 16 MHz klokfrequentie
- Afmetingen 55 x 38 x 5,5 mm



Figuur 153 Arduino Mega 2560 Pro, Fusion 360

### 10.3.2.2 Remove Before Flight pins

De RBF pin moet ervoor zorgen dat de CubeSat elektrisch niet operationeel is, dit buiten de batterijen, balance circuit (=BMS) voor de batterijen en een schakeling die de RBF pin controleert. De RBF pin wordt erin gestoken bij het transporteren tussen bv. de universiteit/labo en de LV (=Launch Vehicle). Voordat de CubeSat in de P-POD gaat wordt deze verwijderd, hierdoor kunnen wat meer circuits gevoed worden. Let op tijdens de launch mag nog niet alles aanstaan van circuits, alleen het hoog nodige.

Het RBF mechanisme zou bestaan uit een pin en 2 microswitches. Als de pin wordt geplaatst, dan duwt hij de 2 micro switches toe waardoor er een gesloten contact ontstaat. Via een AND functie kan men deze 2 signalen samenbrengen tot 1 output. Met dit signaal kan je dan een schakelelement zoals een MOSFET, FET of transistor schakelen waardoor de spanning en stroom tot bij de schakelelementen komen van de deployment switches.

### 10.3.2.3 Deployment switches + timer

De deployment switches zijn schakelaars die contact maken met de P-POD, hierdoor weet de CubeSat of hij nog in de P-POD zit of niet. Is hij uit de P-POD gelanceerd dan kan er een timer beginnen lopen die na een bepaalde tijd de circuits voorziet van voeding. Dit is normaal gezien 30 minuten voor electronics zoals van de attitude controle, thrusters, ... en 45 minuten voor de RF circuits en antennes.

Hier werken we op dezelfde manier als bij de RBF pin, maar de micro switches zitten nu onderaan verwerkt in de CubeSat of aan de zijkant, zodat ze contact kunnen maken met de wand van de P-POD.

### 10.3.2.4 Antenne hot wire

De antenne hot wire is een simpele schakeling waardoor de deployment van de antenne is verzekerd. Wij hebben gekozen voor draadjes die doorbranden bij het aanbrengen van een korte hoge stroom. Dit omdat het een simpele maar effectieve manier is om een antenne te laten ontplooiën. Je kan dit ook bijvoorbeeld doen met een servomotor of een mechanisme, maar deze hebben een veel grotere kans op mechanische fouten en zijn zowel mechanisch als elektrisch afhankelijk.

De hot wire zelf bevat geen bewegende mechanismes en is dus qua reliability veel hoger.

Rechts zien we een voorbeeld schema van een hot wire, hier gebruiken ze een burn resistor.

Wij zouden gebruik maken van andere componenten zoals te zien in het 2<sup>de</sup> schema.

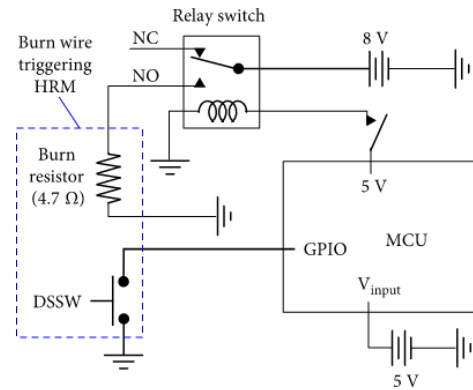
Dit schema werkt rond de LM317, doordat men een weerstand op de uitgang plaatst met een bepaalde waarde en deze verbindt met de ADJ (=Adjust) kan men de stroom die de LM317 doorlaat regelen. Doordat de maximum stroom 500 mA is, heb ik dus ook gekozen om deze te gebruiken. Door deze vaste stroom kan er dus geen hoge piekstroom ontstaan die andere componenten in gevaar kan brengen of beschadigen.

Berekeningen:

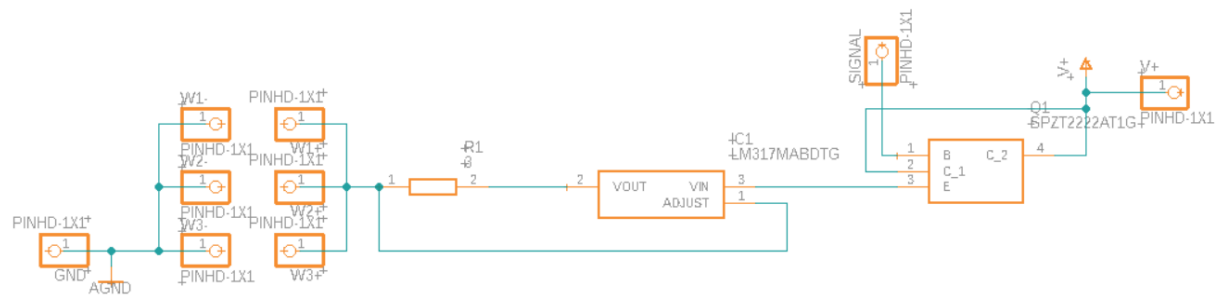
$$R_1 = \frac{V_{REF}}{I_{OUT}} = \frac{1,25}{0,5} = 2,5 \Omega \approx 3 \Omega$$

$$P_{R1} = 1,25 \cdot 0,5 = 0,625 W$$

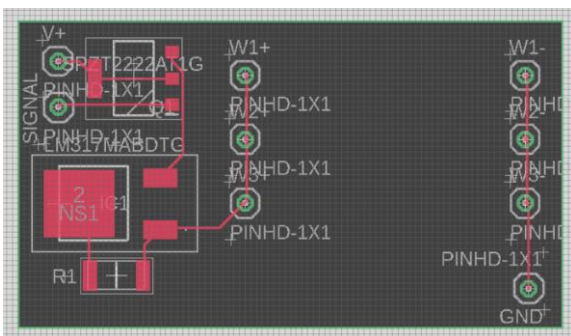
Op de PCB hieronder kun je de 6 soldeereilandjes zien, hierover komen 3 draadjes gespannen. Op het moment dat er spanning over de draadjes staat zal er stroom door lopen van 500 mA die verdeeld is over de 3. Hierdoor branden de draadjes door en kan de antenne ontplooiën.



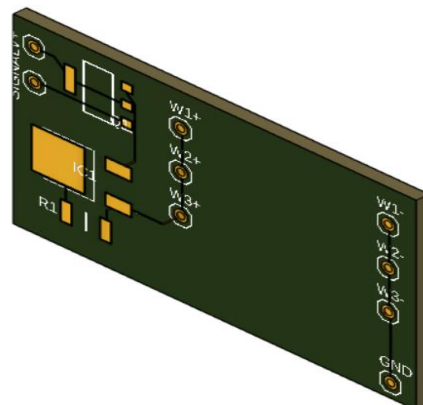
Figuur 154 Antenne deploy schematic, <https://www.hindawi.com/journals/ijae/2019/7/346436/>



Figuur 156 Schema antenne hot wire



Figuur 155 PCB layout, Fusion 360

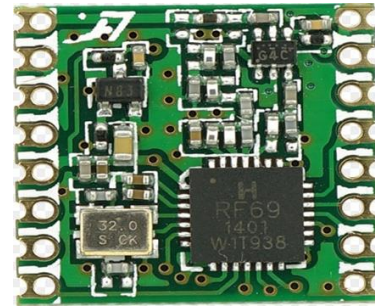


Figuur 157 PCB, Fusion 360

### 10.3.2.5 RFM69

De RFM69 is een module waarmee je makkelijk een draadloze verbinding kan maken. Deze verbinding is geschikt voor korte afstanden, dit het best onder de 400 meter.

Voor onze “proof of concept” is dit meer dan voldoende om data, commando’s en andere zaken te versturen en te verzenden. Onze module heeft een frequentie van 915 MHz, de module kan je ook nog verkrijgen in 434 MHz. De keuze voor 915 MHz is de kortere antenne die je ervoor nodig hebt. Dit bespaart gewicht en plaats.



Figuur 158 RFM69HCW,  
<https://www.aliexpress.com/item/32890820059.html>

Specificaties:

- Zendvermogen: -18 dBm (0,016 mW) tot +20 dBm (100 mW)
- Per 1 dBm instelbaar
- Ontvang gevoeligheid: -120 dBm bij 1,2 kbps
- Bit rates: 1,2 tot 300 kbps
- Stroom verbruik: 0,1  $\mu$ A in slaapmodus, 1,25 mA in standby, 16 mA bij ontvangen en 130 mA bij zenden (maximaal)

De RFM69 heeft wel nog een microcontroller of microprocessor nodig om data te kunnen verzenden en te ontvangen, hiervoor gebruiken wij dus de OBC.

De module gaat via het SPI data protocol zijn data verzenden en ontvangen van de OBC.

Dit protocol bestaat uit 4 draden en is als volgt opgebouwd:

SPI ook gekend als Serial Peripheral Interface, dit is een synchrone datalink waarbij er minimum 2 modules nodig zijn. Het is synchroon omdat de data verstuurt wordt aan de hand van de klokpulsen, dus alles loopt synchroon met de klokfrequentie.

Bij SPI is er ook sprake van een master en slave. Er kunnen meerdere slaves zijn, maar dan moet er gewerkt worden met een chipselect, anders weten de slaves niet waar tegen de master wilt ‘praten’. Doordat de bus bestaat uit 4 draden spreken we ook wel van een four-wire serial bus.

Waarom spreekt men van een seriële bus? Dit komt omdat de data in serie (achter elkaar) wordt verstuurt. Dus alle bits gaan via dezelfde geleider naar de andere module. Bij een parallelle bus is er voor elke bit een geleider voorzien, dit kan hogere snelheden bereiken maar is veel groter en zwaarder.

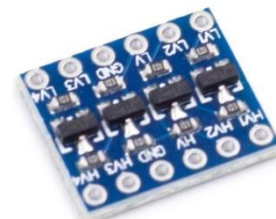
Board pinout:

Board label	Naam	Functie
3,3 V	Power	Voeden van de module
GND	Ground	Ground voor de power
MISO	Master In Slave Out	Data van de RFM69 naar de microcontroller
MOSI	Master Out Slave In	Data van de microcontroller naar de RFM69
SCK	Seriële klok	Kloksignaal van de microcontroller
NSS	Slave select	SPI chip select input
DIO0	Digitale I/O 0, RX interrupt	Digitale I/O 0
DIO1	Digitale I/O 1	Digitale I/O 1
DIO2	Digitale I/O 2	Digitale I/O 2
DIO3	Digitale I/O 3	Digitale I/O 3
DIO4	Digitale I/O 4	Digitale I/O 4
DIO5	Digitale I/O 5	Digitale I/O 5
ANT	Antenne	Voedingslijn voor de antenne
GND	Ground	Ground voor de antenne
RESET	Reset	Voor het resetten van de trigger input

Tabel 13 RFM69 Pinout, Niels Baele

Voor het voeden van de module zijn er enkele aandachtspunten en tips:

- Altijd met 3,3 V voeden, niet meer anders is er een kans op schade
- Voorzie voldoende stroom (kan tot 130 mA oplopen).
- Plaats een condensator tussen de voedingslijn en GND, dit helpt met het opvangen van de stroompieken
- Tijdens ontvangen is het verbruik maar rond de 16 mA
- Er zijn ook verschillende slaapmodes, deze kan je gebruiken wanneer de module niet moet werken.
- Heeft de microprocessor niet voldoende stroom, werk met een aparte voeding, extra voedings module of voed de microprocessor met een andere voeding (Geen USB).



Figuur 159 Logic level converter, <https://www.otronic.nl/a-65454239/spanningsregelaars/4-kanaals-logic-voltage-level-converter/>

Ook moeten wij gebruik maken van een logic level converter. Dit komt omdat wij werken met 5 V signalen, deze spanning is te hoog voor de RFM69. De logic level converter zal deze 5 V signalen omvormen naar 3,3 V signalen, waarmee de RFM69 wel kan werken.

Frequentie:

De frequentie waarop de module werkt is 915 MHz, dit ligt in het UHF gebied (300-3000 MHz). Als we kijken naar het bandplan van de BIPT, dan kunnen we zien dat het is voorbehouden voor modules zoals de RFM69. Deze worden hier benoemd als ‘Non-Specific Short Range Devices’ Hieronder een foto van het bandplan:

915-921 MHz	MOBILE except aeronautical mobile	<a href="#">Non-specific Short Range Devices</a> (915-918 MHz) <a href="#">RFID</a> (915-918 MHz) <a href="#">Tracking, Tracing and Data Acquisition</a> (915-918 MHz) <a href="#">Wideband Data Transmission Systems</a> (915.8-918 MHz) <a href="#">RFID</a> (916.1-918.9 MHz) <a href="#">Assistive Listening Devices</a> (916.1-916.5 MHz) <a href="#">Non-specific Short Range Devices</a> (917.3-918.9 MHz) <a href="#">Assistive Listening Devices</a> (917.3-917.7 MHz) <a href="#">Non-specific Short Range Devices</a> (917.4-919.4 MHz) <a href="#">Wideband Data Transmission Systems</a> (917.4-919.4 MHz) <a href="#">Assistive Listening Devices</a> (918.5-918.9 MHz) <a href="#">Assistive Listening Devices</a> (919.7-920.1 MHz)
-------------	-----------------------------------	--

Figuur 160 Bandplan BIPT, <https://www.bipt.be/operators/frequency-plan>

Als we verder kijken onder ‘non-specific Short Range Devices’ zien we het volgende:



Belgium	Radio Interface Specification	SRD/Non-specific applications	B01-45 - V1.1 - 28-07-20	
Normative part	1	Radiocommunication service	Mobile	Comments
	2	Application	Non-specific Short Range Devices	
	3	Frequency band	915-918 MHz	
	4	Channelling		
	5	Modulation/Occupied bandwidth	<= 600 kHz	<= 400 kHz in the channels 916,3 and 917,5 MHz
	6	Direction/Separation		
	7	Transmit power/Power density	25 mW e.r.p.	100 mW in the channels 916,3 and 917,5 MHz
	8	Channel access and occupation rules	Duty cycle < 1%	Data networks. All nomadic and mobile devices within the data network shall be controlled by a master network access point (NAP). Adaptive Power Control (APC) is able to reduce the equipment's ERP to 5 mW.
	9	Authorisation regime	Licence exempt	Operation on NIB/NPB (Non interference basis/ Non protection basis)
	10	Additional essential requirements		
	11	Frequency planning assumption		
	Informative part	12	Planned Change	
13		Reference	ECC REC 70-03; EN 300 220	Only the version(s) mentioned in the most recent list of Harmonised Standards under the directive 2014/53/EU (RED) as published by the European Commission in the OJEU can be used to enjoy presumption of conformity.
14		Notification number	2020/0212/B	
15		Remarks	Class 2 according Decision 2000/299/EC	

Figuur 161 Diepere kijk op 915 MHz, <https://www.bipt.be/operators/frequency-plan>

Hier kunnen we zien dat er geen licentie nodig is voor te werken in dit deel van het bandplan (Licence exempt).

Voor de antenne kunnen we kiezen uit een groot aanbod van verschillende vormen denk aan een kwartgolf antenne, dipool, yagi , .... Voor de Cubesat kies ik voor een dipool antenne. Deze keuze heb ik gemaakt omdat het één van de eenvoudigere antennes is, en het uit 2 delen bestaat wat beter is voor het zwaartepunt van de CubeSat.

Werking van een dipool antenne:

Een dipool antenne bestaat uit 2 delen die elk een lengte hebben van  $\frac{1}{4}$  keer de golflengte.

Eigenlijk is een dipool een kwartgolf antenne met daarbij een ground vlak dat wordt gevormd door het 2<sup>de</sup> been.

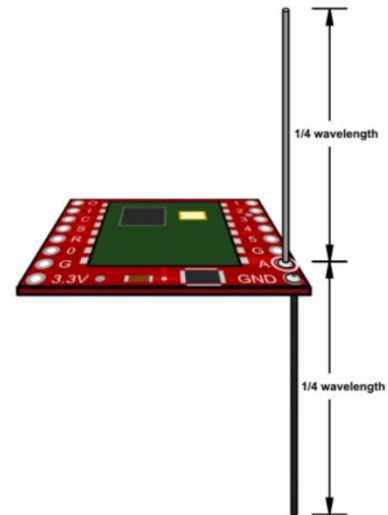
Dit kunnen we makkelijk berekenen:

Eerst gaan we de golflengte berekenen:

$$m = \frac{300}{f \text{ (MHz)}}$$

$$m = \frac{300}{915}$$

$$m = 0,3279 \text{ meter}$$



Figuur 162 Dipool antenne met RFM69, <https://learn.sparkfun.com/tutorials/rfm69hcw-hookup-guide/all>

Dus de golflengte van 915 MHz is 0,3279 meter of 32,79 cm.

Een volledige dipool heeft een lengte van  $\frac{1}{2}$  keer de golflengte, dus 1 been van de dipool heeft  $\frac{1}{4}$  keer de lengte van de golflengte:

$$Lengte_{been} = Golflengte_{915 \text{ MHz}} \cdot \frac{1}{4}$$

$$Lengte_{been} = 0,3279 \cdot \frac{1}{4}$$

$$Lengte_{been} = 0,08197 \text{ m}$$

Hieruit kunnen we besluiten dat 1 dipool been een lengte heeft van 0,08197 meter of 8,20 cm.

In de CubeSat zal de RFM69 niet zo dicht bij de antennes kunnen staan, hierdoor gaan we gebruik maken van een coax kabel met een impedantie van  $50 \Omega$ . We gaan RG-58 gebruiken, dit is een goedkoop type coax kabel.



### 10.3.2.6 Servo's

De servomotoren gebruiken we voor het openen, sluiten en regelen van de kleppen. Waarom een servomotor:

- Hoog koppel
- Laag toerental
- Makkelijk regelbaar
- Fijn regelbaar
- Precies
- Laag verbruik
- Kleine dimensies

Deze puntjes zijn allemaal eisen die we ook stellen voor andere apparaten in de CubeSat, hierdoor is een servomotor een gepaste keuze.

Wij kozen de CS-239MG, deze servo heeft een kleine omvang, metalen tandwielen en voldoende koppel voor de kleppen aan te drijven. Enkele specificaties:

- Werkspanning: 4,8 V / 6,0 V
- Werkstroom: 300 mA / 400 mA
- Draaisnelheid: 0,15 sec 60° / 0,14 sec 60°
- Stall torque: 4 kg.cm / 4,6 kg.cm
- Dimensies: 30 x 10 x 34 mm
- Gewicht: 22 gram
- Tandwielen: metalen
- Motor: Brushed
- Spline count: 21



*Figuur 163 Servo CS-239MG,  
<https://hobbyking.com>*

De servo wordt aangedreven door een PWM signaal. Een PWM signaal is een bloksignaal die in breedte kan veranderen. Door het veranderen van de breedte van de pulsen (duty cycle) kan je de servo “zeggen” dat hij een bepaalde stand moet aannemen.

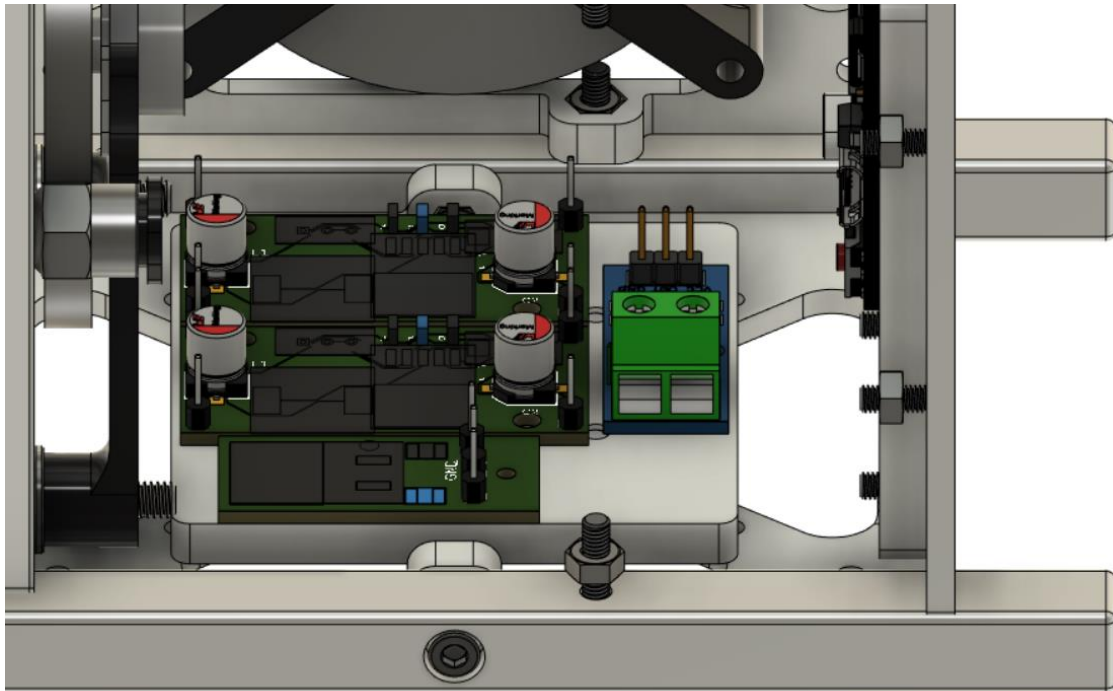


### 10.3.2.7 Aandachtspunten

Voor alle materialen die we gebruiken in de CubeSat, maar ook voor de avionica en de antenne zijn er enkele aandachtspunten waarmee je rekening moet houden als je een ontwerp maakt die voor langere tijd in de ruimte verblijft:

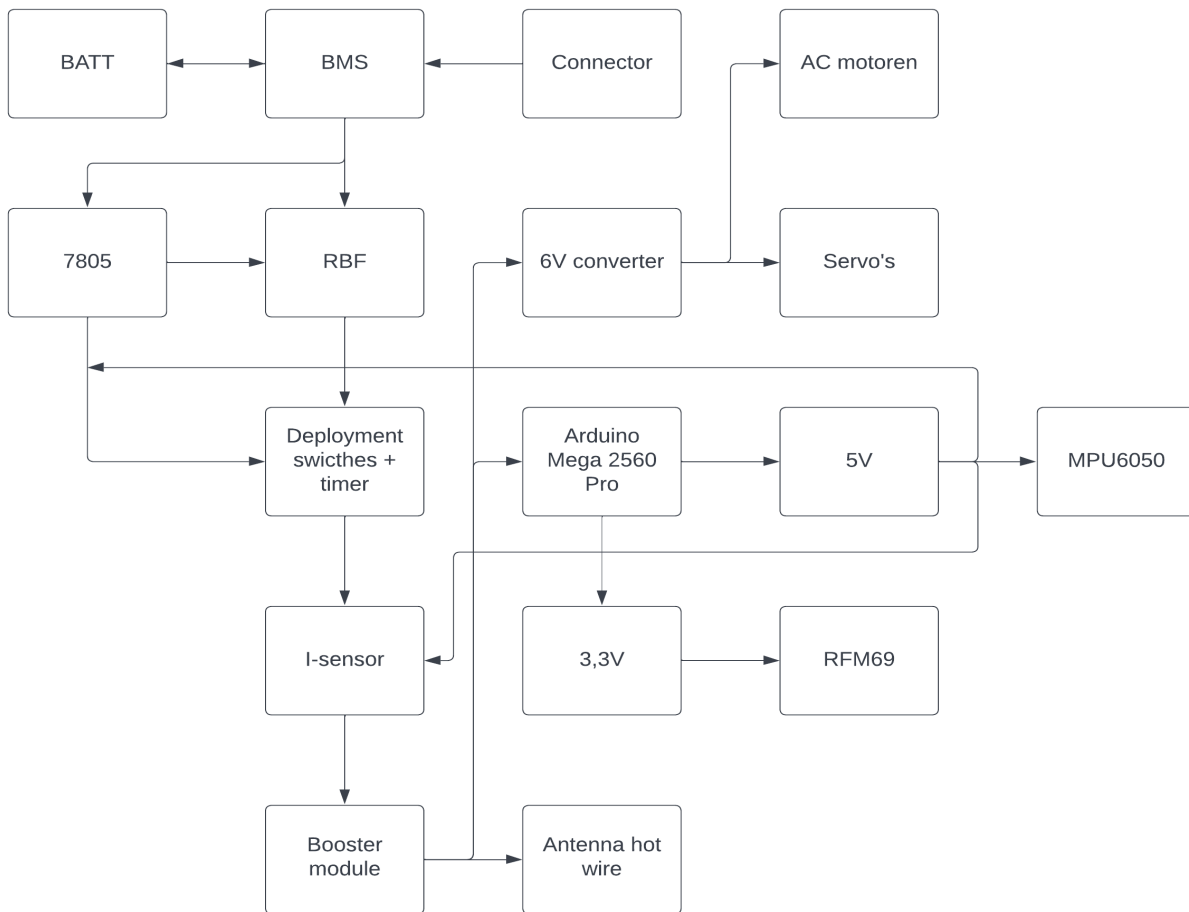
- **Radiation**  
Door kosmische straling (Beta, Gamma en X-rays) gaat de kwaliteit, dus de sterkte van een materiaal achteruit. Schade kan voorkomen op zowel korte termijn als lange termijn. Dit hangt af van de sterkte van de straling, de soort straling en de het materiaal die de straling ondergaat.
- **Material Outgassing**  
Dit is een fenomeen dat voorkomt als een materiaal zich in een vacuüm bevindt. Er gaan gasbelletjes ontsnappen uit het materiaal wat leid tot een fysieke verandering van het materiaal en hierdoor kan de sterkte en de elektrische geleidbaarheid veranderen. Material Outgassing gebeurt vooral bij hoge temperaturen in een vacuüm. Het is ook een gevaar voor meet en beeld apparatuur, de condens van de gassen kan deze beslaan of inoperatief maken, waardoor een volledige missie vroeger stop moet gezet worden.
- **Temperature Change**  
In de ruimte kan de temperatuur enorm verschillen. De zijde in de zon kan makkelijk boven de 100°C gaan en de zijde aan de “donkere” kant kan met gemak temperaturen bereiken onder 0°C. Hierdoor staat er dus een gigantisch temperatuur verschil op de onderdelen. Dit leid tot verschillende uitzettingsfactoren wat stress/spanning kan opleveren in de constructie zelf maar ook de antennes.
- **Multipaction Breakdown**  
Microwave breakdown is een steeds grotere factor in satellieten, door de steeds hogere gevoeligheid van apparaten denk aan sensoren, telecommunicatie, ....  
Multipaction breakdown ontstaat als er elektronen versneld worden door radio-frequency fields en deze snelheid/versnelling behouden in een (bijna) vacuüm door een elektron avalanche die ontstaat door een 2<sup>de</sup> elektronen emissie.  
De impact van een elektron op een oppervlak met de juiste energie en gepaste hoek, kan 1 of meer elektronen laten vrijkomen in een vacuüm. Deze vrijgekomen elektronen kunnen dan versneld worden door een radio-frequency field/electric fields en kunnen dan weer 1 of meer elektronen losmaken als ze weer met een oppervalk botsen. Hierdoor ontstaat er een lawine effect en kan er zo een grote zwerm elektronen ontstaan (exponentieel).  
Dit kan uiteindelijk schade aanrichten of zelfs volledige RF installaties en antennes kapot maken.

### 10.3.3 Electrical Power



Figuur 164 Avionics bay, EP compartment, Fusion 360

Hieronder ziet u een blokschema over de EP:



Figuur 165 EP blokschema, Niels Baele

De voorkomende blokjes worden uitgelegd bij het passende gedeelte (Attitude Control, Avionics, Electrical Power).

Uitleg werking blokschema:

- De batterijen voorzien de volledige CubeSat van elektrische energie. Dit is een battery pack van 2 batterijen met een capaciteit van 2 600 mAh, deze staan in serie geschakeld.
- De BMS beveiligd de batterij en zorgt ervoor dat de batterij zowel kan ontladen als opladen.
- De connector zorgt voor de nodige voeding voor de batterij op te laden, ook kan de connector dienen als 2<sup>de</sup> voeding bij bepaalde testen.
- De RBF voorziet een bepaalde veiligheid voor de LV. Dit is een schakeling samen met de deployment switches die een standaard is voor alle CubeSats. De RBF zal via een schakelement de spanning van de batterijen doorgeven aan de rest van de gebruikers als er bepaalde dingen gebeurd zijn.
- 7805 voorziet de nodige 5 V voor zowel de RBF als deployment switches en timer. Dit is nodig omdat er geen andere gebruikers tijdens de launch in de LV mogen gebruikt worden of aanstaan.
- Deployment switches en de timer worden gevoed vanaf de RBF pin eruit is getrokken. Vanaf de CubeSat uit de P-POD wordt gelanceerd geven de switches een signaal de timer loopt en na enige tijd worden de andere gebruikers ook gevoed.
- I-sensor meet de stroom die alle gebruikers verbruiken, hierdoor weet de OBC het stroomverbruik en kan de onlaadtijd van de batterij berekend worden.
- Booster module zorgt ervoor dat de batterijspanning iets hoger word, dit is tussen de 9 en 12 V. Na de booster module worden alle verbruikers gevoed. Over de verbruikers kan u meer uitleg vinden in hun secties (Attitude Control of Avionica)
- 7806 heeft dezelfde functie als de 7805, maar nu zal er 6V als output zijn.
- De Arduino Mega 2560 Pro heeft 2 ingebouwde spanningsregelaars (3,3 V en 5 V), deze worden gebruikt voor het voeden van de verbruikers die dit nodig hebben. Via deze manier zijn er 2 spanningsregelaars minder nodig.

### 10.3.3.1 Battery

Zoals eerder vermeld in het preliminair design gaan we gebruik maken van een battery pack dat bestaat uit 2 Li-Ion cellen die in serie geschakeld zijn. Elke batterij heeft een capaciteit van 2,6 Ah (=2 600 mAh).

Onze keuze voor batterij:

RS PRO, 3,7V, 18650, Lithium-Ion Rechargeable Battery, 2,6 Ah

De keuze voor deze batterij is bepaald door de kostprijs, de beschikbaarheid en de extra features die erin verwerkt zitten. De capaciteit en spanning lagen al in het preliminair design vast.



Figuur 166  
Batterij,  
<https://benl.rs-online.com>

De extra's in de batterij zijn:

- Built-in overcharge protection (4,25 V)
- Built-in over discharge protection (2,5 V)
- Built-in over current and short protection

Door deze 3 extra's hebben de batterijen redundantie opgebouwd, want moest de BMS een fout maken dan beschermen de batterijen zich zelf tegen de 3 meest voorkomende fouten.

De afmetingen van de batterij zijn een standaard formaat (18650):

- Batterij lengte: 70 mm
- Batterij diameter: 18,9 mm

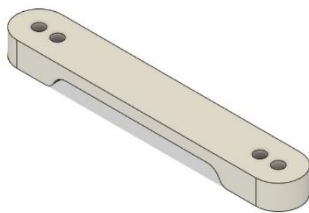
Voor het balanceren van de cellen gelden er enkele regels:

- De cellen die in parallel staan kan men zien als 1 grote cel, dus er moet voor elke aparte cel in het parallel gedeelte niet een BMS voorzien worden.
- Let op wil men cellen in parallel plaatsen dan moeten deze bij levering zo dicht mogelijke spanningen hebben, zodat er geen grote stromen ontstaan tussen de batterijen zelf. 0,1V is het maximum verschil tussen 2 cellen, hoe lager hoe beter dit is. Deze spanning is ook gekend als de State Of Charge (=SOC).
- Hierna gaat men 1 parallel pakje opladen met steeds stijgende spanning: Tot 3,4 V, dan 3,5 V en dan afronden met 3,6 V. Hierna kunnen beide packs in serie geschakeld worden en volledig opgeladen worden
- Kies natuurlijk voor batterijen van hetzelfde merk, capaciteit, spanning, gebruiksleven, ...
- Hoe meer de batterijen op elkaar "lijken" hoe beter dit is voor de levensduur van de batterijen.

Voor de batterijen zijn er ook houders nodig, deze kunt u hiernaast zien.

De houders helpen bij het connecteren van de batterijen aan elkaar en ook aan de rest van EP.

Het voordeel van een houder is dat de batterij mooi verwerkt zit en dat er geen draden aan de polen moeten gesoldeerd worden, want dit is slecht voor de batterij.



*Figuur 168 Verloopstuk  
batterijhouder, Fusion 360*



*Figuur 167 Batterijhouder,  
<https://www.gotron.be/batterijhouder-voor-ls18650-lion-cel-met-draden.html>*

Voor de houders te bevestigen op het frame zijn er ook nog verloop stukken nodig deze kan je links zien. De stukken zijn gemaakt met een 3D-printer en het materiaal is PLA.

### 10.3.3.2 Battery Management System

Zoals eerder vermeld gaan we gebruik maken van een 2-cellige batterij, hierdoor moet de BMS ook geschikt zijn voor het opladen van een 2-cellige batterij.

Onze keuze was een BMS met een output stroom van 20 A piek, deze stroom is natuurlijk veel te hoog voor de piek die wij kunnen bereiken met onze CubeSat. Ik heb deze hogere waarde gekozen omdat de BMS van AliExpress komt, hierdoor neem ik altijd een extra marge op componenten en modules. De keuze voor AliExpress is de lage kostprijs en het enorme aanbod aan componenten/onderdelen. Ook is er momenteel een tekort aan chips en componenten, waardoor het in België extra moeilijk is om een gepaste BMS te vinden.

Specificaties:

- Gepast voor Li-Ion (3,7 V – 4,2 V)
- Dimensies: 48 x 20 x 3,4 mm
- Input spanning: 8,4 à 9 V
- Discharge stroom (piek): 20 A
- Continue laadstroom: 10 A



2S 20A  
Balance

Figuur 169 2s 20A BMS, AliExpress.com

De bedrading van de BMS is simpel, rechts op de illustratie kan je duidelijk zien hoe alles moet geconnecteerd zijn. Voor opladen en ontladen is dit aan dezelfde 2 eilandjes. Dus moesten er nog zonnepanelen op de CubeSat komen dan zou je de draden van de solar panels met het + en – eilandje moet verbinden. Let wel op de spanning moet tussen de 8,4 en 9 V zijn, dus er moet een spanningsregelaar tussen staan anders kunnen er problemen ontstaan door het spanningsverschil tussen de 2 en kunnen er stromen lopen die er niet mogen lopen. Een diode tussen de BMS en solar panels is al een goede veiligheid.



Figuur 170 BMS bedradings diagram, AliExpress.com

### 10.3.3.3 Connector

Er is ook een connector voorzien zodat de CubeSat kan gevoed worden door een externe voeding. Hierdoor moeten de batterijen niet altijd opgeladen zijn voor een test, maar kan je bijvoorbeeld een labovoeding nemen en alles daarmee voorzien met spanning/stroom.

Voor de connector heb ik gekozen voor een veiligheidsstekker bus van 4 mm. Deze keuze heb ik gemaakt zodat je de CubeSat steeds kunt voeden met een labovoeding, hierdoor heb je niet verschillende connectoren nodig zoals een USB, coaxial power connector, ....

En doordat de CubeSat een “proof of concept” is zal hij vooral gebruikt worden in een labo omgeving waar een labovoeding veel voorkomt.



Figuur 171 Veiligheidsstekkerbus 4mm zwart en rood, <https://www.gotron.be/veiligheidsstekkerbus-4mm>

De kleuren zwart en rood komen overeen met de – en + van de BMS.

