

**Departement Industriële Wetenschappen en Technologie**  
**Masterproef 2012-2013**

Ontwikkeling van elementaire kennis betreffende  
hydrofoils voor de solar boat.

*Jeroen Peeters*  
*Thomas Franck*

**Promotoren:** Emiel Billiet, KdG-IWT  
Walter Janssens, KdG-IWT

Proefschrift tot het behalen van de graad van  
Master of Science in de Industriële Wetenschappen  
Elektromechanica afstudeerrichting Elektromechanica  
Hoboken, juni 2013



**Departement Industriële Wetenschappen en Technologie**  
**Masterproef 2012-2013**

Ontwikkeling van elementaire kennis betreffende  
hydrofoils voor de solarboat.

*Jeroen Peeters*  
*Thomas Franck*

**Promotoren:** Emiel Billiet, KdG-IWT  
Walter Janssens, KdG-IWT

Proefschrift tot het behalen van de graad van  
Master of Science in de Industriële Wetenschappen  
Elektromechanica afstudeerrichting Elektromechanica  
Hoboken, juni 2013

## Voorwoord

Dit werk is het eindproduct van onze masterthesis die dient tot het behalen van de graad Master of Science in de Industriële Wetenschappen. Doordat er tot hiertoe zeer weinig tot geen onderzoek is verricht naar het concept hydrofoils in België leek het ons de ideale kans om dit concept te onderzoeken en uit te werken voor het UAntwerp solar boat team. Het onderzoek is gebaseerd op een aantal literaire bronnen die internationaal hoog aangeschreven staan en verschillende mensen uit de praktijk. Dit is dan ook de ideale gelegenheid om deze mensen te bedanken. Eerst en vooral zouden wij ons team en onze hoofdsponsor Umicore willen bedanken voor het enorme vertrouwen in het project UAntwerp solar boat team. Ook zouden we graag de peetvader van het project bedanken, Nicolas De Backer van Fibers Included, die ons gouden tips verschaftte tijdens cruciale momenten en met raad en daad voor ons klaar stond. Daarbij leverde hij met alle plezier de kritische kijk op dit werk, waarvoor een grote dankuwel. Ook onze welgemeende dank aan onze promotoren Walter Janssens en Emiel Billiet. Verder zouden we graag Eric Lenssen, Gregory Van Barel en Lucien de Roy willen bedanken voor hun kritische blik en raad in verwarrende momenten. Ook Christophe Van de Velde en Benoit Malloï verdienen een woord van dank voor hun tips betreffende CFD-simulaties.

Vervolgens, en niet onbelangrijk zijn onze families en vrienden die ons steunden en geduld toonden tijdens het verloop van het onderzoek. Zij toonden begrip voor de vele uren die we in dit werk gestoken hebben en stonden steeds klaar om ons op te beuren indien de zoveelste simulatie faalde.

En last but not least, willen wij iedereen bedanken die we momenteel over het hoofd zien.

Dan rest ons enkel nog u veel leesplezier te wensen met dit multidisciplinair werk.

Jeroen Peeters

en

Thomas Franck

*De auteurs geven de toelating dit afstudeerwerk voor consultatie beschikbaar te stellen en delen van het afstudeerwerk te kopiëren voor eigen gebruik. Elk ander gebruik valt onder de beperkingen van het auteursrecht, in het bijzonder met betrekking tot de verplichting de bron uitdrukkelijk te vermelden bij het aanhalen van resultaten uit dit afstudeerwerk.*

## Opdrachtomschrijving Masterproef

# Ontwikkeling van elementaire kennis betreffende hydrofoils voor de solar boat.

---

### Probleemstelling en motivatie

De huidige solar boat is ontworpen voor een maximale snelheid van 25km/u. Dit is onvoldoende om ooit een podiumplaats te ambiëren op de wereldbeker. Om deze tekortkoming op te heffen dient een efficiënte methode ontwikkeld te worden die ervoor zorgt dat de rompweerstand drastisch verlaagd wordt. Een mogelijke oplossing hiervoor is de toepassing van hydrofoils, dit zijn draagvleugels die de boot uit het water liften vanaf een bepaalde snelheid bereikt is. Hierdoor wordt de rompweerstand verlaagd.

In de geschiedenis is er in het buitenland al enig onderzoek gedaan naar de toepassing van hydrofoils, meestal voor militaire of commerciële doeleinden. Helaas struikelden ze toen vaak over de complexiteit en het grote gewicht van de structuren. De komst van uitgebreide simulatiesoftware en ultra lichte composietmaterialen opent nieuwe perspectieven hieromtrent.

Vervolgens wordt het mogelijk om een grondig onderzoek te starten om de complexe materie te begrijpen en te vereenvoudigen tot structurele modellen. Hiermede slaan we ook de brug tussen hydrodynamica en aerodynamica aangezien de boot door het gebruik van hydrofoils zich beweegt in een 3 dimensionaal fluïdum door het gebruik van draagvleugels, die een liftkracht als gevolg hebben. Deze modellen kunnen dan gebruikt worden om kleinere scheepvaart op een eenvoudige manier efficiënter, zuiniger en sneller te doen verlopen. Het opent tal van perspectieven in de pleziervaart, racerij en mits opschaling ook in de commerciële binnenvaart. Verder is de kennis qua modelleren van vleugelstructuren in composietmaterialen ook van grote toepassing in de vliegtuigindustrie, waar men al enige tijd streeft naar een zo zuinig mogelijk model.

De opgedane kennis kan in de toekomst gebruikt worden om de verschillende aerodynamische verliesfactoren rond vleugelprofielen in het curriculum op te nemen.

### Doelstellingen

- Kennis opdoen betreffende hydrofoils, aerodynamica, wingdesign en mechanische besturingsmogelijkheden;
- Kennis opdoen qua weerstand en gewichtsverdeling van huidige solar boat d.m.v. sleepproeven en een gewichtenbalans;
- Opstellen vereenvoudigde methodiek ter ontwerp van hydrofoils naar kennis van de reeds beschikbare parameters en gewenste variabelen;
- Ontwerp van een eenvoudig, goed functionerend hydrofoil systeem voor de huidige solar boat dat gemakkelijk te gebruiken is en een stabiele ligging verwezenlijkt gedurende de vaart;
- Validatie van het verwezenlijkte model aan de hand van een prototype gebouwd op de huidige solar boat op voorwaarde dat er voldoende financiële middelen gevonden worden;
- Opstart en coaching van het nieuwe solarteam. (Dit zal niet in de scriptie opgenomen worden.)

## Abstract

The goal of this work is to provide a designstrategy for a complete hydrofoil system. There are 6 important aspects handled in this work: wing design, CFD simulation, structural calculations on composite laminate structures, stability during flight, mounting system and different control systems. The complete system rests on theoretically foundations and these will be implemented in different calculation algorithms. These algorithms will be compared with different simulation programs. The advantages and disadvantages of these simulation programmes will be set side by side. The obtained results provide hypotheses containing the flow and interpretations of the simulation results. The hypotheses needs to be verified with experimental research.

## Samenvatting

In onderstaand werk wordt er getracht om een grondige basis te geven voor het ontwerp van een compleet hydrofoil systeem. Er wordt gekeken naar de 6 belangrijke aspecten: vleugelontwerp, CFD simulatie, structurele berekeningen op composietlaminaat, stabiliteit tijdens vlucht, ophangstelsel en verschillende regelsystemen. Er wordt een globaal beeld gegeven van de theoretische fundamenten en deze worden geïmplementeerd in opgestelde berekeningsalgoritmen. Deze algoritmen worden vergeleken met verschillende simulatieprogramma's. De voor- en nadelen van deze simulatieprogramma's worden naast elkaar gesteld. Uit deze vergelijking worden enkele hypothesen gesteld betreffende het stromingsverloop en de interpretatie van de simulatieresultaten. Deze hypothesen dienen door experimenteel onderzoek gestaafd of ontkracht te worden.

## Inhoudsopgave

Opdrachtschrijving Masterproef.....	iii
Probleemstelling en motivatie .....	iii
Doelstellingen .....	iii
Deliverables.....	iv
Abstract .....	v
Samenvatting .....	v
Figurenlijst.....	ix
Tabellenlijst.....	xiii
Grafiekenlijst .....	xiii
Symbolenlijst.....	xiv
Verklarende begrippenlijst.....	xvii
1 Inleiding.....	1
1.1 Project UAntwerp solar boat team .....	1
1.2 Principe hydrofoils .....	2
1.3 Doel .....	3
1.4 Opzet thesis.....	3
2 Metingen.....	4
2.1 Sleeproef solar boat 2012 .....	4
2.1.1 Meetopstelling .....	4
2.1.2 Meetwaarden.....	5
2.1.3 Berekening .....	6
2.2 Gewichtsbalans solar boat 2012 .....	6
2.2.1 Meetopstelling .....	6
2.2.2 Meetresultaten. ....	7
3 Configuratie.....	8
3.1 Opstelling .....	8
3.2 Types .....	9
3.2.1 Surface-piercing .....	9
3.2.2 Fully-submerged.....	10
4 Design.....	13
4.1 Design vleugeldoorsnede .....	13
4.1.1 Vleugelprofielen .....	13
4.1.2 Stromingstypes.....	16

4.1.3	Keuze doorsnedeprofiel .....	17
4.2	Weerstandsfactoren op vleugelprofielen .....	23
4.2.1	Induced Drag .....	23
4.2.2	Vortex Drag .....	24
4.2.3	Parasite drag = profile drag .....	27
4.2.4	Interference drag .....	30
4.2.5	Wave drag .....	31
4.2.6	Toepassing in design .....	31
4.3	Stabiliteit .....	36
4.3.1	Bespreking stabiliteit-Excel: .....	38
4.3.2	Wingtips .....	41
4.4	Design struts.....	43
4.5	Design regelsysteem .....	44
4.5.1	Hoogte regelsysteem .....	44
4.5.2	Regelsysteem stabiliteit .....	50
5	Stromingssimulaties .....	51
5.1	Benodigde gegevens .....	51
5.2	Resultaten .....	51
5.2.1	Javafoil [11] .....	51
5.2.2	XFLR5 [17] .....	53
5.2.3	Siemens NX [27] [28].....	56
5.2.4	Fine/Marine [30] .....	67
5.3	Conclusies.....	67
6	Structureel aspect .....	68
6.1	Keuze laminaat.....	68
6.2	Controle berekeningen .....	71
6.3	Simulaties.....	73
7	Bouw management.....	82
7.1	Design mallen.....	82
7.2	Design for assembly .....	83
7.1	Bouwplanning .....	83
7.2	Kostencalculatie .....	86
8	Conclusie .....	87
9	Bronnen.....	88



9.1	Extra geraadpleegde werken .....	90
10	Bijlagen.....	100
10.1	Ontwerpstrategie .....	100
10.1.1	Algemene ontwerpstrategie .....	100
10.1.2	Ontwerp draagvleugelstructuur.....	102
10.1.3	Ontwerp struts en regelsysteem.....	104
10.2	Constructie 3D vleugel .....	106
10.2.1	Methode via NX8.5.....	106
10.2.2	Methode met Autodesk Inventor.....	108
10.2.3	Ontwerptips/richtlijnen voor vleugelprofielen .....	111
10.2.4	Aanpassing structurele analyse.....	111
10.3	Materiaal toevoegen binnen Siemens NX.....	114
10.4	Meshingtechnieken CFD .....	115
10.4.1	Vorbereiding model .....	115
10.5	Simulatietechnieken Flow analyse .....	123
10.5.1	Aanmaken flow-simulatie .....	123
10.5.2	Verschillende turbulentiemodellen, hoe correct kiezen .....	130
10.6	Optimalisatie .....	131
10.6.1	Geometry optimazation .....	131
10.6.2	DESOPT 200 optimazation.....	141
10.6.3	Topology optimization .....	142
10.7	Berekeningen .....	143
10.7.1	Boutverbindingen.....	143
10.7.2	As berekeningen.....	150
10.7.3	Lasnaden .....	153
10.8	Datasheets .....	156
10.9	Test resultaten sleepproef .....	161
10.10	Theoretische weerstandsgrafiek .....	162
10.11	Technische tekeningen.....	163