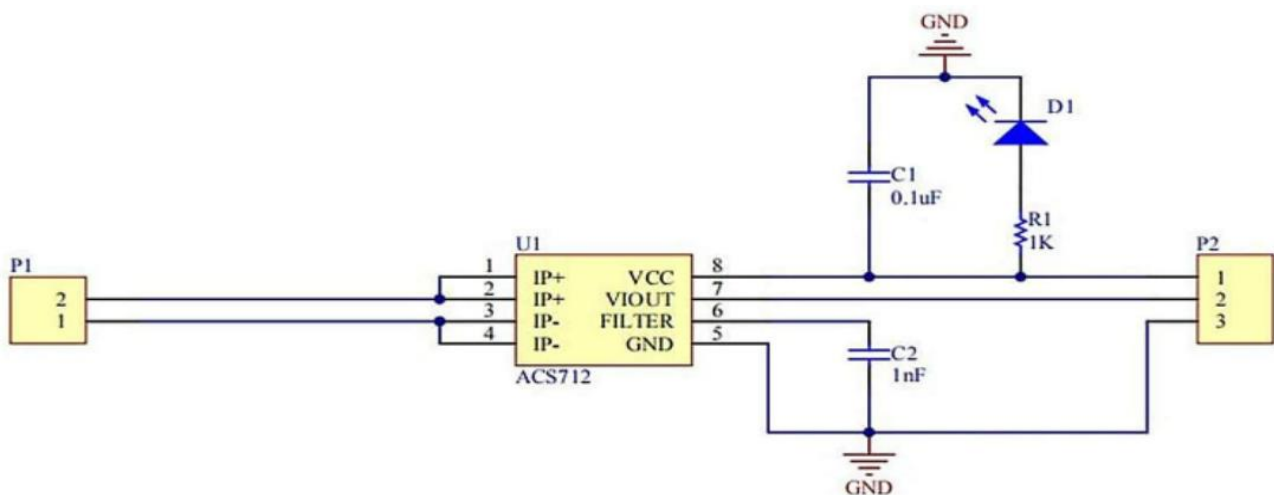
### 10.3.3.4 Stroomsensor

De stroomsensor meet alle stroom die gevraagd wordt door de verbruikers, hierdoor weet de OBC het stroomverbruik en kan hij de ontladingsberekening van de batterijen. De keuze voor de stroomsensor is gegaan naar de ACS chip familie.

Voor de CubeSat gebruiken we een ACS712, deze chip kan tot 20 A meten (=BMS).

Dit is ook een kant en klare module, dit is weer om de kostprijs te drukken en de extra werkuren te besparen. Bij de gekochte module zijn er wel al pinnen en een connector gemonteerd, deze worden ervan gehaald om plaats te besparen. De draden worden rechtstreeks gesoldeerd op het bordje. De sensor werkt aan de hand van het hall effect. Dit ontstaat wanneer er een stroom door een geleider en dan een magnetisch veld vormt. De sterkte van het magnetisch veld hangt af van de stroom die door de geleider loopt. Hoe hoger de stroom, hoe sterker het magnetisch veld en omgekeerd. Vanaf als de sensor een magnetisch veld voelt zal hij een uitgangssignaal maken dat proportioneel is met de sterkte van het magnetisch veld. Dit analoge signaal kan de OBC verwerken tot een bepaalde stroomwaarde.

Hieronder het schema van de PCB:



Figuur 173 Schema stroomsensor, <https://circuits-diy.com/acs712-20a-current-sensor-module/>

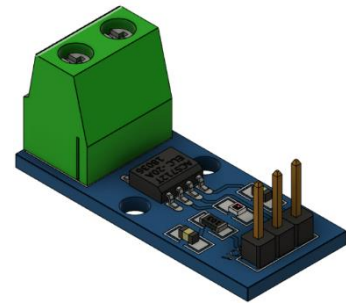
Het schema is heel eenvoudig, links hebben we de connector waardoor 1 hoofdgeleider loopt van de booster module naar de gebruikers, dit kan de + als – zijn (voorkeur +).

In het midden zien we de IC het is een SMD verpakking.

Rechts boven zien we C1 deze filtert de voedingsspanning voor de IC en we zien ook een indicatie led met voorschakelweerstand.

C2 is een extra filter condensator.

Rechts zien we 3 pinnen, pin 1 is VCC (=voeding, +5 V), pin 2 is het signaal voor de OBC en pin 3 is de GND.



Figuur 172 Stroomsensor, Fusion 360



### 10.3.3.5 7805 en 7806

Deze 2 componenten zijn lineaire spanningsregelaars, deze zijn minder efficiënt dan geschakelde spanningsregelaars maar ze zijn wel goedkoper en kleiner van formaat. Daarom is de keuze gegaan naar dit type. De 78xx familie is een gekende IC in de elektronica wereld, de 78xx heeft aan dat het over een positieve spanning gaat. De cijfers die in ingevuld zijn op de xx plaats geven de output spanning aan. Dus een 7806 is positieve 6 V uitgangsspanning.

De 7805 is nodig in de schakeling om 5 V te voorzien voor het RBF systeem en ook voor de deployment switches en de timer.

Nadat de OBC voeding heeft ontvangen kunnen deze 2 schakelingen ook gevoed worden door de spanningsregelaars van de OBC. Dit heeft dan redundantie.

De 7806 is nodig voor het voeden van de servomotoren en de AC motoren.

### 10.3.3.6 Booster module

Via de booster module gaan we van de variërende spanning een hogere spanning maken die stabiel is. De booster modules gaan de batterij spanning (7,4 V – 8,4 V) tot 9 V omhoog trekken, hierdoor kunnen de spanningsregelaar hun uitgangsspanningen garanderen.

De module werkt rond de XL6009 IC, hierbij zijn er ook nog een aantal randcomponenten zoals spoelen, condensatoren, weerstanden, potentiometers, ... om de gewenste uitgangsspanning te bereiken.

Specificaties:

- Input spanning: 3,5 V – 32 V
- Output spanning: 5 V- 35 V
- Output stroom: 3 A (max)
- Efficiëntie: 96 % max
- Frequentie: 65 kHz

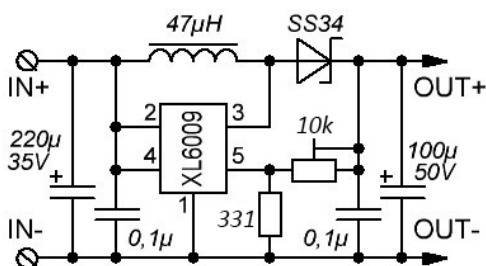


Figuur 175 Booster module, <https://electronics.stackexchange.com>

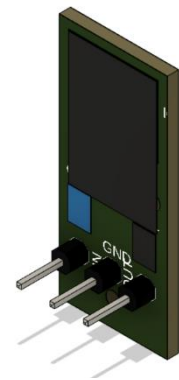
In de CubeSat gebruiken we 2 van deze modules zodat we de stroom vraag kunnen garanderen, zelf valt 1 module weg dan zou er nog voldoende stroom moeten zijn.

Zoals jullie kunnen zien is de efficiëntie van een geschakelde spanningsregelaar veel hoger dan bij een lineaire. Deze efficiëntie hangt van verschillende factoren af, maar de stroom vraag is één van de grotere. Hoe hoger de stroom hoe lager de efficiëntie en hoe meer koeling er vereist is.

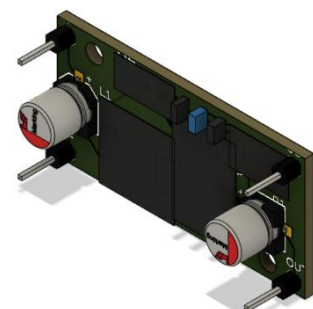
Hieronder het schema van de booster module:



Figuur 177 Schema booster module, <https://electronics.stackexchange.com>



Figuur 174 Spanningsregelaar, Fusion 360



Figuur 176 Booster module, Fusion 360



### 10.3.3.7 Grounding

Door de wrijving van verschillende deeltjes in de atmosfeer en in de ruimte ontstaat er een bepaalde spanning op een object, dit noemen we statische elektriciteit. Op elk geleidend deel in de CubeSat zal dit gebeuren, maar overal met een andere mate. Hierdoor ontstaan er spanningsverschillen tussen de onderdelen. Is het spanningsverschil groot genoeg dan kan er een vonk overslaan om het verschil op te heffen, deze vonk kan schade aanrichten aan de structuur maar ook aan mechanische componenten en elektronische modules/componenten. Ook stoort de statische ladingen de radio communicatie, dit is gekend als een ruis op het radio signaal.

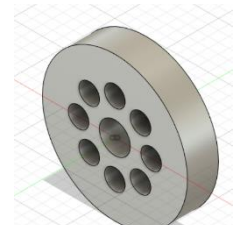
Wegens deze bovenstaande redenen gaan we alle geleidende objecten grounden met elkaar of verbinden en bij testen in het labo kunnen we dit aan de aarding hangen door behulp van deze connector. Hierdoor vermijden we vonkoverslagen en gevaarlijke situaties.



Figuur 178 Ground connector,  
<https://www.gotron.be/veiligheidsstekkerbus-4mm-geel.html>

### 10.3.4 Main Propulsion System

Eerst zijn we begonnen met de distribution plates. Deze gaan we vanuit de aluminium 6000 reeks vervaardigen. Het idee om met een open oppervlakte van 0,5 te werken hebben we gehaald uit 'Development of Hydrogen Peroxide Monopropellant Rockets'. De distribution plaatjes zijn voorzien van één centraal gat met diameter 3 mm en rondom 8 gaten met een diameter van 2 mm.



Figuur 179 Distribution plate

Oppervlakte distribution plate:

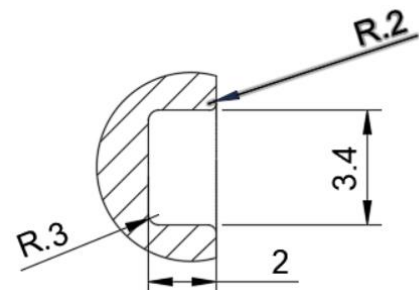
$$\frac{\pi * 10^2}{4} = 78,54 \text{ mm}^2$$

Oppervlakte gaten:

$$\frac{\pi * 3^2}{4} + 8 * \frac{\pi * 2^2}{4} = 32,20 \text{ mm}^2$$

Hieruit volgt dat we een open oppervlakte ratio hebben van 41%. We hebben gekeken naar andere ontwerpen, maar besloten uiteindelijk verder te gaan met dit ontwerp. Dit komt het dichtst bij de gewenste 50% en is nog steeds produceerbaar, bij alle andere ontwerpen waren de toleranties veel te klein.

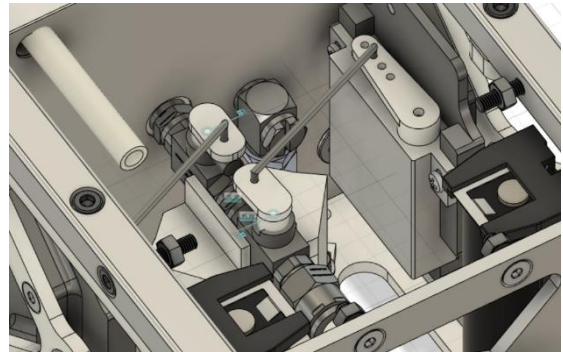
Als dichting tussen de katalysator, inlaatflens en de nozzle hebben we voor een O-ring uit FKM gekozen. Deze is compatibel met waterstofperoxide. De O-ring heeft een uitwendige diameter van 31,88mm en een inwendige diameter van 26,64mm. Dit is volgens ISO 3601. Hieruit kunnen we afleiden wat voor groef er nodig is. De groef heeft een breedte van 3,4 mm en een diepte van 2mm. Inwendig 2 rondingen met een straal van 3 mm en uitwendig 2 rondingen met een straal van 2 mm. Deze informatie komt uit Tabellenboek voor



Figuur 180 O-ring inbouwruimte

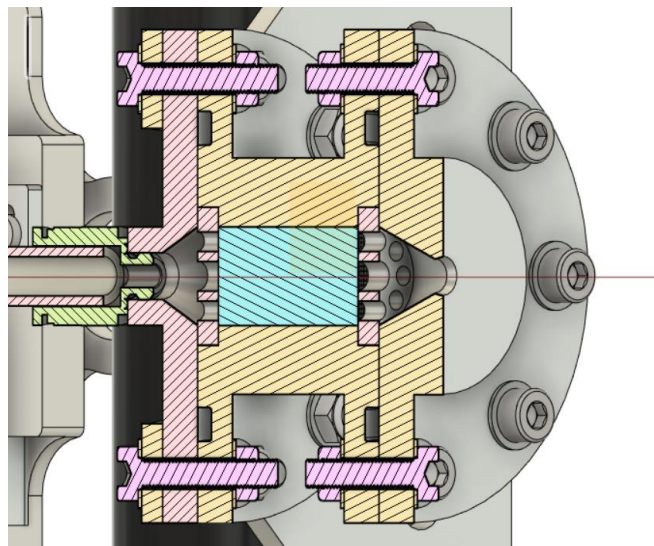
De valve assembly hebben we ook aangepast. Deze staat nu in het centrum, en wordt ondersteund door een voet. De servo's bevinden zich aan beide kanten en bedienen de valves met een stang. Op de valves worden 3D geprinte hoekjes geplaatst zodat de stangen erop bevestigd kunnen worden. De servo's worden aan de structuur bevestigd met houders die we zullen 3d printen. Er is ook een one way valve voorzien om de bellow te vullen met de waterstofperoxide.

De detailtekeningen van het Main Propulsion System zijn te vinden in de bijlage.



*Figuur 181 Detailed valve assembly*

Het finale ontwerp van de catalyst pack ziet er als volgt uit:



*Figuur 182 Doorsnede detailed catalyst pack*

We hebben gekozen voor valves van het merk Beswick. Deze zijn de kleinste die we konden vinden die compatibel zijn met waterstofperoxide, ze worden namelijk gemaakt uit stainless steel. We hebben er 2 nodig. Eén als shutoff valve en 1 als debietregelklep. Ze worden beide op dezelfde manier bestuurd door de servo's. De 2 valves zijn voorzien van 10-32 schroefdraad.



*Figuur 183 Beswick 10-32 ball valve*

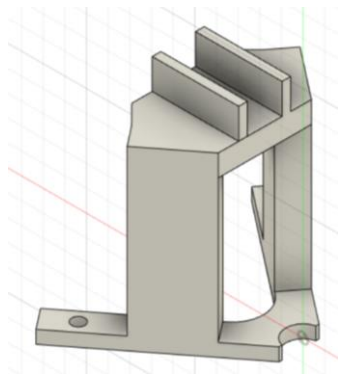
Ook hebben we 2 koppelstukken tussen de bellow en de eerste valve en de eerste en tweede valve. Deze hebben 10-32 male to male schroefdraad. Ook bevinden er zich 3 ¼ inch tube adapters naar 10-32 schroefdraad. Dit is nodig om vanuit de valve assembly naar de catalyst pack te gaan en om de bellow te vullen. Om deze te vullen maken we ook gebruik van een one-way valve, dit is de eenvoudigste en snelste manier.

De technische tekeningen van de katalysator zijn in de bijlage te vinden onder:

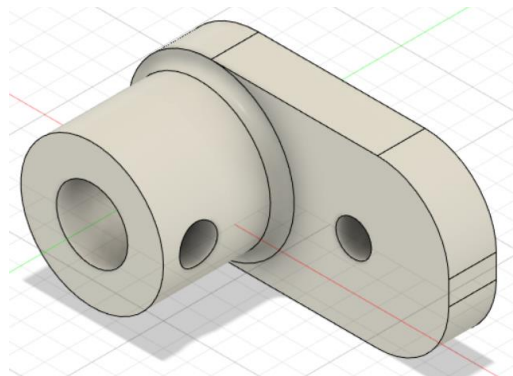
- MPS-CP-001-Catalyst Body -R1 (bijlage 8)
- MPS-CP-002-Inlaatflens-R1 (bijlage 9)
- MPS-CP-005-Nozzle-R1 (bijlage 10)
- MPS-CP-003-Distribution Plate-R1 (bijlage 11)

Volgende onderdelen worden uit PLA plastic geprint:

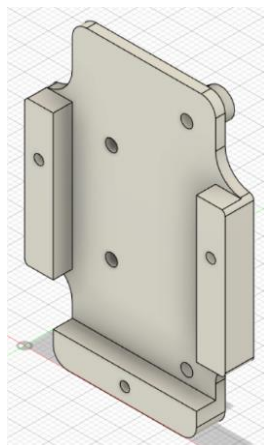
- MPS-ST-001-Support valve assembly (1)
- MPS-TCA-002-Servo mount (2)
- MPS-TCA-003-Servo to valve adaptor (3)



*Figuur 184 (1)*



*Figuur 185 (2)*



*Figuur 186 (3)*

### 10.3.5 Propellant Storage

In de gedetailleerde ontwerpfase werd alles op elkaar afgestemd, de origami bellow, de dichtingen, de bulkheads en de aanspanmomenten van de draadstangen.

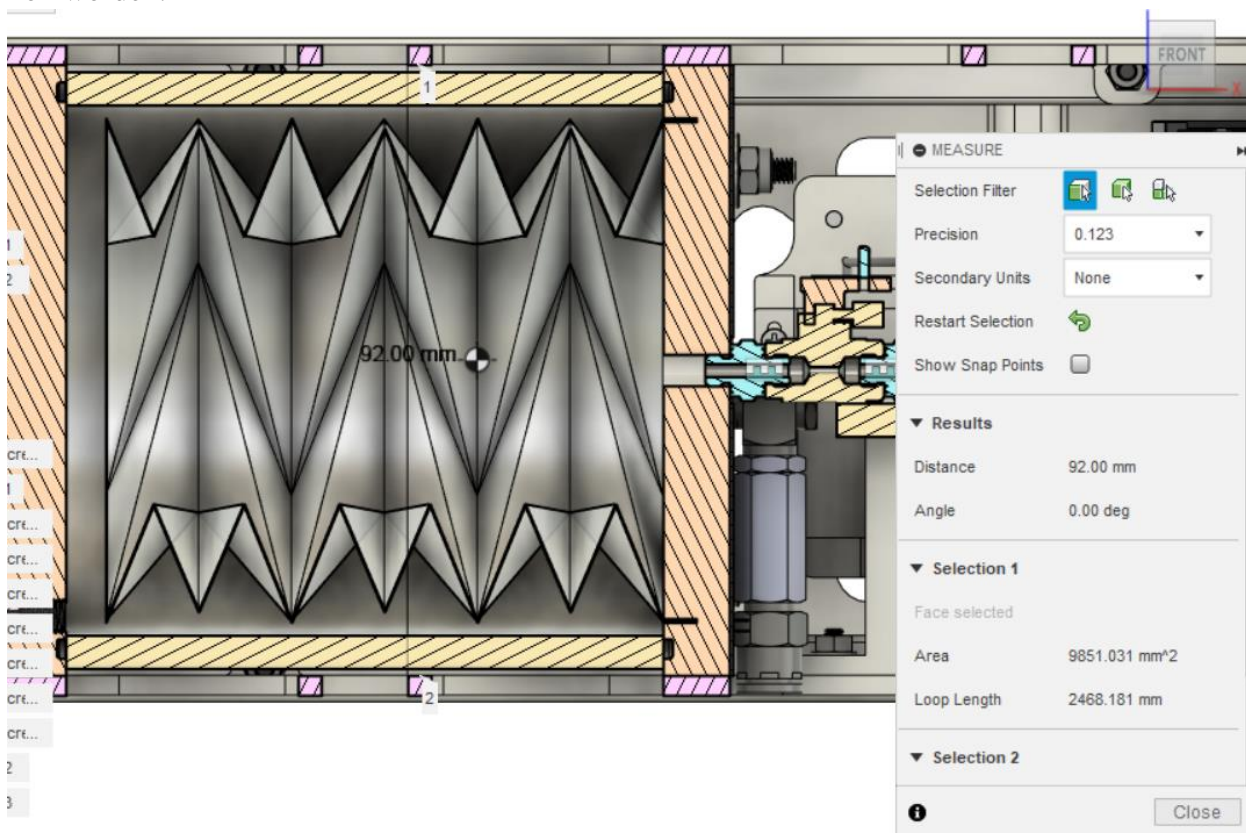
In dit deel van het gedetailleerde ontwerp zullen de belangrijkste ontwerpbeslissingen besproken worden. Voor meer detail verwijzen we naar de ontwerpbijlagen.

#### 10.3.5.1 Pressure vessel

De pressure vessel heeft twee functies, de voornaamste is het vasthouden van de interne druk, dit zonder plastische vervorming. Daarnaast moet de pressure vessel dik genoeg zijn om de dichtingen tegen de bulkheads aan te drukken zodat er een goede axiale afdichting bestaat.

De PV zal dus de maximale ruimte trachten te benutten die praktisch mogelijk is om zoveel mogelijk interne ruimte te voorzien voor de balg.

Voor de afmetingen van de PV hebben we ons gebaseerd op de ruimte die beschikbaar is tussen de structurele panelen (ST-AF-002 & ST-AF-003) en de beschikbare maat aluminium die aangekocht kon worden.



Figuur 187 Afstand tussen de structurele vlakken, Fusion 360

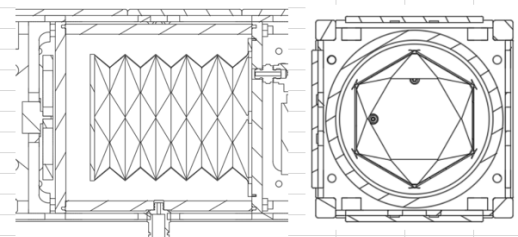
Zoals te zien is op de bovenstaande figuur bedraagt de afstand tussen de structurele panelen 92 mm. Bij het raadplegen van de beschikbare maten bij onze aluminium leverancier, zijnde “Aluminiumopmaatgemaakt.be” kunnen ze er de volgende maten voorzien:

- 90 x 2,5 mm
- 90 x 3 mm
- 90 x 5 mm
- 95 x 2,5 mm



Uiteindelijk hebben we beslist om te gaan voor de cilinder met een diameter van 90 mm en een wanddikte van 5 mm. Deze zal zoals later uit de berekeningen meer dan sterk genoeg zijn om de operationele druk aan te kunnen zonder permanente vervorming. Daarnaast is de wanddikte dik genoeg om een groot genoeg oppervlak te bieden aan de O-ring die samen gedrukt wordt.

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	
1	Propellant Storage																		
2																			
3																			
4	Pressure Vessel Input																		
5																			
6		Symbol	Value	Unit		Material:	Al-6060 T66												
7		Do	90	mm		Symbol	Value	Unit											
8		t	5	mm		$\sigma_{yield}$	170	N/mm <sup>2</sup>											
9		l	90	mm		$\sigma_{UTS}$	220	N/mm <sup>2</sup>											
10		p_nom	0.5	N/mm <sup>2</sup>		$\sigma_{shear}$	130	N/mm <sup>2</sup>											
11						k	0.33												
12						E	68000	N/mm <sup>2</sup>											
13	Pressure Vessel Output																		
14																			
15		Symbol	Value	Unit															
16		$\sigma_{hoop}$	4.25	N/mm <sup>2</sup>															
17		$\sigma_{hoop}^*$	8.5	N/mm <sup>2</sup>															
18		$\sigma_{hoop}^{**}$	17	N/mm <sup>2</sup>															
19		v_yield	40																
20		v_yield*	20																
21		v_yield**	10																
22		v_UTS	51.76471																
23		v_UTS*	25.88235																
24		v_UTS**	12.94118																
25		$\Delta R$	0.002218	mm															
26		$\Delta R^*$	0.004436	mm															



Figuur 188 Excel voor het berekenen van de PV, B.S.

Voor de berekeningen werd er gewerkt met drie drukken waaraan het onderdeel moet kunnen weerstaan. Dit is iets wat gezien werd tijdens de stage bij SABCA, zo past men in de aerospace sector drie belastingen toe waaraan een onderdeel moet voldoen om goedgekeurd te worden voor de validatie.

- Nominale druk
- Proef/test druk = 2 x nominale druk  
Bij deze druk mag er geen elastische vervorming optreden.
- Barstdruk = 4 x nominale druk  
Dit is de maximale druk die aangebracht mag worden zonder dat het onderdeel faalt.

Het materiaal van de PV kan teruggevonden worden in de afbeelding van het rekenblad. Aan de hand van de hoop stress formule kan de veiligheidsfactor berekend worden voor zowel de belasting rekening houdende met de rekgrens en belasting rekening houdende met breuk.

Het rekenblad kan teruggevonden worden in de bijlagen, horend bij dit hoofdstuk.

Zoals eerder vermeld valt het op dat de PV een heel grote veiligheidsfactor heeft voor alle belastingen. Met veiligheidsfactoren gaande van 51,76 tot 10. Dit betekent ook dat we voldoen aan de CDS standaarden, kijken we er naar de voorschriften voor drukkoudende lichamen, dan verwacht men volgens CDS rev 12 een minimale veiligheidsfactor van 4 voor een PV. Echter de latere revisies vermelden hier niets over, In AFSPCMAN 91-710 V3 gaan de veiligheidsfactoren dan weer van 1,5 tot 2,5.

No.	Requirement Text	Comments
2.1.3.1	“Pressure vessels shall have a factor of safety no less than 4.”	<p>This requirement is very conservative in comparison with the requirements in AFSPCMAN 91-710 which call for pressure vessel safety factors greater than 1.5, or sometimes above 2.0.</p> <p>See the section titled Pressure Vessel Verification in Chapter V of this document.</p>

*Figuur 189 Uittreksel van de CDS-Rev.12 met daarop de eis voor de veiligheidsfactor van drukhoudende lichamen, CubeSat Design Specification Rev. 12, 2009*

Wij proberen te streven naar de minimale veiligheidsfactor van 4, alhoewel de nieuwe CDS deze eis niet meer vermeld denken we dat dit een goede minimale waarde is voor een proof-of-concept, dit om enkele redenen:

- Daar we Bachelor studenten zijn en niet altijd beschikken over voldoende theoretische achtergrond om complexe berekeningen in de sterkteleer uit te voeren geeft het een extra veiligheid op onze berekeningen.
- Omdat dit een proof-of-concept model is, zou het wel degelijk de bedoeling zijn om hier en daar enkele limieten op te zoeken, om deze reden is het geen slecht idee de factoren voor de veiligheid wat hoger te nemen.
- Bepaalde onderdelen zoals de bulkheads worden vervaardigd door additive manufacturing, deze productiemethoden kunnen imperfecties bevatten, deze veiligheidsfactor verkleint de kans op catastrofale gevolgen door het falen van deze onderdelen.

Wat het materiaal betreft, de cilinder is vervaardigd uit aluminium van de 6060 reeks.

Bij het overleg met Albert, één van onze mentoren bij SABCA werd er gekeken in hoeverre dit materiaal compatibel is met 50% waterstofperoxide. Hiervoor werd H2O2 Handling Safety Overview (Proprietary, 2017) geraadpleegd.

In het document kijkt men voornamelijk naar de interactie van materialen die in contact komen met 90 en 98% waterstofperoxide. De 6060 reeks valt voor deze concentraties onder klasse 2.

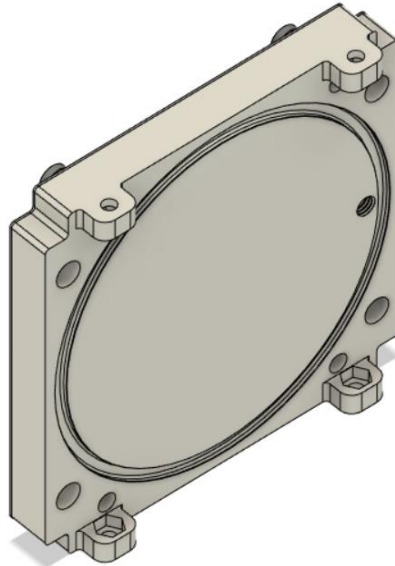
Dit betekent dat het materiaal geen ernstige reacties aangaat met de peroxide, het is aangeraden voor kortstondig gebruik. Voor de hoge percentages raad men aan de peroxide niet langer bloot te stellen aan het aluminium dan:

- 4 uur bij een temperatuur van 71 °C
- 1 week bij een temperatuur van 21 °C

Omdat wij met een lage concentratie werken en de kans op contact enkel bestaat tijdens de relatief kortstondige testen zou het geen probleem mogen zijn om dit materiaal te gebruiken voor onze CubeSat. Er werd ons echter wel aangeraden ieder materiaal te testen, dit door een klein stukje bloot te stellen aan de peroxide en de reactie af te wachten.

### 10.3.5.2 Bulkheads

De bulkheads zorgen ervoor dat de druk niet aan de open zijden van de cilinder kan ontsnappen. Zo zullen deze voorzien zijn van de verschillende vul en regelkleppen voor het gas en de peroxide. Daarnaast worden de O-ringen in de bulkheads geplaatst om het geheel af te dichten.



*Figuur 190 Ontwerp van één van de bulkheads, Fusion 360*

Eén van de eerste consideraties die gemaakt werd was het materiaal waaruit deze vervaardigd zouden worden. Initieel was het idee om deze te laten printen door een gekend bedrijf zoals Materialise, dit in een stof die chemisch compatibel is met waterstofperoxide. Tijdens het opzoeken van compatibele materialen bleek dat PLA<sup>2</sup> goede compatibiliteit vertoont met waterstofperoxide. Vandaar de uiteindelijke keuze om de bulkheads in PLA te printen met behulp van een FDM<sup>3</sup>-printer.

Wat de geometrie van de bulkheads betreft, beide bulkheads zijn haast gelijk van opbouw, het enige verschil zit hem in de plaats van de openingen voor de connectoren. Ze zijn voorzien van gaten voor de draadeinden, hier zullen de M4 draadstangen doorsteken, ze worden gebruikt om de bulkheads met de PV en de O-ringen aan te drukken.

Aan de zijkanten zijn er oogjes aangebracht waar er M4 boutjes in passen dit om de PS te monteren aan de frame van de CubeSat.

---

<sup>2</sup> PLA = Polylactic Acid, dit is een hernieuwbare elastomeer op basis van graan en suiker. De voornaamste toepassing is als filament voor 3D-printen.

<sup>3</sup> FDM = Fused Deposition Modeling, een printproces waarbij er een kunststof laag per laag geëxtrudeerd wordt om zo een groter object te maken. Het behoort tot de additieve processen.



De berekeningen van de bulkheads zijn ook uitgevoerd in de Excel die alle berekeningen bevat.

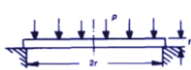
Bulkhead Input						
Symbol	Value	Unit	Material:	PLA		
D	86.87	mm	Symbol	Value	Unit	
A	5926.926	mm <sup>2</sup>	σ_yield	40	N/mm <sup>2</sup>	
t	10	mm	σ_UTS	50	N/mm <sup>2</sup>	
			σ_shear	33	N/mm <sup>2</sup>	
			k	0.3		
			E	80	N/mm <sup>2</sup>	

Bulkhead output						
Symbol	Value	Unit				
σ	11.67333	N/mm <sup>2</sup>	Nominal Pressure			
σ*	23.34667	N/mm <sup>2</sup>	Proof pressure			
σ**	46.69333	N/mm <sup>2</sup>	Burst pressure			
v_yield	3.426614		Nominal Pressure			
v_yield*	1.713307		Proof pressure			
v_yield**	0.856653		Burst pressure			
v_UTS	4.283267		Nominal Pressure			
v_UTS*	2.141633		Proof pressure			
v_UTS**	1.070817		Burst pressure			
F	2963.463	N				

Circular plate, uniform load, edges simply supported equation and calculator.



Stress At Center

$$\sigma_m = \frac{3(3 + \nu)pr^2}{8t^2} = \frac{1.238pr^2}{t^2}$$

Deflection at center,  $\nu = 0.3$

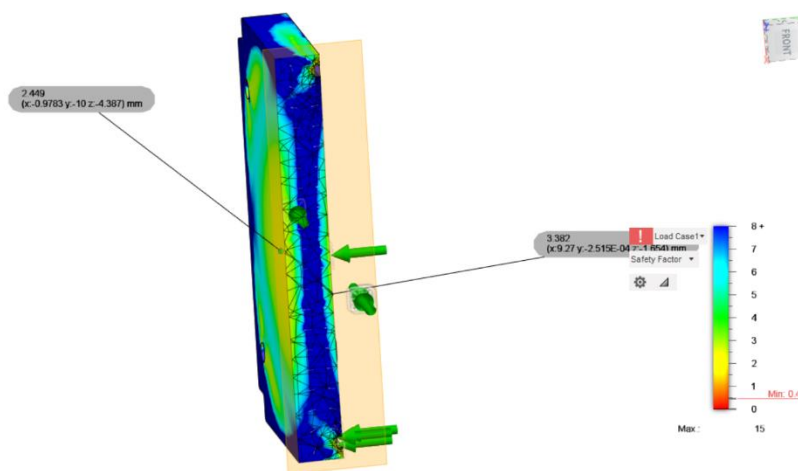
$$v_m = \frac{(5 + \nu)pr^4}{64(1 + \nu)D} = \frac{0.696pr^4}{Et^3}$$

Figuur 191 Berekeningen voor de bulkhead, dit voor een gelijkmatig verdeelde belasting op een cirkelvormige plaat, Bram Samyn

Zoals te zien is in de resultaten, bereikt de bulkhead net geen veiligheidsfactor van 4 onder de normale werkdruk. Op zich is het niet zo'n groot probleem voor deze testen, doch wensen we een grotere veiligheidsfactor te bereiken. Dit enerzijds omdat de bulkheads geprint worden en er dus kleine imperfecties mogelijk zijn.

Om dit op te lossen kwam het idee om er een composiet van te maken, dit door middel van een dunne aluminiumplaat die aan de buitenste zijde van de bulkheads gekleefd zou worden met epoxy. Zo zou de aluminiumplaat de grootste hoeveelheid van de buiging opvangen wat zou moeten resulteren in een lagere spanning in het PLA gedeelte.

Er werd gezocht naar een manier om de spanning in een meerlaagse plaat die bestaat uit verschillende materialen te berekenen. Helaas waren de formules die gevonden werden, dit onder meer in "ROARKS Formulas For Stress And Strain" (Budynas & Young, 2020) redelijk complex.



Om deze reden werd er gekozen voor het maken van verschillende simulaties om na te gaan wat het effect is van de aluminium plaat op de sterkte van de bulkhead.

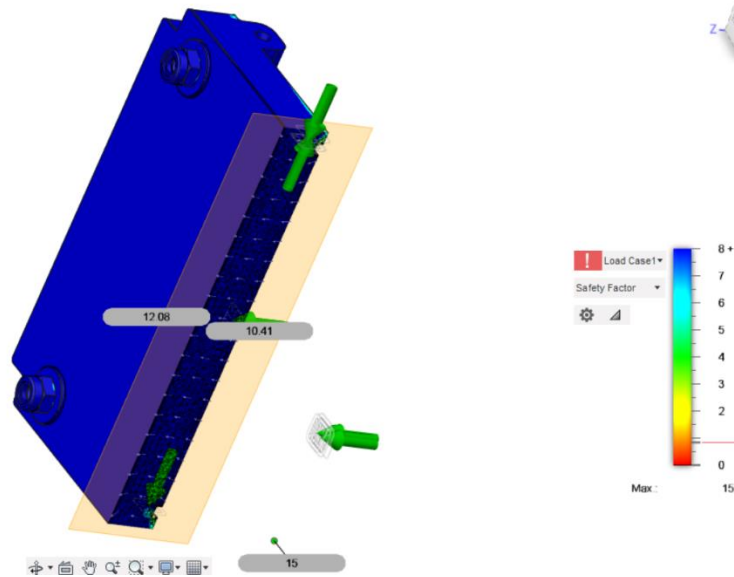
De achterliggende theorie omtrent het maken en interpreteren van FEA<sup>4</sup> simulaties zal hier niet worden besproken.