## Figurenlijst

Figuur 1: Solar boat editie 2012 tijdens testvaart.....	1
Figuur 2: V.l.n.r.: Furia 3 [1], Moth klasse [2] en Russische passagiersboot [3] .....	2
Figuur 3: Meetopstelling .....	4
Figuur 4: Meetresultaten gewichtsbalans: links zonder schipper, rechts met schipper .....	7
Figuur 5: Opstelling hydrofoils, gesplitst of niet [4] .....	8
Figuur 6: Types hydrofoils, links surface-piercing V-foil, rechts fully-submerged T-foil [4] .....	9
Figuur 7: Weerstand- snelheidscurve V-foil niet taps [5], rechts illustratie v-foil.....	9
Figuur 8: Weerstands-snelheidscurve tapse V-foil [5] .....	10
Figuur 9: Links weerstands-snelheidscurve ladder [5], rechts illustratie ladder-foil [6] .....	10
Figuur 10: Weerstands-snelheidscurve T-foil [5] .....	10
Figuur 11: Flapsoorten [7].....	11
Figuur 12: Terminologie vleugelprofielen [10].....	15
Figuur 13: Aanneمة benadering door vlakke plaat [8].....	16
Figuur 14: Links laminaire stroming, rechts turbulente stroming [8] .....	16
Figuur 15: Links een slank profiel, rechts een stomp profiel [8] .....	16
Figuur 16: Screenshot javafoil, geometrie venster, in kader: coördinaten vleugelprofiel [11].....	17
Figuur 17: Resulterende krachten en momenten op: voorste punt - aerodynamisch centrum en drukcentrum [8].....	18
Figuur 18: Lift-Excel, tabblad benodigde $C_L$ voor de achterste draagvleugel.....	19
Figuur 19: In te voeren parameters in tabblad 'Lift en drag' van de Lift-excel .....	20
Figuur 20: Coördinatenconventie: Z-as loodrecht op profiel, Y-as langs de koorde en X-as volgens de vleugelbreedte .....	22
Figuur 21: Links: transformatie Excel, kader: import blad voor coördinaten, rechts: geëxporteerde output naar tekstfile .....	22
Figuur 22: Vleugel vooraanzicht, bovenaan lage druk en onderaan hoge druk [8] .....	23
Figuur 23: Vergelijking bij AOA van $10^\circ$ van een eenvoudig vleugeleinde (bovenaan) en een specifiek ontworpen wingtip (onderaan), v.l.n.r: bovenaanzicht, zijaanzicht en doorsnede (vortices) [15] .....	24
Figuur 24: Overzicht load distribution bij verschillende planform opties [14].....	26
Figuur 25: Pressure drag voor enkele standaard vormen [19].....	28
Figuur 26: Illustratie verschil in grenslaag tussen laminaire en turbulente stroming .....	28
Figuur 27: Verschillende fairings met bijhorende weerstandscoefficienten [13] .....	30
Figuur 28: Illustratie wave drag, links het vrije oppervlak aangeduid en onderaan de zeebodem [21] ....	31
Figuur 29: Invoerparameters Lift-Excel, weergegeven voor achterste draagvleugel.....	32
Figuur 30: In te geven profielparameters in tabblad 'Lift en Drag' in de oranje vakjes .....	33
Figuur 31: Efficiëntste ontwerp achteraan .....	34
Figuur 32: Bouwvriendelijk ontwerp achteraan.....	34
Figuur 33: Meest efficiënte ontwerp vooraan .....	35
Figuur 34: Bouwvriendelijke ontwerp vooraan.....	35
Figuur 35: Een stabiel systeem waarbij het rolpunt zich boven het CG bevindt [13] .....	36
Figuur 36: Een onstabiel systeem waarbij het rolpunt zich onder het CG bevindt [13].....	36
Figuur 37: Optredende krachten op vleugel tijdens bochtgedrag .....	37
Figuur 38: Overzicht Stabiliteit-Excel, samenvatting.....	38
Figuur 39: Stabiliteit-Excel, bochtgedrag .....	39
Figuur 40: Overzicht Stabiliteit-Excel, tabblad diheadral .....	40

Figuur 41: Wingtips recht door .....	41
Figuur 42: Wingtips bocht links.....	41
Figuur 43: Wingtips bocht rechts.....	42
Figuur 44: Ventilatie minimale diepte.....	43
Figuur 45: Twee vooruitstekende ski's.....	44
Figuur 46: Eerste aanpassing. ....	45
Figuur 47: Ski-stang.....	45
Figuur 48: 2 <sup>de</sup> aanpassing.....	45
Figuur 49: Elektrisch regelsysteem .....	46
Figuur 50: Close-up elektrisch regelsysteem .....	46
Figuur 51: Zijaanzicht deksel struts.....	47
Figuur 52: Zijaanzicht deksel strut onder verschillende hoeken.....	47
Figuur 53: Moth sailing class [22].....	48
Figuur 54: Ski sensor .....	48
Figuur 55: Flick off [23] .....	49
Figuur 56: Absolute digital encoder [24].....	50
Figuur 57: Weergave tabblad 'polair' met grafieken $C_L/C_D$ en $C_L(\alpha=AOA)$ voor een reynoldsgetal van 500 000 op het vleugelprofiel NACA63A-912 .....	52
Figuur 58: Weergave stromingsveld in Javafoil.....	53
Figuur 59: XFLR5, 2D analyse van NACA63A-912 profiel, blauw: waarden voor $Re=500\ 0000$ , rood: interval van 350 000 tot 500 000 bij $AOA=3.5^\circ$ .....	54
Figuur 60: Plane editor van XFLR5. ....	55
Figuur 61: XFLR5, weergave stroming over voorste vleugel, niet-viskeuze VLM analyse. Rechts kunnen belangrijke parameters zoals $e$ , $CL$ en $CD$ worden afgelezen. ....	55
Figuur 62: Manuele swept mesh testcase.....	57
Figuur 63: Teth mesh testcase .....	57
Figuur 64: Sim mesh testcase.....	58
Figuur 65: Snelheidsverloop voorste vleugel, 3,33 m/s .....	62
Figuur 66: Statische druk voorste vleugel, 3,33 m/s.....	62
Figuur 67: Snelheidsverloop voorste vleugel, 4,03 m/s .....	62
Figuur 68: Statische druk voorste vleugel, 4,03 m/s .....	62
Figuur 69: Snelheidsverloop voorste vleugel, 5 m/s .....	63
Figuur 70: Statische druk voorste vleugel, 5 m/s.....	63
Figuur 71: Snelheidsverloop voorste vleugel, 6,67 m/s .....	63
Figuur 72: Statische druk voorste vleugel, 6,67 m/s.....	63
Figuur 73: Snelheidsverloop achterste vleugel, 3,33 m/s .....	64
Figuur 74: Statische druk achterste vleugel, 3,33 m/s.....	64
Figuur 75: Snelheidsverloop achterste vleugel, 3,89 m/s .....	64
Figuur 76: Statische druk achterste vleugel, 3,89 m/s.....	64
Figuur 77: Snelheidsverloop achterste vleugel, 5 m/s .....	65
Figuur 78: Statische druk achterste vleugel, 5 m/s.....	65
Figuur 79: Snelheidsverloop achterste vleugel, 6,39 m/s .....	65
Figuur 80: Statische druk achterste vleugel, 6,39 m/s.....	65
Figuur 81: Vergelijking van enkele composietmaterialen met in de y-as de specifieke sterkte en in de x-as de specifieke modulus [30] .....	68

Figuur 82: Bepaling oppervlakte van de doorsnede .....	72
Figuur 83: Traagheidsmoment Min-MI .....	72
Figuur 84: Mesh doorsnede structurele analyse vleugelprofiel.....	73
Figuur 85: Constraints structurele simulatie vleugel, AOA = 3,5° .....	74
Figuur 86: Verplaatsing voorste vleugel bij AOA = 3,5° .....	74
Figuur 87: Maximale Von Mises spanning voorste vleugel bij AOA = 3,5° .....	75
Figuur 88: Doorbuiging voorste vleugel AOA = -4,5° .....	75
Figuur 89: Von-Mises spanning voorste vleugel AOA= -4,5° .....	76
Figuur 90: Maximale spanning achterste vleugel AOA= -4,5° .....	76
Figuur 91: Doorbuiging achterste vleugel, 6,39 m/s .....	77
Figuur 92: Winglet plaatje .....	77
Figuur 93: Deksel strut .....	78
Figuur 94: As deksel strut.....	78
Figuur 95: Ophanging onderaan .....	79
Figuur 96: Ophanging vooraan.....	79
Figuur 97: Verbindingsstuk .....	80
Figuur 98: As winglet.....	80
Figuur 99: Strut simulatie.....	81
Figuur 100: NX 8.5: punten importeren .....	106
Figuur 101: Commando: fit spline, rechts: resultaat.....	107
Figuur 102: Voorbeeld van een diheadral.....	107
Figuur 103: Swept commando .....	108
Figuur 104: Planform view in Autodesk Inventor 2012, vergelijking met ellipse (groen) .....	109
Figuur 105: Insert points commando in Inventor .....	109
Figuur 106: Doorsnedeplaatsen voor de secties.....	110
Figuur 107: Herschaling, verplaats en kopieer commando.....	110
Figuur 108: Resultaat voorbeeldontwerp .....	110
Figuur 109: Weergave geïmporteerde vleugel binnen NX.....	111
Figuur 110: Kopiëren naar aparte laag.....	112
Figuur 111: Layer settings aanpassen werk laag.....	112
Figuur 112: Layers visible in view commando.....	112
Figuur 113: Aanduiden welke lagen zichtbaar .....	112
Figuur 114: Offset als wanddikte .....	113
Figuur 115: Extrude om het vleugelprofiel hol te maken .....	113
Figuur 116: Overzicht te selecteren commando's CES Edupack 2013 .....	114
Figuur 117: Importeer volledige simulatie .....	114
Figuur 118: NX Nastran selecteren .....	114
Figuur 119: Selecteer correcte eenheden! en duid enkel materiaal aan.....	115
Figuur 120: In de lokale materialenbibliotheek wordt het materiaal toegevoegd .....	115
Figuur 121: Trim body commando, plane= YZ-vlak.....	115
Figuur 122: Split Body .....	116
Figuur 123: Divide face commando .....	116
Figuur 124: Afmetingen fluïdum box .....	117
Figuur 125: Extrude commando voor fluïdum box .....	117
Figuur 126: Aanpassen doorschijnbaarheid van de fluid box .....	117

Figuur 127: Subtract vleugelprofiel uit fluid box.....	117
Figuur 128: Meshing vleugelprofiel, bron: NASA, Glenn Research Center .....	118
Figuur 129: Boundary layers aan de overgang van structuur naar fluïdum, 11th International Meshing Roundtable, September 15-18, 2002 Ithaca New York, USA .....	118
Figuur 130: 2D mesh vleugelprofiel .....	119
Figuur 131: Bepaling elementgrootte mesh op basis van Y+ [28].....	120
Figuur 132: Instelparameters Fluid domain mesh .....	121
Figuur 133: Fluid domain .....	122
Figuur 134: Fluid surface mesh voor op het vleugelprofiel.....	122
Figuur 135: Grafiek watertemperatuur Noordzee .....	123
Figuur 136: Solution parameters .....	125
Figuur 137: Inlaat definiëren.....	126
Figuur 138: Definiëren opening .....	126
Figuur 139: Symmetry plane .....	127
Figuur 140: Flow surface .....	127
Figuur 141: Lift and drag report .....	128
Figuur 142: Aanpassen solver parameters.....	128
Figuur 143: Convergence monitor .....	129
Figuur 144: Verschil LES en RANS analyse [37] .....	130
Figuur 145: Geopt.: situering optimalisatie .....	131
Figuur 146: Geopt.: new FEM en simulatie .....	132
Figuur 147: Geopt.: create idealized part .....	132
Figuur 148: Geopt.: split body.....	133
Figuur 149: Geopt.: split body 2.....	133
Figuur 150: Geopt.: kracht .....	134
Figuur 151: Geopt.: eerste analyse.....	134
Figuur 152: Geopt.: new Solution Process .....	135
Figuur 153: Geopt.: aanmaken optimalisatie.....	135
Figuur 154: Geopt.: define objective .....	136
Figuur 155: Geopt.: define constraints .....	136
Figuur 156: Geopt.: define constraints 2 .....	137
Figuur 157: Geopt.: design variables.....	138
Figuur 158: Geopt.: define variables 2 .....	138
Figuur 159: Geopt.: control parameters .....	139
Figuur 160: Geopt.: solven van optimalisatie .....	139
Figuur 161: Geopt.: tabel Excel .....	140
Figuur 162: Geopt.: resultaat .....	140
Figuur 163: Desopt 200: property.....	141
Figuur 164: Topology: design objectives.....	142
Figuur 165: Roloff Matek tabellenboek T8-13 [38] .....	143
Figuur 166: Bout berekening inventor .....	144
Figuur 167: Reactiekrachten bout berekening.....	145
Figuur 168: Rolof Matek tabellen boek T8-13 bout draagvleugel [38] .....	146
Figuur 169: Berekening bout draagvleugel inventor.....	147
Figuur 170: Reactiekracht bewegingsdraad.....	147

Figuur 171: Reactiekracht as winglet .....	150
Figuur 172: snede1 as winglet .....	150
Figuur 173: Snede 2 as winglet .....	151
Figuur 174: Belastinglijnen as winglet .....	151
Figuur 175: Reactiekracht as deksel.....	152
Figuur 176: Snede 1 as deksel.....	152
Figuur 177: Belastinglijnen as deksel.....	153
Figuur 178: Bepaling van belastingsgroep in functie van het spanningscollectief en N .....	154
Figuur 179: Toelaatbare spanning .....	154
Figuur 180: Aard van de belasting en toelaatbare spanning .....	154
Figuur 181: Lasnaad tekening .....	155

## Tabellenlijst

Tabel 1: Beslissingsanalyse hydrofoils type .....	12
Tabel 2: Selectiecriteria vleugelprofielen NACA reeks [9].....	14
Tabel 3: Cd waarden struts .....	21
Tabel 4: Uittreksel Lift-Excel achter .....	34
Tabel 5: Uittreksel Lift-Excel voor .....	35
Tabel 6: Y+ waarden: min – gemiddelde – max voor de verschillende simulaties.....	59
Tabel 7: Vergelijking verbetering $Y^+$ -waarde.....	59
Tabel 8: Overzicht simulaties voorste vleugel.....	60
Tabel 9: Overzicht simulaties achterste vleugel.....	61
Tabel 10: Evaluatie resultaten snelheidsverloop en statische druk voor de voorste vleugel .....	62
Tabel 11: Snelheidsverloop en statische druk achterste vleugel .....	64

## Grafiekenlijst

Grafiek 1: $C_L/C_D \approx L/D$ in functie van de AOA [°] voor een NACA 63A-912 profiel bij een $Re=5 \cdot 10^5$ .....	5
Grafiek 2: $C_L$ over $C_D$ grafiek (links) en $C_L$ over AOA[°] (rechts) voor een NACA 63A-912 profiel bij $Re= 500\ 000$ .....	19
Grafiek 3: Weerstandsgrafiek .....	23
Grafiek 4: Benaderende grafiek voor het verband tussen de diheadralhoek [°] en de wijziging in AOA [°] [13].....	41
Grafiek 5: Energieverbruik voor materiaal, bouwproces, transport, gebruik, afvalverwerking en verwerkingspotentieel .....	69
Grafiek 6: CO <sub>2</sub> voetafdruk voor materiaal, bouwproces, transport, gebruik, afvalverwerking en verwerkingspotentieel .....	69

## Symbolenlijst

Symbol	Verklaring	Eenheid
<b>a</b>	Verhouding vleugeldiepte t.o.v. koorde	[-]
<b>a<sub>las</sub></b>	a-maat (lasnaad)	[mm]
<b>a<sub>las min</sub></b>	Minimale a-maat (lasnaad)	[mm]
<b>b</b>	Breedte vleugel	[m]
<b>b<sub>las</sub></b>	Breedte lasnaad	[mm]
<b>c</b>	Koorde	[m]
<b>c<sub>f</sub></b>	Lokale wrijvingsweerstandscoefficiënt	[-]
<b>d</b>	Dikte van de te lassen plaat	[mm]
<b>e</b>	Span efficiëncy factor	[-]
<b>f</b>	Doorbuiging	[mm]
<b>f<sub>z</sub></b>	zetting	[-]
<b>g</b>	Gravitatieversnelling = 9,81	[m/s <sup>2</sup> ]
<b>h</b>	Hoogte	[m]
<b>h<sub>L</sub></b>	Hoogte lasnaad	[mm]
<b>k<sub>a</sub></b>	Aanhaalfactor	[-]
<b>l</b>	Lengte	[m]
<b>L/D</b>	Lift/drag ratio	[-]
<b>l<sub>k</sub></b>	Kritische lengte	[mm] of [m]
<b>m</b>	Massa	[Kg]
<b>n</b>	Aantal schroeven	[-]
<b>p</b>	Statische druk	[Pa]
<b>p<sub>v</sub></b>	Vlaktedruk van de schroefdraad	[MPa]
<b>p̄<sub>v</sub></b>	Toelaatbare vlaktedruk van de schroefdraad	[MPa]
<b>q</b>	Gelijkverdeelde belasting	[N/mm]
<b>t</b>	Tijd	[s]
<b>t<sub>max</sub></b>	Verhouding vleugeldikte t.o.v. koorde	[-]
<b>v</b>	Snelheid	[m/s]
<b>v<sub>Kruis</sub></b>	Kruissnelheid	[m/s] of [Km/u]
<b>v<sub>Max</sub></b>	Maximale ontwerpsnelheid	[m/s] of [Km/u]
<b>v<sub>TO</sub></b>	Opstijgsnelheid = take-off speed	[m/s] of [Km/u]
<b>x</b>	Lengte volgens de koorde over een vleugelprofiel	[m]
<b>y</b>	Afstand tot de rand van het fluidum	[m]
<b>AOA</b>	Angle of attack	[°]
<b>AR</b>	Aspect Ratio	[-]
<b>A<sub>s</sub> of A<sub>t</sub></b>	Minimale doorsede bout	[mm <sup>2</sup> ]
<b>A<sub>3</sub></b>	Kerndoorsnede	[mm <sup>2</sup> ]
<b>C<sub>D</sub></b>	Weerstandscoefficiënt	[-]
<b>C<sub>f</sub></b>	Wrijvingsweerstandscoefficiënt (totaal)	[-]
<b>C<sub>L</sub></b>	Liftcoëfficiënt	[-]
<b>C<sub>p</sub></b>	Drukcoëfficiënt	[-]
<b>D<sub>fly</sub></b>	Weerstand van de draagvleugels	[N]
<b>D<sub>hull</sub></b>	Rompweerstand	[N]
<b>D<sub>1/2strut</sub></b>	Weerstand ondergedompelde strut	[N]
<b>D<sub>tot</sub></b>	Totale weerstand	[N]
<b>D<sub>(x)</sub></b>	Dwarskracht op plaats x	[N]
<b>E</b>	Elasticiteitsmodulus	[N/mm <sup>2</sup> ]
<b>F<sub>B</sub></b>	Axiale bedrijfslast	[N]

$F_{Bb}$	Bovenste grenswaarde van de axiale bedrijfslast	[N]
$F_{cp}$	Centripetaalkracht	[N]
$F_{Dtot}$	Totale dwarskracht	[N]
$F_{Kl}$	Vereiste klemkracht	[N]
$Fr$	Froude nummer	[-]
$F_y$	Krachten in de y-richting	[N]
$H_1$	Flankoverlapping	[mm]
$I_z$	Traagheidsmoment rond de Z-as	[m <sup>4</sup> ]
$L$	Liftkracht	[N]
$M_a$	Moment rond punt a	[Nm]
$M_{krit}$	Kritisch moment	[Nm]
$M_{(x)}$	Moment op punt x	[Nm]
$P$	Vermogen	[W]
$R_a$	Reactiekracht A	[N]
$R_b$	Reactiekracht B	[N]
$Re$	Reynoldsgetal	[-]
$R$	Bochtstraal	[m]
$R_{p 0,2}$	0,2% rekgrens	[N/mm <sup>2</sup> ]
$S_{eis}$	Vereiste veiligheidsfactor	[-]
$S_{veilig}$	Veiligheidsfactor	[-]
$S$	Oppervlak	[m <sup>2</sup> ]
$T$	Temperatuur	[°C]
$T_{draai}$	Vereiste draaimoment	[Nm]
$W$	Draaggewicht	[N]
$W_b$	Weerstandsmoment tegen buiging	[mm <sup>3</sup> ]
$X/L$	Gewichtsverdeling	[-]
$\beta$	vervormbaarheidsfactor	[-]
$\beta_{(las)}$	Las factor	[-]
$\delta$	Grenslaagdikte	[m]
$\delta^*$	Verplaatsingsdikte	[m]
$\theta$	Momentumdikte	[m]
$\kappa$	Reductiefactor	[-]
$\lambda$	Bulk viscositeitscoëfficiënt ( $-\frac{2}{3}\mu$ )	[Pa.s]
$\lambda_{sl}$	Slankheidsgraad	[-]
$\mu$	Dynamische viscositeit	[Pa.s] = [Kg/(m.s)]
$\mu_{st}$	Statische wrijvingscoëfficiënt tussen de onderdelen in de deelnaad, veiligheidshalve aan de dynamische wrijvingscoëfficiënt	[-]
$\mu_G$	Totale wrijvingsfactor	[-]
$\nu$	Kinematische viscositeit	[m <sup>2</sup> /s]
$\rho$	Massadichtheid	[Kg/m <sup>3</sup> ]
$\rho'$	schroefdraadhoek	[°]
$\sigma_a$	Uitslagspanning	[MPa]
$\sigma_{d(t)}$	Druk-(trek-) spanning	[MPa]
$\overline{\sigma_{d(t)}}$	Toelaatbare druk-(trek-) spanning	[MPa]
$\sigma_k$	Knikspanning	[MPa]
$\sigma_{max,b}$	Maximale normaalspanning door buiging	[MPa]
$\tau_{loodrecht}$	Loodrechte schuifspanning	[Mpa]
$\tau_{loodrecht,max}$	Maximale loodrechte schuifspanning	[Mpa]



$\tau_w$	Schuifspanning aan de rand	[Mpa]
$\varphi$	Spoedhoek	[°]
$\nabla \cdot \mathbf{v}$	Nabla, differentiaaloperator voor vectorrekening, meer bepaald met de '∇' Voor divergentie van een vectorveld v	[-]
$\infty$	Op oneindig, zonder invloed van het te berekenen object	[-]

## Verklarende begrippenlijst

Verklarende lijst van afkortingen en/of nader toe te lichten begrippen, vreemde woorden en niet-geijkte afkortingen, in de tekst staan deze woorden steeds cursief gedrukt.