Figuur 192 Simulatie van de bulkhead zonder aluminium plaat, Fusion 360

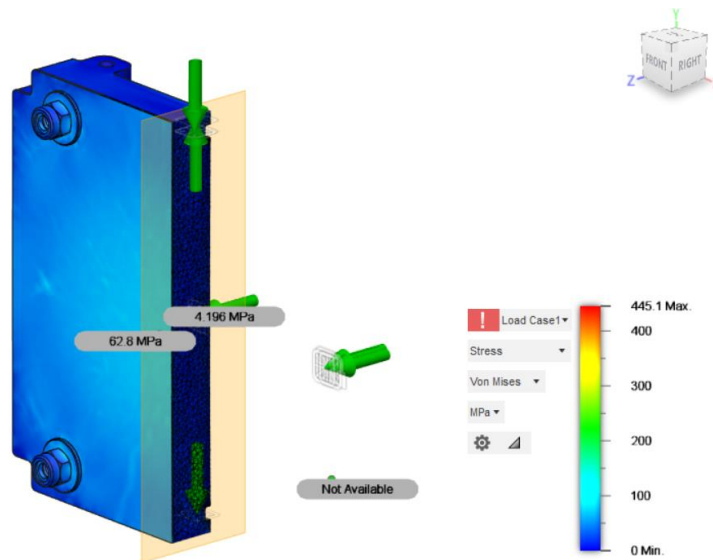
<sup>4</sup> FEA = Finite Element Analysis, analyse van objecten en lichamen op basis van de eindige elementen methode.

In de eerste simulatie, waar de nominale belasting van 0,5 MPa inwerkt op het oppervlak afgebakend door de gleuf voor de dichtingsring, valt het op dat de veiligheidsfactoren voor de elasticiteitsgrens (yield) er nagenoeg overeenkomen met de manuele berekeningen, zo ligt de waarde van 3,382 redelijk dicht bij de berekende 3,427. Er is ook nog een ander punt te zien in de simulatie met een veiligheidsfactor die lager ligt dan de waarde van de Excel.

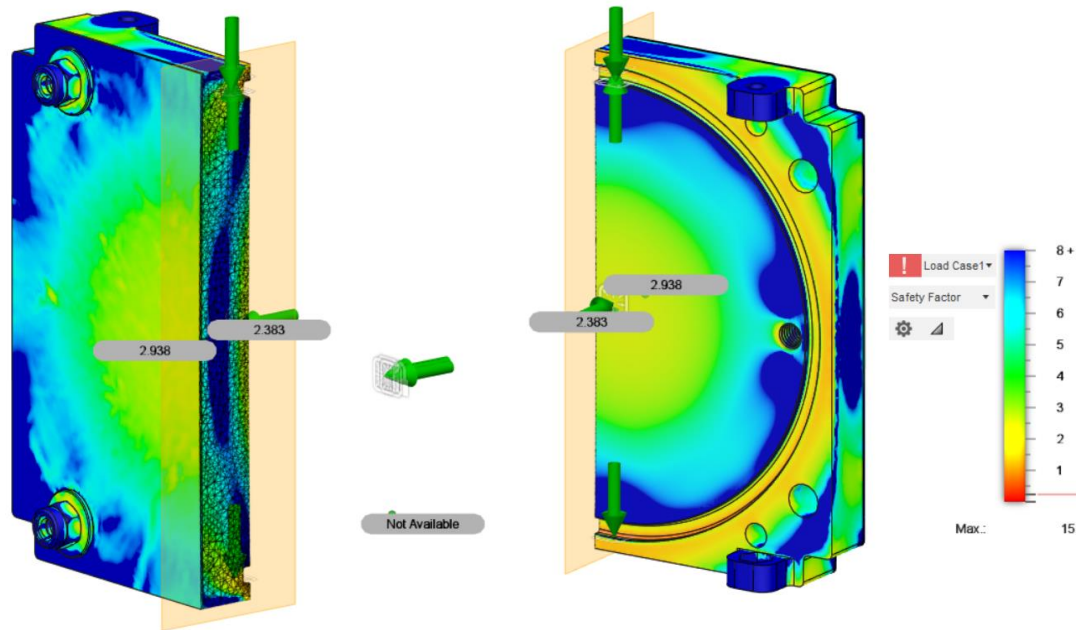
Voegen we nu aan de 10 mm dikke PLA bulkhead een aluminium plaat van 0,5 mm dik, dan zijn dit de resultaten bij nominale druk, proefdruk en barstdruk:



Figuur 193 Doorsnede van bulkhead, met veiligheidsfactoren aangeduid, 5 Bar, Fusion 360



Figuur 194 Spanning in de bulkhead bij een belasting van 10 Bar, Fusion 360



Figuur 195 Veiligheidsfactor voor aluminium versterigde bulkhead bij een belasting van 20 Bar, Fusion 360

Meteen blijkt uit de simulaties dat de versterigde bulkheads met een 0,5 mm dikke aluminium plaat veel grotere drukken/krachten kunnen opnemen alvorens plastische vervorming optreedt. Ook al zou er een bepaalde afwijking zijn in de realiteit ten opzichte van de simulaties, de veiligheidsfactoren zijn voldoende hoog om bepaalde variaties toe te laten.

Dit idee en enkele van deze resultaten werden besproken met onze mentor bij SABCA, hij zag het als een mooie oplossing en extraatje voor het eindwerk. Er werden echter wel enkele tips meegegeven omtrent het bevestigen van de aluminium plaat aan de PLA bulkhead.

- Zorg ervoor dat het oppervlak van het aluminium geactiveerd is, dit komt neer op het verwijderen van de oxidelaag voor een betere hechting met het oppervlak.
- De plaat dient over het volledige oppervlak geplakt te worden op de bulkhead. Is dit niet het geval, dan zal de plaat op bepaalde plaatsen niet als één geheel reageren wat ongewenst is indien we het beste resultaat wensen te verkrijgen.
- Rekening houden met de warmte die vrijkomt tijdens het harden van de epoxy.  
We moeten voorkomen dat deze temperatuur te ver boven de glastransitietemperatuur van het kunststoffen onderdeel komt.

Met deze informatie werd er contact gelegd met mr. De Roo, zo werd de mogelijkheid tot het gebruik van de epoxy op school besproken. Het gebruik van de epoxy werd goedgekeurd.

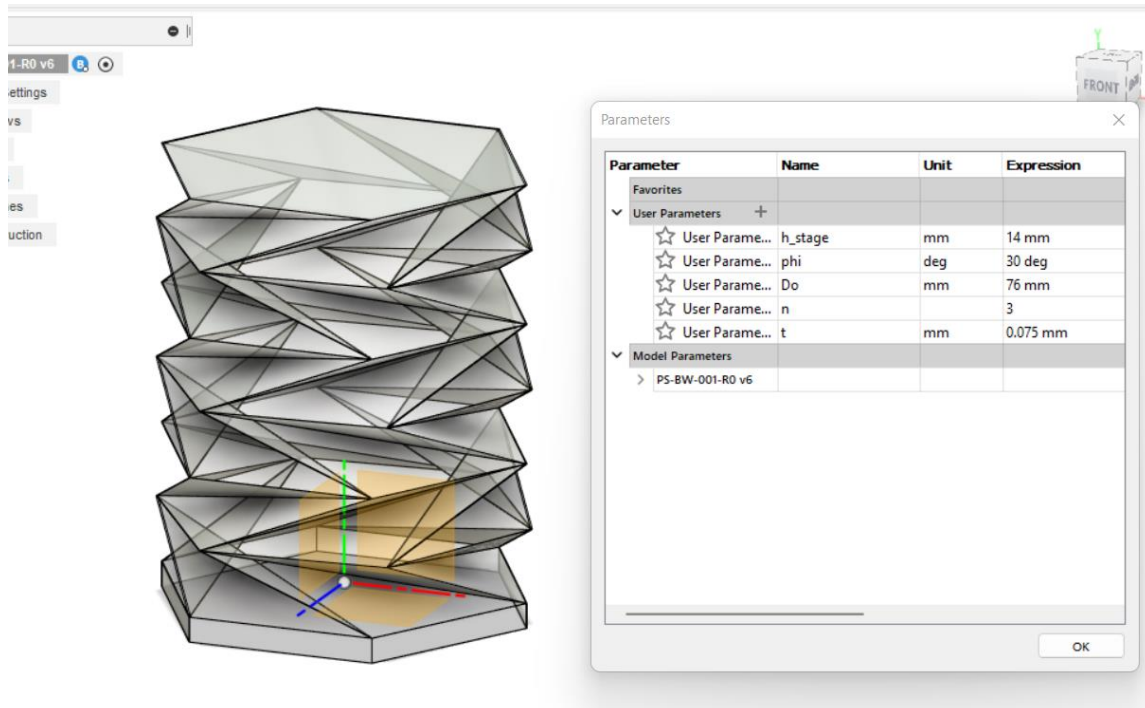
Meer uitleg over de uitvoering hiervan kan teruggevonden worden in het deel omtrent de constructie van de CubeSat.

*Voor verdere details over het ontwerp van de bulkhead, zoals de gebruikte O-ringen, afmetingen van de gangen voor de afdichtingen en koppel voor de draadstangen kan in de ontwerpbijslagen teruggevonden worden.*

### 10.3.5.3 Origami

In de preliminaire fase werd het volume bepaald die we nodig zouden hebben om de theoretische missie uit te voeren. Dit resulteerde in een benodigd volume van 0,313 l.

De bellow werd gemaakt door middel van een parametrisch model, waar de diameter van de bellow ingesteld kan worden, dit samen met de hoogte van één enkel Kresling fold.



Figuur 196 Parametrisch model van de origami bellow, Fusion 360

Om de volumeberekening te verfijnen zullen we nu werken met de massa die we uit het gedetailleerd model hebben gehaald. Vanuit het afgewerkte model, met alle componenten, behalve de balg en de peroxide zelf komen we uit op een massa van 2,414 kg.

Vullen we deze waarde in bij de Tsiolkovsky vergelijking dan bekommen we het nieuwe volume:

$$\frac{m_0}{m_f} = e^{\frac{\Delta v}{I_{sp} \cdot g_0}}$$

$$2,414 \cdot e^{\frac{109,642}{9,81 \cdot 95}} = 2,715 \text{ kg}$$

$$m_{fuel} = 2,715 - 2,414 = 0,301 \text{ kg}$$

$$\rho_{H_2O_2 \ 50\%} = 1197 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

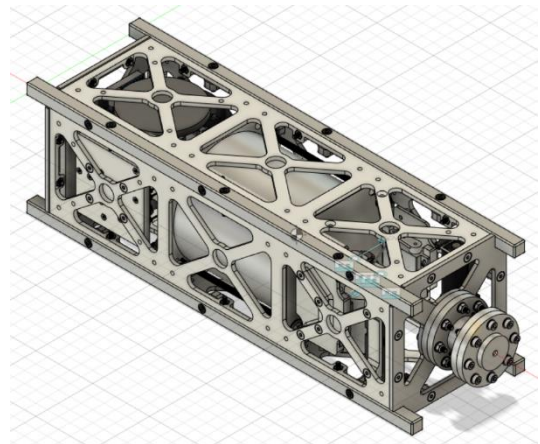
$$V = \frac{m_{fuel}}{\rho_{H_2O_2 \ 50\%}} = \frac{0,301}{1197} = 251 \cdot 10^{-6} \text{ m}^3 \rightarrow 0,251 \text{ l}$$

Vergelijken we dit met de parametrische balg die u bovenaan deze pagina kan terugvinden, dan heeft deze een inwendig volume van 0,256 l, dit zou net gepast moeten zijn om de correcte hoeveelheid brandstof te leveren aan de katalysator.

Deze balg is in z'n getekende configuratie niet volledig gestrekt, er is dus nog extra ruimte, wat een bepaald reserve brandstof toelaat.

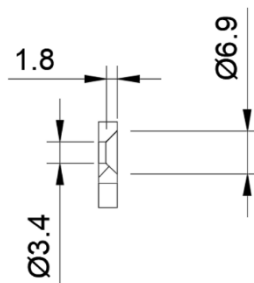
### 10.3.6 Structure

De zijwanden worden geprint uit PLA. Dit is de eenvoudigste en goedkoopste manier. Hier werd tijdens het gedetailleerd ontwerp nog extra gaten toegevoegd voor het bevestigen van de servo mounts. Ook werden er souverainen en kamers voor cilinderkopschroeven toegevoegd. Dit volgens de normen uit het tabellenboek voor metaaltechniek. De tussenwanden en rails worden uit aluminium 6000 vervaardigd.



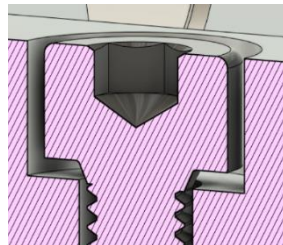
*Figuur 197 Gedetailleerd ontwerp*

De souverainmaten voor de M3 schroeven zijn als volgt. De standaard die we hebben gevolgd is DIN74: 2003-04



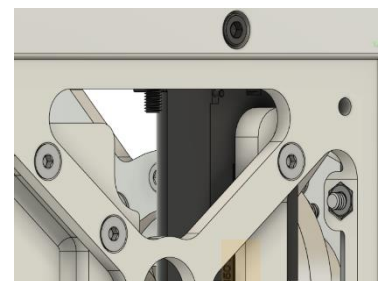
*Figuur 198 Souverein M3*

Voor M3 is de diameter van de kamer 6,5mm. De doorgansopening heeft een diameter van 3,4mm. De standaard die we hebben gevolgd is DIN 974 – 1: 2008-02



*Figuur 199 Kamer voor cilinderkopschroef*

De moeren worden in de zijwanden verwerkt. Zo is de montage veel gemakkelijker en is de afwerking mooier.



*Figuur 200 Gedetailleerde structuur*

## 10.4 Constructie

---

Om het boek niet dikker te maken dan het reeds is, hebben we ervoor gekozen om alles omtrent de uitwerking in de presentatie te verwerken.

Voor zij die aanwezig zullen zijn tijdens die bespreking zal alles daar verduidelijkt worden, voor de personen die dit achteraf lezen, raden we aan de slides/presentatie te raadplegen.

# Besluit

SIC PARVIS MAGNA, ‘greatness from small beginnings’, de slogan die dit gehele project startte, van een idee die z’n oorsprong vond tijdens de zomervakantie tot de aflevering van dit naslagwerk, wat hebben we geleerd en bereikt? Voldoet het resultaat aan de verwachtingen?

Eerst en vooral zijn we zeker tevreden met wat we bereikt hebben, van de theoretische uitwerking waar we zeer veel kennis hebben verworven over allerhande zaken zoals standaardisatie, astrodynamica, attitude control, de ideale raket theorie en veel meer. Daarnaast was het een geweldige ervaring om onze ideeën te zien evolueren van een gedachtegang, tot een model waarop er iteratief verder gewerkt werd om dan uiteindelijk te resulteren in een fysiek object vervaardigd, gebruik makende van verschillende technieken zoals 3D-printen, frezen, draaien en vacuümformen.

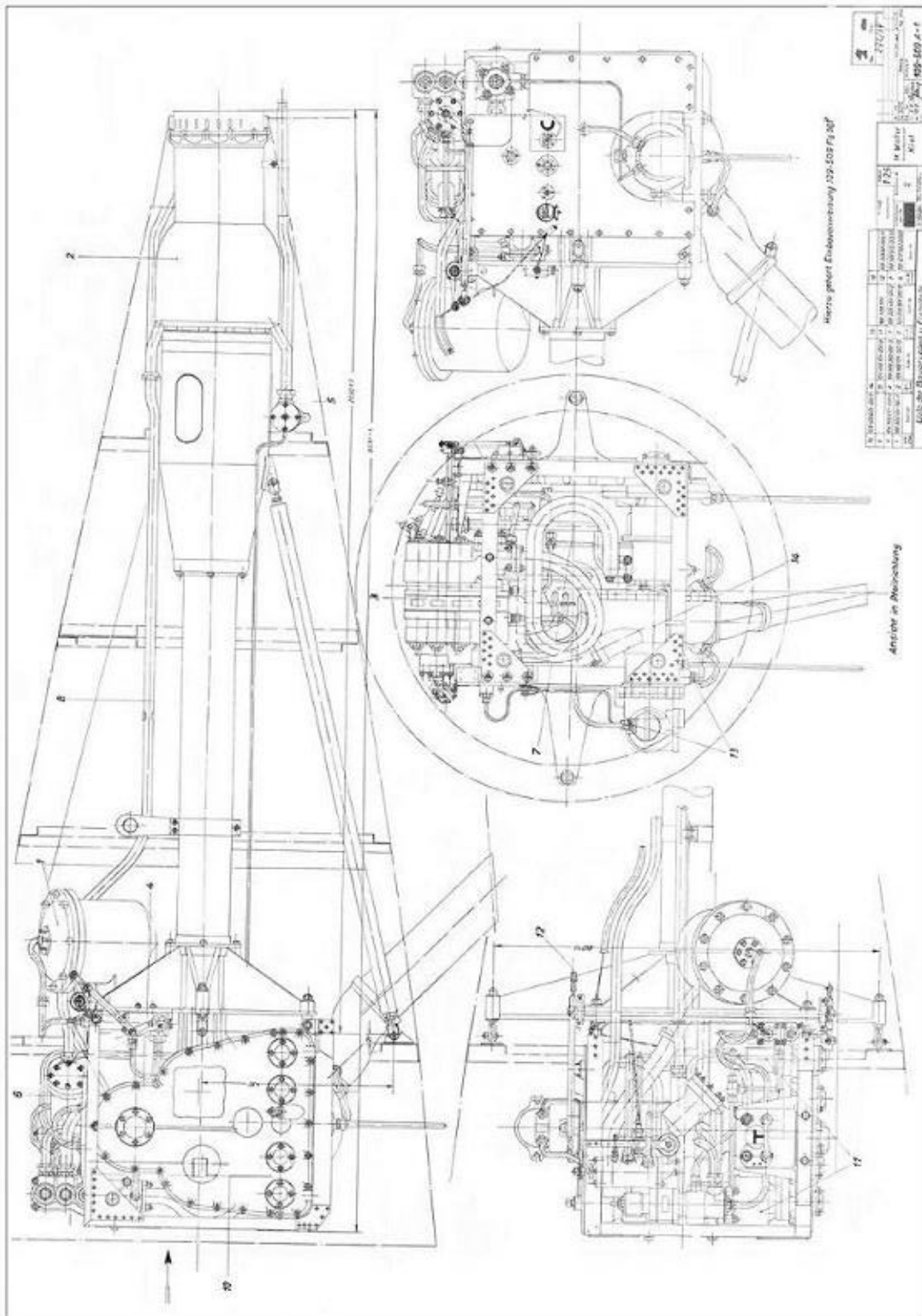
Alhoewel we omwille van tijd en funding niet in staat waren het initiële ontwerp te realiseren, zijn we er wel in geslaagd de belangrijkste zaken uit te werken. Zo zijn we er in geslaagd om meerdere origami bellows te vacuümformen, en dit met de gewenste samendrukbaarheid en water/luchtdichtheid. Verder slaagden we er ook in om aan te tonen dat het propulsiesysteem gebruik makende van een zilveren katalysator en 50% waterstofperoxide in reactie gaat. De test met de katalysator mag dan wel redelijk simpel gebeurd zijn door middel van een spuit wat resulteerde in een sputterende motor, we zijn er ons van bewust dat de prestatie vele malen beter zou zijn indien het geheel, zijnde het toeleversysteem onder een druk van 0,5 MPa en de tijd en mogelijkheid tot het uitproberen van verschillende uitlaat geometrieën betere resultaten zou leveren.

Persoonlijk denken we dat de ‘proof-of-concept’ geslaagd is, we hebben de belangrijkste zaken kunnen aantonen. Alhoewel er nog niets geoptimaliseerd is, zijn we zeker niet van plan dit project te stoppen na de eindverdediging. We zijn zelf nieuwsgierig naar de mogelijkheden van onze CPD-01. Zo zijn we van plan de resterende kleppen te bestellen, de bellows grondig te testen en verschillende nozzle geometrieën uit te proberen.

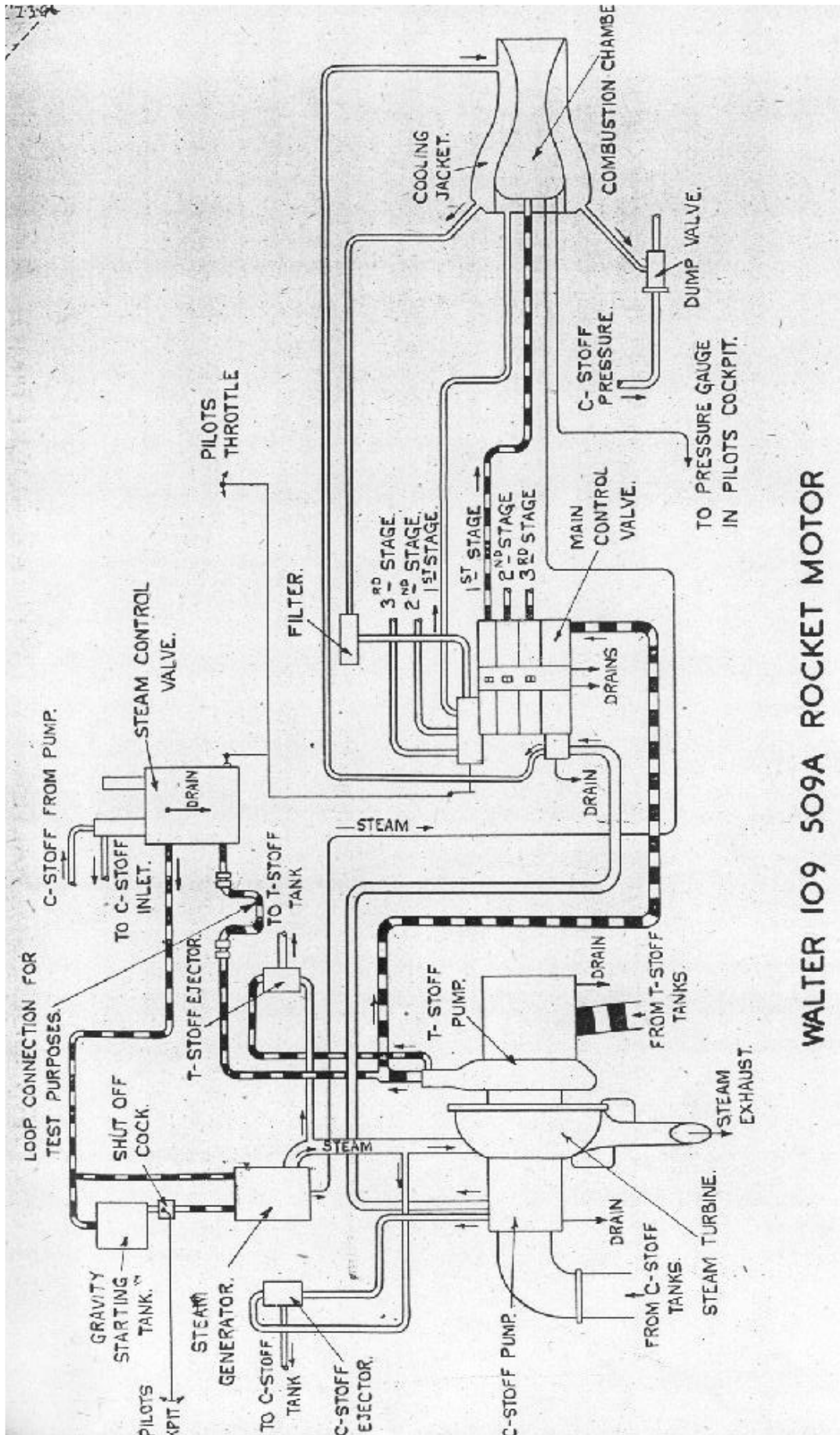


# Bijlagen

## 1. Bijlage 1



2. Bijlage 2



WALTER 109 509A ROCKET MOTOR

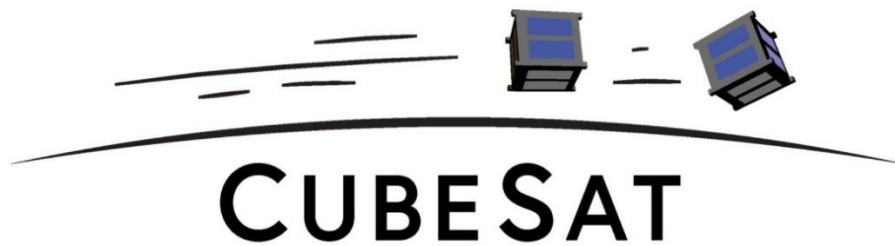
### 3. Bijlage 3

CubeSat Design Specification Rev. 14.1  
The CubeSat Program, Cal Poly SLO

---

Document Classification	
X	Public Domain

CubeSat Design Specification  
(1U – 12U)  
REV 14.1  
CP-CDS-R14.1



Cal Poly – San Luis Obispo, CA

**REV14 CHANGE SUMMARY**

<b>Effective Date</b>	<b>Revision</b>	<b>Author</b>	<b>Description of Changes</b>
July 2020	14	Alicia Johnstone	<p>CDS Rev 14 supersedes CDS Rev 13 and 6U CDS Rev 1.0.</p> <p>For Revision 14, the CDS was updated to reflect current industry standards as well as include standards for 6U and 12U CubeSats. Previous versions of the CDS were presented as a set of requirements, many of the specifications in Rev 14 have been revised to serve more as guidelines than hard requirements in an effort to make the CDS into a useful tool for CubeSat Developers. Sections were added with information on available CubeSat dispensers. Appendix drawings were also updated.</p> <p>See Appendix A for the full Change History Log and detailed revision history.</p>
February 2022	14.1	Alicia Johnstone	<p>Removed DRAFT and published as official Rev 14.1. Added and updated dispenser information in Sections 4 and 5. Added clarifying language to Sections 2 and 3.</p> <p>See Appendix A for the full Change History Log and detailed revision history.</p>



---

**TABLE OF CONTENTS**

<b>1.</b>	<b>INTRODUCTION .....</b>	<b>7</b>
1.1	Overview.....	7
1.2	Purpose .....	8
1.3	Mission Requirements.....	8
1.4	Non-compliance with CDS.....	9
1.5	Definitions.....	9
1.6	Definition of Terms.....	9
<b>2.</b>	<b>CUBESAT SPECIFICATION.....</b>	<b>9</b>
2.1	General Specifications.....	9
2.2	CubeSat Mechanical Specifications .....	10
2.3	Electrical Specifications .....	14
2.4	Operational Specifications .....	15
<b>3.</b>	<b>TESTING REQUIREMENTS.....</b>	<b>16</b>
3.1	Random Vibration .....	16
3.2	Thermal Vacuum Bakeout.....	16
3.3	Shock Testing .....	16
3.4	Visual Inspection.....	16
3.5	CubeSat Testing Philosophy .....	16
<b>4.</b>	<b>CUBESAT DISPENSER.....</b>	<b>18</b>
4.1	Interface.....	18
<b>5.</b>	<b>DISPENSER OPTIONS.....</b>	<b>20</b>
<b>6.</b>	<b>CONTACTS .....</b>	<b>23</b>

**APPENDICES**

**A. CHANGE HISTORY LOG..... 24**

**B. CUBESAT SPECIFICATION DRAWINGS..... 27**

---

## List of Acronyms and Abbreviations

ADC	Attitude Determination and Control
AFSPCMAN	Air Force Space Command Manual
C&DH	Command and Data Handling
CA	California
Cal Poly	California Polytechnic State University, San Luis Obispo
CDS	CubeSat Design Specification
CIFP	CubeSat Inspection and Fit-check Procedure
cm	Centimeters
CP	Cal Poly
CPCL	Cal Poly CubeSat Laboratory
CVCM	Collected Volatile Condensable Mass
DAS	Debris Assessment Software
ESA	European Space Agency
FAA	Federal Aviation Administration
FCC	Federal Communication Commission
GEVS	General Environmental Verification Standard
GSFC	Goddard Space Flight Center
IARU	International Amateur Radio Union
ISIS	Innovative Solutions in Space
ITU	International Telecommunication Union
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
kg	Kilogram
kHz	Kilohertz
lbf	Pound-force
LSP	Launch Services Program
LV	Launch Vehicle
mA	milli-Amps
MIN	Minimum
mm	Millimeters
N	Newton
N/A	Not Applicable
NASA	National Aeronautics and Space Administration



---

NOAA	National Oceanic and Atmospheric Administration
NLAS	Nanosatellite Launch Adapter System
NPR	NASA Procedural Requirements
P-POD	Poly Picosatellite Orbital Deployer
PSC	Planetary Systems Corporation
PSL-P	PicoSatellite Launch-Pack
RBF	Remove Before Flight
REQ	Requirement
Rev.	Revision
RF	Radio Frequency
RTC	Real Time Clock
SLO	San Luis Obispo
SMCS	Space and Missile Systems Center Standard
SSDL	Space Systems Development Lab
SSOD	Small Satellite Orbital Deployer
STD	Standard
TML	Total Mass Loss
U	Unit
UL	Underwriters Laboratories
Wh	Watt-hours
µm	Micrometer

## Applicable Documents

The following documents form a part of this document to the extent specified herein.

Air Force Space Command Manual 91-710, Range Safety User Requirements Manual (AFSPCMAN 91-710)

General Environmental Verification Standard for GSFC Flight Programs and Projects (GSFC-STD-7000 A)

LSP Program Level P-POD and CubeSat Requirements Document (LSP-REQ-317.01 B)

NASA Procedural Requirements for Limiting Orbital Debris (NPR 8715.6B)

Space and Missile Systems Center Standard Test Requirements for Launch, Upper-Stage and Space Vehicles (SMC-S-016)

Standard Materials and Processes Requirements for Spacecraft (NASA-STD-6016)

## 1. Introduction

### 1.1 Overview

Started in 1999, the CubeSat Project began as a collaborative effort between Prof. Jordi Puig-Suari at California Polytechnic State University (Cal Poly), San Luis Obispo, and Prof. Bob Twiggs at Stanford University's Space Systems Development Laboratory (SSDL). The intent of the CubeSat Project was to reduce cost and development time, increase accessibility to space, and sustain frequent launches. A CubeSat is a class of satellites that adopt a standard size and form factor, which unit is defined as 'U'. A 1U CubeSat is a 10 cm cube with a mass of up to 2 kg. This standard primary objective is to provide specifications for the design of CubeSats ranging from 1U to 12U. The standard secondary objective is to provide information on available CubeSat dispensers and their corresponding interfaces. To view the most updated versions of the CubeSat Design Specification, please visit: <http://www.cubesat.org/>.

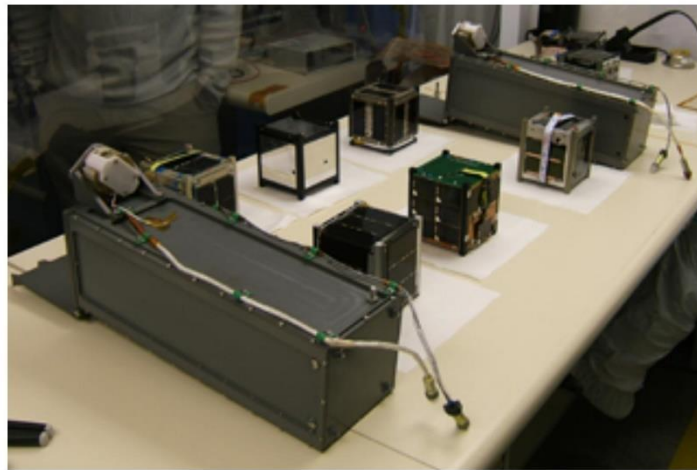


Figure 1: The first CubeSats developed at Cal Poly, CP1 and CP2, are pictured here with four other 1U CubeSats before being integrated into two early generation P-PODs in 2006.

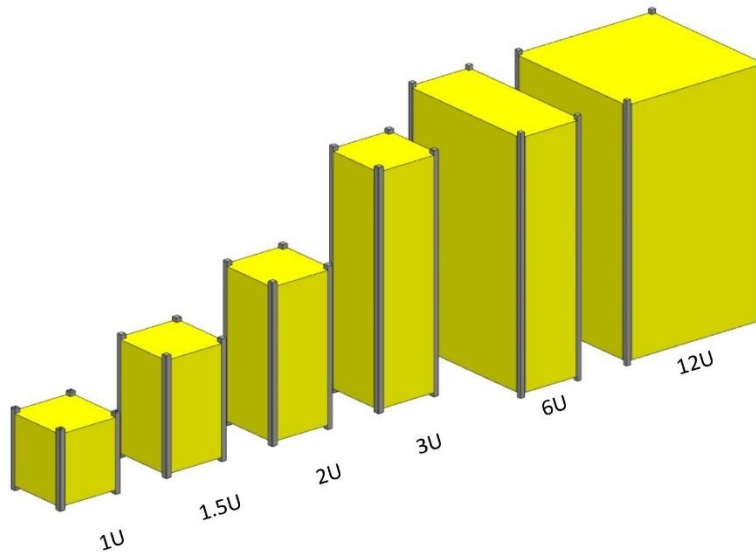


Figure 2: The Current CubeSat Family (1U – 12U)

### 1.2 Purpose

CubeSat developers should play an active role in ensuring the safety and success of CubeSat missions by implementing good engineering practice, testing, and verification of their systems. Failures of CubeSats, CubeSat dispensers, or interface hardware can damage the LV or a primary payload, putting the entire CubeSat Program in jeopardy. As such, the purpose of the specifications described in this document is to help ensure the success and safety of the mission, as well as provide baseline requirements for CubeSat developers to design their spacecraft, such that they will be compatible with as many CubeSat dispensers and launch opportunities as possible.

As part of the CubeSat Community, all participants have an obligation to ensure safe operation of their systems, obtain the required licensing from the appropriate agencies, and to meet the design and minimum testing requirements outlined in this document.

### 1.3 Mission Requirements

Although mission requirements are oftentimes similar to the requirements in the CDS, the CubeSat Developer will only be responsible for meeting the requirements provided by the Launch Provider. The requirements in this document are meant for preliminary design purposes, and are written conservatively to allow for the best chances of compatibility with any launch vehicle.

**Launch vehicle provider requirements supersede the requirements in this document.**

### ***1.4 Non-compliance with CDS***

Prior to a CubeSat being manifested on a launch, the specifications and requirements stated in the CDS provide guidance on the CubeSat design to ensure safe operation of the system.

After a CubeSat is manifested on a launch, the Launch Provider requirements supersede the CDS requirements. In some cases, CDS specifications and requirements may be more restrictive than the Launch Provider requirements. Ideally, a CubeSat that complies with all CDS requirements will comply with the requirements for most, if not all, Launch Provider requirements. For more information, please contact the Cal Poly CubeSat Laboratory: [cubesat@calpoly.edu](mailto:cubesat@calpoly.edu).