<b>Adaptive mesh refinement</b>	Software gaat automatisch en continu de mesh verfijnen waar er een discontinuïteit optreedt.
<b>Advanced wing effect</b>	Door het insturen in een bocht zal de buitenzijde van de draagvleugel voorijlen en de binnenzijde najilen. Dit zorgt voor een snelheidsverschil en dus een liftkracht onevenwicht.
<b>Aerodynamisch centrum (AC)</b>	Het Aerodynamisch centrum ligt in dit geval 1/4 van de leading edge. In dit punt zijn de pitch momenten van de draagvleugel onafhankelijk van de AOA.
<b>Angle of Attack (AOA)</b>	Dit is de pitch hoek dat het vleugelprofiel maakt ten opzichte van een horizontale as. Zie ook Figuur 12.
<b>Aspect ratio (AR) of vleugelslankheid</b>	Vleugelslankheid. Dit is de vormverhouding van het vleugelprofiel. Deze wordt gekenmerkt door de spanwijdte/koorde.
<b>Bernoulli's wet</b>	De totale druk blijft steeds constant: $\frac{1}{2}\rho v^2 + \rho gh + p = constant$ Een verschil in dynamische druk resulteert in een reactieverschil in statische druk
<b>Boundary layer of grenslaag</b>	Wanneer een voorwerp in een fluidum beweegt zal er zich een laag dicht tegen de wand van het voorwerp bevinden die dezelfde snelheid als het voorwerp zal aannemen.
<b>Camber</b>	De afstand tussen de verbindingslijn (leading edge – trailing edge) en de symmetrielijntussen de bovenste en onderste kromme van een vleugelprofiel. Dit wordt verduidelijkt in Figuur 12.
<b>Canard-structuur</b>	Soort opstelling voor draagvleugels waarbij het stuurvlak zich voor de meest dragende vleugel bevindt.
<b>center of gravity (CG)</b>	Zwaartepunt.
<b>CFD</b>	Computational Fluid Dynamics: stromingsberekeningen door gebruik te maken van numerieke methodes met behulp van een computer.
<b>Chord= koorde</b>	Afstand tussen trailing en leading edge.
<b>Diheadral</b>	De hoek die (een deel van) de draagvleugel maakt vanuit vooraanzicht bekeken.
<b>Down force</b>	Tegenovergestelde van lift kracht. Hierbij zal een draagvleugel neerwaartse kracht genereren.
<b>Drag</b>	Vloeistofweerstand.
<b>Dragcoëfficiënt</b>	Weerstandscoefficiënt. $C_D = \frac{D_{Tot}}{S \cdot v^2 \cdot \rho / 2}$
<b>Drukcentrum</b>	Het punt op de vleugel waar de totale som van het drukveld op aangrijpt.
<b>Epoxy</b>	Vloeibaar harsmiddel dat dient om krachten gelijkmatig te verdelen over vezels en de vezels samen te houden.
<b>Fairings</b>	Tussenstukken tussen draagvleugel en struts. Dit is voornamelijk om de interferentieweerstand te verminderen en de stromingsvlakken een vloeiende overgang te geven.
<b>Flaps</b>	Verstelbaar deel achteraan het vleugelprofiel. Dit is om liftkracht te beïnvloeden zonder de volledige vleugel te moeten kantelen.
<b>Flow separation</b>	Fluidum dat zich oorspronkelijk in de boundary layer bevond gaat zich afscheiden. Dit gaat meestal gepaard met turbulentie en weerstandsstijging .
<b>Form drag = pressure drag</b>	Weerstand die veroorzaakt wordt door de vorm van het voorwerp.
<b>Froude nummer</b>	Kental, gebruikt bij vrije stromingsvlakken om rekening te houden met de gravitatie

<b>(Fr)</b>	voor een gelijkvormigheid van stroming.
<b>Fully submerged</b>	Draagvleugel die zich volledig onder water bevindt. De liftkracht wordt enkel geleverd door het deel onder water.
<b>Grey code</b>	Een binaire code die bij twee opeenvolgende waardes slechts 1 bit gewijzigd wordt.
<b>Holding torque</b>	De hoeveelheid torsie dat een stappenmotor moet leveren om in een specifieke stand te blijven staan.
<b>Homing functie</b>	Bij een reset van de motor zal de motor zichzelf initieel in een vooropgestelde waarde zetten.
<b>Hydrofoil</b>	= draagvleugel onder een boot. Hierdoor wordt de boot vlak boven het water getild vanaf een bepaalde snelheid waardoor de rompweerstand wegvalt.
<b>Induced drag</b>	Weerstand die veroorzaakt wordt door de gegenereerde lift.
<b>Interference drag</b>	Wanneer twee voorwerpen dicht bij elkaar in een fluïdum bewegen zullen de stromingen elkaar beïnvloeden en weerstand genereren.
<b>Isodruklijnen</b>	Druklijnen die dezelfde waarde hebben.
<b>Isotropisch</b>	Een materiaal waarvan de mechanische eigenschappen in alle richtingen gelijk zijn.
<b>Javafoil</b>	Softwarepakket voor 2D stromingssimulatie, zie bronnen en hoofdstuk 5: stromingssimulaties.
<b>Ladder-foil</b>	Verschillende T-foils boven elkaar, hierdoor wordt er extra liftend oppervlak ingeschakeld als de boot in het water zakt.
<b>Laminar separation bubble</b>	Een afscheidingsbel, dit fenomeen doet zich voor in de overgang tussen laminaire en turbulente stroming. Er ontstaat boven het vleugelprofiel een zone met circulaire stroming. Door deze interne stroming zal de weerstand aanzienlijk toenemen.
<b>Leading edge</b>	De voorzijde van het vleugelprofiel zie Figuur 12. De stroming die hiertegen botst krijgt een snelheid = 0.
<b>LES</b>	Large Eddy Simulation: dit turbulentiemodel maakt gebruik van de Navier-Stokes formules om transient stromingsfenomenen te berekenen.
<b>Lift/drag ratio (L/D)</b>	Verhouding tussen de lift- en de weerstandskracht. Dit is een maat voor het rendement van de draagvleugel.
<b>Liftcoëfficiënt</b>	$C_L = \frac{L}{S \cdot v^2 \cdot \rho / 2}$
<b>Load distribution</b>	De verdeling van de effectief gegenereerde liftkracht over de spanwijdte.
<b>Moth sailing class</b>	Zeilboot klasse die gebruik maken van hydrofoils.
<b>Parasite drag</b>	Alle weerstanden ontwikkeld door de vleugeldoorsnede uitgezonderd de induced drag.
<b>Planform</b>	De vorm die de vleugel beschrijft gezien volgens de liftvector.
<b>Point of separation</b>	Het fysieke punt waar dat de flow separation plaatsvindt.
<b>Pressure coefficient</b>	Druk coëfficiënt.
<b>R&amp;D</b>	Research and Development van nieuwe ontwikkelingen voor de solar boat in het kader van de masterproef.
<b>RANS</b>	Reynolds averaged Navier-Stokes oplossing: Dit zijn tijdsgemiddelde vereenvoudigingen van de Navier-Stokes vergelijkingen. Hierdoor wordt de rekentijd verkort.
<b>Reverse engineering</b>	Bij dit principe gaat men de vleugels ontwerpen aan de hand van welke lift- en drag-coëfficiënten men nodig heeft.
<b>Reynoldsgetal</b>	Bepaald of een stroming laminair of turbulent verloopt. Dit getal geeft de constante verhouding weer tussen druks- en/of traagheidskrachten/wrijvingskrachten.

	$Re = \frac{v \cdot x \cdot \rho}{\mu} = \frac{v \cdot x}{\nu}$
<b>Skin friction drag</b>	Weerstand die gegenereerd wordt door de ruwheid van het oppervlakte.
<b>Solar boat</b>	Boot die volledig wordt aangedreven door de zon, gebruikmakend van fotovoltaïsche cellen.
<b>Span efficiency factor</b>	Een factor die verhoudingsgewijs weergeeft hoe goed het draagvleugeloppervlak gebruikt wordt voor het genereren van liftkracht.
<b>SST</b>	Shear Stress Transport turbulentiemodel. Dit kan om met boundary layers als met turbulente stroming in een groot volume.
<b>Stall</b>	Wanneer de AOA te groot wordt zal de liftkracht dalen door afscheiding van de stroomlijnen dicht bij de leading edge. Dit is het stall moment.
<b>Struts</b>	De hydrodynamisch gevormde, structurele verbinding tussen de boot en de draagvleugels.
<b>Surface-piercing</b>	Draagvleugel die zich gedeeltelijk onder water bevindt. De liftkracht wordt ook door de struts geleverd.
<b>Swept wing</b>	Een vleugelprofiel waarvan de vleugels naar achter gebogen zijn. Dit wordt voornamelijk gebruikt bij transonische en supersonische vliegtuigen en is dus niet van toepassing in dit werk.
<b>Take off speed</b>	De snelheid waarbij de draagvleugels genoeg liftkracht genereren om het voertuig omhoog te liften.
<b>Trailing edge</b>	De achterzijde van het vleugelprofiel.
<b>T-foil</b>	Draagvleugel in de vorm van een omgekeerde T.
<b>V-foil</b>	Draagvleugel in de vorm van een V. Hierbij zullen geen struts nodig zijn. (surface piercing)
<b>VLM</b>	Vortex Lattice Method: numerieke CFD-methode gebruik makend van discrete vortices op dunne vlakken waarin het profiel verdeeld is.
<b>Vortex Drag</b>	Weerstand gegenereerd door vortices.
<b>Vortices</b>	Draaikolkvormige stroombanen aan de uiteinden van de vleugelprofielen.
<b>Wave drag</b>	Weerstand die ontstaat doordat er golfslag gegenereerd wordt.
<b>Winglets</b>	Rechtopstaande uiteinden aan de vleugels die de vortex drag doet dalen doordat er geen druknivellering meer kan optreden langs de wingtips tussen bovenzijde en onderzijde van de vleugel.
<b>Wingtips</b>	Vleugel uiteinden.
<b>Y<sup>+</sup></b>	Factor kenmerkend voor de afstand tot een obstakel in de vrije stroming. $Y^+ = y * \frac{\rho}{\mu} * \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$

# 1 Inleiding

## 1.1 Project UAntwerp solar boat team

Het project solar boat is in 2008 gestart aan de Karel de Grote hogeschool. Binnen dit project worden afstuderende ingenieurs gemotiveerd om hun softskills te verbeteren. Zo verkrijgen de studenten de mogelijkheden om hun team werkings-, multidisciplinaire communicatie-, plannings-, presentatie- en rapportering skills te verbeteren.

Sinds dit jaar is er gekozen voor een nieuwe graad overschrijdende aanpak. Zo bestaat het team uit 10 bachelor studenten met een bachelor proef die voor 100% binnen het solarteam plaatsvindt, 3 bachelor studenten die als freelancer werken en 3 masterstudenten die R&D werk uitvoeren in het kader van hun eindwerk. Onder de masterstudenten bevinden zich 2 leden van het team van 2012 en 1 persoon die reeds vele jaren ervaring heeft in de maritieme sector. Hierdoor treden zij voor de bachelors op als consultants. Ze trachten zo hun kennis ten volle over te dragen op de nieuwe generatie. Door deze aanpak wordt er continuïteit gestimuleerd waardoor er een grotere hoeveelheid nieuwe kennis verwezenlijkt kan worden en opgedane kennis behouden blijft.

Het project tracht in samenwerking met de Universiteit Antwerpen en grote industriële partners zoals de naamsponsor Umicore zich op te werken tot de wereldtop van zon-aangedreven boten. Hiervoor werd er op verschillende aspecten dit jaar onderzoek gestart naar alternatieve en hopelijk revolutionaire innovaties met een breed draagvlak en een uitgesproken duurzaam karakter. Er wordt getracht om ook elk onderzoek terug te koppelen naar het curriculum onder meer onder de vorm van didactische testcases en leidraden voor zelfstudie bv. op vlak van CFD simulaties.

In 2014 zal het UAntwerp solar boat team weer meedingen op het wereldkampioenschap voor boten op zonne-energie in Friesland. De eerste voorbereidingen hiervoor zijn reeds getroffen om met een nieuwe, performantere boot aan de start te staan. Het einddoel is om in het eindklassement op zijn minst een top 10 plaats te verwezenlijken en er wordt gestreefd naar een top 3 plaats met minstens 1 etappe winst.



Figuur 1: Solar boat editie 2012 tijdens testvaart.

## 1.2 Principe hydrofoils

Hydrofoils is de Engelse benaming voor draagvleugels onder water. Het zijn vliegtuigvleugels die onder een boot worden geplaatst. Het doel hiervan is om vanaf een specifieke snelheid de romp uit het water te liften. Hierdoor daalt de rompweerstand drastisch tot op het punt dat de romp zich volledig boven het water bevindt. Vanaf dit punt zullen enkel de draagvleugels, die een veel kleiner oppervlak bezitten dan de volledige romp, nog stromingsweerstand ondervinden van het water.

Deze techniek is ontstaan in 1898. Maar de explosie van onderzoek en commercialisering was tussen de jaren '50 en '80 van de vorige eeuw. Er is vooral onderzoek gebeurd voor de grote militaire en passagiersschepen die in woelig water varen, vooral over oceanen en grote zeeën. Het onderzoek is grotendeels stil gevallen door enkele grote nadelen:

- Complexiteit en regelgevoeligheid van het ontwerp;
- Hoog opgeleid onderhoudspersoneel nodig;
- Impact met marine fauna waarbij grote zeedieren gewond kunnen geraken;
- Ze zijn meer gefocust op snelheidsverhoging en minder op het verminderen van brandstofverbruik;
- De constructies zijn veelal uit staal opgebouwd en structureel overgedimensioneerd door de ontbrekende simulatiekennis.

Helaas zijn veel van deze onderzoeken niet bruikbaar voor de ontwikkeling van hydrofoils voor de huidige solar boat. Deze onderzoeken hebben immers enkel betrekking op grote passagiersschepen en militaire fregatten waarbij het gewichts- en snelheidsverschil met de solar boat veel te groot is. Bovendien beschikt een solar boat slechts over een erg beperkte energiec capaciteit en dient het onderzoek vooral gefocust te zijn op efficiëntie en stabiliteit. Zeker met de opkomst van de lichtgewicht composiet laminaten en de verhoogde rekencapaciteit van computers kan het onderzoek naar de toepassing van *hydrofoils* een andere wending nemen. In een eerste fase op kleine schaal zoals boten op zonne-energie om eventueel in de toekomst over te kunnen schakelen naar de grotere commerciële vaartuigen. Momenteel valt deze trend al waar te nemen bij zeilboten en de topteam op het wereldkampioenschap voor solar boats.



Figuur 2: V.l.n.r.: Furia 3 [1], Moth klasse [2] en Russische passagiersboot [3]

### 1.3 Doel

Het doel van dit eindwerk is om reeds een verkennende studie te maken betreffende cruciale factoren voor het ontwerp van *hydrofoils*. Zo wordt er getracht om reeds duidelijke ontwerpmethodieken op te stellen en belangrijke aandachtspunten te achterhalen. Vervolgens worden er concrete ontwerptools ontwikkeld en gebruikt bij het ontwerp van een prototype. Zo kan er volgend academiejaar al gestart worden met enige voorkennis en wordt de achterstand op concurrerende teams reeds een groot stuk ingehaald.

### 1.4 Opzet thesis

Om tot de ontwikkeling van elementaire kennis betreffende *hydrofoils* te bekomen, wordt deze thesis in een aantal stappen opgebouwd. Eerst zullen een aantal praktische waarden bekomen worden aan de hand van metingen, terug te vinden in hoofdstuk 2. Vervolgens zal er in hoofdstuk 3 een keuze gemaakt worden tussen verschillende opstellingen en types. Daarna zullen deze keuzes toegepast worden om zo tot een uniek ontwerp te komen in hoofdstuk 4. Aan de hand van dit ontwerp worden er stromingssimulaties uitgevoerd en software hiervoor vergeleken in hoofdstuk 5. Daarna zullen deze ontwerpen zowel op structureel aspect berekend en gesimuleerd worden in hoofdstuk 6. Tenslotte, in hoofdstuk 7, is er nog een extra deel ingevoegd waarin enkele concrete aandachtspunten staan voor de feitelijke bouw. In Bijlage 10.1 vindt u een overzichtelijke flowchart waarin de volledige ontwerpstrategie wordt verduidelijkt. Dit werk is ook volgens deze ontwerpstrategie opgebouwd.

De cursieve woorden die in dit werk te vinden zijn worden telkens in de verklarende woordenlijst verduidelijkt.

## 2 Metingen

Voorafgaand aan het ontwerp is er onderzoek verricht naar de originele waarden van de solar boat betreffende waterweerstand en gewichtsverdeling. Deze resultaten kunnen dienen als referentiewaarde om tot een objectief resultaat te komen betreffende de rendabiliteit van het toepassen van hydrofoils.

### 2.1 Sleeproef solar boat 2012

Een van de eerste experimenten die verwezelijkt zijn, is de sleeproef van de huidige solar boat. Dankzij deze proef is de weerstand- snelheidscurve van de huidige solar boat tot stand gekomen. Met deze curve kan bepaald worden welke snelheid meest geschikt is als *take-off speed* ( $v_{TO}$ ).

#### 2.1.1 Meetopstelling

De sleeproef is gebeurd op het BLOSO-domein van Hazewinkel in september 2012. Dit is een vijver die 2 kilometer lang is en wordt gebruikt voor wedstrijden met roeiboten. Er is voor deze faciliteit geopteerd omdat de watercondities zeer gelijkend zijn aan de watercondities waar de wedstrijden plaatsvinden. Er was weinig tot geen stroming, werd langere tijd op een recht stuk gevaren en het betrof binnenwater met een waterdiepte tussen de 1 en 3 meter.

Bij de sleeproef werd de solar boat voortgetrokken door middel van een motorboot. Tussen deze motorboot en de solar boat was een lineaire weegschaal opgesteld, meer bepaald een Newton-meter. Deze diende om de weerstand te meten bij de verschillende snelheden. Om de snelheid te meten is gebruik gemaakt van een wandel-gps. Op deze gps kon de snelheid gemeten worden met een nauwkeurigheid van 0,1 km/u (= 0,027 m/s).

Opmerking: de afstand tussen de motorboot en de solar boat bedroeg ongeveer 30 tot 35 meter. Dit was om stromingsinvloeden door de aandrijvende motorboot te minimaliseren. Ook is de bevestiging aan de solar boat gebeurd door middel van een sleepdriehoek. Dit zijn 2 touwen van gelijke lengte die verbonden zijn aan beide boegrompen en in het midden samenkomen. Vanaf hier wordt het touw van de motorboot bevestigd. Deze opstelling is noodzakelijk zodat de solar boat tijdens de sleeproef niet dwars kan komen te liggen.



Figuur 3: Meetopstelling



De weerstand die gemeten werd is de totale werkzame weerstand op de romp. Deze sleepproef is herhaaldelijk uitgevoerd, eerst met de aandrijving en vervolgens zonder de aandrijving.

De snelheid werd geleidelijk opgevoerd van 0 km/u tot 20 km/u (=5,56 m/s). Dit meetbereik is voldoende aangezien de romp nooit aan een hogere snelheid zich in het water zal bevinden.

### 2.1.2 Meetwaarden

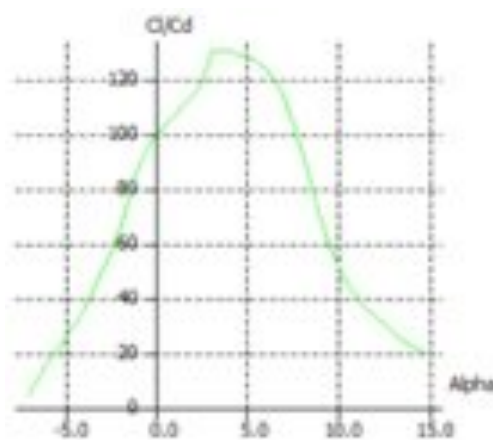
De sleepproef is gebeurd met en zonder de aandrijving. Dit was nodig aangezien de nieuwe aandrijving erg verschillend zal zijn doordat de oude aandrijving tal van nadelen had. Door de vernieuwing van de aandrijving in 2012-2013 zal de weerstand van de oude aandrijving niet veel relevantie meer hebben. Door de sleepproef met en zonder de aandrijving te doen kon er een richtwaarde geschat worden aan de hand van deze gegevens. De resultaten van de sleepproef zijn terug te vinden in bijlage 10.9.

Uit de meetwaarden kunnen we concluderen dat de weerstand van de aandrijving niet de grootste invloed heeft gehad maar dat het meer de ventilatie in de schroef was die tijdens vorige editie de boosdoener was. Niet tegenstaande blijkt uit de resultaten dat de aandrijving een weerstand van ongeveer 70 N veroorzaakte.

Door middel van deze grafiek (te vinden in bijlage 10.9) kan er een weloverwogen richtingsgetal voor  $v_{TO}$  gekozen worden.

Als men de theoretische weerstand –snelheidscurve bekijkt, in bijlage 10.10, kan men concluderen dat deze ver afwijkt van de praktische waarde. Dit kan onder andere te verklaren zijn door de coating van de boot, het soort water, golfslag, gewicht. Het gewicht dat gebruikt is in de simulatie wijkt af van het feitelijke gewicht.

Uit de praktische meetgegevens is er gekozen voor een  $v_{TO}$  van 12 km/u (= 3,33 m/s). Af te lezen uit de grafiek in bijlage 10.9 bedraagt bij een snelheid van 12 km/u de complete romp een weerstand van 130 N. Het totale gewicht van de boot bedraagt ongeveer 2700 N, bepaald in de gewichtsbalans. Er wordt aangenomen dat de *lift/drag ratio* steeds groter is dan 10. In Grafiek 1 ziet men de waarden voor een oneindig lang NACA 63A-912 profiel ter illustratie. Hierdoor wordt de weerstand gesteld op 270 als de boot volledig uit het water dient gelift te worden. Deze weerstand is de weerstand van de *hydrofoils* en van een halve *struts*. De andere helft van de *struts* bevindt zich immers boven water.