**Developers should understand that each requirement deviation potentially reduces the chances of finding a suitable launch opportunity.**

### ***1.5 Definitions***

- 1.5.1 *Developer*: Person or organization responsible for the creation and delivery of the CubeSat
- 1.5.2 *Dispenser integrator*: Person or organization responsible for safely stowing the CubeSat into the dispenser and preparing the dispenser for the launch vehicle
- 1.5.3 *Dispenser manufacturer*: Person or organization responsible for the construction of the CubeSat dispenser
- 1.5.4 *Launch Provider*: Person or organization responsible for the launch vehicle and/or the system delivering the CubeSat to orbit

### ***1.6 Definition of Terms***

Throughout this document, one of three different operational words will be used in each specification. Their associated definitions are shown below.

- 1.6.1 ***Shall*** is used to denote requirements that must be met and will need formal verification.
- 1.6.2 ***Should*** is used to denote a strong recommendation or a suggestion to make formal verification of another requirement easier. In many cases, failure to adhere to “should” statements will limit launch opportunities.
- 1.6.3 ***Will*** is used to denote a situation that is going to happen regardless of inputs from the launch vehicle and/or spacecraft developer. “Will” statements serve to indicate events that the spacecraft developers should be prepared for.
- 1.6.4 ***Note*** is used to denote a recommendation or advice meant to aid the CubeSat Developer.

## **2. CubeSat Specification**

### ***2.1 General Specifications***

- 2.1.1 All parts shall remain attached to the CubeSats during launch, ejection and operation.
- 2.1.2 Pyrotechnics shall conform to AFSPCMAN 91-710, Volume 3.
- 2.1.3 Any propulsion systems shall be designed, integrated, and tested in accordance with AFSPCMAN 91-710 Volume 3.
- 2.1.4 Propulsion systems shall have at least 3 inhibits to activation.

- 2.1.5 Note: It is recommended to consider Federal Aviation Administration (FAA) requirements for Batteries Carried by Airline Passengers. For example, the maximum allowed capacity for consumer-sized lithium ion batteries in carry-on baggage is 100 Wh per battery.
- 2.1.6 CubeSat hazardous materials shall conform to AFSPCMAN 91-710, Volume 3.
- 2.1.7 CubeSat materials shall satisfy low out-gassing criteria, as defined in 2.1.7.1 and 2.1.7.2, to prevent contamination of other spacecraft during integration, testing, and launch. A list of NASA approved low out-gassing materials can be found at: <http://outgassing.nasa.gov>.
  - 2.1.7.1 CubeSats materials shall have a Total Mass Loss (TML) of less than or equal to 1.0 %
  - 2.1.7.2 CubeSat materials shall have a Collected Volatile Condensable Material (CVCM) of less than or equal to 0.1%
- 2.1.8 The magnetic field of any passive magnets shall be limited to 0.5 Gauss above Earth's magnetic field, outside the CubeSat static envelope.
- 2.1.9 The CubeSat shall be designed to accommodate ascent venting per ventable volume/area of less than 50.8 meters (2000 inches).

## 2.2 *CubeSat Mechanical Specifications*

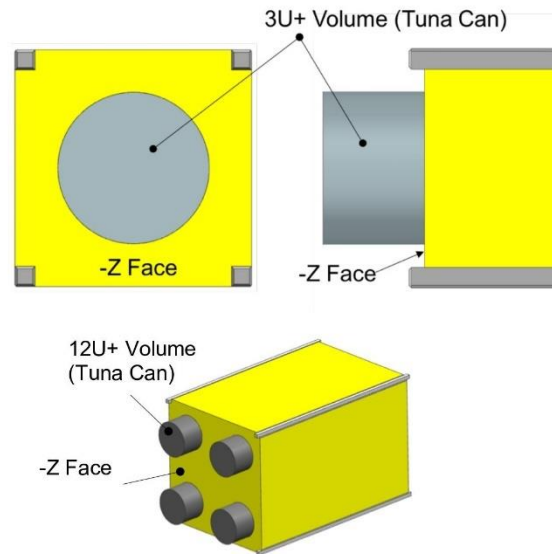
CubeSat dimensions and features are outlined in the CubeSat Specification Drawings (Appendix B).

Note: The CubeSat Inspection and Fit-check Procedure (CIFP) can be used to aid in verifying that the CubeSat meets the dimensional requirements specified in Appendix B. The CIFP can be found on [cubesat.org](http://cubesat.org).

These requirements are applicable for all dispensers not utilizing the tab constraint method. CubeSats designed with tabs can find those specific requirements at the PSC website ([planetarysystemscorp.com](http://planetarysystemscorp.com)).

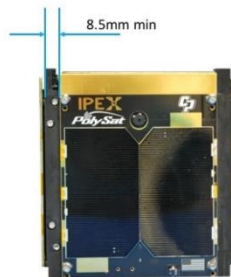
- 2.2.1 The CubeSat shall use the coordinate system as defined in Appendix B. The origin of the CubeSat coordinate system is located at the geometric center of the CubeSat.
  - 2.2.1.1 The CubeSat configuration and physical dimensions shall conform to the appropriate section of Appendix B.
  - 2.2.1.2 Note: The standoff length dimension [“(0.5-7.0) 0.1 MIN +/- Z FACES”], specified in the drawings in Appendix B, exists to prevent interference with potential neighboring CubeSats and dispenser interfaces.
  - 2.2.1.3 Note: Extra volume may be available for 3U, 6U, and 12U CubeSats. This extra volume is shown in Figure 3, sometimes referred to as the “Tuna Can” volume. The availability and volume dimensions are dispenser dependent.





**Figure 3: Optional Extra Volume shown on 3U and 12U -Z Face (also known as a "Tuna Can"). The Extra Volume is also an optional feature for the 6U configuration.**

- 2.2.2 The -Z face of the CubeSat will be inserted first into the dispenser.
- 2.2.3 No components on the yellow shaded sides (see Appendix B CDS drawings) shall protrude farther than 6.5 mm normal to the surface from the plane of the rail.
  - 2.2.3.1 Note: Please refer to the CIFP for recommended protrusion measurement technique.
- 2.2.4 Deployables shall be constrained by the CubeSat, not the dispenser. This requirement originates from requirements of most Launch Providers.
- 2.2.5 Rails shall have a minimum width of 8.5mm measured from the edge of the rail to the first protrusion on each face.
  - 2.2.5.1 Note: An example is shown in Figure 4.



**Figure 4: Distance measured from edge of rail to first protrusion**

- 2.2.6 Rails should have a surface roughness less than 1.6  $\mu\text{m}$ .
- 2.2.6.1 Note: This is typically met if the rail material is shown to be properly anodized. Otherwise, if the surface appears rough, more testing may be required.
- 2.2.7 The edges of the rails should be rounded to a radius of at least 1 mm.
- 2.2.7.1 Note: This is typically met using engineering drawings and manufacturer certification.
- 2.2.8 The ends of the rails on the +/- Z face shall have a minimum surface area of 6.5 mm x 6.5 mm contact area with neighboring CubeSat rails (as per drawing in Appendix B).
- 2.2.8.1 Note: If the CubeSat is not sharing the dispenser with another spacecraft, the Launch Provider may choose to waive this surface area requirement.
- 2.2.9 At least 75% of the rail should be in contact with the dispenser rails. 25% of the rails may be recessed.
- 2.2.10 Note: Table 1 shows the typical maximum mass for each U configuration.

**Table 1: CubeSat Mass Specifications**

U Configuration	Mass [kg]
1U	2.00
1.5U	3.00
2U	4.00
3U	6.00
6U	12.00
12U	24.00

- 2.2.10.1 Note: Masses larger than the one presented in Table 1 may be evaluated on a mission-to-mission basis. Verify constraints with your dispenser provider or Launch Provider.
- 2.2.10.2 Note: Acceptable masses may vary depending on the dispenser capabilities. Verify capabilities with your dispenser provider.
- 2.2.11 The CubeSat center of gravity shall fall within the ranges specified in Table 2.

**Table 2: Ranges of acceptable center of gravity locations as measured from the geometric center on each major axis**

	X Axis	Y Axis	Z Axis
1U	+ 2 cm / -2 cm	+ 2 cm / -2 cm	+ 2 cm / -2 cm
1.5U	+ 2 cm / -2 cm	+ 2 cm / -2 cm	+ 3 cm / -3 cm
2U	+ 2 cm / -2 cm	+ 2 cm / -2 cm	+ 4.5 cm / -4.5 cm
3U	+ 2 cm / -2 cm	+ 2 cm / -2 cm	+ 7 cm / -7 cm
6U	+ 4.5 cm / -4.5 cm	+ 2 cm / -2 cm	+ 7 cm / -7 cm
12U	+ 4.5 cm / -4.5 cm	+ 4.5 cm / -4.5 cm	+ 7 cm / -7 cm

- 2.2.12 The CubeSat structure should be made from aluminum alloy.
- 2.2.12.1 Note: Typically, Aluminum 7075, 6061, 6082, 5005, and/or 5052 are used for both the main CubeSat structure and the rails. If materials other than aluminum are used, the CubeSat developer should contact the Launch Provider or dispenser manufacturer.



- 2.2.13 Any aluminum CubeSat external surfaces, such as rails and standoffs that are in contact with the dispenser rails, shall be hard anodized to prevent any cold welding within the dispenser.
- 2.2.14 If a CubeSat shares a dispenser with another CubeSat(s), each CubeSat shall employ a mechanism to encourage separation from neighboring CubeSats within the dispenser.
  - 2.2.14.1 Note: Any mechanism that will provide separation is acceptable. The common assumption with separation springs is that “stronger is better”. This is not always the case. Stronger separation springs can overpower the CubeSat dispenser deployment spring force during ejection and yield unpredictable separation characteristics, possibly re-contacting neighboring CubeSats. On the other hand, lower force springs may not have sufficient energy to separate the CubeSats the required amount. The general guideline is to select a separation spring with a max force less than 6.7 N (1.5 lbf) but with a stroke length greater than 2.5 mm (0.1 inches)
  - 2.2.14.2 The separation mechanism shall not extend beyond the level of the standoff in a stowed configuration.
  - 2.2.14.3 Note: The most common placement of the CubeSat separation mechanism is centered on the end of the two standoffs on the CubeSat’s -Z face as per Figure 5.
  - 2.2.14.4 Note: A separation mechanism is not required for CubeSats that do not share a dispenser with another CubeSat(s).

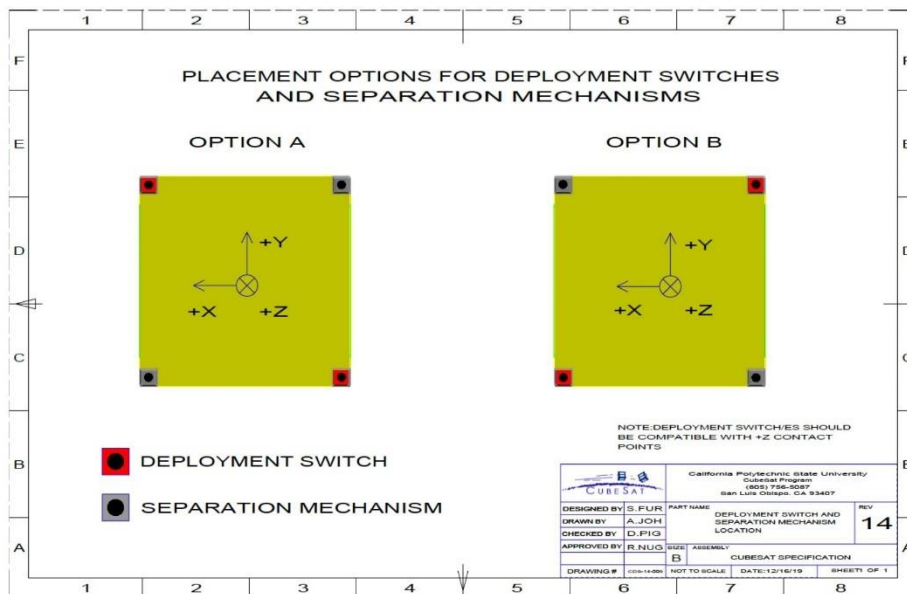


Figure 5: Recommended Deployment Switches and Separation Spring Locations

### 2.3 Electrical Specifications

Electronic systems will be designed with the following safety features. These specifications are applicable for all dispensers.

- 2.3.1 To prevent CubeSat from activating any powered functions, the CubeSat power system shall be at a power off state from the time of delivery to the LV through on-orbit deployment.
  - 2.3.1.1 Note: CubeSat powered function include the variety of subsystems such as C&DH, RF Communication, ADC, deployable mechanism actuation. CubeSat power systems include all battery assemblies and solar cells.
  - 2.3.1.2 Powered-on battery protection circuitry may be permitted per specification 2.3.6.
- 2.3.2 The CubeSat shall have, at a minimum, one deployment switch, which is actuated while integrated in the dispenser.
  - 2.3.2.1 In the actuated state, the CubeSat deployment switch shall electrically disconnect the power system from the powered functions.
  - 2.3.2.2 The deployment switch shall be in the actuated state at all times while integrated in the dispenser.
  - 2.3.2.3 In the actuated state, the CubeSat deployment switch should be at or below the level of any external surface that interfaces with the dispenser or neighboring CubeSat. This ensures that the switch will not damage or interfere with the contacting surface.
  - 2.3.2.4 If the CubeSat deployment switch toggles from the actuated state and back, the satellite shall reset to a pre-launch state, including reset of transmission and deployable timers.
- 2.3.3 Real Time Clocks (RTC) may be permitted, if they satisfy requirements 2.3.2.1 through 2.3.2.3.
  - 2.3.3.1 RTC circuits shall be isolated from the CubeSat's main power system.
  - 2.3.3.2 RTC frequencies shall be less than 320 kHz.
  - 2.3.3.3 RTC circuits shall be current limited to less than 10 mA.
- 2.3.4 The RBF pin and all CubeSat umbilical connectors shall be within the designated access port locations if available on the CubeSat's dispenser. Please contact the manufacturer for specific charging and diagnostic port locations and procedures.
  - 2.3.4.1 Note: Some dispensers do not have access ports, therefore the RBF must be removed before insertion into the dispenser. It is advised that the CubeSat developer takes this possibility into account when designing the power-on and boot-up sequence.
- 2.3.5 The CubeSat shall include an RBF pin, which cuts all power to the satellite once it is inserted into the satellite.
  - 2.3.5.1 Access to the CubeSat is not guaranteed during or after integration. The RBF pin shall be removed from the CubeSat before integration into the dispenser, if the dispenser does not have access ports.
  - 2.3.5.2 The RBF pin shall protrude no more than 6.5 mm from the CubeSat rail surface when it is fully inserted into the satellite.
- 2.3.6 CubeSats shall incorporate battery circuit protection for charging/discharging to avoid unbalanced cell conditions. Additional manufacturer documentation and/or testing will be required for modified, customized, or non-UL-listed cells.
- 2.3.7 The CubeSat shall have at least three independent RF inhibits to prohibit inadvertent RF transmission.

- 2.3.7.1 Note: An inhibit is a physical device between a power source and a hazard.
- 2.3.7.2 Note: A timer is not considered an independent inhibit.
- 2.3.7.3 Note: Some launch vehicle providers will only require one or two independent inhibits depending on the CubeSat's RF power output. However, the use of three independent inhibits is highly recommended and can reduce required documentation and analyses.
- 2.3.8 The CubeSat shall have at least three independent inhibits to prohibit the inadvertent release of any deployable structures such as antennas or solar panels.

## 2.4 Operational Specifications

CubeSats will meet certain requirements pertaining to integration and operation to meet legal obligations and ensure safety of other CubeSats.

- 2.4.1 Operators shall obtain and provide documentation of proper licenses for use of radio frequencies.
  - 2.4.1.1 Note: For amateur frequency use, this requires proof of frequency coordination by the IARU. Applications can be found at [www.iaru.org](http://www.iaru.org).
- 2.4.2 CubeSats shall comply with their country's radio license agreements and restrictions.
  - 2.4.2.1 Note: CubeSat operator should refer to the International Telecommunication Union (ITU) to determine what licenses and approvals are needed for their country.
- 2.4.3 CubeSat mission design and hardware shall be in accordance with NPR 8715.6 to limit orbital debris.
  - 2.4.3.1 Any CubeSat component shall re-enter with energy less than 15 Joules.
  - 2.4.3.2 Developers should be ready to provide orbital debris mitigation data if requested by the licensing agency or Launch Provider.
  - 2.4.3.3 Note: Analysis can be conducted to satisfy the above with NASA DAS, available at <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/mitigation/>.
  - 2.4.3.4 Note: The European Space Agency (ESA) offers debris assessment software at <https://sdup.esoc.esa.int>.
- 2.4.4 All deployables such as booms, antennas, and solar panels shall wait to deploy a minimum of 30 minutes after the CubeSat's deployment switch(es) are activated during dispenser ejection.
- 2.4.5 CubeSats shall not generate or transmit a signal earlier than 45 minutes after on-orbit deployment.
  - 2.4.5.1 Note: The CubeSat can be powered on immediately following deployment from the dispenser.
- 2.4.6 Note: Private entities (non-U.S. Government) under the jurisdiction or control of the United States who propose to operate a remote sensing space system (satellite), such as a visual imager, may need to have a remote sensing license as required by U.S. law. For more information visit <http://www.nesdis.noaa.gov/CRSRA/licenseHome.html>.
- 2.4.7 The dispenser developer will conduct a minimum of one fit check in which the CubeSat flight unit will be inspected and integrated into the dispenser or engineering dispenser to verify the fit. A final fit check will be conducted just prior to integration of the CubeSat flight unit to the dispenser.



- 2.4.7.1 Note: It is recommended to verify dimension limits using documentation specific to the intended dispenser. In lieu of a document provided by the dispenser vendor, the CIFP located at [cubesat.org](http://cubesat.org) can be used.

### 3. Testing Requirements

All testing levels and requirements are mission specific and vary with every launch. The examples provided in this document, are typically, the most stringent to encompass requirements from most of the possible launch opportunities to date.

Testing will be performed to meet the Launch Provider requirements as well as any additional testing requirements deemed necessary to ensure the safety of the CubeSats, dispenser, and the primary launch vehicle payload. If the launch vehicle environment is unknown, the General Environmental Verification Standard (GEVS, GSFC-STD-7000A) and SMC-S-016 can be used to define testing environments and requirements. Note that the test levels defined in GSFC-STD-7000A and SMC-S-016 are not guaranteed to encompass or satisfy all LV testing environments. Test requirements and levels that are not generated by the Launch Provider are considered unofficial. The Launch Provider testing requirements will supersede testing environments from any other source. Typically, all CubeSats will undergo the following tests.

#### 3.1 Random Vibration

- 3.1.1 Random vibration testing shall be performed to the levels and duration as defined by the Launch Provider.

#### 3.2 Thermal Vacuum Bakeout

- 3.2.1 Thermal vacuum bakeout shall be performed to ensure proper outgassing of components.  
3.2.2 The test specification will be defined by the Launch Provider.

#### 3.3 Shock Testing

- 3.3.1 Shock testing shall be performed as defined by the Launch Provider.  
3.3.1.1 Note: Shock testing is typically not required for CubeSats.

#### 3.4 Visual Inspection

- 3.4.1 Visual inspection of the CubeSat and measurement of critical areas will be performed per the CIFP ([cubesat.org](http://cubesat.org)) or as defined by the Launch Provider.

#### 3.5 CubeSat Testing Philosophy

This section outlines a conservative test flow approach for CubeSats to meet environmental test requirements for launch. The CubeSat shall be subjected to either qualification or protoflight testing as defined in the CubeSat Testing Flow Diagram, shown in Figure 6. The test levels and durations will be supplied by the Launch Provider.

##### 3.5.1 Qualification

Qualification testing is performed on an engineering unit that is identical to the flight model CubeSat. Qualification levels will be determined by the Launch Provider. Both SMC-S-016 and

GSFC-STD-7000A are used as guides in determining test levels and durations. The flight model will then be tested to acceptance levels on its own. The Launch Provider may also require a final acceptance/workmanship random vibration test on the CubeSat and flight dispenser after integration.

**Additional testing may be required if modifications or changes are made to the CubeSat after qualification testing.**

### 3.5.2 Protoflight

Protoflight testing is performed on the flight model CubeSat. Protoflight levels will be determined by the Launch Provider. Both SMC-S-016 and GSFC-STD-7000A are used as guides in determining test levels and durations. The flight model will be tested to protoflight levels on its own. The Launch Provider may also require a final acceptance/workmanship random vibration test on the CubeSat and flight dispenser after integration. The flight CubeSat shall not be disassembled or modified after protoflight testing. Disassembly of hardware after protoflight testing will require the developer to adhere to the waiver process prior to disassembly.

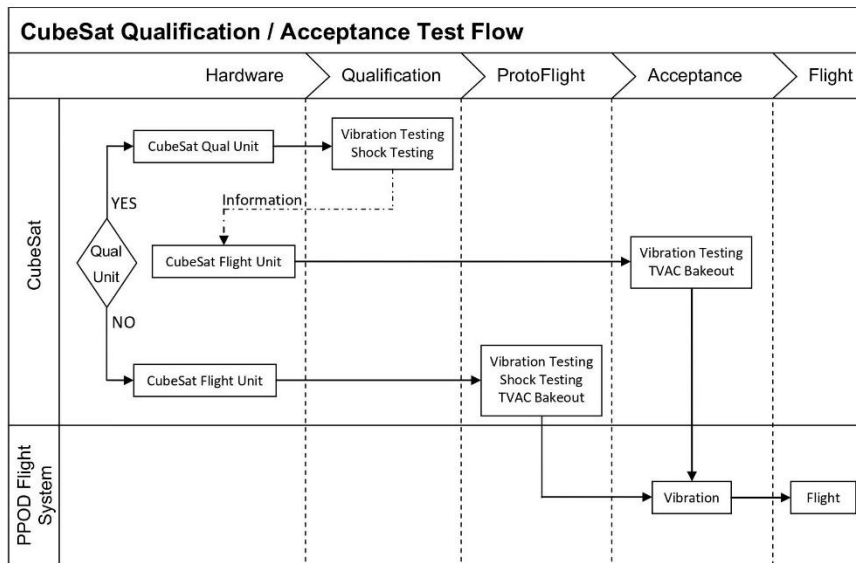
**Additional testing will be required if modifications or changes are made to the CubeSat after protoflight testing.**

- 3.5.2.1 Note: Some launch providers consider any physical or mechanical changes to the spacecraft's configuration to invalidate any previous vibration tests. For example, actuating deployment mechanisms for a deployment test would constitute a change to the spacecraft's configuration.

### 3.5.3 Acceptance

After delivery and integration of the CubeSat into the dispenser, additional testing may be performed on the integrated system. This test ensures proper integration of the CubeSat into the dispenser. Acceptance test levels will be determined by the Launch Provider. Both SMC-S-016 and GSFC-STD-7000A are used as guides in determining testing levels. The CubeSat shall not be deintegrated at this point. If a CubeSat failure is discovered, a decision to deintegrate the dispenser will be made by the Launch Provider based on mission safety concerns.

**The developer is responsible for any additional testing required due to corrective modifications to deintegrated dispensers and CubeSats.**



**Figure 6: CubeSat General Testing Flow Diagram**

*Note: CubeSat test flows will vary from mission to mission. The Launch Provider will provide the CubeSat Developer with the approved test flow for a specific mission.*

## 4. CubeSat Dispenser

### 4.1 Interface

The CubeSat dispenser is designed to carry CubeSats, and serve as the interface between the CubeSat and LV. A payload from the dispenser viewpoint may be a single CubeSat that makes use of the dispenser's total volume, or a combination of multiple CubeSats that amount to the dispenser's full capacity.

Multiple companies are developing dispensers which all adhere to one of two standardized constraint systems. The first system, originally developed by CPCL for the Poly Picosatellite Orbital Deployer (P-POD), utilizes a rail design. The second system, developed by Planetary Systems Corporation (PSC), utilizes a tab design and employ a constraint mechanism, CSD flange, that clamps onto these tabs, which creates a stiff invariant load path when integrated.

In both cases, the deployment force is provided by a spring driving the internal pusher plate. The pusher plate, in turn, interfaces with the CubeSat, which glides along the dispenser rails as it is ejected into orbit. Mechanical requirements for the CubeSat rail system are outlined in Section 2.2, and the mechanical requirements for tabbed CubeSats can be found at [planetarysystemcorp.com](http://planetarysystemcorp.com). Developers are encouraged to explore both options to determine which is optimal for their needs. Due to the mechanical differences in dispenser designs, CubeSats are not expected to be compatible with both types of dispenser. To ensure safety and success of the mission, CubeSats will be compatible with either the rail system or the tab system dispensers by meeting the applicable requirements outlined in this document or the PSC website.

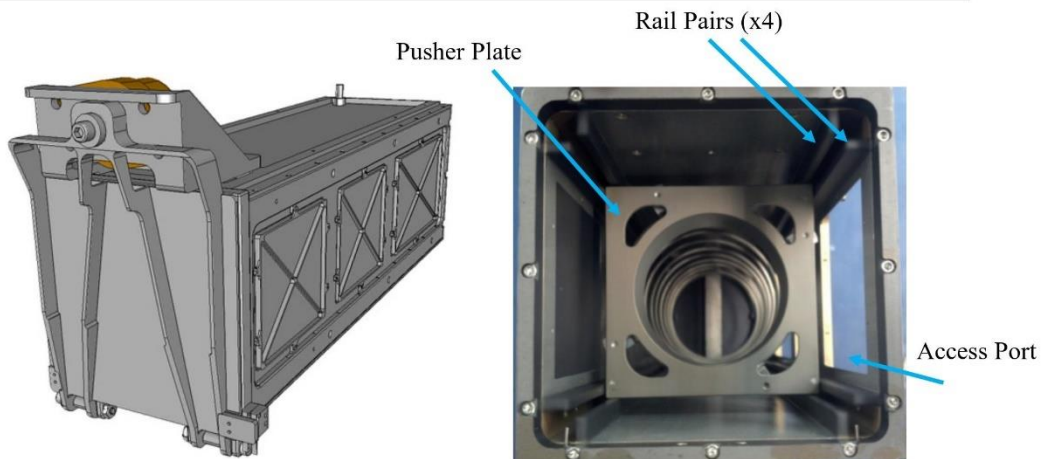


Figure 7: Poly Picosatellite Orbital Deployer (P-POD) and cross section utilizing the rail system

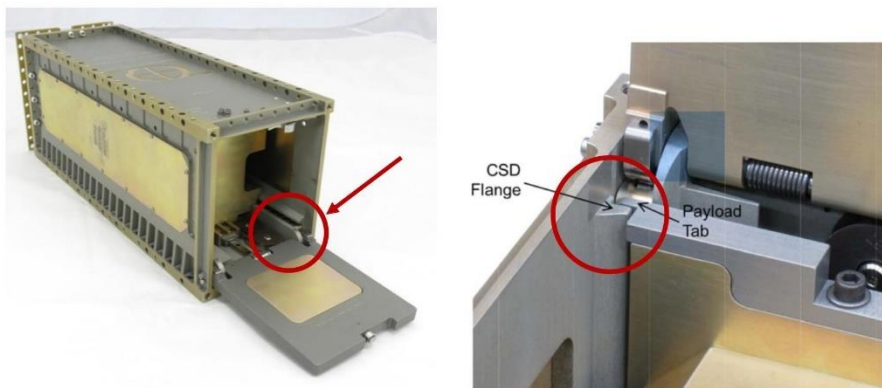


Figure 8: Planetary Systems Corporation (PSC) 3U Dispenser and detail utilizing the tab system (image credit PSC)



Figure 9: An Example of a 3U Rail-based Dispenser designed by ISIS (ISIPOD)





Figure 10: (Left) 6U Dispenser designed by Planetary Systems Corporation (CDS, tab-based) and (Right) 6U Dispenser designed by Tyvak (NLAS, rail-based)



Figure 11: One Example of 12U Rail-based Dispenser designed by AstroFein (PSL-P)

## 5. Dispenser Options

Dispenser specific options are available to support specific CubeSat mission requirements. Please contact the dispenser provider for details about any options prior to incorporating them into your CubeSat design. A summary of the dispenser capabilities is presented in Table 3. For further details, consult the dispenser developer website as provided in Table 4.

Keep in mind that designing a spacecraft to a specific feature that is not available in all dispensers will restrict the spacecraft's ability to qualify for launch opportunities.

To request another dispenser be added to the next revision of this document, please contact the Cal Poly CubeSat Laboratory at [cubesat@calpoly.edu](mailto:cubesat@calpoly.edu).

Table 3: CubeSat Dispenser Options

	Type	Max Volume	Access Ports	Additional Mass	Extended Body Length	Extended Protrusions	Power/ Data Port	Purge	RF Insulation	Vibration Attenuation	X-Y Constraint	Z Constraint	-Z Additional Volume (Tuna Can)
PSL Astro-Fein	Rail	3U	X								X	X	
PLS-P Astro-Fein	Rail	12U	X									X	X
P-POD Cal Poly	Rail	3U	X					X	X	X		X	X
COSPOD COSATS	Rail	12U	X	X	X	X				X	X	X	X
EXOpod Exolaunch	Rail	12U	X	X		X					X	X	X
ISIPOD ISIS	Rail	3U			X	X					X	X	X
6-POD ISIS	Rail	6U			X	X					X	X	X
QuadPack ISIS	Rail	12U	X	X	X						X	X	X
E-SSOD JAXA	Rail	3U	X									X	
J-SSOD JAXA	Rail	3U, 6U	X	6U	X								
CSD Planetary Systems	Tab	3U, 6U, 12U	X		X		X				X	X	
RailPOD Tyvak	Rail	3U	X									X	X
NLAS Tyvak	Rail	6U	X	X	X	X	X	X	X			X	X
12U Dispenser Tyvak	Rail	12U	X	X	X	X	X	X	X		X	X	X
RAMI UARX	Rail	12U	X	X	X	X	X					X	X

Note: If a dispenser provider would like to update, revise, or add information to Table 3, please contact the Cal Poly CubeSat Laboratory, [cubesat@calpoly.edu](mailto:cubesat@calpoly.edu).

**Table 4. Capabilities Description of the Available Dispensers**

<b>Access Ports</b>	Access ports are used to physically access the satellite while the CubeSat is integrated within the 6U dispenser. The access ports allow the RBF pins to be removed post-integration into a 6U dispenser, and they can be used to visually verify separation switch engagement after the CubeSat has been integrated.
<b>Additional Mass</b>	Some dispensers have been designed to accommodate a larger payload mass than this document specifies. Please refer to the dispenser website for specific mass limits. The mass limits of a dispenser are dependent on the dynamic environments of a launch.
<b>Extended Body Length</b>	Some dispensers have been designed to accommodate a longer overall 3U body length in the Z direction. Please refer to the dispenser website for specific length limits.
<b>Extended Protrusions from Body</b>	Some dispensers have been designed to accommodate longer protrusions on the CubeSat X and Y surfaces than the 6.5mm that is specified in this document. Please refer to the dispenser website for specific protrusion limits. PSC utilizes a dynamic envelope and does not require rails. Therefore, it does not have “protrusions”.
<b>Power/Data Port</b>	This option allows the CubeSat to electrically interface with the dispenser while integrated. For specific information regarding power-on capabilities, please refer to the dispenser website.
<b>Gaseous Purge</b>	This option allows the dispenser to be configured for gaseous purge throughout launch. For specific information regarding purge capabilities, please refer to the dispenser website.
<b>X-Y Constraint</b>	<p>PSC utilizes long flat tabs, in lieu of rails, to which the dispenser applies a clamping pre-load. This constrains the CubeSat while integrated in the dispenser. CubeSats designed to a tab system specification may not be compatible with a rail-based 6U dispenser, and visa-versa.</p> <p>The ISIS 6-POD dispenser and Tyvak 12U dispenser employ constraint systems that are compatible with the rail design.</p> <p>Please see the dispenser website for a full list of mechanical requirements associated with each constraint system.</p>
<b>Z Constraint</b>	All current dispensers fully constrain the payload in the Z axis.
<b>-Z Additional Volume</b>	This option offers a cylindrical volume extension on the -Z face of the CubeSat (also known as the “Tuna Can”). It is usually only offered to 3U, 6U, or 12U CubeSats that won’t be sharing dispenser space with other CubeSats, but smaller U configurations may Contact the dispenser developer for further details.

Table 5. Dispenser Developer Websites

Company or Institution	Website
Astro-Fein	<a href="http://www.astrofein.com/">http://www.astrofein.com/</a>
Cal Poly CubeSat Laboratory	<a href="http://www.cubesat.org/">http://www.cubesat.org/</a>
COSATS	<a href="http://cosatspace.com">cosatspace.com</a>
Exolaunch	<a href="http://www.exolaunch.com">www.exolaunch.com</a>
ISIS	<a href="http://www.isispace.nl">www.isispace.nl</a>
JAXA	<a href="https://global.jaxa.jp/projects/rockets/epsilon/">https://global.jaxa.jp/projects/rockets/epsilon/</a>
Planetary Systems	<a href="http://www.planetarysystemscorp.com">www.planetarysystemscorp.com</a>
Tyvak	<a href="http://www.tyvak.com">www.tyvak.com</a>
UARX	<a href="http://www.uarx.com">www.uarx.com</a>

## 6. Contacts

### Cal Poly CubeSat Lab Director

Prof. John Bellardo  
Aerospace Engineering Dept.  
(805) 756-5087  
[bellardo@calpoly.edu](mailto:bellardo@calpoly.edu)

### Cal Poly CubeSat Program Manager

Ryan Nugent  
(805) 756-5087  
[rnugent@calpoly.edu](mailto:rnugent@calpoly.edu)

### Cal Poly CubeSat Lab

(805) 756-5087  
[cubesat@calpoly.edu](mailto:cubesat@calpoly.edu)

## Appendix A: Change History Log

Effective Date	Revision	Author	Description of Changes
N/A	8	Simon Lee	N/A
5/26/05	8.1	Amy Hutputanasin	Formatting updated.
5/15/06	9	Armen Toorian	Information and presentation revised.
8/2/07	10	Wenschel Lan	Information updated.
10/02/08	11	Riki Munakata	Format, Design specification and Mk.III P-POD compatibility update.
8/1/09	12	Riki Munakata	Requirements update, waiver form requirements, and 3U CubeSat Specification drawing.
3/30/12	12.1	Justin Carnahan	Reformatted document to improve readability, updated to include 1.5U, 2U, and 3U+. Added and modified some req.
7/12/13	13-draft	David Pignatelli	Added applicable documents section. Removed restrictions on propulsion, added guidance for propulsion systems and hazardous materials. Added magnetic field restrictions and suggestions. Cleaned Section 3.2. Added custom spring plunger specs and recommendation. Extended restrictions on inhibits. Added links to outside resources. Cleaned Section 4.
2/20/14	13	Arash Mehrparvar	Fixed page numbering, error in spring plunger thread callout, other minor edits based on external suggestions. <u>Update 6-April-2015</u> : 1.5U length req. was 170.25 +/-0.1 revised to 170.2 +/-0.1 (p. 25); 2U length req. tolerance was +/-0.1 revised to +/-0.2 (p. 27); 3U length req. tolerance was +/-0.1 revised to +/-0.3 (p. 29 and p. 31); 1U CAC mass spec was 1.0 +0.5/-0.2 kg revised to < 1.33kg (p. 34); 1U CAC length spec was 113.5 +/-0.5mm revised to 113.5+/-0.1mm (p. 34); 1.5U CAC mass spec was 1.5 +0.7/-0.3kg revised to < 2.00kg (p. 36); 1.5U CAC length spec was 170.2 +/-0.7mm revised to 170.2 +/-0.1mm (p. 36); 2U CAC mass spec was 2.0 +0.7/-0.4kg revised to < 2.66kg (p. 38); 2U CAC length spec was 227.0 +/-0.1mm revised to 227.0 +/-0.2mm (p. 38); 3U and 3U+ CAC mass spec was < 4kg revised to < 4.00kg (p. 40 and 42); 3U and 3U+ CAC length spec was 340.5 +/-1.5mm revised to 340.5 +/-0.3mm (p. 40 and 42). All drawing dates were updated to 02/20/14. <u>Update 14-Oct-2016</u> : Added Update 6-April-2015 to change log
July 2020	14	Alicia Johnstone	



Added 6U and 12U specifications. Title page: removed ITAR and Internal classification options. Update logo. Detailed change log moved to Appendix A. Page2: document update summary added. Add appendices to ToC. List of Acronyms updated and changed to List of Acronyms and Abbreviations. Applicable Documents updated to most recent revisions and MIL-HDBK-5 was removed. Introduction Section text updated to include 6U and 12U, and improve language.

Figure 1 caption added detail to the description. Waiver Process section removed. Added Mission Requirements section. Added Non-compliance with CDS section. Added Definitions and Definition of Terms sections. P-POD and Interface sections removed.

CubeSat Specifications section was 3, is 2. Req 3.1.1 removed and all following req #'s adjusted accordingly.

General Specifications: Section renamed from Requirements to Specifications. Req(Spec) 3.1.2 (2.1.1) removed "No additional space debris will be created." Req(Spec) 3.1.3 (2.1.2) revised to reference AFSPCMAN 91-710 and remove pyrotechnics prohibition. Req(Spec) 3.1.4 (2.1.5) revised to a Note and language changed to guideline referencing FAA battery requirements. Req(Spec) 3.1.9 and 3.1.9.1 removed. Req(Spec) 3.1.10 (2.1.8) revised from Note to "shall" and language revised. Req(Spec) 3.1.11 (2.1.9) specification was inches, is now meters and inches conversion.

Mechanical Specifications: P-POD image removed. Tab configured dispenser statement added. Req(Spec) 3.2.1(2.2.1) removed reference to P-POD. Req(Spec) 3.2.1.2(2.2.1.2) included additional relevant U configurations. Req(Spec) 3.2.2(2.2.2) P-POD reference replaced with dispenser. Req(Spec) 3.2.3(2.2.3) reference to green shaded areas on Appendix drawings removed. Req(Spec) 3.2.3.1(2.2.3.1) CAC reference changed to CIFP. Req(Spec) 3.2.4(2.2.4) P-POD reference replaced with dispenser. Req(Spec) 3.2.5 (2.2.5) Measurement described in greater detail. Spec 2.2.5.1 added, image added. Req(Spec) 3.2.6(2.2.6) *Will* changed to *should*. Spec 2.2.6.1 note added. Req(Spec) 3.2.7(2.2.7) *Will* changed to *should*. Spec 2.2.7.1 note added. Req(Spec) 3.2.8(2.2.8) Figure 6 reference replaced with Appendix B reference. Spec 2.2.8.1 note added. Req(Spec) 3.2.9(2.2.9) *Will* changed to *should* and P-POD reference removed. Req 3.2.10 through 3.2.13.1 replaced with Spec 2.2.10, 2.2.10.1, and 2.2.10.2 and Table 1. Req 3.2.14 through 3.2.14.4 replaced with Spec 2.2.11 and Table 2. Req(Spec) 3.2.15(2.2.12) and 3.2.15.1(2.2.12.1) *will* changed to *should* and *Note*. Req(Spec) 3.2.16(2.2.13) updated language. Req(Spec) 3.2.17(2.2.14) replaced "separation spring" with "mechanism to encourage separation". Req(Spec) 3.2.17.1(2.2.14.1) Cal Poly custom separation springs replaced with general separation mechanism and guidance for separation mechanism design added. Req(Spec) 3.2.17.2(2.2.14.2) separation spring replaced with separation mechanism and language updated. Req(Spec) 3.2.17.3(2.2.14.3) *will* replaced with *Note* and separation spring replaced with separation mechanism. Req(Spec) 3.2.17.4(2.2.14.4) revised to a Note, language updated, and separation spring replaced with separation mechanism. Table1: CubeSat Separation Spring Characteristics and Figure 5: Custom Spec Spring Plunger (Separation Spring) removed. Figure 7 (Figure 5) Separation Spring replaced with Separation Mechanism. Figure 6 (Figure 3) updated.

Electrical Specifications: Req(Spec) 3.3.1(2.3.1) language updated. Spec 2.3.1.1 and 2.3.1.2 added. Req(Spec) 3.3.2(2.3.2) updated language and remove Figure 7 reference. Req(Spec) 3.3.3(2.3.2.1) updated language. Req(Spec) 3.3.4(2.3.2.2) P-POD changed to dispenser. Req(Spec) 3.3.4.1(2.3.2.3) *will* changed to *should* and language updated. Req(Spec) 3.3.5(2.3.2.4) language updated. Spec 2.3.3 and 2.3.3.1-2.3.3.3 RTC specification added. Req(Spec) 3.3.6(2.3.4) language updated. Req(Spec) 3.3.6.1(2.3.4.1) language updated. Req(Spec) 3.3.7(2.3.5) language updated. Req 3.3.7.1-3.3.7.3 replaced by Spec 2.3.5.1-2.3.5.2. Req(Spec) 3.3.8(2.3.6) language updated. Req 3.3.9, 3.3.9.1, and 3.3.9.2 replaced with Spec 2.3.7 and 2.3.7.1-2.3.7.3. Spec 2.3.8 added.

Operational Specifications: Req(Spec) 3.4.1(2.4.1) *will* changed to *shall*. Req(Spec) 3.4.1.1(2.4.1.1) revised to *Note*. Req(Spec) 3.4.2(2.4.2) *will* changed to *shall*. Spec 2.4.2.1 added. Req(Spec) 3.4.3.2(2.4.3.2) *will* changed to *should*. Req 3.4.2.1 removed. Spec 2.4.3.4 added. Req(Spec) 3.4.4(2.4.4) P-POD reference removed. Req(Spec) 3.4.5(2.4.5) language updated. Spec 2.4.5.1 added. Req(Spec) 3.4.6(2.4.6) language updated and revised to *Note*. Req(Spec) 3.4.7(2.4.7) language updated, Cal Poly and P-POD specific language removed. Spec 2.4.7.1 added.

Testing Requirements: Updated language and updated standards sources. Req(Spec) 4.1(3.1.1) language updated. Req 4.2 replaced with Specs 3.2.1-3.2.2. Req 4.3 replaced by 3.3.1. Spec 3.3.1.1 added. Req(Spec) 4.4(3.4.1) replace CAC with CIFP. Req(Spec) 4.5(3.5) language updated. Req(Spec) 4.5.1-4.5.3(3.5.1-3.5.3) language updated. Figure 8(Figure 6) Note added.

CubeSat Dispenser: section added.

Dispenser Options: section added.

Contacts: Points of contact updated.

Appendix A: Waiver form removed and Change History Log details added.

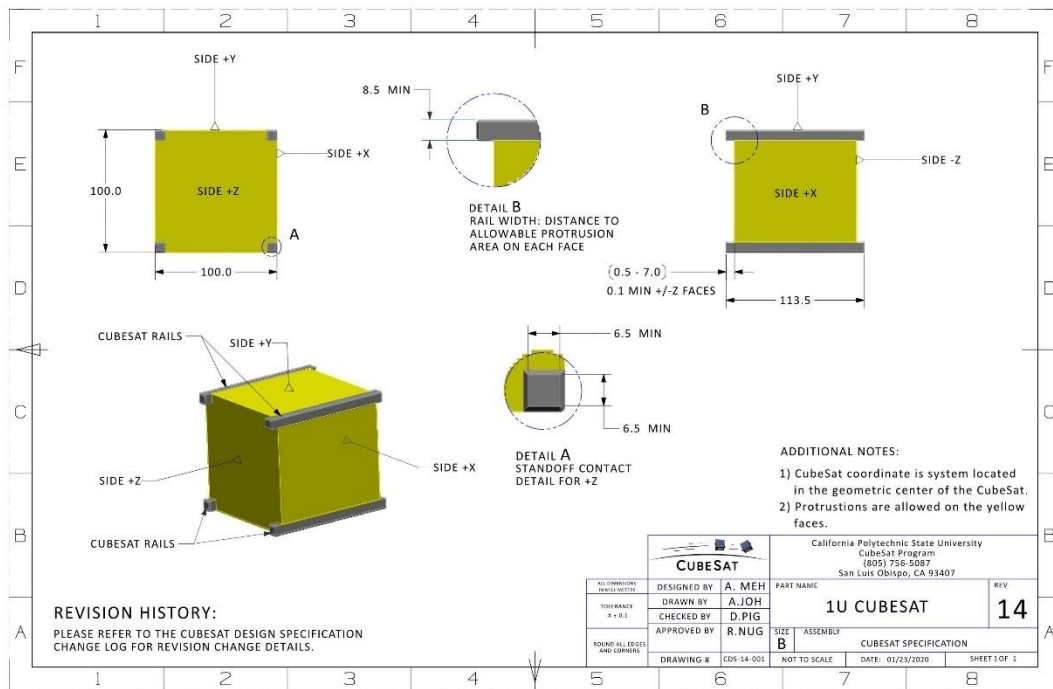
Appendix B: Added 6U and 12U drawings; replaced 3U+ drawing with U+ drawing.

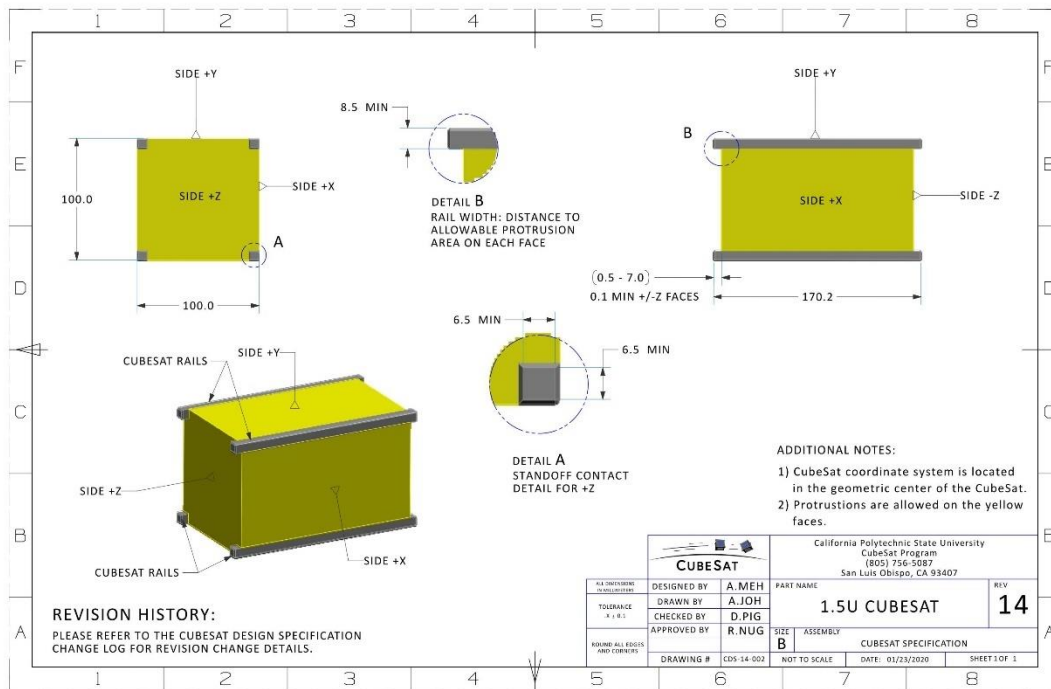
Appendix C: section removed.

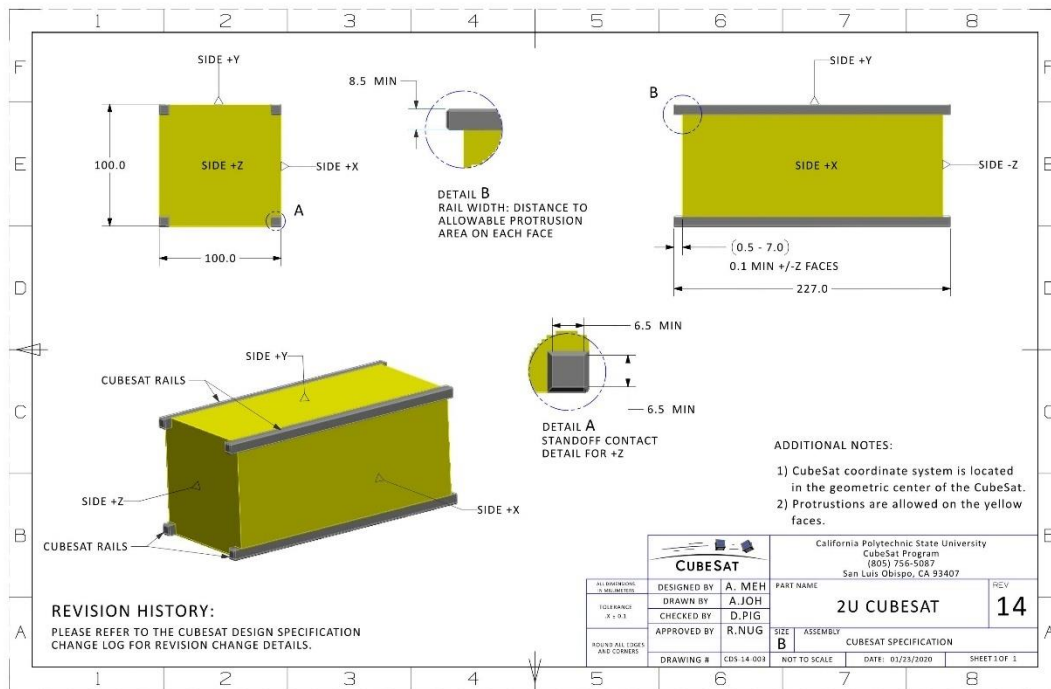


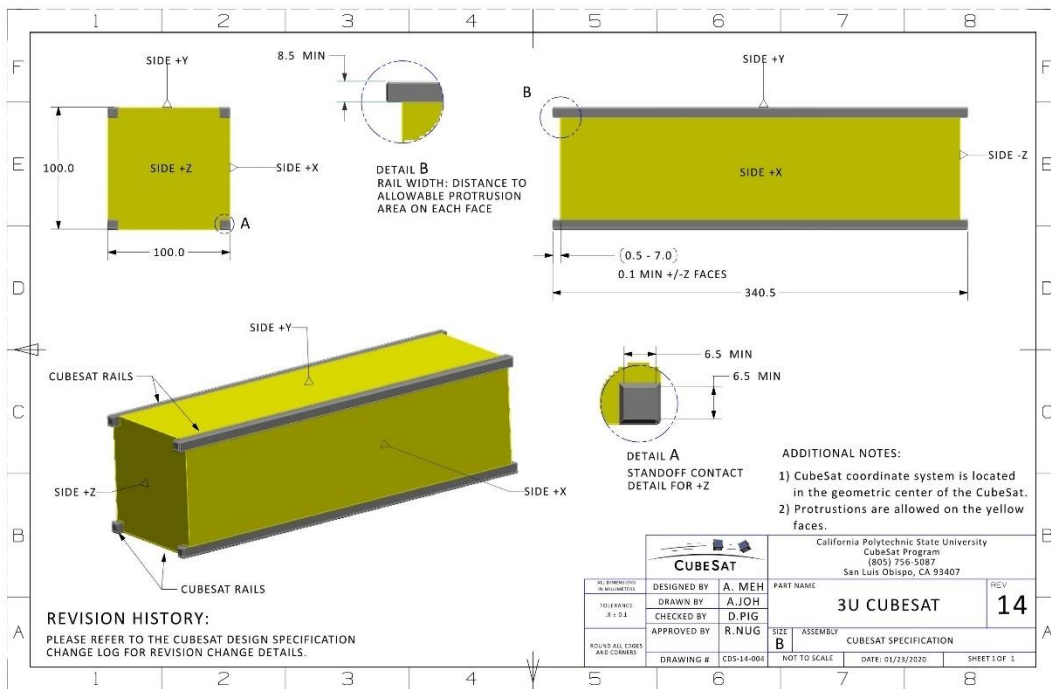
February 2022	14.1	Alicia Johnstone	Added PSL-P to List of Acronyms. Added Notes 2.2.1.2 and 3.5.2.1 to clarify the preceding specification. Updated Figure 11. Updated Tables 3 and 5.
<b>Drawing Revision History (Appendix B)</b>			
March 2020	14	Alicia Johnstone	<p><b>1U:</b> removed P-POD access port locations; removed coordinate systems; added X/YZ face identifier flags; updated ADDITIONAL NOTES section; added Detail B; updated dim D5/6 to ref. range and MIN note; remove radius dim Detail A; removed dims 8.5 MIN E/F2; updated DWG number for rev14; added REVISION HISTORY note</p> <p><b>1.5U:</b> removed coordinate systems; added X/YZ face identifier flags; updated ADDITIONAL NOTES section; added Detail B; updated dim D5/6 to ref. range and MIN note; remove radius dim Detail A; removed dims 8.5 MIN E/F2; updated DWG number for rev14; added REVISION HISTORY note</p> <p><b>2U:</b> same as 1U</p> <p><b>3U:</b> removed P-POD access port locations; removed coordinate systems; added X/YZ face identifier flags; updated ADDITIONAL NOTES section; added Detail B; updated dims D5 &amp; D8 to ref. range and MIN note; remove radius dim Detail A; removed dims 8.5 MIN E/F2; updated DWG number for rev14; added REVISION HISTORY note</p> <p><b>3U+:</b> removed</p> <p><b>U+:</b> added</p> <p><b>6U:</b> new for CDS rev 14, previously published in 6U CDS as 6U RAIL CUBESAT rev 1.0; added Detail A and Detail B; removed coordinate systems; added X/YZ face identifier flags; updated ADDITIONAL NOTES section; DWG number updated for CDS rev 14; dims in E3 and E4 removed, replaced in Detail B; added ref dim to D7/8; replaced views -Z and -X faces to +X and -Z faces</p> <p><b>12U:</b> new for CDS rev 14</p>

**Appendix B:**  
**1U, 1.5U, 2U, 3U, U+, 6U, and 12U**  
**CubeSat Specification Drawings**

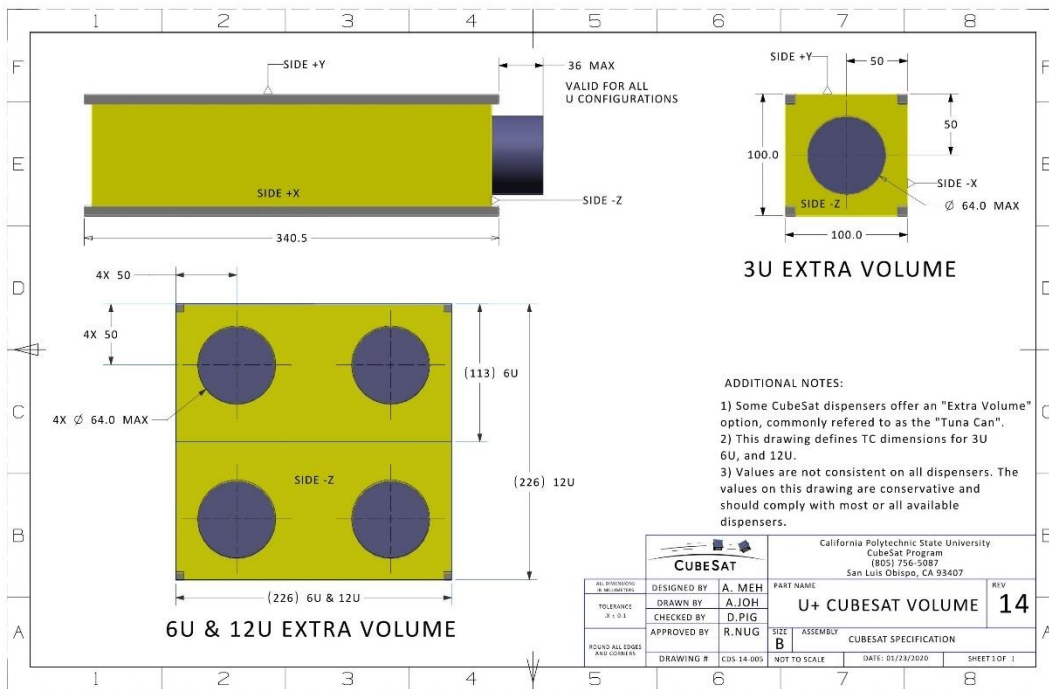


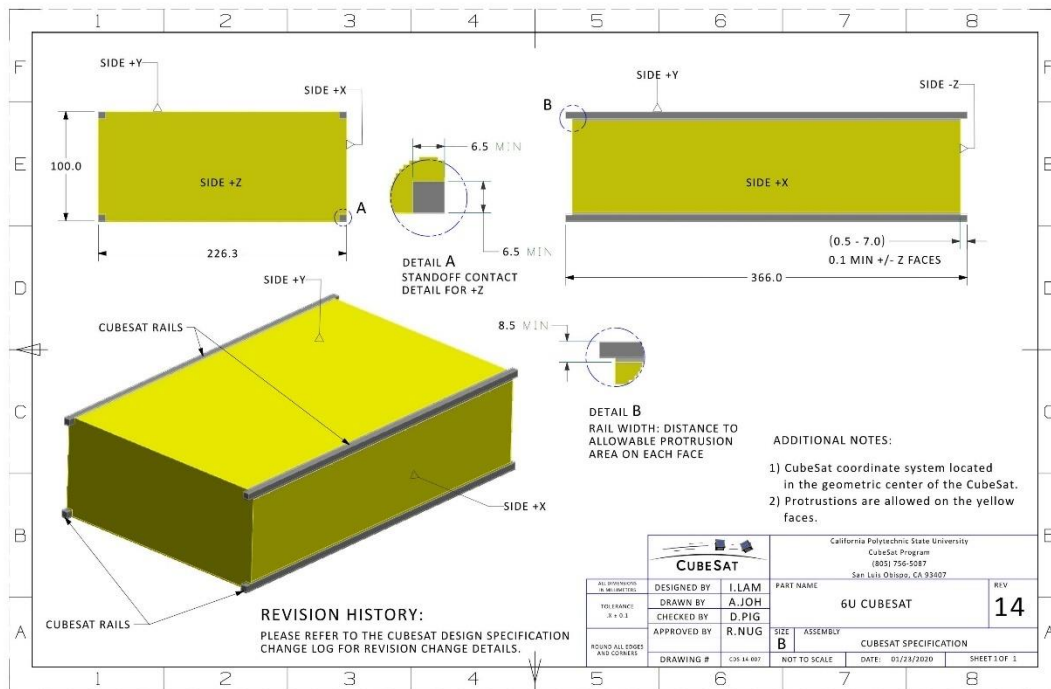


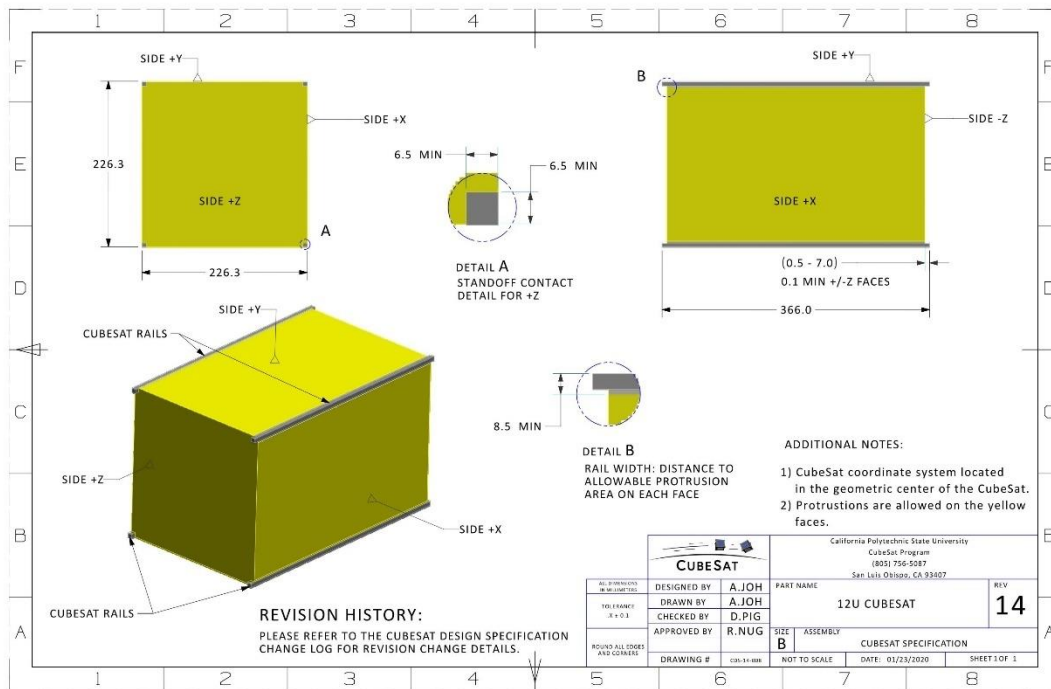













#### 4. Bijlage 4

	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 1   Page

## SAFETY PROCEDURE:

### Description:

As safety is a crucial part of every undertaking, with regards to the safekeeping of every project member, it is important to have an idea of all the hazards and how to prevent any incident/accident. This prevention is crucial in order to eliminate any physical or material damage. This guidance document aims at informing and engaging all project members in the practice of prevention and safety management.

	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 2   Page

## Contents

<b>General Safety:</b>	<b>3</b>
1.1 Project safety objectives:	3
1.2 One of the core values:	3
1.3 Safety culture:	4
1.3.1 Reporting:	5
1.3.2 Open communication:	6
1.3.3 Discipline:	6
1.3.4 Flexibility:	7
1.3.5 Education:	7
1.3.6 Engagement:	8
1.4 Risk assessment:	8
1.5 Check the list!	9
<b>Safety working with H2O2:</b>	<b>10</b>
2.1 H2O2 overview:	10
2.1.1 Decomposition:	10
2.1.2 Safe disposal of H2O2	11
2.2 The basic rules for working with H2O2	12
2.2.1 Water:	12
2.2.2 Contamination:	13
2.2.3 Confinement:	13
2.2.4 Contact:	14
<b>Works Cited</b>	<b>16</b>
<b>Comments and Revision Notes:</b>	<b>17</b>
<b>Formal Safety Procedure Agreement:</b>	<b>18</b>

	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 3   Page

## General Safety:

This procedure document defines the main safety rules for the bachelor thesis project, under the group name of “SEAGULL AEROSPACE”, concerning the project CPD-01. It contains guidance on risk assessment, implementation, sustainment, and the actual practice of safety applied to the project.

### 1.1 Project safety objectives:

The SEAGULL AEROSPACE project group wants to create a safety culture where the following objectives are met:

- Mentors and supervisors actively engage in the act of communicating and reviewing the general safety and safety measures used in/during the project.
- All members have a common goal to create a healthy and safe working environment.
- Ensure that everyone knows how to analyze risks.
- Each member is well informed about the prevention of hazardous events/situations, to eliminate any form of physical and/or materialistic damage.
- Achieve a reporting culture where unsafe acts, situations, or equipment are brought to light by open communication.
- Everyone is responsible for each other's safety and wellbeing, taking accountability for all actions taken with respect to safety.

### 1.2 One of the core values:

For a project to come to a good end, some values must be present, otherwise chances of success dramatically decrease, with even possible total project failure.


The core values which make up a successful project are:



As can be seen on the chart, safety is one of these core values. Without any sense of safety, the other core values can hardly be met. Safety is one of the foundations on which a lot of other values rest. Without safety, how could one possibly deliver a qualitative product/service? Without being safety-minded, how is it possible to have a working environment with unity, teamwork, and involvement if the safety of the project members would be neglected?

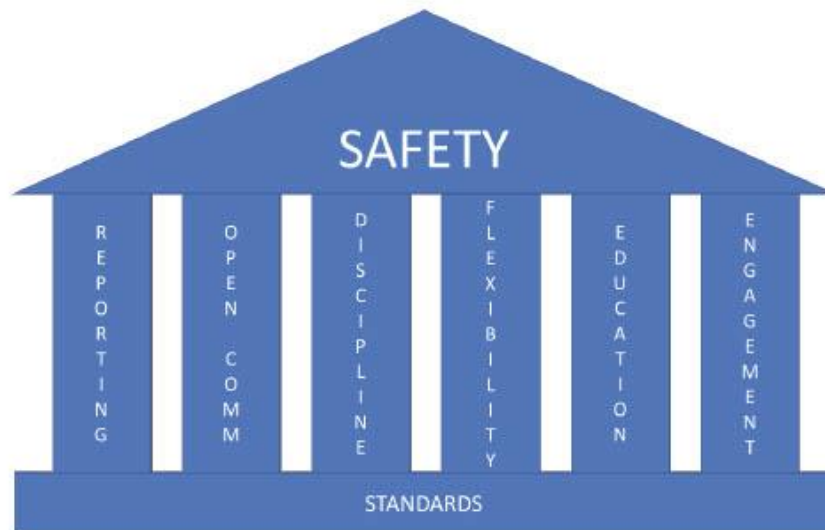
This shows how important a proper safety culture is.



	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 4   Page

### 1.3 Safety culture:


Throughout our studies in the field of the Aerospace Industry, we've been confronted with safety all the time. Going from human factors to specific safety measures which should be taken during fueling, changing of oxygen, maintenance of hydraulic systems, etc. A thorough safety culture is essential for the good operation of the Aerospace Industry, for this reason, we wanted to incorporate a similar safety culture in our project group. The safety culture is based upon 6 pillars:



As can be seen, each of these pillars rests on a slab of standards, without standards/rules it would be difficult to implement a safety culture in a project. Without standards, procedures, or any other guidance on each of these areas there wouldn't be uniformity, and as each individual may interpret each pillar differently this could lead to dangerous situations. To combat the lack of uniformity and the possibility of different interpretations, it is important to have some form of guidance document. (such as this paper).

If one pillar is not present, the structural integrity of the building will suffer, that's why each pillar is important and should be present in a healthy safety culture!

Going further, each pillar will be discussed in further detail, its importance, implementation, and some scenarios will be considered. The main goal here is to give a general understanding as it is not possible to consider every scenario.

	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 5   Page

### 1.3.1 Reporting:

In order to have a strong safety culture, it is important that every member reports hazard and safety concerns. The reporting can be between the project members themselves or between supervisors/mentors. If there is a certain concern, then it is up to the member/supervisor/mentor to listen and take appropriate actions.

The reporting should be as hassle-free as possible, and the tools/ways to report should be obstacle free to ensure that every concern is communicated.

When everyone reports, listens, and acts on potentially hazardous/unsafe situations, this creates a form of mutual trust between all project members.

The reporting can happen in two main streams:

**FORMAL REPORTING:** reporting through the use of forms, documents or written safety reports which can be stored and downloaded later in time. The benefit of formal reporting is that later on recurrence and trends can be identified/studied, leading to the possibility of new procedures to prevent a recurrence.

**INFORMAL REPORTING:** Informal reporting is simply put a face to face reporting, telling someone directly about a certain concern. This is an open and transparent form of communication where the information is delivered directly, instead of first being poured into a certain document format.

\*Email is also considered informal reporting if the email contains written information/concerns.

*Under no circumstances is it acceptable that a member would receive any form of negative effects for reporting his/her concerns.*

*In case this would happen through the form of discrimination, harassment, or punishment by peers, then it is up to the member to go higher up with this problem. Within this project, this would be the supervisor or head of the faculty.*

#### Example Scenario:

Person A is preparing a test setup that uses a corrosive substance, and is ready to start with the startup of the test stand. Person B notices that person A is not wearing any form of protection being gloves, eyewear, or other. Person B speaks up to person A and informs him/her that the tests shouldn't be performed without proper safety measures as it could result in physical damage. The test was delayed and for the future test, they prepared a safety checklist that included proper safety equipment.

This is an example of how a hazardous situation was avoided through the act of reporting. In this case informal reporting from member B to Member A.

	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 6   Page

### 1.3.2 Open communication:

Open communication is really important if one wants to achieve a workplace where all safety or problem hazards can be communicated. The project member needs to have a feeling that he/she is appreciated for reporting problems and errors, this way they'll feel more motivated and will start to actively implement the safety practices.

As mentioned, members who fear being punished or blamed are less motivated/willing to report problems, this is an act of self-protection.

Each individual should have the possibility to report any concern without having to worry about reprisal.

### 1.3.3 Discipline:

In order for safety to work, it requires the project members and supervisors to follow the prescribed safety procedures. The act of repeatedly/continuous active practice of the safety rules and procedures requires a certain amount of discipline. Without discipline for following the rules or reporting problems, a safety system cannot work.

It is the same with every other process, if there is no discipline, then the endeavor will slowly creep away until no one 'cares' anymore. This is undesirable and must be prevented, therefore discipline is crucial.

Both in improving and maintaining the safety rules.

However, if one member would knowingly violate a safety procedure, then this must be brought to light and that member needs to be informed that such behavior is unacceptable and might compromise the project's safety net.

Here are some methods to increase overall discipline: (Although not all are directly related to safety, they should positively affect the discipline level)

- Start with small actions (e.g. filling in a daily log)
- Try to practice daily
- Set out clear goals
- Motivate fellow members
- Visual motivators, posters, flyers, infographics,...
- Take it step by step (discipline is not improved upon in a matter of minutes, it takes time)

#### Example Scenario:

Due to the deadline approaching fast, the project team wants to start the testing soon. They are eager to see the results they got from the sensors and incorporate them in their final report. However, during the assembly of the test setup, they see that one of the O-rings is discolored and swollen. The team doesn't have a spare O-ring and decides to continue with the tests. Unfortunately, the O-ring fails, leading to a jet of peroxide being sprayed across the testing area, which resulted in unwanted reactions between the peroxide and non-compatible materials.

*Here the message is that it requires quite the amount of willpower and discipline to make the hard decision and postpone the testing until a new O-ring arrives. If this would have been done, then the failure could have been prevented. It's always important to consider the safety of the people, even if this would result in a missed deadline.*



	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 7   Page

### 1.3.4 Flexibility:

Having flexibility incorporated into the project culture, ensures that the organization can adapt to certain changing demands while maintaining a healthy and safe balance. Being able to adapt will keep up the productivity and mitigate unwanted effects such as delays or loss of quality.

Safely adopting a new plan, procedure, technology,... can be done through a risk analysis that will ensure meaningful changes can be made in case of problems or concerns.

Being flexible is both good for **continuous improvement** of already existing standards & procedures as well as **reacting** to unforeseen events.

In order to create a flexible culture, all people involved should have sufficient awareness and consider different options, each with their own risk when changes need to be implemented.

For changes to be incorporated there is a need for change management, which considers the why, when, and how to implement these changes, in order to be successful.

The reason to change can be due to **internal causes**: change of procedures, company/project decisions or **external causes**: Weather, pandemic, stakeholder expectations, suppliers,...

#### Examples of flexibility:

- Changing the testing scheme due to unforeseen weather.
- Redistributing the workload due to the sickness of a member.
- Redesigning a certain part as the initial supplier is not able to deliver the requested components.

### 1.3.5 Education:

With education, a couple of things should be covered, namely learning about possible dangers and risks of certain processes, materials, or actions. As well as learning from mistakes and successes that were made in the past.