Grafiek 1:  $C_L/C_D \approx L/D$  in functie van de AOA [°] voor een NACA 63A-912 profiel bij een  $Re=5 \cdot 10^5$

### 2.1.3 Berekening

Bij *Take-off speed*

$$D_{\text{tot}} = D_{\text{fly}} + D_{\text{hull}} + D_{\frac{1}{2}\text{strut}}$$

$$D = 270 \text{ N} + 130 \text{ N} + 50 \text{ N}$$

$$D = 450 \text{ N}$$

$$P = 450 \text{ N} * 3,33 \text{ m/s} = 1500 \text{ W}$$

Dit is het vermogen dat noodzakelijk is aan de schroef. Het schroefrendement wordt aangenomen 60% te zijn. Dit in rekening brengend kan men veronderstellen dat het benodigd vermogen 2500 W bedraagt. Dit is het vermogen aan de as noodzakelijk om de solar boot uit het water te doen liften bij een snelheid van 12 km/u (=3,33 m/s). Uit literatuur is gebleken dat de maximale kruissnelheid, twee keer de *take-off speed* zal benaderen. Concreet wil dit zeggen:  $v_{\text{TO}} = 12 \text{ km/u}$  en  $v_{\text{Max}} = 24 \text{ km/u}$ .

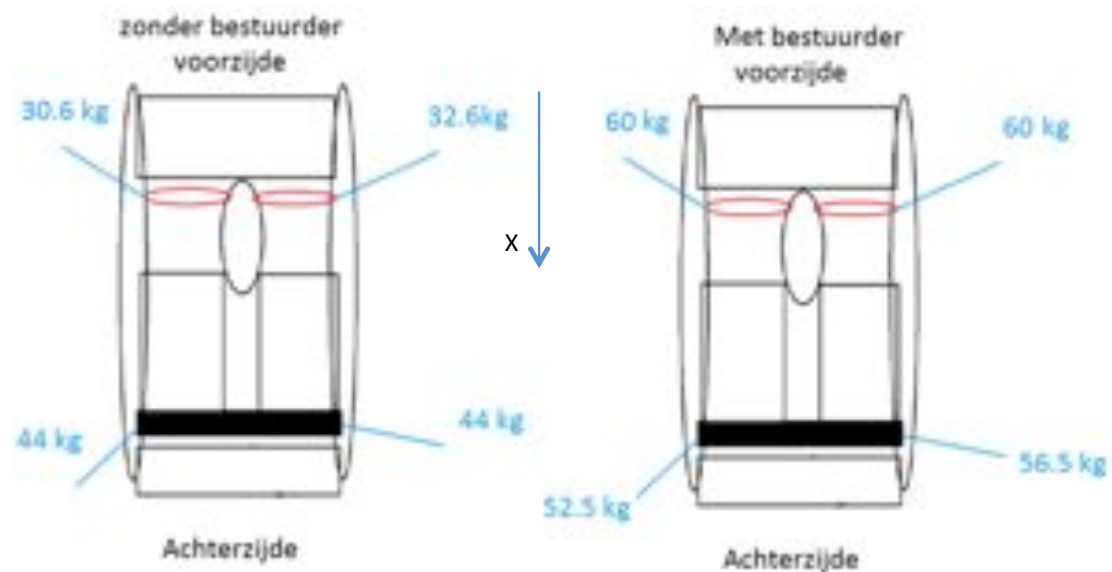
## 2.2 Gewichtsbalans solar boat 2012

Door het meten van het gewicht op de plaatsen waar de *hydrofoils* dienen te komen, kan berekend worden hoe groot het vleugeloppervlak moet zijn op die bepaalde plaats. Er zal, gezien naar de mogelijke bevestigingspunten een opstelling en type bepaald worden. Hiervoor wordt verwezen naar hoofdstuk 3.1.

### 2.2.1 Meetopstelling

Voor het onderzoek is gebruik gemaakt van 2 weegschalen met een nauwkeurigheid van 0,1 kg. De solar boot werd enkel ondersteund door de houtblokken. Tussen deze blokken en de romp zijn de weegschalen gepositioneerd. Zo is er gemeten welke kracht de *hydrofoils* moeten ondersteunen op deze plaatsen.

## 2.2.2 Meetresultaten.



Figuur 4: Meetresultaten gewichtsbalans: links zonder schipper, rechts met schipper

### Conclusie:

Tot hiertoe is de boot, waarvoor ontworpen zal worden, in kaart gebracht en is er gemeten wat de weerstandscurve is en hoeveel het gewicht bedraagt waarvoor een liftkracht gegenereerd dient te worden. Deze waarden worden in hoofdstukken 3 en 4 verwerkt in een concreet ontwerp.

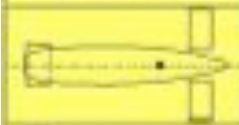
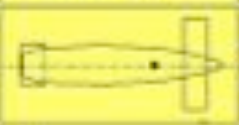
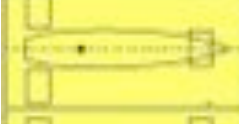
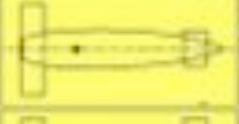


### 3 Configuratie

Voor het ontwerp van de *hydrofoils* dient men te starten met enkele doordachte keuzes betreffende opstelling en type. In onderstaand hoofdstuk worden de resultaten toegelicht a.d.h.v. gegevens uit de literatuur en de tot stand gebrachte metingen.

#### 3.1 Opstelling

Er bestaan 3 verschillende opstellingen voor de draagvleugels. Zoals weergegeven in Figuur 5. Ze hebben elk hun optimale condities in functie van de zwaartepunt ligging. Daarbinnen kan men nog opteren om de volledige vleugeloppervlakte te ondersteunen met één *strut* of te verdelen over 2 *struts*, hiermee gelinkt kan men kiezen om de vleugel op te splitsen of niet. Er wordt geadviseerd om de vleugels niet op te splitsen om zo de *aspect ratio* te vergroten. Dit zal verder uitgelegd worden maar heeft als invloed dat de vortex weerstand verminderd wordt en de spanwijdte vergroot. De draagvleugels zullen wel in een eerste ontwerp door 2 *struts* bevestigd worden omdat er nog geen kennis is betreffende het bochtgedrag en de optredende krachten.

Uit de gewichtsbalans is gebleken dat de gewichtsverdeling  $X/L = 0,56$ . Hierbij is X de afstand van de voorzijde van de boot tot het zwaartepunt en L de totale lengte van de boot. Uit Figuur 5 kunnen we concluderen dat de opstelling een *canard* opstelling heeft.

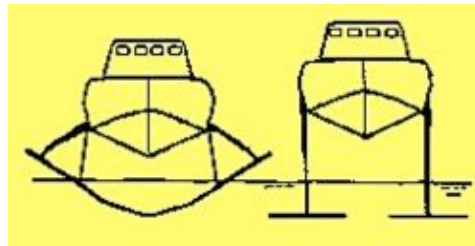
SPLIT	NON-SPLIT	ARRANGEMENT
		CONVENTIONAL $0,00 < X/L < 0,25$
		CANARD $0,45 < X/L < 1,00$
		TANDEM $0,25 < X/L < 0,45$

Figuur 5: Opstelling hydrofoils, gesplitst of niet [4]

## 3.2 Types

Doorheen de geschiedenis is er erg veel geëxperimenteerd met verschillende types van de liftende onderdelen. Alle verschillende types hebben hun eigen specifieke voor- en nadelen.

Er kan een grote verdeling gemaakt worden in *fully-submerged* en *surface-piercing hydrofoils*.



Figuur 6: Types hydrofoils, links surface-piercing V-foil, rechts fully-submerged T-foil [4]

### 3.2.1 Surface-piercing

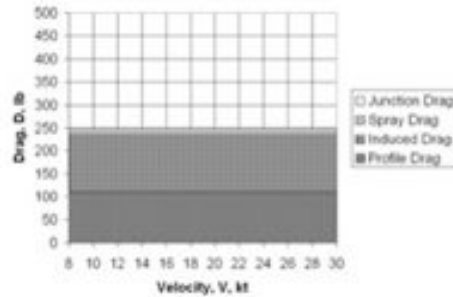
Het grote kenmerk van dit type is dat de geleverde liftkracht afhankelijk is van het natte oppervlak. Hoe dieper de vleugels zich in het water bevinden, hoe meer liftkracht er gegenereerd wordt. Maar in het kader van dit onderzoek zou dit de complexiteit onnodig vergroten. Hieronder worden grafieken weergegeven die de weerstand uitzetten in functie van de snelheid. Hieruit kan men kwalitatief bepalen welk type het meest geschikt is voor de toepassing.

- V-foil met recht profiel niet-taps: Het grootste nadeel is de exponentieel stijgende weerstand bij toenemende snelheid en de slechte  $L/D$  evolutie. [4] [5]



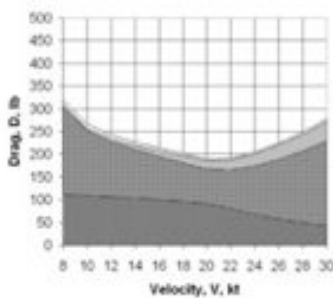
Figuur 7: Weerstand- snelheidscurve V-foil niet taps [5], rechts illustratie v-foil

- V-foil taps: Dit is een erg complexe vorm ter ontwerp en vereist een zeer dure mal. De nauwkeurigheid van het ontwerp, is van het grootste belang. De weerstand kan zeer goed voorspeld en constant gehouden worden. [5]



Figuur 8: Weerstands-snelheidscurve tapse V-foil [5]

- Ladder-foil: Dit is een constructie gebouwd uit verschillende T-foils boven elkaar met afzonderlijk een specifieke liftkracht. Het grote voordeel is het ontwerpgemak maar het nadeel is het zeer grote natte oppervlak en gewicht. Maar er is een optimaal werkingpunt voorhanden en een groot gebied met constante weerstand. [5]



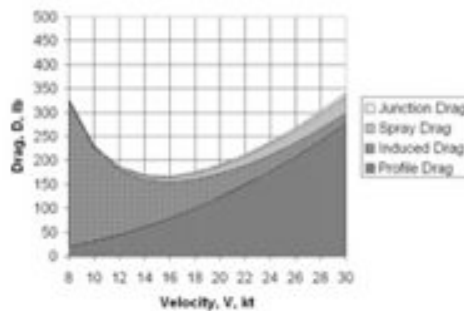
Figuur 9: Links weerstands-snelheidscurve ladder [5], rechts illustratie ladder-foil [6]

### 3.2.2 Fully-submerged

Hierbij zit de draagvleugel onder alle omstandigheden volledig onder water. Het grote voordeel hiervan is de eenvoud tot montage, de modulerbaarheid en het beperkte gewicht.

Verder vertoont de totale weerstand een gelijkaardig verloop als de *ladder-foils*.