First of all: "not knowing what one doesn't know", it's hard to know how to safely do something if you don't have any idea of the possible dangers associated with it. Therefore it is very important that enough research has been done on the subject so that one knows the possible risks.

Example:

- Hydrogen Peroxide → Learn about the dangers during handling and material compatibility
- Machine → Learn how to safely operate a machine and what dangerous situations can happen.
- Working with electrical equipment → what can go wrong in case of a short circuit, are there any concerns related to electrocution?

Secondly, learn from the past, this includes both success stories and huge failures. Knowing what went wrong, or what led to the successes of the past is very important.

Learning from those cases can bring forward a lot of useful knowledge such as the problem-solving skills used then. It is quite likely that a problem that is encountered in the current project was already solved by others in past undertakings.

	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 8   Page

Generally there should be a decent understanding of everything you work with. All the information/knowledge that is collected should be readily available to everyone in the team!

### 1.3.6 Engagement:

Engagement is the act of everyone implementing and using the pillars of the safety system. When every individual knows that it's his/her daily task to engage in the previously discussed activities, then the whole undertaking will grow towards mission success. Actively doing the reporting, risk assessment, mishap evaluation, etc guided by flexible management can be seen as a culture of engagement.

It is indeed nice to have all the theories about reporting, open communication, discipline, flexibility, and staying educated, but if it isn't practised then there can be no true safety culture. It could be compared to the transmission of a car, all the internal gears are the pillars that were discussed, and the engine is the company itself with the people working in it. As long as the clutch is not **engaged** then the transmission can't transfer the power to the wheels.

### 1.4 Risk assessment:

Especially when performing tests, it is very important to do a risk assessment of the design, the test setup, and the testing procedure. If there exists any possible danger it is of major importance to evaluate what impact it might have in case it leads to an accident and how this accident can be circumvented.

Risks should be eliminated, as it is our moral responsibility to take care of the people around us. Next to that, there is the legal aspect that arises when a person has a business, related to this Europe Agency that has some standards and guidelines for ensuring a healthy and safe environment at work. For more information on these, it is advised to visit the website of the "European Agency For Safety And Health At Work".

At all times should a hazard be eliminated, or if complete elimination of the hazard is not possible, the risks should be minimized.

The five steps to manage hazardous situations:

1. Identify the hazards
2. Assess the level of risk for each hazard
3. Use control processes to reduce negative outcomes
4. Reassess the level of risk
5. Review and monitor the control systems

For assessing the risk level of each hazard, it is highly advised to use a risk matrix for doing so.

	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 9   Page

Example of a Risk Matrix:

Severity/Likelihood	Very unlikely	Unlikely	possible	Likely	Very likely
Catastrophic	Moderate	Moderate	High	High	High
Major	Low	Moderate	Moderate	High	High
Moderate	Low	Moderate	Moderate	Moderate	High
Minor	Low	Low	Moderate	Moderate	Moderate
Superficial	Low	Low	Low	Low	Moderate

For this project it is expected to at least make a risk assessment of every test setup or procedure that will be executed. This risk assessment should be documented in a report.

## 1.5 Check the list!

As a measure to reduce the chances of being exposed to a dangerous scenario, each procedure such as testing, assembly, or machining should go accompanied by a corresponding checklist.


This checklist will ensure that no safety-critical item is overseen and thus chances of working in unsafe conditions are minimized.

The checklist will be filled in on the date of the action/procedure and will be signed at the end. In case something goes wrong, the checklist can be reviewed to see if everything was done as prescribed.

Safety specific items that might be present on a checklist are:

- Required PPE (Personal Protective Equipment)
- FFE (Fire Fighting Equipment)
- Presence of First Aid Kit
- Presence of water when working with chemicals
- Checking the latest version of SDS "Safety Data Sheet"
- Respecting safety perimeters
- Machine Safety critical items (protective screens, emergency button functional?,...)
- ....



	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 10   Page

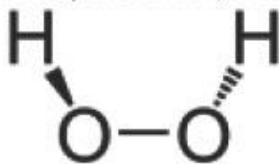
## Safety working with H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>:

As this project is about a proof of concept regarding a CubeSat with hydrogen peroxide as its monopropellant, it is required to know the potential hazards working with hydrogen peroxide and how to mitigate any negative effects, through for instance the use of the correct PPE.

### 2.1 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> overview:

First and foremost let's get a better idea of what hydrogen peroxide is exactly:

Hydrogen peroxide is a chemical compound that is made up of two oxygen atoms and two hydrogen atoms. The compound looks quite similar to water but has a very light bluish tint to its colour. When in an aqueous solution, it is a weak acid.



Structure of H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>

Hydrogen peroxide belongs to the reactive oxygen species which are as the name suggests very reactive compounds which contain oxygen atoms. As the compound has a single O-O bond, it is furthermore classified as a peroxide.

It is used in lower concentrations for disinfection, paper pulp processing, and bleaching.

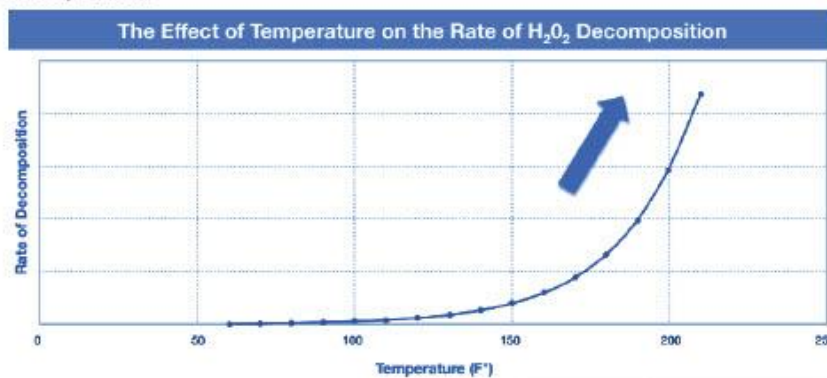
The higher concentrations of +70% are classified as HTP "High Test Peroxide" and find their primary use as a monopropellant or oxidiser for rocket engines.

#### 2.1.1 Decomposition:

Hydrogen will decompose into water and oxygen under the influence of light, temperature, and the presence of a catalyst.

##### Temperature:

A general rule of thumb here is that the higher the temperature is, the greater the rate of decomposition.



	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 11   Page

On the graph which was sourced from a safety presentation from PeroxyChem, it can be seen that the rate of decomposition increases with an increase in temperature.

At normal room temperature, the rate of decomposition can be estimated at 1% per year. Whereas at a temperature of 100°C the rate of decomposition is estimated at 2% per day.

It is important to note that hydrogen peroxide has a boiling point of around 150°C, at this temperature explosive thermal decomposition will occur.

**So NEVER try to distillate hydrogen peroxide under atmospheric pressure!**

It can be done using a lower temperature at a lower atmospheric pressure.

**Light:**

When exposed to light, hydrogen peroxide will start to decompose slowly, it is for this specific reason that all hydrogen peroxide containers are opaque, not letting any light through.

However the rate of decomposition due to light is very low, but it should be taken into account for storage.

**Metallic Catalysts:**

A catalyst is a material or a compound that accelerates the reaction of a chemical process, without being consumed. In this safety document we won't dive too deep into the explanation behind every catalyst, but here are a couple of the most used metal catalysts:

- Silver
- MnO
- Platinum


Most metals will react with the hydrogen peroxide, due to H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> being an aggressive oxidizer, meaning it will corrode quite some materials (including human skin), this is mainly a problem for storage as this means that the storage containers can only be made out of certain materials such as:

- Stainless steel
- Aluminium (no copper content)
- Plastics (such as PP, Polypropylene)

**2.1.2 Safe disposal of H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>**

For the disposal there are a couple of ways that H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> can be disposed of in a safe and environmentally friendly manner. The first is dilution, simply adding water until a low concentration solution is achieved, afterwards, it can just be disposed of through the sink. Other methods of disposal include decomposition, both by time or forced decomposition. And finally handing it over to a recognized supplier who will dispose of the H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>.

With regards to the environment: according to the EPA = Environmental Protection Agency, they define that the release of 45kg of highly concentrated H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> into the environment is seen as environmentally hazardous waste.

	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 12   Page

## 2.2 The basic rules for working with H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>

In section 2.1 it becomes clear that H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> can have some detrimental effects on both living subjects and materials, for this specific reason it is important to have a set of rules that should be applied whenever working with hydrogen peroxide.

It is possible to ensure safety through the use of these four basic rules, denoted in this document as the WC<sup>3</sup> procedure:

- Water
- Contamination
- Confinement
- Contact

### 2.2.1 Water:

In section 2.1.2 when discussing the safe disposal of H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>, it was mentioned that diluting the solution makes it less hazardous for the environment. This is true, both for the environment and us living creatures. That is why it is crucial that you always have a nearby source of water available when working with hydrogen peroxide.

Cases where the use of water is advised:


- Fire
- First Aid
- Maintenance

In itself, H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> is non-flammable, however when mixed with fuel and if H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> starts to decompose, releasing O<sub>2</sub>, it can cause quite the fire. In case of a fire, introducing water to the fire, it will dilute the H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> solution which results in a lower rate of decomposition and the water will absorb the heat from the flames. When the fire is near a storage area, spray that area with water to keep the stored H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> at a reasonable temperature and prevent explosive decomposition.

In case of contact with the human body, water should be used to rinse the place of contact.

- Eyes: Rinse for at least 15 minutes, preferably by using an eye shower
- Skin: Flush the skin with water (remove and wash clothes that came into contact with the peroxide)
- Ingestion: Upon ingestion, immediately drink water, however, make sure to not cause vomiting. The water will dilute the peroxide solution. Call a doctor!

The danger of ingestion is that the H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> will react with the acid in the stomach and produce gas, leading to internal bloating.

	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 13   Page

### 2.2.2 Contamination:

Contamination of hydrogen peroxide can come in a couple of different ways, namely through energy addition, materials of construction and because of externally introduced materials.

We've already discussed the effect of UV and temperature on the rate of decomposition. But next to that the material in which the H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> is stored can also have a serious effect on the rate of decomposition. Here are some materials which may cause accelerated decomposition:

- Brass
- Bronze
- Copper
- Chrome
- Graphite
- Iron
- Lead
- Titanium
- ...

These materials should be avoided, especially as materials for storage purposes! At all times, during design and during testing, make sure to check the compatibility chart of the material.

Other forms of contamination can be due to the introduction of dirt, dust, or other strange elements/materials into the H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> system.

Whenever the H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> is contaminated, there will be some indicators that will give it away:

- Pressure buildup
- bubbling of the H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> solution
- Temperature increase
- Visible steam or gas escaping from the H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>

### 2.2.3 Confinement:

Hydrogen peroxide will decompose at all times, the only factor which is influenced by external parameters such as the temperature, UV-light, materials is the rate of decomposition. Under normal circumstances, the decomposition is somewhere around 1% per year.

However, as aforementioned due to contamination accelerated rates of decomposition is possible. This could lead to pressure buildup in the lines and pressure vessels, resulting in the bursting of the system. For this specific reason, hydrogen peroxide may never be completely confined as this could lead to damaging the system.

The solution to this problem is to provide venting, or in the case where confinement is required, then at least a pressure relief valve should be present.

When the pressure becomes too high then the pressure relief valve will vent the excessive pressure until a stable pressure is obtained.



	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 14   Page

#### 2.2.4 Contact:

As hydrogen peroxide is a strong oxidizer and a weak acid contact with the human body should be avoided. Depending on the concentration of the H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> solution the effects might be different. For safety reasons the CPD-01 will use a concentration of about 50%, upon contact with a solution of about 50% it causes whitening of the skin due to oxygen bubbles in the capillary blood vessels that run through the skin and skin irritation is possible.

As can be seen in the picture the skin turns white and will start to peel over time:



Higher concentrations may cause chemical burns on the skin and can be highly corrosive.

Next to that extreme caution should be taken to ensure that H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> is not ingested or inhaled.


As it may cause irritation and has corrosive effects it might result in permanent damage to the throat, stomach or respiratory system. Next to that, hydrogen peroxide is highly volatile in its pure form (less so in diluted form) for this reason vapour can form under normal conditions. The IDLH = Immediately Dangerous to Life and Health limit of H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> vapour is only 75ppm.

To put this into perspective to the amount of H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> mass per litre let's express it in mg/L

1 mg/L = 1.001142303 part/million (ppm) so which means that **75 mg/L of hydrogen peroxide vapour can be life-threatening!**

Inhalation or ingestion may cause the following:

- Burns
- Vomiting
- Coughing
- Respiratory problems (e.g. shortness of breath)
- Bleeding

	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 15   Page

To prevent any contact with the human body, appropriate PPE's should be used.

For **normal work around an experimental setup**, the following PPE's are stated as mandatory as of this procedure:

- Chemical safety goggles
- Rubber gloves


In case of **increased exposure**, such as during maintenance of an H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> system or during filling.

- Chemically compatible gloves
- Chemically compatible boots
- Full face shield
- Respirator (or provide sufficient ventilation)

Improper PPE's or not using any form of protection may result in permanent damage to eyes, skin and respiratory system. Although the effects are dependent on the concentration, it is advised to wear these PPE's so that it becomes a habit/mindset. Having a mindset of "working with H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> → wear PPE's" will increase the overall safety.

**BETTER BE SAFE THAN SORRY!**



	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 16   Page

This safety procedure is based upon the work done by others before me, hereby my deepest appreciation for those who've put all their efforts in the safety analysis of projects, companies and certain substances such as Hydrogen peroxide. Some methodologies and practices were directly taken and adapted to this project from the works cited below.


### Works Cited

"Hydrogen peroxide." *Wikipedia*, NA, [https://en.wikipedia.org/wiki/Hydrogen\\_peroxide](https://en.wikipedia.org/wiki/Hydrogen_peroxide). Accessed 14 April 2022.

"Hydrogen Peroxide for Skin: Is It Safe?" *Verywell Health*, 2 February 2022, <https://www.verywellhealth.com/hydrogen-peroxide-for-skin-5104959>. Accessed 14 April 2022.


"Hydrogen Peroxide Safety & Handling." *PeroxyChem*, NA, [https://www.peroxychem.com/media/109052/pxc001\\_hydroperoxsafety\\_pres\\_fnl\\_web.pdf](https://www.peroxychem.com/media/109052/pxc001_hydroperoxsafety_pres_fnl_web.pdf). Accessed 12 April 2022.

Wilcutt, Terrence W. "NASA SAFETY CULTURE HANDBOOK." *NTSS NASA TECHNICAL STANDARD SYSTEM*, 2015, <https://standards.nasa.gov/standard/nasa/nasa-hdbk-870924>. Accessed 10 04 2022.

	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 17   Page

### Comments and Revision Notes:

Date:	Subject/Topic:	Comment:	Name:
15/04/2022	Typo's	Here and there where little typo's I fixed them myself	Niels Baele
02/05/2022	Percentage change	As the used percentage changed from 30 to 50% it was adjusted in the text	Bram Samyn

	Date: 11/04/2022	Document Type: Procedure
	Author: Bram Samyn	Project: CPD-01
	Revision: 1	Page nr: 18   Page

### Formal Safety Procedure Agreement:

Hereby all individuals concerned with the project state that he/she/they/them have read the document regarding the **safety procedure** and will implement these procedures as stated in the previous sections.

Furthermore, the signatory will report any unconformity and/or updates surrounding the safety procedures.

For each major update of the document a new revision will be made, hence the revision number will be updated. It is expected that the signees will verify the revised document and when the document proves to conform to the previous versions and standards, upon agreement with the stated rules/standards the signee can update the formal agreement.

Signed by: Can be a signature or writing "I have read and AGREE"

Author: Bram Samyn [Revision 0] "I have read and AGREE" 14/04/2022	Quinten Allemeersch: [Revision 0] "I have read and AGREE" 15/04/2022
Niels Baele: [Revision 0] "I have read and AGREE" 15/04/2022	Mentor/Supervisor: [Revision 0]

5. Bijlage 5

# AXIAL (FACE) SEAL CALCULATION

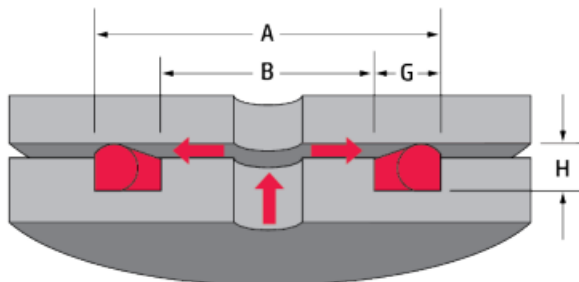


**Application: Internal Pressure    Unit: mm**

	Nominal	+/- Tolerance
O-Ring ID	81.00	
O-Ring C/S	2.00	

Gland (recommended)	Nominal	+ Tolerance	- Tolerance	
Outside Diameter (A)	85.00	0.13	0.00	m m
Groove Width (G)	2.90	0.25	0.00	m m
Gland Depth (H)	1.40	0.13	0.00	m m

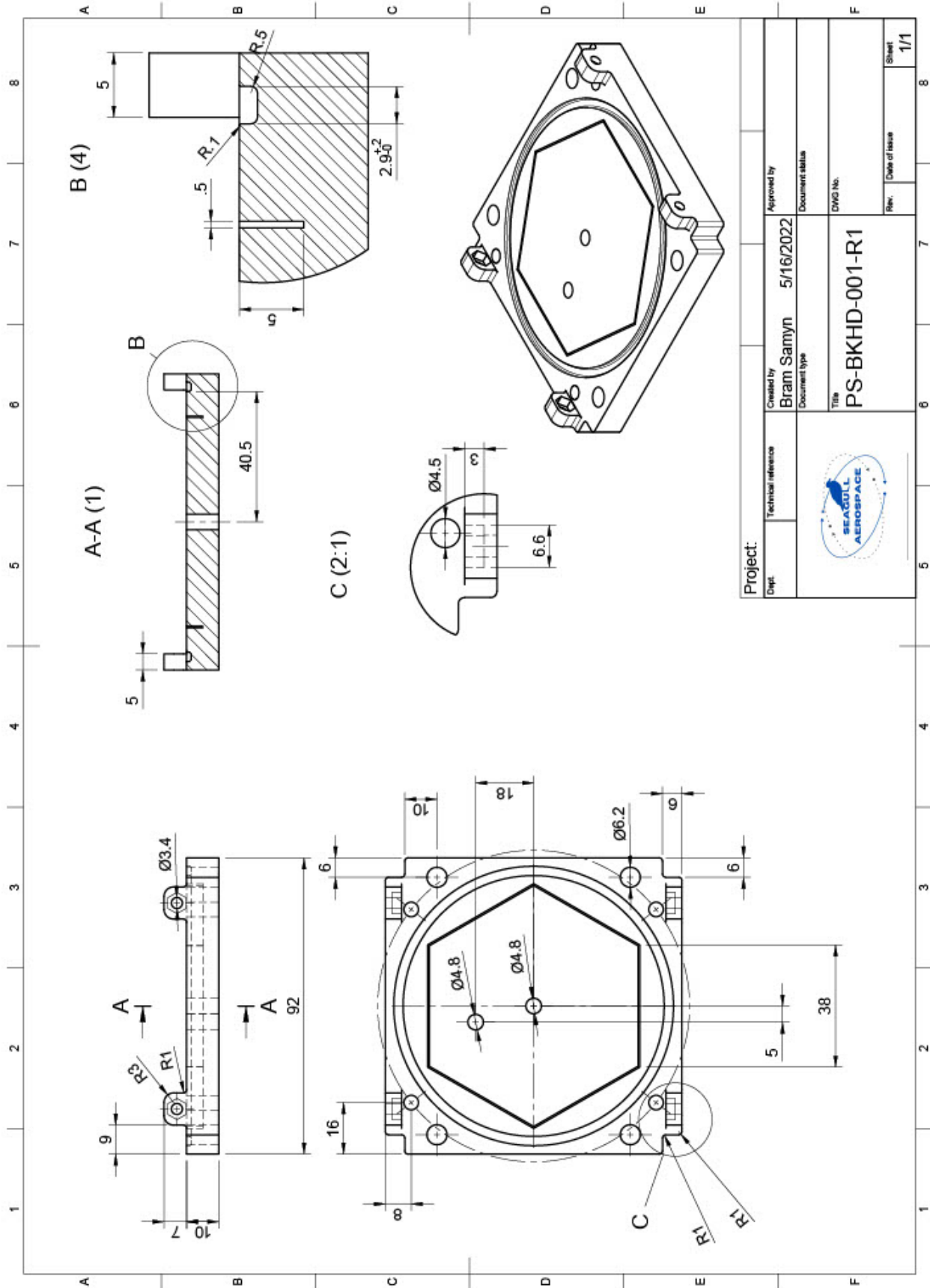
Results	Minimum	Nominal	Maximum
Squeeze			% (10% to 40%)
Squeeze			m m
Volume Fill			% (90% Max)
O-ring OD Interference			
Inside Diameter (ref) (B)			m m



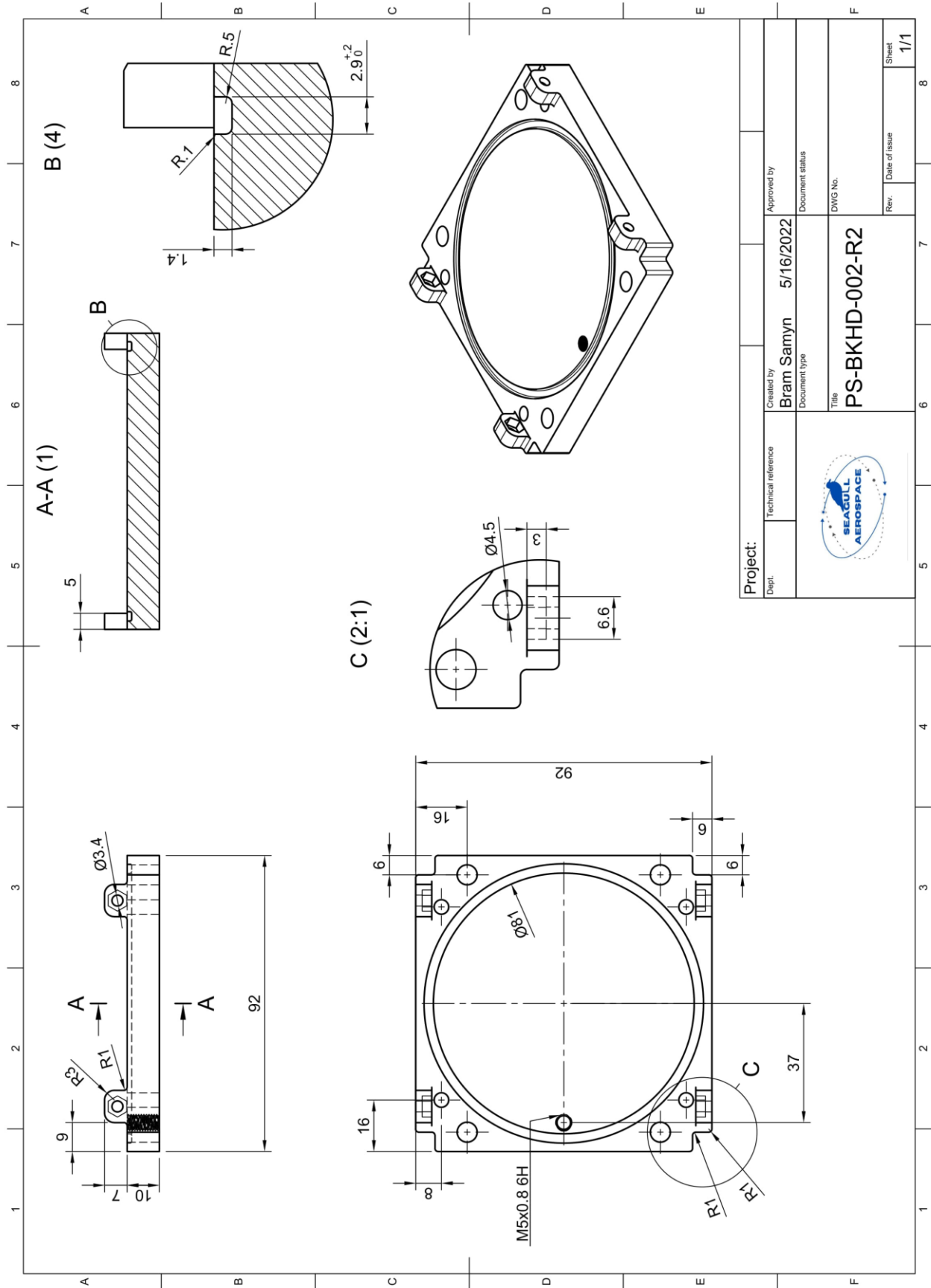
Internal Pressure

A – Outside Diameter    B – Inside Diameter    G – Groove Width    H – Gland Depth

## 6. Bijlage 6

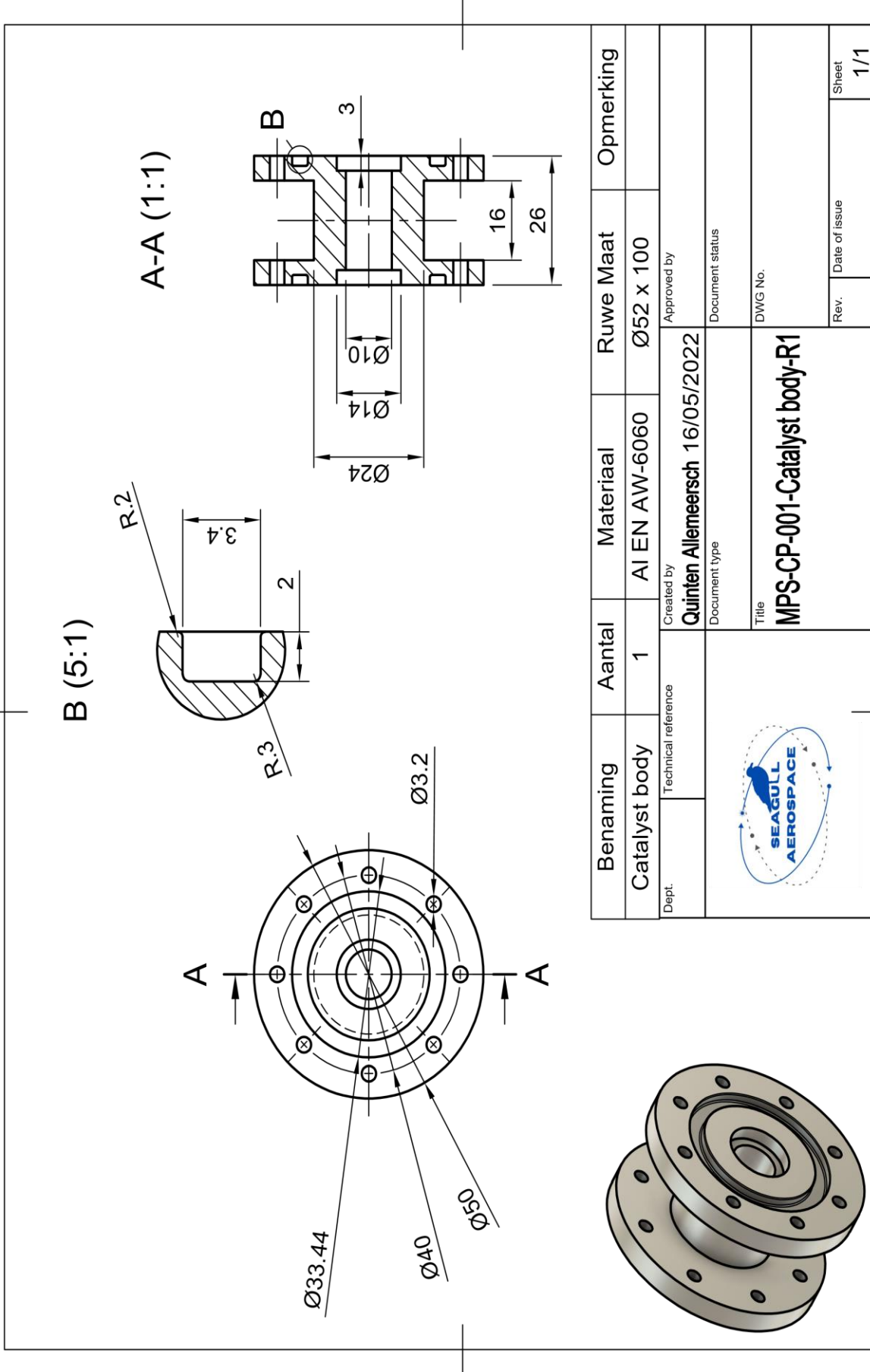


# 7. Bijlage 7



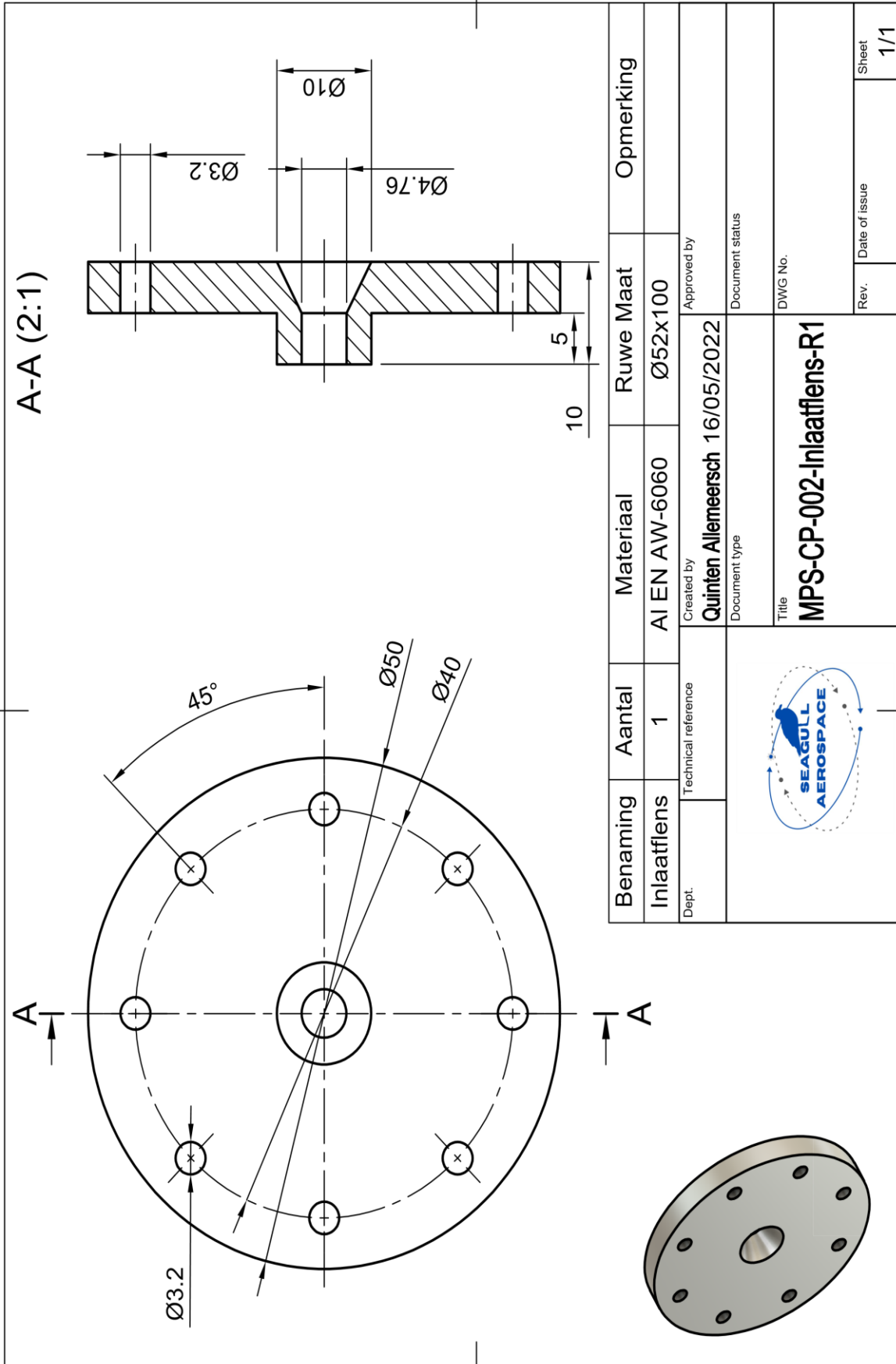



8. Bijlage 8



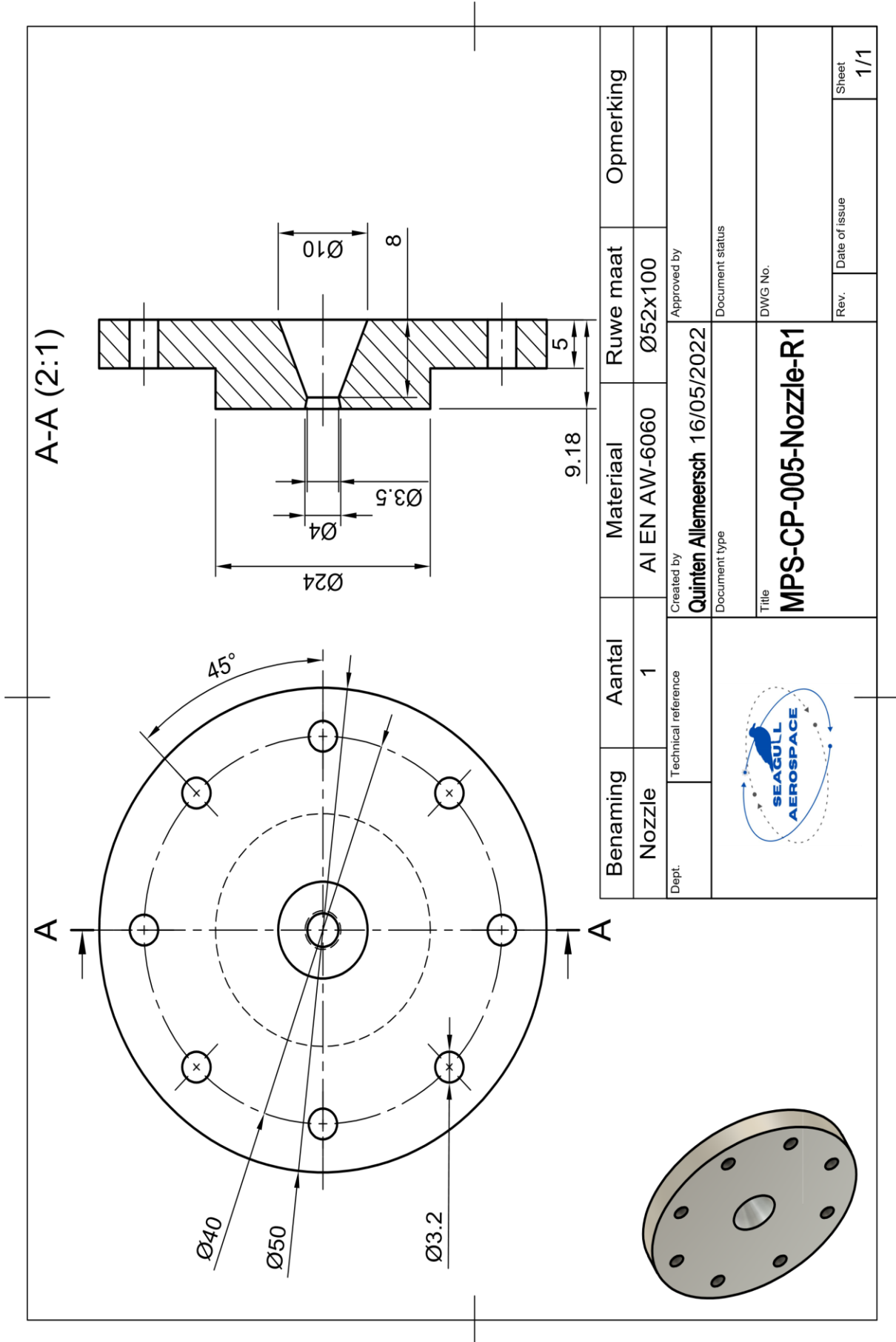
Benaming	Aantal	Materiaal	Ruwe Maat	Opmerking
Catalyst body	1	AI EN AW-6060	$\varnothing 52 \times 100$	
Dept.	Approved by			
Technical reference	Quinten Allemeersch 16/05/2022			
	Document type			
	Document status			
	DWG No.			
Title		MPS-CP-001-Catalyst body-R1		
	Rev.	Date of issue	Sheet	
			1/1	