- T-foil zonder flaps:



Figuur 10: Weerstands-snelheidscurve T-foil [5]

Het nadeel echter vindt men in de complexiteit van de hoogteregeling. Aangezien de benodigde liftkracht in functie staat van de snelheid moet de te genereren liftkracht ook continu wijzigen. In tegenstelling tot *surface-piercing* hydrofoils zijn de *fully-submerged hydrofoils* niet zelfregelend en dient de liftkracht geregeld te worden d.m.v. een extern systeem. De eenvoudigste manier om dit te regelen is door de *Angle of Attack* (AOA) van de vleugel te wijzigen door de vleugel enkele graden rond zijn as te draaien. Het grote nadeel is dat hierdoor ook de weerstand deels stijgt.

- T-foil met flaps:

Men kan de draagvleugels hun liftkracht wijzigen met behulp van *flaps* zodat de *camber* wijzigt en er een grotere liftkracht gegenereerd wordt. Verder stijgt de weerstand minder dan bij wijziging van AOA. Het is echter niet eenvoudig om een volledig mechanisch systeem te ontwikkelen en te integreren in de zeer dunne draagvleugels. Er is voor dit onderzoek dan ook de nadruk gelegd op een eenvoudige verkennende basis. Naar de toekomst toe kan dit wel een efficiëntere oplossing brengen.

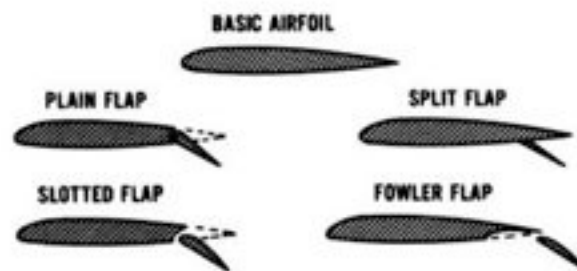


Figure 2-7 Types of Wing Flaps

Figuur 11: Flapsoorten [7]

Om het meest geschikte type te kiezen is er een beslissingsanalyse opgesteld waarvan in Tabel 1 de resultaten weergegeven worden. De volledige uitwerking van de beslissingsanalyse is terug te vinden op de bijgeleverde DVD.

Korte toelichting van de termen in de beslissingsanalyse tabel:

- Eenvoudige constructie: doordat dit ontwerp nog in een eerste prototype fase zit is het wenselijk om geen onnodige complexe constructies te ontwikkelen. Het onderhoud en eventuele reparaties zullen ook veel moeilijker zijn;
- Weinig weerstand: door het geringe vermogen dat de motor levert is het belangrijk dat de weerstand van het hele systeem zo laag mogelijk wordt gehouden;
- Besturing: het manueel ingrijpen van de AOA tijdens het varen;
- Opklapbaarheid: De hydrofoils zullen vast aan de romp worden bevestigd. Om het transport van de solar boat te vereenvoudigen kan het ontwerp zo gemaakt worden dat dit kan 'opklappen';
- Stabiliteit: een ontwerp zo gebouwd zodat er storingen van buitenaf geen of weinig invloed zullen hebben;
- Eenvoudig ontwerp: door een eenvoudig ontwerp te kiezen zal de complexiteit in verband met CFD simulaties en structurele simulaties dalen;

Moduleerbaarheid: wijziging van AOA, flaps, winttips.

Tabel 1: Beslissingsanalyse hydrofoils type

beslissing analyse tabel	Gewicht	T-foil zonder flaps		T-foil met flaps		V-foil niet tapered		V-foil tapered		ladder-foil		
		G	S	svg	S	svg	S	svg	S	svg	S	
eenvoudige constructie	0,10		0,22	0,02	0,12	0,01	0,30	0,03	0,30	0,03	0,07	0,01
weinig weerstand	0,27		0,23	0,06	0,27	0,07	0,07	0,02	0,18	0,05	0,24	0,06
gewicht	0,17		0,36	0,06	0,22	0,04	0,18	0,03	0,18	0,03	0,06	0,01
besturing	0,06		0,15	0,01	0,51	0,03	0,13	0,01	0,13	0,01	0,08	0,00
opklapbaarheid	0,05		0,26	0,01	0,20	0,01	0,24	0,01	0,24	0,01	0,06	0,00
stabiliteit	0,19		0,10	0,02	0,24	0,05	0,16	0,03	0,16	0,03	0,33	0,06
eenvoudig ontwerp	0,08		0,37	0,03	0,10	0,01	0,38	0,03	0,08	0,01	0,08	0,01
moduleerbaarheid	0,08		0,40	0,03	0,14	0,01	0,20	0,02	0,20	0,02	0,07	0,01
<b>totaal</b>				<b>0,25</b>		<b>0,23</b>		<b>0,18</b>		<b>0,18</b>		<b>0,16</b>

Uit bovenstaande kan geconcludeerd worden dat voor het doel van dit onderzoek een Fully-submerged tandem configuratie het meest geschikt is.



## 4 Design

### 4.1 Design vleugeldoorsnede

#### 4.1.1 Vleugelprofielen

De keuze van een geschikt vleugelprofiel als hydrodynamische vorm is elementair vanuit het oogpunt om de weerstand zo laag mogelijk te houden. Een vleugelprofiel kan in vergelijking met een andere vorm een veel lagere weerstand hebben. [8]

Er zijn tal van gestandaardiseerde vleugelprofielen. Maar dit onderzoek heeft zich beperkt tot de NACA-familie opgesteld door de *National Advisory Committee for Aeronautics*, de voorganger van de welbekende NASA, *National Aeronautics and Space Administration*.

Hierbinnen zijn er nog subklassen tot stand gekomen uit de verschillende evoluties die er in de geschiedenis zijn geweest. De belangrijkste worden hieronder gegeven met telkens wat uitleg [9].

1XXX-serie of 16 XXX-serie: deze serie NACA profielen zijn ontwikkeld rond 1930. Hierbij zijn de vleugels eerst gemaakt en vervolgens gemeten in windtunnels.

4XXX-serie: deze serie NACA profielen maken gebruik van *reverse engineering*. De aanduiding van deze profielen bestaat uit 4 cijfers. De betekenis van elk cijfer wordt uitgelegd aan de hand van volgend voorbeeldje: NACA 6414, het eerste cijfer bepaald de maximale welving, ook wel *camber* genaamd, van de vleugel in percentage van koorde van de vleugel. In het voorbeeld wil dit zeggen dat de vleugel een welving heeft van 6% t.o.v. de koorde van de vleugel. Het tweede cijfer geeft de plaats weer waar deze maximale welving zich bevindt in het vleugelprofiel. Bij de een NACA 6414 bevindt de maximale welving zich op 40% achter de *leading edge*. De twee laatste cijfers geven de maximale dikte van de vleugel weer. Dit is 14% van de koorde.

5 XX XX-serie: deze serie NACA profielen bestaat uit een codering van 5 cijfers. Hierbij zegt het eerste cijfer iets over de gewenste liftcoëfficiënt. De volgende 2 cijfers bepalen waar de maximale welving zich bevindt in het vleugelprofiel. De laatste twee cijfers geven net zoals de 4-digit NACA profielen de maximale dikte van de vleugel weer.

6X<sub>x</sub>(A) XXX-Serie: de NACA 6-serie is ontwikkeld omdat theoretische methodes die ontwikkeld zijn voor de 2- tot 5-series niet voldoen aan de gewenste eisen. De 6-serie gebruikt theoretische methodes om de gewenste drukverdeling te verkrijgen en zo de ideale geometrie te bekomen. Het voordeel hierbij is dat de 6-serie zo kan ontwikkeld worden zodat er een **maximale laminaire stroming** vloeit over de vleugel. De *induced drag* zal hierdoor dalen bij bepaalde liftcoëfficiënten. De cijfers worden uitgelegd aan de hand van volgend voorbeeldje: NACA 64<sub>1</sub>-212, a=0,6 Het eerste getal, 6, duidt aan dat het gaat om een NACA 6-serie profiel en dat dit een profiel is waarbij een grote laminaire stroming is gewenst. Het tweede cijfer zegt waar dat de minimale druk zich bevindt. Deze staat in een tiende van de koorde. In het voorbeeld is dit 0,4\*c. Het onderschrift duidt aan dat er weinig weerstand wordt gegenereerd bij liftcoëfficiënt = 0,2; bepaald door het eerste getal na het koppelingsteken, met een tolerantie van 0,1. De laatste twee cijfers zeggen net zoals de 4-en 5-serie NACA profielen iets over de maximale dikte van het vleugel profiel. Het cijfer na de 'a' duidt het

percentage van de vleugel aan waar dat de drukverdeling gelijk is. In bovenstaand voorbeeld is deze 60%

7XX(A) XXX-Serie: de NACA 7-serie is een verbetering van de 6-serie. Deze 7-serie streeft naar een **zo hoog mogelijke laminaire stroming**. Ten opzichte van de 6-serie zal men bij de 7-serie bepalen waar dat de minimale druk moet komen, zowel voor de bovenzijde als de onderzijde van de vleugel. Voorbeeld: NACA 747A-315. Het eerste cijfer duidt aan over welke serie het gaat. Het tweede cijfer bepaald de plaats waar dat het punt met de minimale druk zich bevindt op de bovenzijde van de vleugel. Het derde cijfer geeft de plaats weer waar dat het punt met de minimale druk zich bevindt van de onderzijde van de vleugel. De letter A zegt iets over de dikteverdeling en welke hoofdlijnen er gebruikt zijn, het algemeen ontwerp zeg maar. Het volgende cijfer zegt net zoals de 6-serie iets over de liftcoëfficiënt. De laatste twee cijfers bepalen de maximale dikte t.o.v. de koorde.

**Tabel 2: Selectiecriteria vleugelprofielen NACA reeks [9]**

Serie	Voordelen	Nadelen	Toepassingen
1-Serie	Weinig lage druk pieken. Weinig weerstand op grote snelheid.	Relatieve lage lift.	Vliegtuigpropellers, scheepsschroeven.
4-Serie	Goede <i>stall</i> karakteristieken, kleine verplaatsing van het <i>drukcentrum</i> bij enkele verschillende snelheden, ruwheid heeft weinig effect.	Lage maximum liftcoëfficiënt, hoog pitch moment.	Horizontale staartvleugels, algemene vliegtuigbouw. Symmetrisch: <i>Supersonische</i> jets, helikopter vleugels, raketvleugels.
5-Serie	Hoge maximum liftcoëfficiënt, laag pitch moment, ruwheid heeft weinig effect.	Slecht <i>stall</i> gedrag, relatief hoge weerstand.	Algemene vliegtuigbouw, business jets.
6-Serie	Hoog maximum liftcoëfficiënt, lage weerstand over een klein gebied van het werkingsgebied, geoptimaliseerd voor hoge snelheden.	Hoge weerstand buiten het ideale werkingsgebied, groot pitch moment, slecht <i>stall</i> gedrag, gevoelig voor ruwheid.	Business jets, <i>supersonische</i> jets, jet trainers.
7-Serie	Zeer lage weerstand over een klein gebied van het werkingsgebied, laag pitch moment.	Verminderde maximum liftcoëfficiënt, hoge weerstand buiten het ideale werkingsgebied, slecht <i>stall</i> gedrag  Gevoelig voor ruwheid	Zelden gebruikt.

#### 4.1.1.1 Symmetrische profielen

Hieronder verstaat men vleugelprofielen zonder *camber* waardoor deze ook geen lift genereren indien de *AOA* gelijk aan nul is. Een groot voordeel van een vleugelprofiel is het feit dat de ontwikkelde weerstand door de profielvorm veel kleiner is dan gelijk welke andere vorm.