9. Bijlage 9

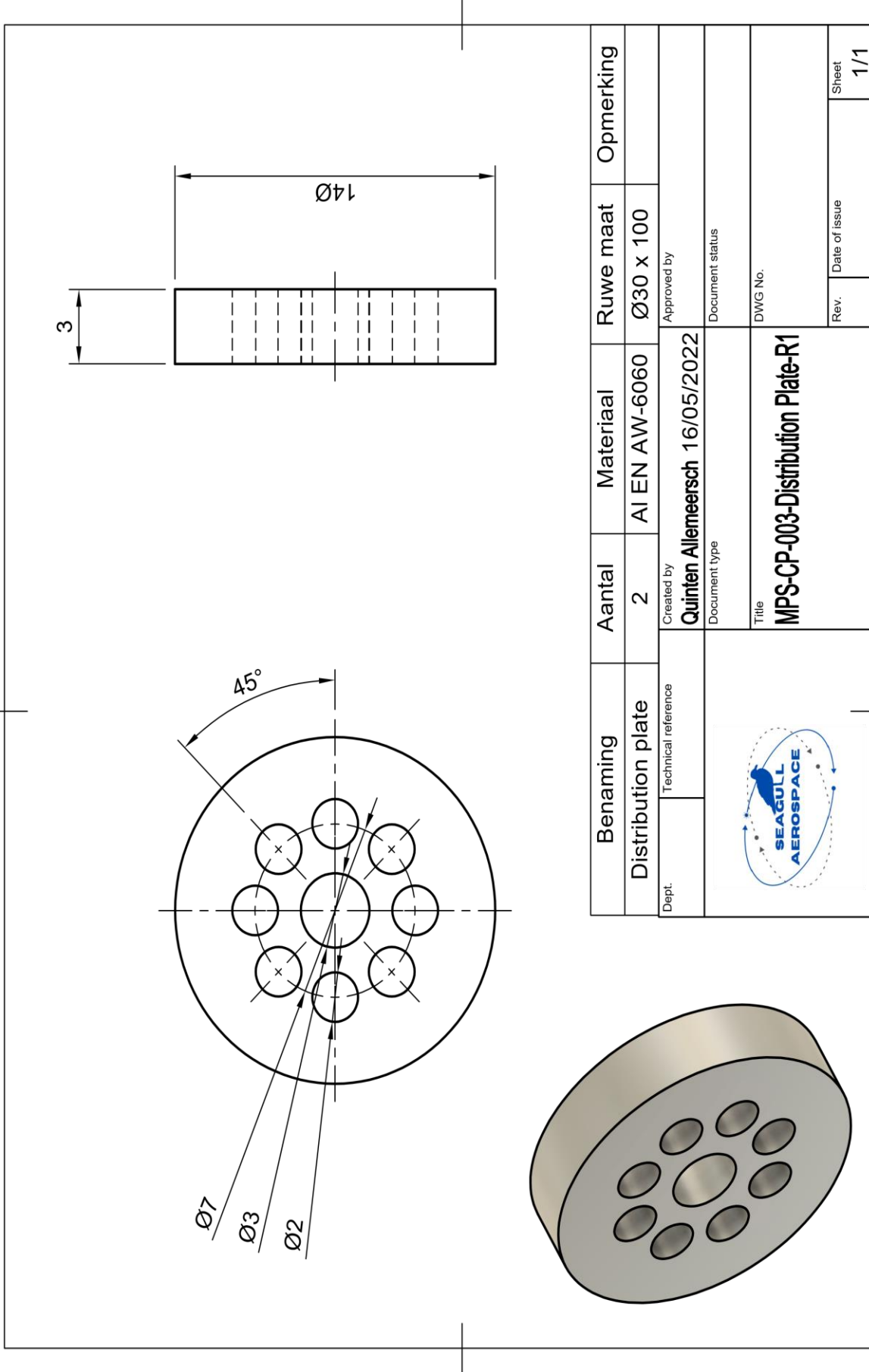


Benaming	Aantal	Materiaal	Ruwe Maat	Opmerking
Inlaatflens	1	AI EN AW-6060	Ø52x100	
Dept.	Technical reference	Created by <b>Quinten Allemeersch</b>	Approved by	
		<b>16/05/2022</b>	Document status	
		Title		
		<b>MPS-CP-002-Inlaatflens-R1</b>		DWG No.
		Rev.	Date of issue	Sheet
				<b>1/1</b>

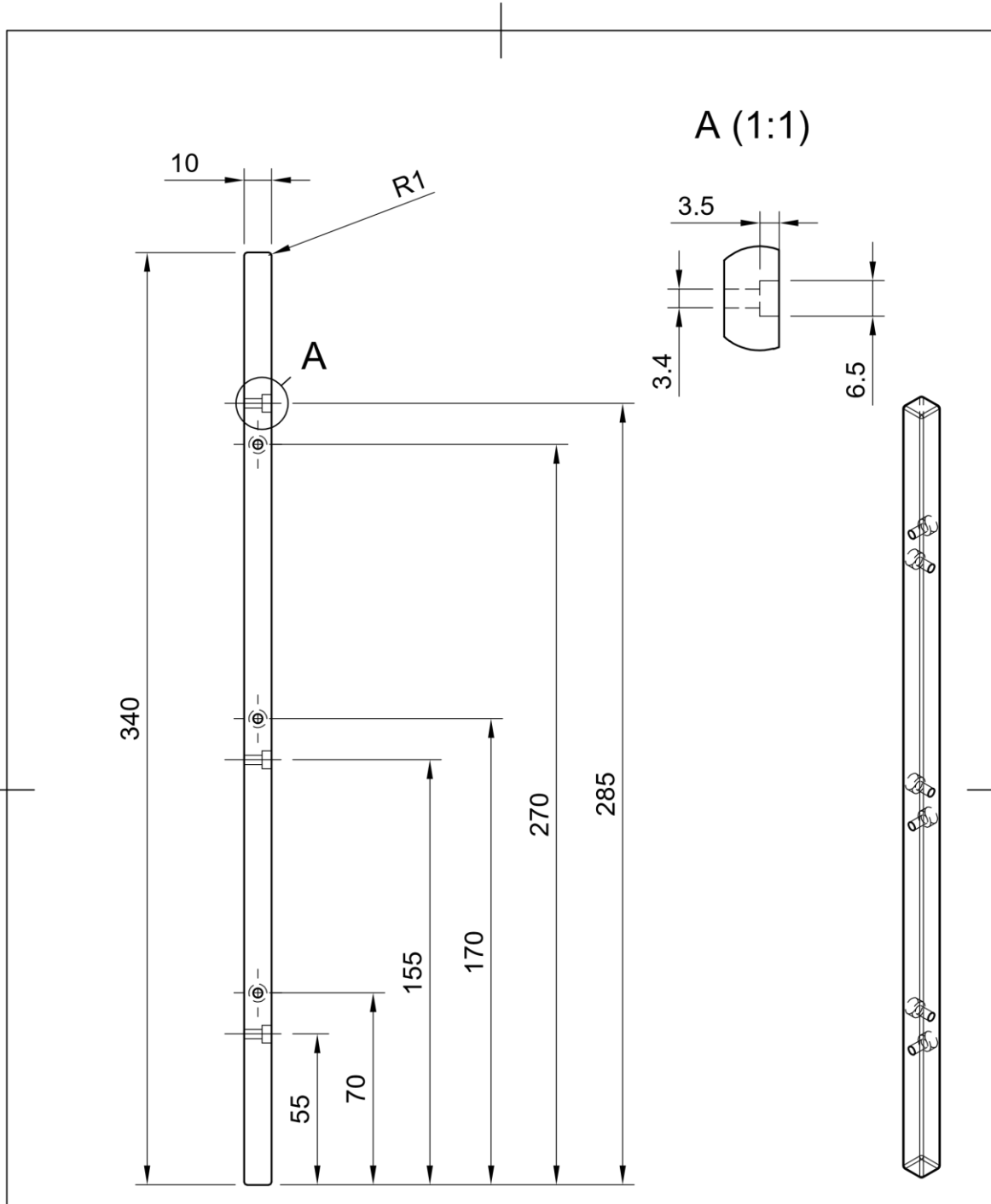
10. Bijlage 10



11. Bijlage 11

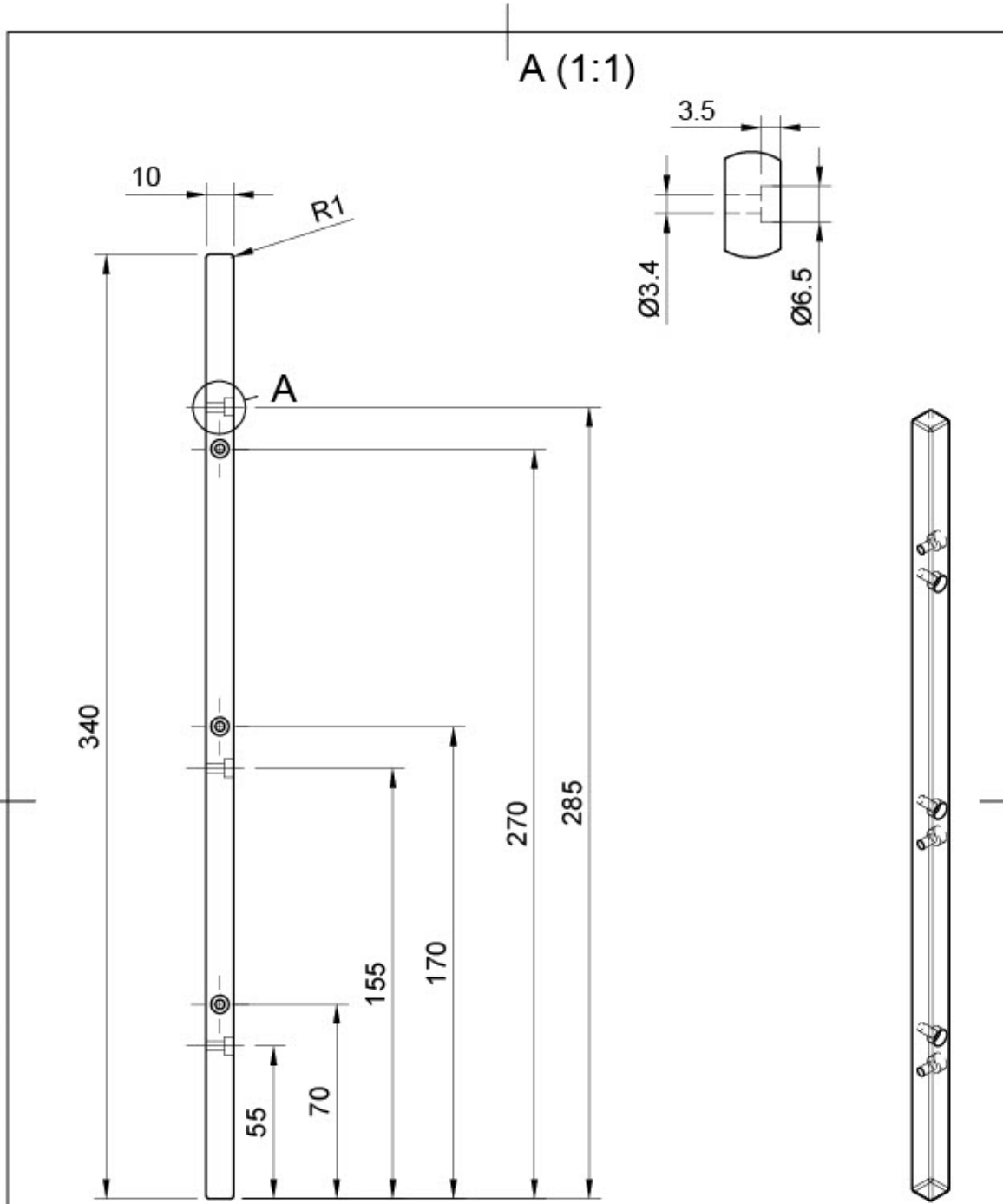


12. Bijlage 12



Benaming	Aantal	Materiaal	Ruwe maat	Opmerking
Rail 1	2	Al EN AW-6060	10x10x340	
Dept.	Technical reference	Created by <b>Quinten Allemeersch 5/06/2022</b>	Approved by	
		Document type	Document status	
		Title <b>ST-AF-001-ALOPM-R0</b>	DWG No.	
		Rev.	Date of issue	Sheet <b>1/1</b>

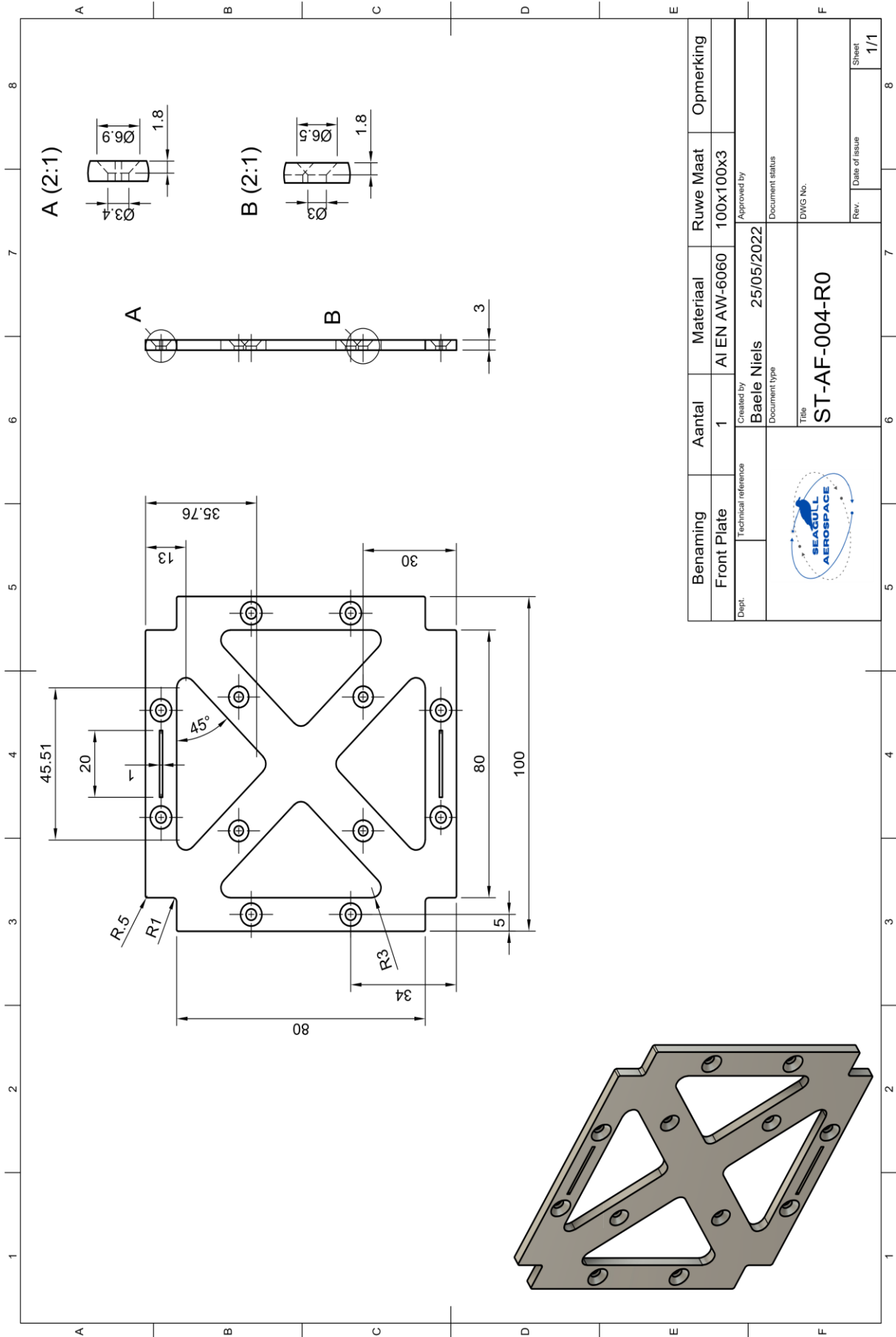
13. Bijlage 13



Benaming	Aantal	Materiaal	Ruwe maat	Opmerking
Rail 2	2	Al EN AW-6060	10x10x340	
Dept.	Technical reference	Created by <b>Quinten Allemeersch</b> 5/06/2022	Approved by	
		Document type	Document status	
		Title <b>ST-AF-002-ALOPM-R0</b>	DWG No.	
		Rev.	Date of issue	Sheet 1/1

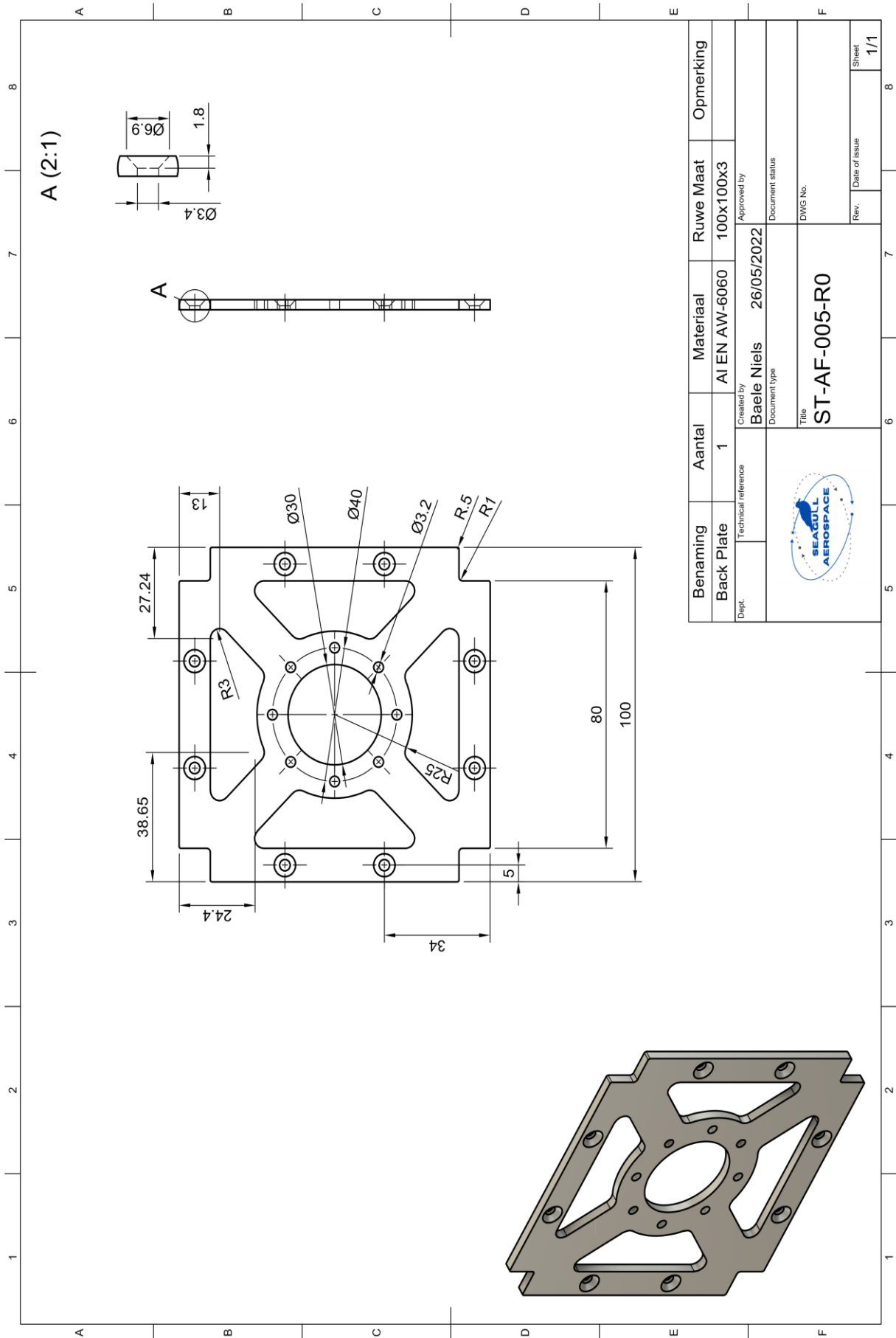



14. Bijlage 14



Benaming	Aantal	Materiaal	Ruwe Maat	Opmerking
Front Plate	1	Al EN AW-6060	100x100x3	
Created by		Approved by		
Baele Niels		25/05/2022		
Document type		Document status		
Title		DWG No.		
ST-AF-004-R0				
Rev.		Date of issue		Sheet
				1/1

15. Bijlage 15



Benaming	Aantal	Materiaal	Ruwe Maat	Opmerking
Back Plate	1	Al EN AW-6060	100x100x3	
Dept.	Created by Baele Niels 26/05/2022			
Technical reference	Document status			
		Title		
		ST-AF-005-R0		
		DWG No.		
		Rev.		
		Date of issue		
		Sheet		
		1/1		



# ECSS System

---

## Description, implementation and general requirements

ECSS Secretariat  
ESA-ESTEC  
Requirements & Standards Division  
Noordwijk, The Netherlands

#### Foreword

This Standard is one of the series of ECSS Standards intended to be applied together for the management, engineering, product assurance and sustainability in space projects and applications. ECSS is a cooperative effort of the European Space Agency, national space agencies and European industry associations for the purpose of developing and maintaining common standards. Requirements in this Standard are defined in terms of what shall be accomplished, rather than in terms of how to organize and perform the necessary work. This allows existing organizational structures and methods to be applied where they are effective, and for the structures and methods to evolve as necessary without rewriting the standards.

This Standard has been prepared by the ECSS-S-ST-00 Working Group, reviewed by the ECSS Executive Secretariat and approved by the ECSS Technical Authority.

#### Disclaimer

ECSS does not provide any warranty whatsoever, whether expressed, implied, or statutory, including, but not limited to, any warranty of merchantability or fitness for a particular purpose or any warranty that the contents of the item are error-free. In no respect shall ECSS incur any liability for any damages, including, but not limited to, direct, indirect, special, or consequential damages arising out of, resulting from, or in any way connected to the use of this Standard, whether or not based upon warranty, business agreement, tort, or otherwise; whether or not injury was sustained by persons or property or otherwise; and whether or not loss was sustained from, or arose out of, the results of, the item, or any services that may be provided by ECSS.

Published by: ESA Requirements and Standards Office  
ESTEC, P.O. Box 299,  
2200 AG Noordwijk  
The Netherlands

Copyright: 2020 © by the European Space Agency for the members of ECSS

## Change log

ECSS-S-00A 13 December 2005	First issue
ECSS-S-00B	Never issued
ECSS-S-ST-00C 31 July 2008	<p>Second issue</p> <p>This issue of ECSS-S-ST-00C supersedes ECSS-S-00A and replaces ECSS-M-00B, ECSS-E-00A and ECSS-Q-00A.</p> <p>The main changes to the previous versions are summarized hereafter:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• The descriptive text of the previous of ECSS-S-00 was reorganized and complemented with text from ECSS-M-00B, ECSS-E-00A and ECSS-Q-00A to introduce the content of the disciplines of the three ECSS branches.</li> <li>• Requirements were added as follows:</li> <li>• Top-level requirements from ECSS-M-00B were moved to ECSS-S-ST-00C while the remaining requirements were moved to ECSS-ST-M-10C.</li> <li>• Top-level requirements from ECSS-Q-00A were moved to ECSS-S-ST-00C while the remaining requirements were moved to ECSS-Q-ST-10C.</li> <li>• New top-level requirements missing in the ECSS Standards.</li> <li>• Example of template for an "ECSS applicable requirements matrix (EARM)" for the requirements of ECSS-S-ST-00 was added in 0.</li> <li>• A form for ECSS Change Request/Document Improvement Proposal for user feedback was added as 0.</li> </ul>
ECSS-S-ST-00C Rev.1 15 June 2020	<p>Second issue Revision 1</p> <p>Changes with respect to ECSS-S-ST-00 (31 July 2008) are identified with revision tracking.</p> <p>Main changes are:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Update of document to account for new ECSS branch "Space sustainability"</li> <li>• Addition of reference to new ECSS-S-ST-00-02 "ECSS system – Tailoring"</li> <li>• Clause 7 "Application of ECSS Standards": Text re-written and shortened</li> <li>• Clause 8 "User feedback": Update of third bullet about ECSS Change Request. Reference made to the ECSS.NL website and the</li> </ul>

	<p>former reference to the Annex deleted</p> <ul style="list-style-type: none"><li>• Deletion of former Annex A "Example of template for an EARM for the requirements of ECSS-S-ST-00C"</li><li>• Deletion of former Annex B "ECSS Change Request / Document Improvement Proposal" and update of This causes a renumbering of all subsequent Annexes</li><li>• Bibliography deleted</li></ul>
--	---



---

## Table of contents

---

Change log .....	3
<b>1 Scope.....</b>	<b>7</b>
<b>2 Normative references .....</b>	<b>8</b>
<b>3 Terms, definitions and abbreviated terms.....</b>	<b>9</b>
3.1 Terms from other standards.....	9
3.2 Abbreviated terms.....	9
<b>4 ECSS system objectives and policy .....</b>	<b>10</b>
<b>5 ECSS System description.....</b>	<b>11</b>
5.1 Overview .....	11
5.2 Types of ECSS documents.....	11
5.2.1 Standards .....	11
5.2.2 Handbooks.....	12
5.2.3 Technical memoranda.....	12
5.3 Structure and architecture of ECSS Standards System.....	13
5.3.1 Overview.....	13
5.3.2 Management (M-branch).....	15
5.3.3 Engineering (E-branch).....	16
5.3.4 Product Assurance (Q-branch).....	19
5.3.5 Space Sustainability (U-branch).....	22
<b>6 Introduction into space programmes .....</b>	<b>23</b>
6.1 The customer-supplier model .....	23
6.2 Business agreements .....	23
6.3 Applicability of ECSS documents.....	24
<b>7 Application of ECSS Standards .....</b>	<b>26</b>
<b>8 User feedback.....</b>	<b>27</b>
<b>9 Requirements.....</b>	<b>28</b>
9.1 Applicability.....	28

9.2 Requirements on customers .....	28
9.3 Requirements on suppliers .....	29

**Figures**

Figure 5-1: ECSS User Standards structured as Branches .....	13
Figure 5-2: Disciplines of the ECSS Standards system .....	14
Figure 6-1: Customer–supplier network concept.....	25

**Tables**

Table 5-1: Disciplines in the management branch .....	15
Table 5-2: Disciplines in the engineering branch .....	17
Table 5-3: Disciplines in the product assurance branch.....	19
Table 5-4: Disciplines in the space sustainability branch .....	22

# 1

## Scope

This document is the ECSS top-level document for ECSS users. It gives a general introduction into ECSS and the use of ECSS Documents in space programmes and projects.

Its purpose is to provide users with an overview of the ECSS System, together with an introduction to the *four* branches of applicability and to the disciplines covered by the set of ECSS Standards and the processes involved in generating and using these standards.

As an introduction into space programmes, space projects actors and their customer-supplier relationships are described.

The *four* branches (Management, Product Assurance, Engineering and Space Sustainability) of ECSS system and their disciplines are then presented as well as link amongst the branches.

Application of the ECSS System for space projects in the customer-supplier chain is explained and a practical tailoring method is described together with methods for collecting and processing user feedback.

**NOTE** The tailoring process has been extracted from this document and is provided in a separate document, ECSS-S-ST-00-02 ECSS system – Tailoring.

Finally top-level requirements are defined for implementation of the ECSS system in space projects/programmes.

This standard is applicable to all the procurements of space products.

With effect from the date of approval, this Standard announces the adoption of the external document on a restricted basis for use in the European Cooperation for Space Standardization (ECSS) system.

# 2

## 2 Normative references

The following normative documents contain provisions which, through reference in this text, constitute provisions of this ECSS Standard. For dated references, subsequent amendments to, or revisions of any of these publications do not apply. However, parties to agreements based on this ECSS Standard are encouraged to investigate the possibility of applying the most recent editions of the normative documents indicated below. For undated references the latest edition of the publication referred to applies.

ECSS-S-ST-00-01	ECSS system – Glossary of terms
ECSS-S-ST-00-02	ECSS system - Tailoring

NOTE: As decided by the ECSS Technical Authority at TA#70 (15 June 2020) is this document made available as ECSS-S-ST-00-02C Draft 1 (15 June 2020), pending the Pilot Case of Tailoring.

## 3

# Terms, definitions and abbreviated terms

### 3.1 Terms from other standards

For the purpose of this Standard, the terms and definitions from ECSS-S-ST-00-01 apply.

### 3.2 Abbreviated terms

For the purpose of this Standard, the abbreviated terms from ECSS-S-ST-00-01 and the following apply:

Abbreviation	Meaning
DRD	document requirements definition
EARM	ECSS applicable requirements matrix
ECM	ECSS compliance matrix
HB	handbook
ID	implementation document
PA	product assurance
PRD	project requirements document
SDO	standard development organization
TM	technical memorandum

## 4 ECSS system objectives and policy

The overall objectives of using the ECSS system of standards include:

- achieving more cost effective space programmes and projects in Europe,
- improving the competitiveness of European space industry,
- improving the quality and safety of space projects and products,
- facilitating clear and unambiguous communication between all parties involved, in a form suitable for reference or quotation in legally binding documents,
- reducing risk and guaranteeing interoperability and interface compatibility by applying proved and recognized requirements and methods.

In order to meet the above stated objectives, the ECSS policy has been developed: see ECSS-P-00.

ECSS documents are produced to support the formal customer-supplier relation in developing space programs and projects.

In order to ensure European space programmes and projects' efficiency in terms of technical performance, life cycle cost-effectiveness and on-time deliveries, the ECSS System can be adapted to specific domains of application by use of tailoring activities.

NOTE See attachment "Example of ECSS Applicable Requirements Matrix (EARM)" in ECSS-S-ST-00-02 "Tailoring".

Systematic feedback of experience from programmes, projects and other appropriate sources into the ECSS System allows improvement of ECSS Standards.



## 5 ECSS System description

### 5.1 Overview

The ECSS System has been developed as a cooperative effort between the European space agencies and space industries. It comprises a comprehensive set of documents addressing all essential aspects of the three major branches for the successful implementation of space programmes and projects, namely

- Project management,
- Engineering,
- Product assurance, and
- Space sustainability.

ECSS user oriented documents other than the present one and ECSS-ST-00-01 fall in one of those branches.

ECSS includes three types of documents: standards, handbooks and technical memoranda.

### 5.2 Types of ECSS documents

#### 5.2.1 Standards

Standards are documents for direct use in invitation to tender and business agreements for implementing space related activities.

They state verifiable requirements, supported by the minimum descriptive text necessary to understand their context.

Each requirement contained within a Standard has a unique identification, allowing full traceability and easy verification of compliance.

Standards are named as ECSS-<X>-ST-<Number> <Version>, where:

<X> represents the branch and can take the following values: P or S (ECSS system), M (management), E (engineering), Q (product assurance) or U (Space sustainability).

<Number> is one or two groups of two digits.

<Version> is a letter from "A" onwards.

When a requirement asks for the delivery of a document, the scope and content is specified in a dedicated DRD (Document Requirements Definition), which forms an integral part of a standard.

**NOTE** The DRD defines only the scope and content of the document in a mandatory way, not the form. I.e. the content may also be presented in a different form, in particular also by combining the content of two or more DRDs into one deliverable document.

The ECSS Standards focus primarily on what is required to comply with each standard, rather than how to achieve this. This approach provides the flexibility for different customers and suppliers to use established “in-house” procedures, or processes, to comply with these standards.

### 5.2.2 Handbooks

Handbooks are non-normative documents providing background information, orientation, advice or recommendations related to one specific discipline or to a specific technique, technology, process or activity.

ECSS handbooks provide guidelines and good practices, and collection of data.

They are named as ECSS- $\langle X \rangle$ -HB- $\langle \text{Number} \rangle$   $\langle \text{Version} \rangle$ , where  $\langle X \rangle$ ,  $\langle \text{Number} \rangle$  and  $\langle \text{Version} \rangle$  have the same meaning as for standards.

Handbooks do not contain requirements, but provide additional information on selected topics addressed by the ECSS standards. Handbooks can be used as reference document or transformed into normative documents by the customer.

### 5.2.3 Technical memoranda

Technical memoranda are non-normative documents providing useful information to the space community on a specific subject.

They are prepared to record and present data which are not the subjects for a standard or for a handbook or not yet mature to be published as standard or handbook.

They are named as ECSS- $\langle X \rangle$ -TM- $\langle \text{Number} \rangle$   $\langle \text{Version} \rangle$ , where  $\langle X \rangle$ ,  $\langle \text{Number} \rangle$  and  $\langle \text{Version} \rangle$  have the same meaning as for standards.

Technical memoranda do not contain requirements, but provide additional information on selected topics addressed by the ECSS standards. Technical memoranda can be used as reference document and are not intended to be transformed into normative documents.

## 5.3 Structure and architecture of ECSS Standards System

### 5.3.1 Overview

The present document is the top level user document of ECSS. Beneath this document there are three parallel branches, one each for project management, engineering, and product assurance (see Figure 5-1). Project management branch documents have an “M” prefix, engineering standards have an “E” prefix, product assurance standards have a “Q” and sustainability standards have a “U” prefix.

Some documents adopted by ECSS are originated from other Standard Development Organizations (SDO) (see ECSS-P-00 and Figure 5-1).

Within each branch, disciplines and corresponding requirements are covered by dedicated standards. ECSS Disciplines can also be supported by Handbooks (HB) and Technical Memoranda (TM) as necessary.

The disciplines addressed by the ECSS Standards system are given in Figure 5-2.

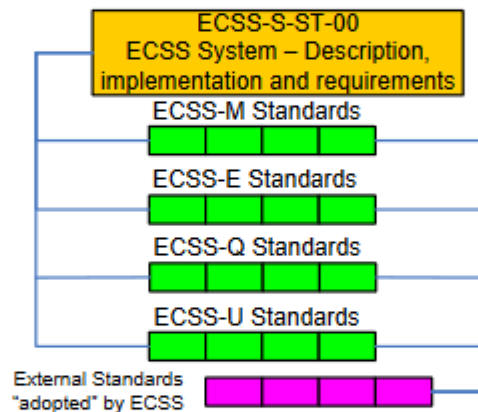


Figure 5-1: ECSS User Standards structured as Branches

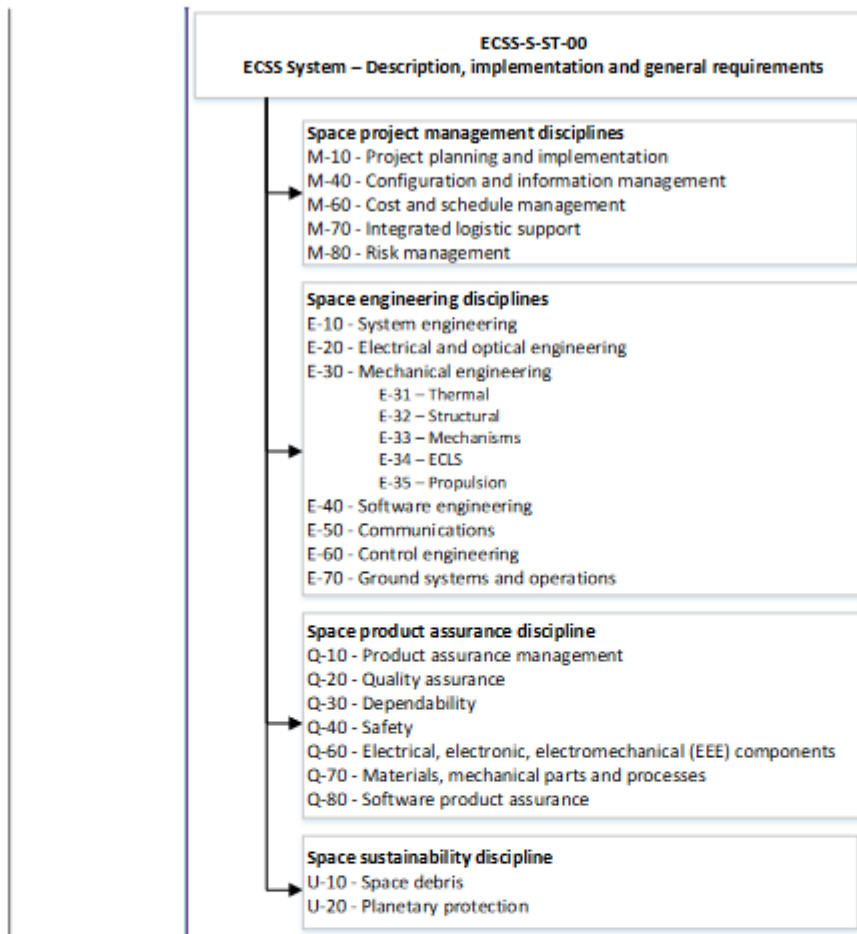


Figure 5-2: Disciplines of the ECSS Standards system

### 5.3.2 Management (M-branch)

The overall objective of project management is to implement a process to achieve successful completion of the project in terms of cost, schedule and technical performance. Project management is performed following a structured approach throughout all stages of its life cycle and at all levels of the customer-supplier chain.

It integrates all management, engineering and product assurance functions required to execute the project.

Table 5-1 presents an overview of the disciplines covered by ECSS management branch. It is not intended to be exhaustive.

**Table 5-1: Disciplines in the management branch**

Discipline	Title	Scope / Objective
M-10	Project Planning and Implementation	<p>Project planning and implementation discipline provides a coherent set of processes for minimizing the technical, scheduling and economic risks of the project. In particular this is done by:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>introducing phases and formal milestones enabling the progress of the project to be controlled with respect to cost, schedule and technical objectives.</li> <li>defining project breakdown structures, which constitutes the common and unique reference system for the project management to:</li> <li>identify the tasks and responsibilities of each actor;</li> <li>ensure the coherence between technical, documentary, administrative and financial activities of the whole project;</li> <li>perform scheduling and costing activities.</li> <li>setting up a project organization to implement a structured and complete approach to perform all necessary activities on the project.</li> </ul> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-M-ST-10.</p>
M-40	Configuration and Information Management	<p>Configuration management and information discipline:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>identifies, describes and controls the technical description of a system in a logical and consistent manner throughout the system's life cycle, and</li> <li>ensures that the information necessary for effective execution of all management processes are recorded, retrieved, distributed and modified in a traceable manner.</li> </ul> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-M-ST-40.</p>

Discipline	Title	Scope / Objective
M-60	Cost and Schedule Management	<p>Cost and schedule management discipline provides a coherent set of processes for verifying the compliance of project planning and organization to ensure the consistent use of human resources, facilities, materials and funds to achieve the successful completion of the space project within its established goals: costs, schedule and performance.</p> <p>It provides alerts to trigger necessary adaptations (e.g. re-planning, resource reallocation).</p> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-M-ST-60.</p>
M-70	Integrated Logistic Support	<p>Integrated logistic support discipline covers the requirements necessary for logistic support throughout the system life cycle.</p> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-M-ST-70.</p>
M-80	Risk Management	<p>Risk management discipline identifies all risks (incl. new opportunities) and keeps these risks within defined and accepted boundaries that are defined in the risk policy of the project.</p> <p>Risk management aims at all aspects of the programme, including technical and quality performance, programmatic (e.g. funding, political environment), cost (e.g. contract type, project cost), schedule and operation (e.g. logistic support, security). In particular it includes:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• The systematic identification, assessment and classification of all risk causes and consequences prior to definition and implementation of a decision to accept, to monitor or to take action. The risk assessment supports the decision making process, including consideration of uncertainties about the risk involved. Independent verification of the risk assessment ensures its objectiveness.</li> <li>• The systematic definition, implementation, control and verification of actions appropriate for elimination or reduction of risk to an acceptable level.</li> </ul> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-M-ST-80.</p>

### 5.3.3 Engineering (E-branch)

ECSS-E disciplines cover the engineering aspects of space systems and products, including:

- the engineering process as applied to space systems and their elements or functions, and
- technical aspects of products used to accomplish, or associated with, space missions.

Table 5-2 presents an overview of the disciplines covered by ECSS engineering branch. It is not intended to be exhaustive.



**Table 5-2: Disciplines in the engineering branch**

Discipline	Title	Scope / Objective
E-10	System Engineering	<p>The system engineering discipline is a multidisciplinary activity to technically coordinate the different engineering activities to ensure the overall technical consistency and integrity within the project. In particular it includes:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• System technical requirements definition analysis, integration and interfaces control, verification, and</li> <li>• System activities providing constraints to others disciplines such as space environment, human factors and celestial mechanics, reference coordinates.</li> </ul> <p>Note: Equipment electromagnetic compatibility design aspects are included in the discipline E-20 "Electrical and Optical".</p> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-E-ST-10.</p>
E-20	Electrical and Optical Engineering	<p>The electrical and optical engineering discipline addresses all aspects of the electrical, electronic, electromagnetic, microwave and optical engineering processes design of space products. In particular it includes:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• functions such as power generation, storage, conversion and distribution,</li> <li>• analysis and design requirements such as multipaction, spacecraft charging, electromagnetic compatibility, electrical interfaces and interconnections, and</li> <li>• technological aspects of communication interfaces.</li> </ul> <p>Note: Communication protocols are included in the discipline E50 "Communications".</p> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-E-ST-20.</p>
E-30	Mechanical Engineering	<p>The mechanical engineering discipline addresses all aspects of the mechanical design of space products. In particular it includes:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• thermal control,</li> <li>• structures including structural materials,</li> <li>• mechanisms and pyrotechnics,</li> <li>• environmental control and life support (ECLS), and</li> <li>• propulsion (launchers and spacecrafts).</li> </ul> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-E-ST-31, -32, -34 and -35.</p>

Discipline	Title	Scope / Objective
E-40	Software Engineering	<p>The software engineering discipline addresses the life cycle processes for software products (e.g. requirements definition, architectural design, development, operations and maintenance). In particular it addresses the different types of software: on-board (embedded), on-ground, and software for qualification, testing and verification.</p> <p>Note: Discipline Q-80 "Software product assurance" covers product assurance for software.</p> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-E-ST-40.</p>
E-50	Communications	<p>The communications discipline addresses all communication aspects related to:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• External interfaces for telemetry, telecommands, ranging and data: spacecraft-to-ground, spacecraft-to-spacecraft, ground-to-ground, and</li> <li>• Internal interfaces between items of on-board equipments.</li> </ul> <p>In particular this discipline covers all aspects such as link budgets and protocols on various communication layers.</p> <p>Note: Discipline E-70 "Ground systems and operations" covers services definition.</p> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-E-ST-50.</p>
E-60	Control Engineering	<p>The control engineering discipline addresses aspects of automatic control in space systems. In particular it includes:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Requirements for dynamics and control, (e.g. attitude and orbit control, robotics, rendez-vous and docking), and</li> <li>• Requirements for sensors and actuators (e.g. gyroscopes, sun and star sensors),</li> </ul> <p>More details, descriptions and requirements are given in the ECSS-E-ST-60 discipline documents.</p> <p>Note: There is no level 1 E-60 standard.</p>
E-70	Ground Systems and Operations	<p>The ground systems and operations discipline addresses the engineering of the ground segment and mission operations, which form an integral part of the overall system implementing a space project. In particular it includes:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Procedures and languages for operations,</li> <li>• Requirements for space segment operability,</li> <li>• Telemetry and telecommand services definition, and</li> <li>• Requirements on interface between space vehicle and ground support equipment.</li> </ul> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-E-ST-70.</p>

### 5.3.4 Product Assurance (Q-branch)

The prime objective of Product Assurance is to assure that the Space Products accomplish their defined mission objectives and more specifically that they are *safe, available and reliable*. In support of project Risk Management, PA assures an adequate identification, appraisal, prevention and control of technical risks within project constraints.

Table 5-3 presents an overview of the disciplines covered by ECSS product assurance branch. It is not intended to be exhaustive.

**Table 5-3: Disciplines in the product assurance branch**

Discipline	Title	Scope / Objective
Q-10	Product Assurance Management	<p>Product Assurance management is a multidisciplinary activity to ensure that a Product Assurance programme is implemented and managed throughout all project phases and coordinated with all actors. It addresses the Product Assurance Plan defining all PA activities consistent with the Project objectives, requirements, criticalities and constraints. In particular it includes:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Allocation and availability of adequate resources, personnel and facilities to carry out the necessary Product Assurance tasks,</li> <li>• Requirements for tier suppliers to perform proper Product Assurance monitoring and control,</li> <li>• Progress monitoring, reporting and visibility of all Product Assurance matters, in particular those related to alerts, critical items, non-conformances, changes, deviations, waivers, actions or recommendations resulting from reviews, inspection and audits, qualification, verification and acceptance.</li> </ul> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-Q-ST-10.</p>
Q-20	Quality Assurance	<p>The quality assurance discipline addresses all aspects to ensure that product quality is specified according to customer needs, designed-in, built, verified and maintained in the products with associated documentation throughout project life cycle. In particular it addresses:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Quality Assurance for test centres, and</li> <li>• Off the shelf equipment and components.</li> </ul> <p>Note: Discipline Q-80 "Software product assurance" covers product assurance for software.</p> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-Q-ST-20.</p>

Discipline	Title	Scope / Objective
Q-30	Dependability	<p>The dependability discipline addresses all aspects to ensure that the dependability performance (availability performance and its influencing factors reliability performance, maintainability performance and maintenance support performance) is met for the space product including system functions implemented in software and the interaction between hardware and software. In particular it includes:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Design rules (e.g. derating, end of life parameter drifts), and</li> <li>• Dependability analyses (e.g. worst case circuit performance, failure mode and effects, criticality).</li> </ul> <p>Note: Discipline Q-80 covers software dependability. However the dependability. However, the dependability requirements for functions implemented in software, and the interaction between hardware and software, are defined in Q-30 discipline.</p> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-Q-ST-30.</p>
Q-40	Safety	<p>The safety discipline addresses all aspects to ensure that all safety risks associated with the design, development, production and operations of Space Product are identified, assessed, minimised, controlled and finally accepted through the implementation of a safety assurance programme. In particular it addresses the assessment of the risks based on qualitative and quantitative analyses (e.g. hazard, fault-tree, sneak).</p> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-Q-ST-40.</p>
Q-60	Electrical, Electronic, Electromechanical (EEE) Components	<p>The EEE components discipline defines requirements for selection, control and procurement of EEE components for space projects to ensure that they satisfy the mission performance requirements during the full life cycle of the products. In particular it addresses:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Component programme management,</li> <li>• Component selection, evaluation and approval,</li> <li>• Component procurement,</li> <li>• Component handling, storage, reliving, and</li> <li>• Component quality assurance.</li> </ul> <p>Note: Discipline Q-30 "Dependability" covers the dependability design rules related to EEE components (e.g. derating and end of life parameter drift).</p> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-Q-ST-60.</p>

Discipline	Title	Scope / Objective
Q-70	Materials, Mechanical Parts and Processes	<p>The Materials, Mechanical Parts and Processes discipline defines requirements for selection, control and procurement of materials, mechanical parts and processes for space projects to ensure that they satisfy the mission performance requirements during the full life cycle of the products. In particular it addresses:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Requirements and processes for selection (e.g. characterisation, evaluation, qualification for their intended use) and procurement of the materials and mechanical parts, (e.g. outgassing, thermal-cycling, radiation, soldering, cracking), and</li> <li>• Requirements and processes for avoiding planetary contamination (e.g. cleanliness, sterilisation).</li> </ul> <p>Note: Discipline Q-30 "Dependability" covers the dependability design rules related to Materials, Mechanical Parts and Processes.</p> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-Q-ST-70.</p>
Q-80	Software Product Assurance	<p>The Software Product Assurance discipline defines requirements to ensure that developed or reused software and software services perform properly and safely in their operational environments. It also includes requirements for the development of non-deliverable software which affects the quality of the deliverable product or service provided by a space system (e.g. test and verification software).</p> <p>Note: Discipline E-40 "Software engineering" covers engineering aspects of software.</p> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-Q-ST-80.</p>

### 5.3.5 Space Sustainability (U-branch)

The prime objective of Space Sustainability is to ensure the long term sustainability of space activities, including orbital debris mitigation, space situation awareness, and planetary protection.

Space sustainability refers to the ability for all countries to continue to use space for peaceful purpose and socio-economic or scientific benefit over the long term.

**Table 5-4: Disciplines in the space sustainability branch**

Discipline	Title	Scope / Objective
U-10	Space Debris	<p>The space debris discipline covers all activities to avoid space debris proliferation, to mitigate the risk of space debris generation by objects already in orbit or intended to be brought into orbit and to reduce space debris by active disposal activities.</p> <p>It includes the protection of people and assets on ground against threats from man-made space objects when returning to earth.</p> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-U-ST-10.</p>
U-20	Planetary Protection	<p>Planetary protection deals with all measures in interplanetary mission to prevent biological contamination of both the target celestial body and the Earth in the case of sample-return missions.</p> <p>More details, descriptions and requirements are given in ECSS-U-ST-20.</p>



## 6

---

# Introduction into space programmes

---

### 6.1 The customer-supplier model

The production of space systems calls for the cooperation of several organizations that share the common objective of providing a product that satisfies the customer's needs (performance within cost and schedule constraints).

All space project actors are either a customer or a supplier, or both.

In its simplest form, a project can comprise one customer with just one supplier; however, most space projects comprise a number of hierarchical levels, where:

- the actor at the top level of the hierarchy is the top level customer,
- the actors at intermediate levels of the hierarchy are both supplier and customer,
- the actors at the lowest level of the hierarchy are suppliers only.

### 6.2 Business agreements

Within the project, exchanges of products and services are governed by business agreements, used as a generic term throughout the ECSS Standards when referring to a legally binding agreement between two or more actors in the customer-supplier chain. These agreements include the terms and conditions agreed between the parties, the rules by which business is conducted, the actors' commitments and obligations for the provision of goods and services, the methods of acceptance and compensation, monetary, or otherwise. Business agreements serve as a framework prescribing the activities throughout the execution of work, and as a reference to verify compliance.

Business agreements are recorded in a variety of forms, such as

- Contracts,
- Memoranda of understanding,
- Inter-governmental agreements,
- Inter-agency agreements,
- Partnerships,
- Bartering agreements, and
- Purchase orders.

### 6.3 Applicability of ECSS documents

The ECSS documents themselves do not have legal standing and they do not constitute business agreements: they are made applicable by invoking them in business agreements, most commonly in contracts. The applicability of standards and requirements is specified in the project requirements documents (PRDs), which are included in business agreements, which are agreed by the parties and binding them.

NOTE Description of PRD is provided in ECSS-M-ST-10, Clause 4.1.10.

The top-level customer's PRD forms the basis for the generation of all lower level customer PRDs. An integral part of a PRD, at any level, is the set of ECSS Standards tailored as necessary and documented in an "ECSS Applicability Requirements Matrix" (EARM), as described in ECSS-S-ST-00-02..

A supplier, at any level, is responsible for demonstrating compliance with the project requirements contained in his customer's PRD, through, for example, the elaboration of a compliance matrix, and ultimately for supplying a conforming product. The compliance to the PRD is presented in an Implementation Documents (IDs), for example project plans (e.g. management, engineering and product assurance) and compliance matrix.

NOTE Description of Implementation Document is provided in ECSS-M-ST-10.

The hierarchical structure in Figure 6-1 constitutes the customer-supplier chain within a project with its contractual chain of documents.

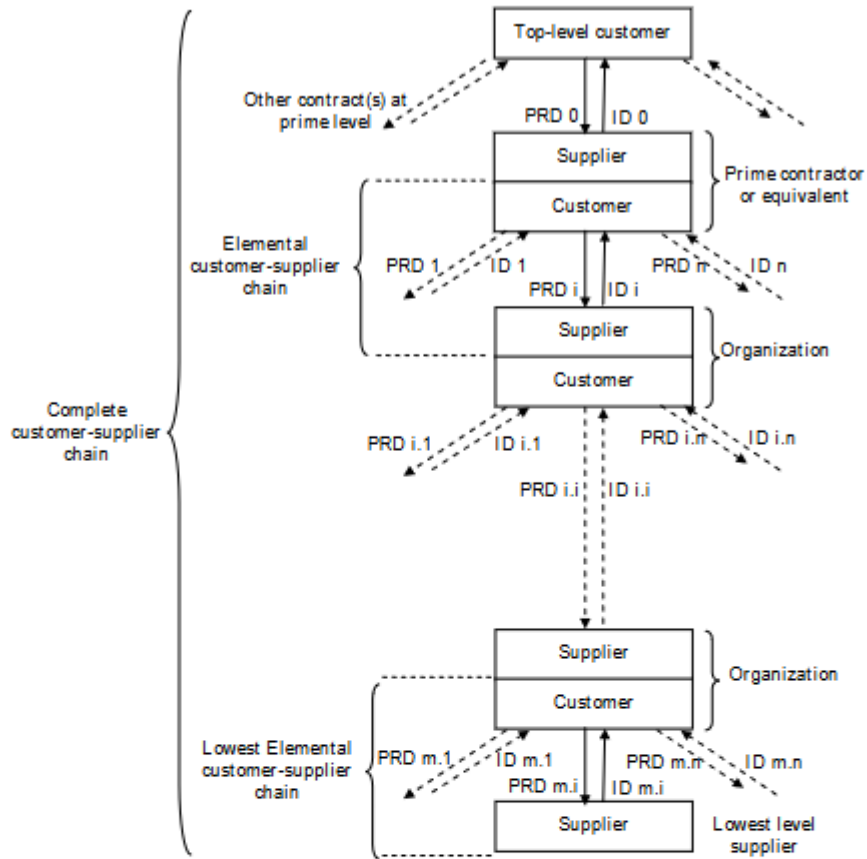


Figure 6-1: Customer-supplier network concept

## 7 Application of ECSS Standards

The project's requirements within the PRD are composed by two sets:

- requirements covered by ECSS disciplines, subject to tailoring, and
- other requirements specific to the project (not considered in this Clause, e.g. mission specific requirements)

The ECSS Standards and requirements to be made applicable at each level of the customer-supplier chain are influenced by the type and phase of the project involved, and by the type of business agreement to be used for managing the project.

The ECSS System provides a comprehensive set of coherent standards covering the requirements for the procurement of a generic space product. This system can be adapted to a wide range of project types. The process of adapting the requirements to the project specificities is called tailoring.

The tailoring process of ECSS requirements for a given project/mission consists of the preparatory and the actual tailoring activities in the following 7 steps:

1. Preparatory activities

Step 1: Identification of project characteristics

Step 2: Analysis of project characteristics and identification of risks

2. Tailoring activities

Step 3: Selection of applicable ECSS Standards

Step 4: Selection of requirements from applicable standards

Step 5: Completion of requirements

Step 6: Harmonization of requirements

Step 7: Documenting of requirements applicability

Having completed these 7 steps will result in a consolidated document recording the applicability of ECSS Standards and requirements for a project in an efficient and structured manner. This document is the "ECSS Applicability Requirements Matrix" (EARM).

This tailoring process is described in detail in ECSS-S-ST-00-02.

## 8

## 8 User feedback

The ECSS users apply ECSS documents to projects, including any adaptation through tailoring necessary to meet specific projects' needs. They are also expected to provide feedback to the ECSS developers. This feedback is the primary source for maintaining and enhancing the ECSS System.

In addition to user feedback provided during the development of ECSS documents, following feedback is expected:

- The set of requirements tailored from ECSS documents to the project specificities and made applicable as part of the business agreement(s). For example, this can be documented into an ECSS Applicable Requirements Matrix (EARM).
- Status of compliance with respect to the above set of ECSS requirements. This can be documented into an ECSS Compliance Matrix (ECM). This matrix provides, during the development phase, the actual indication of compliance.
- Change proposals to ECSS documents or to the ECSS System as a whole, provided in the form of an ECSS Change Request at any time. [ECSS Change Requests can be submitted via the ECSS.NL website.](#)

This information represents important customer feedback because they provide information on how ECSS documents were applied and on how requirements evolved during project life cycle.

Any user feedback should in the end be made available to the ECSS Secretariat, via his/her representative in ECSS organisation (e.g. uploading information in the ECSS website ([www.ecss.nl](http://www.ecss.nl))), for recording and passing it to the appropriate ECSS bodies for assessment and further processing.

## 9 Requirements

### 9.1 Applicability

This clause addresses the requirements to make the ECSS standards applicable for the development of space products. The following requirements apply to any element of customer-supplier chain, from top to lowest level, as illustrated in Figure 6-1.

### 9.2 Requirements on customers

- a. The customer shall select which ECSS Standards to make applicable and to use to establish the project/product requirements, including use of ECSS-S-ST-00-01 for terms and definitions.
- b. The customer shall define, as part of the project requirements documentation (PRD), the set of requirements tailored from ECSS documents to the project specificities which are made applicable.
- c. The customer shall produce, as part of the PRD, a documentation identifying the ECSS requirements applicable to the project.

NOTE An "ECSS applicable requirements matrix" (EARM) is a recommended method for this component of the PRD.

- d. The documentation identifying the requirements applicable to the project shall include following data (e.g. EARM):
  1. The complete list of ECSS standards either fully or partially applicable to the project/product, including any standard (ECSS or not) made applicable via the chain of normative references;
  2. For each partially applicable standard, the status of each requirement:
    - o applicable without modification
    - o applicable with modification
    - o not applicable
  3. The complete list of additional requirements
  4. For modified and additional requirements, their complete formulation



### 9.3 Requirements on suppliers

- a. The supplier shall demonstrate compliance with the PRD requirements.

NOTE An "ECSS compliance matrix" (ECM) is a recommended method to document the demonstration of this compliance. The ECM is part of the project compliance matrix, addressing compliance to the applicable ECSS requirements (e.g. EARM).

- b. The documentation identifying the compliance to ECSS requirements applicable to the project (e.g. the ECM) shall include following data:
1. The complete list of ECSS requirements applicable to the project (e.g. in the EARM).
  2. For each requirement, the actual indication of compliance. When deviation is identified the justification is provided.



## Literatuurlijst

- 1, R. P. (sd). *Rocket Propulsion Evolution 1*. Opgehaald van Engine History: <https://www.enginehistory.org/Rockets/RPE02/RPE02-2.shtml>
- AliExpress. (sd). *2S BMS 20A*. Opgehaald van AliExpress: [https://nl.aliexpress.com/item/4000261288405.html?spm=a2g0o.order\\_list.0.0.21ef1802A4UcyP&gatewayAdapt=glo2nld](https://nl.aliexpress.com/item/4000261288405.html?spm=a2g0o.order_list.0.0.21ef1802A4UcyP&gatewayAdapt=glo2nld)
- AliExpress. (sd). *ACS 712*. Opgehaald van AliExpress: [https://nl.aliexpress.com/item/32316428367.html?spm=a2g0o.order\\_list.0.0.bd441802VQmfc5&gatewayAdapt=glo2nld](https://nl.aliexpress.com/item/32316428367.html?spm=a2g0o.order_list.0.0.bd441802VQmfc5&gatewayAdapt=glo2nld)
- AliExpress. (sd). *Arduino Mega 2560 Pro*. Opgehaald van AliExpress: [https://nl.aliexpress.com/item/32850843888.html?spm=a2g0o.order\\_list.0.0.bd441802VQmfc5&gatewayAdapt=glo2nld](https://nl.aliexpress.com/item/32850843888.html?spm=a2g0o.order_list.0.0.bd441802VQmfc5&gatewayAdapt=glo2nld)
- AliExpress. (sd). *RFM69HCW*. Opgehaald van AliExpress: [https://nl.aliexpress.com/item/32878809891.html?spm=a2g0o.order\\_list.0.0.bd441802VQmfc5&gatewayAdapt=glo2nld](https://nl.aliexpress.com/item/32878809891.html?spm=a2g0o.order_list.0.0.bd441802VQmfc5&gatewayAdapt=glo2nld)
- Anderson, E. W., Butler, K., Crocket , D., Lewis, T., & McNeal, C. (sd). *Peroxide Propulsion at The Turn of the Century*. NASA.
- basovych, O. (2018, 06 26). *3-Phase Brushless DC Motor Control with Hall Sensors*. Opgehaald van All about circuits: <https://www.allaboutcircuits.com/industry-articles/3-phase-brushless-dc-motor-control-with-hall-sensors/>
- Becklake, J. (2014, 01 31). *The V2 Rocket—a Convergence of Technologies?* Opgehaald van Tandfonline: <https://doi.org/10.1179/tns.1995.005>
- BIPT. (sd). *Bandplan*. Opgehaald van BIPT: <https://www.bipt.be/operators/frequency-plan>
- Budynas, R. G., & Young, W. C. (2020). *ROARKS Formulas For Stress And Strain 9th edition*. McGraw-Hill Companies. Opgeroepen op 05 2022
- circuits, A. a. (2017, 10 18). *All About BLDC Motor Control: Sensorless Brushless DC Motor Controllers*. Opgehaald van All about circuits: <https://www.allaboutcircuits.com/technical-articles/sensorless-brushless-dc-bldc-motor-control/>
- Command, A. F. (2021, 11 24). *Flashback: Lockheed NF-104A Aerospace Trainer*. Opgehaald van Air Force Material Command: <https://www.afmc.af.mil/News/Article-Display/Article/2854337/flashback-lockheed-nf-104a-aerospace-trainer/>
- Components, R. (sd). *RS PRO, 3.7V, 18650, Lithium-Ion Rechargeable Battery, 2.6Ah | RS Components*. Opgehaald van RS Components: <https://benl.rs-online.com/web/p/speciality-size-rechargeable-batteries/8801558>
- contributors, W. (17, 05 2022). *North American X-15*. Opgehaald van Wikipedia: [https://en.wikipedia.org/wiki/North\\_American\\_X-15](https://en.wikipedia.org/wiki/North_American_X-15)
- contributors, W. (2001, 09 09). *Johannes Kepler*. Opgehaald van Wikipedia: [https://en.wikipedia.org/wiki/Johannes\\_Kepler](https://en.wikipedia.org/wiki/Johannes_Kepler)

- contributors, W. (2021, 06 28). *Zefiro (rocket stage)*. Opgehaald van Wikipedia:  
[https://en.wikipedia.org/wiki/Zefiro\\_\(rocket\\_stage\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Zefiro_(rocket_stage))
- contributors, W. (2022, 04 21). *P120 (rocket stage)*. Opgehaald van Wikipedia:  
[https://en.wikipedia.org/wiki/P120\\_\(rocket\\_stage\)](https://en.wikipedia.org/wiki/P120_(rocket_stage))
- contributors, W. (2022, 01 19). *Sun-synchronous orbit*. Opgehaald van Wikipedia:  
[https://en.wikipedia.org/wiki/Sun-synchronous\\_orbit](https://en.wikipedia.org/wiki/Sun-synchronous_orbit)
- contributors, W. (2022, 04 22). *Vega (rocket)*. Opgehaald van Wikipedia:  
[https://en.wikipedia.org/wiki/Vega\\_\(rocket\)#Vega-C](https://en.wikipedia.org/wiki/Vega_(rocket)#Vega-C)
- contributors, W. (sd). *Lockheed NF-104-A*. Opgehaald van Wikipedia:  
[https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed\\_NF-104A](https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_NF-104A)
- ECSS Home. (sd). Opgehaald van ECSS: <https://ecss.nl/>
- ESA. (sd). *Vega-C*. Opgehaald van ESA:  
[https://www.esa.int/Enabling\\_Support/Space\\_Transportation/Launch\\_vehicles/Vega-C](https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Launch_vehicles/Vega-C)
- Gotron. (sd). *Batterijhouder voor LS18650 Lion cel met draden*. Opgehaald van Gotron:  
<https://www.gotron.be/batterijhouder-voor-ls18650-lion-cel-met-draden.html>
- Gravitational Potential*. (2022, Mei 05). Opgehaald van Wikipedia:  
[https://en.wikipedia.org/wiki/Gravitational\\_potential](https://en.wikipedia.org/wiki/Gravitational_potential)
- History, R. D. (2019, 10 23). *A4 / V2 Rocket in detail: Turbopump*. Opgehaald van V2 Rocket History:  
<https://v2rockethistory.com/v2-turbopump-and-walter-hydrogen-peroxide-steam-generator-plant-video-overview/>
- Hobbyking. (sd). *Corona CS-239MG Slim-Wiong Analog Servo*. Opgehaald van Hobbyking:  
[https://hobbyking.com/en\\_us/corona-cs-239mg-slim-wing-analog-servo-4-6kg-0-14sec-22g.html?gclid=CjwKCAjw7cGUBhA9EiwArBAvolAo4Mww6hU2LLoo80hzj-EEv6qZxFQU5t7n2DRG3L1LkGWDQNetsBoCc6wQAvD\\_BwE&\\_\\_store=en\\_us#qa\[bW9kZT03JnBhZ2U9MSZxdWVzdGlvbl9zZWfyY2hfY29udGVud](https://hobbyking.com/en_us/corona-cs-239mg-slim-wing-analog-servo-4-6kg-0-14sec-22g.html?gclid=CjwKCAjw7cGUBhA9EiwArBAvolAo4Mww6hU2LLoo80hzj-EEv6qZxFQU5t7n2DRG3L1LkGWDQNetsBoCc6wQAvD_BwE&__store=en_us#qa[bW9kZT03JnBhZ2U9MSZxdWVzdGlvbl9zZWfyY2hfY29udGVud)
- Imai, M. (2012). *GEMBA KAIZEN, a commonsense approach to a continuous improvement strategy*. Mc Graw Hill.
- Jong-Eun Suh, T.-H. K.-H. (2020, 12 01). *New Approach to Folding a Thin-Walled Yoshimura Patterned Cylinder*. Opgehaald van ARC: <https://doi.org/10.2514/1.a34784>
- Kruesi, L. (sd). *Putting origami to use in space*. Opgehaald van Discover Magazine:  
<https://www.discovermagazine.com/the-sciences/putting-origami-to-use-in-space>
- Laboratory, N. J. (2019, 06 11). *Starshade Would Take Formation Flying to Extremes*. Opgehaald van NASA Jet Propulsion Laboratory: <https://www.jpl.nasa.gov/news/starshade-would-take-formation-flying-to-extremes>
- Lean Thinking and Methods-Kaizen*. (2022, 05 21). Opgehaald van  
<https://www.epa.gov/sustainability/lean-thinking-and-methods-kaizen#:~:text=Kaizen%20focuses%20on%20eliminating%20waste,of%20kaizen%20%E2%80%93%20or%20continual%20improvement.>

- Mahdi, M. C. (2018). *Attitude Stabilization For CubeSat*. Cambridge University Press.
- Mark Ventura, D. E. (2007, 07 11). Hydrogen Peroxide – Optimal for Turbomachinery and Turbomachinery and Power Applications. *Hydrogen Peroxide*.
- Osborne, G. F., & Ball, K. J. (1967). *Space Vehicle Dynamics*. Oxford: Oxford University Press.
- Park, T. (2019, 04 30). *Development of 6 U CubeSat's Deployable Solar Panel with Burn Wire Triggering Holding and Release Mechanism*. Opgehaald van Hindawi: <https://www.hindawi.com/journals/ijae/2019/7346436/>
- Projects, S. (2019, 04 21). *Sensorless BLDC motor control with Arduino – DIY ESC*. Opgehaald van Simple-Circuit: <https://simple-circuit.com/arduino-sensorless-bldc-motor-controller-esc/>
- Proprietary, P. S. (2017, 05 22). *H2O Handling Safety Overview*. Opgeroepen op 05 17, 2022, van [http://mae-nas.eng.usu.edu/Peroxide\\_Web\\_Page/documents/H2O2%20Material%20Compatibility%20Overview.pdf](http://mae-nas.eng.usu.edu/Peroxide_Web_Page/documents/H2O2%20Material%20Compatibility%20Overview.pdf)
- Propulsion Skyrora*. (2022, 05 18). Opgehaald van Propulsion Skyrora: [http://www.b14643.de/Spacerockets\\_3/SKYRORA/Propulsion/engines.htm](http://www.b14643.de/Spacerockets_3/SKYRORA/Propulsion/engines.htm)
- Samyn, B. R. (2018-2019). *Eindproef Additive Manufactured Rocket Nozzle*. Kortrijk.
- Sparkfun. (sd). *RFM69HCW Hookup Guide*. Opgehaald van Sparkfun: <https://learn.sparkfun.com/tutorials/rfm69hcx-hookup-guide/all>
- Stackexchange. (2018, 10 17). *How did the X-15 control attitude above the Kármán line?* Opgehaald van Stackexchange: <https://space.stackexchange.com/questions/31412/how-did-the-x-15-control-attitude-above-the-k%C3%A1rm%C3%A1n-line>
- Sutton, G. P. (2006). *History of Liquid Propellant Rocket Engines*. AIAA.
- Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2001). *Rocket Propulsion Elements 7th edition*. New York: John Wiley & Sons, INC.
- Swagatam. (2022, 05 04). *2 Best Current Limiter Circuits Explained*. Opgehaald van Homemade Circuit Projects: <https://www.homemade-circuits.com/universal-high-watt-led-current-limiter/>
- Team, S. (2020, 10 14). *Understanding orbits*. Opgehaald van Skywatch: <https://www.skywatch.com/blog/understanding-satellite-orbits>
- TV, A. a. (2019, 07 03). *A4 / V2 Rocket in detail: Turbopump*. Opgehaald van Youtube: <https://www.youtube.com/watch?v=EgiMu8A3pi0&t=1088s>
- War thunder*. (2016, 10 20). Opgehaald van War Thunder: <https://warthunder.com/en/news/4294-profile-me-163-komet-pocket-rocket-en>
- Wikipedia-bijdragers. (2022, 04 25). *Micro-elektromechanisch systeem*. Opgehaald van Wikipedia: [https://nl.wikipedia.org/wiki/Micro-elektromechanisch\\_systeem](https://nl.wikipedia.org/wiki/Micro-elektromechanisch_systeem)