Deze worden voornamelijk gebruikt voor verbindingstukken die zo weinig mogelijk weerstand dienen te hebben maar geen liftende functie hebben. Verder zijn deze vormen uitstekend geschikt voor structuren die in beide richtingen een gelijk gedrag vereisen. In deze toepassing worden zij gebruikt voor de *struts* en voor het overgangsstuk tussen *strut* en draagvleugel. Er wordt gekozen voor een NACA 07 027 profiel voor de *struts*.

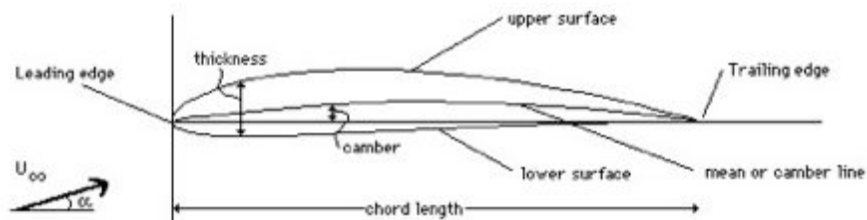
Voordeel: stabiel evenwicht en relatief eenvoudig te modelleren.

Nadeel: Dient glad afgewerkt te worden en is dikker dan noodzakelijk.

#### 4.1.1.2 Asymmetrische profielen

Hieronder verstaat men vleugelprofielen die voorzien zijn van *camber*. Hierdoor genereren ze automatisch liftkrachten, zelfs indien de *AOA* nul is. Dit valt te verklaren doordat de snelheid omheen de bovenzijde hoger is dan aan de onderzijde. De oorzaak hiervan kan worden gevonden doordat de af te leggen weg bovenaan groter is. Door dit snelheidsverschil treedt er een drukverschil op (te verklaren door *de wet van Bernoulli*). Hierdoor is er een relatieve onderdruk boven het profiel en een lichte(re) overdruk onder het profiel waardoor er een liftkracht ontstaat.

Kenmerken:



Figuur 12: Terminologie vleugelprofielen [10]

Deze profielen worden zo goed als altijd gebruikt om liftkracht te genereren. Men kan ze ook omgekeerd toepassen om *down-force* te genereren bij sportwagens.

Voordeel: Een zeer grote, nauwkeurig te selecteren liftkracht die eenvoudig veranderd kan worden in verhouding met de optredende weerstand.

### 4.1.2 Stromingstypes

Hierop volgende worden de verschillende stromingstypes verklaard, gebruik makend van de volgende aanname:



Figuur 13: Aanname benadering door vlakke plaat [8]

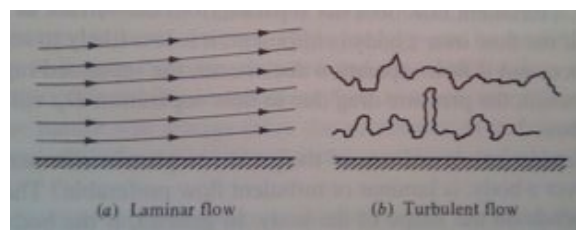
De stroming over een vleugelprofiel loopt, betreffende de skin-friction drag, gelijk als over een vlakke plaat wanneer het profiel dun genoeg wordt beschouwd. [8](p372)

#### 4.1.2.1 Laminaire stroming

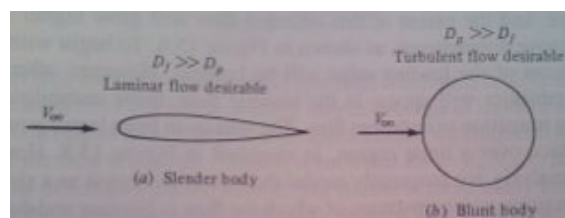
De stroming volgt gelijkmatig het profiel waardoor de weerstand laag is. Er is sprake van een geordende stroming. Dit heeft een grote impact op de wrijvingsweerstand (= *skin friction drag*, zie 4.2.3.2) die zeer laag blijft. Hierdoor zal de grenslaag waarin de stroming gradueel toeneemt erg klein blijven. In Figuur 13 ziet u links een weergave van een laminaire stroming. Deze stroming is meer aangewezen voor slanke voorwerpen zoals vleugelprofielen aangezien voor deze profielen de wrijvingsweerstand van grotere invloed is als de vormweerstand (zie 4.2.3). [8]

#### 4.1.2.2 Turbulente stroming

Elk fluïdum partikel volgt een willekeurige baan door het medium. Er worden *vortices* gevormd en er wordt veel energie gedissipeerd door de geagiteerde toestand. De gemiddelde snelheid aan het vleugeloppervlak is een stuk hoger waardoor er meer wrijving optreedt. In Figuur 14 ziet u rechts een weergave van een turbulente stroming. Deze stroming is het best aangewezen voor stompe profielen zoals cilinders, aangezien de drukweerstand hier een grotere invloed op heeft. [8]



Figuur 14: Links laminaire stroming, rechts turbulente stroming [8]



Figuur 15: Links een slank profiel, rechts een stomp profiel [8]

### 4.1.2.3 Overgangstroming

Vanaf dat de plaatselijke stroming het *kritische reynoldsgetal* overschrijdt zal er overgegaan worden van laminaire naar turbulente stroming. Hierdoor kan het transitiepunt gevonden worden door het kritische reynoldsgetal te bepalen. Hedendaags onderzoek is volop bezig met het zoeken naar een eenvoudig mathematisch model voor het kritisch Reynoldsgetal. Momenteel wordt er volgens volgende vuistregel ontworpen:

*Aanname: Als vuistregel wordt er gesteld dat  $Re_{cr} \approx 500\ 000$ .*

$$Re_{cr} = \frac{\rho_{\infty} v_{\infty} x_{cr}}{\mu_{\infty}} \quad (1)$$

*Stel bijvoorbeeld:  $x = 150\ mm$ ;  $\mu = 1,06 * 10^{-3}\ Pa * s$ ;  $\rho = 996,22\ \frac{Kg}{m^3}$ ;  $v = 3,33\ \frac{m}{s}$*

*=>  $Re = 469435 \rightarrow$  Laminaire stroming*

Hierdoor zal er overgegaan worden naar een turbulente stroming daar waar het lokale reynoldsgetal deze waarde overschrijdt. [8]

### 4.1.3 Keuze doorsnedeprofiel

#### Draagvleugels:

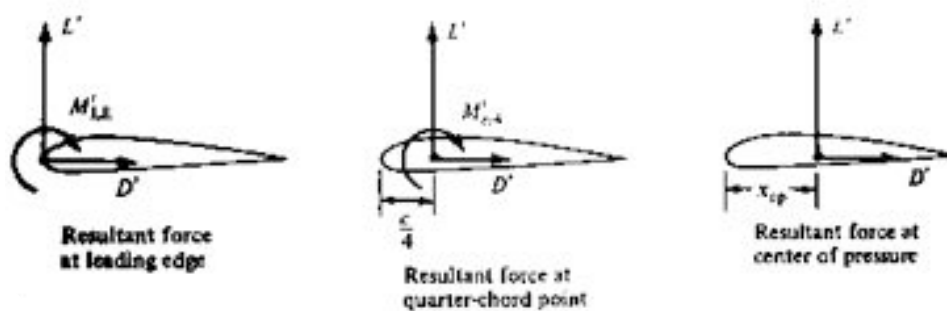
Men start met de keuze van een goede vleugeldoorsnede bij de ontwikkeling van een draagvleugel. Dit kan men doen door gebruik te maken van het programma *Javafoil* [11] of literaire bronnen te raadplegen zoals [12]. Voor een goede vergelijking tussen verschillende profielen kan men gebruik maken van de Lift-Excel, te vinden op de begeleidende Cd-rom in bijlage.



Figuur 16: Screenshot javafoil, geometrie venster, in kader: coördinaten vleugelprofiel [11]

Als eerste stap dient men enkele parameters te kiezen en hiervoor een vergelijkende studie te maken tussen verschillende mogelijke profieldoorsnedes.

- Vleugeldikte tussen de 0,12%-0,14% van de koorde: hoe dikker hoe meer weerstand maar hoe steviger en langer de vleugel gemaakt kan worden.
- Plaats van minimale druk, parameter voor drukcentrum: hoe dichterbij 25% van de koorde, startende vanaf de *leading edge*, hoe dichterbij het *aerodynamisch centrum* (AC). Dit verbetert de stabiliteit doordat de werkzame momentsarm verkleint van de aangrijpende krachten in het drukcentrum ten opzichte van AC. Maar het punt dient zich achter het AC te bevinden waardoor er van nature een positieve AOA wordt gecreëerd die voor lift zorgt.



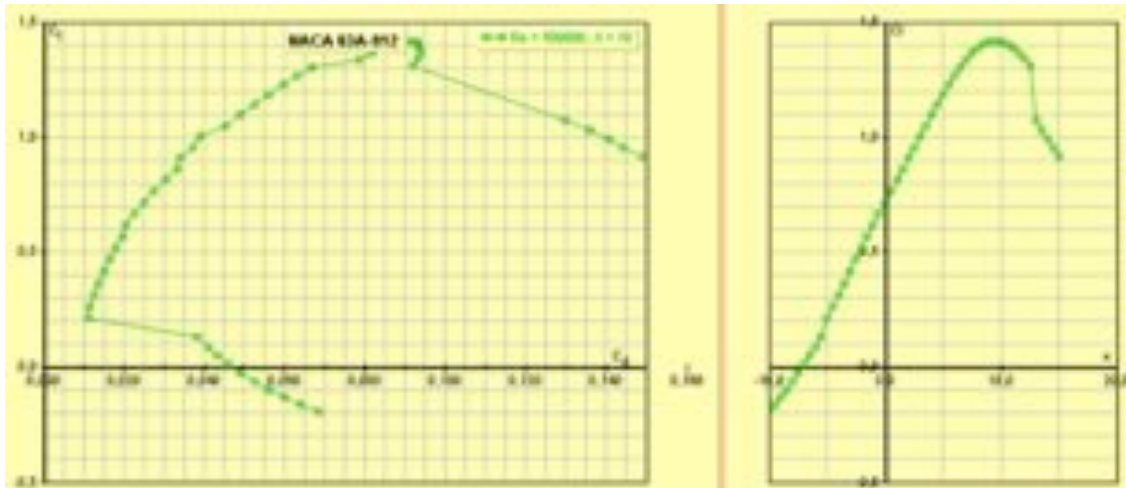
Figuur 17: Resulterende krachten en momenten op: voorste punt - aerodynamisch centrum en drukcentrum [8]

Er wordt een vergelijking gemaakt tussen verschillende soorten profielen naar de AOA, effectieve  $C_L$ ,  $C_D$  en  $L/D$ -waarde bij de kritische punten:  $v_{take-off}$ ,  $v_{kruis}$  en  $v_{max}$ . Dit kan gebeuren op basis van het tabblad 'C<sub>L</sub>-nodig' in de lift-Excel, zoals weergegeven in Figuur 18. In deze tabel worden links de verschillende doorlopen snelheden weergegeven met respectievelijk de benodigde  $C_L$  waarde minimaal nodig voor uit het water te komen en het Reynoldsgetal. Rechts kunnen er verschillende profielen naast elkaar gezet worden waarbij men de eerstvolgende AOA kiest waarvan de geleverde  $C_L$ -waarde bij het respectievelijke Re groter is dan het noodzakelijke. Als extra parameters ter vergelijking vult men ook de  $C_D$ -waarde en de  $L/D$  verhouding. Er wordt dan vooral gekeken naar waar het punt bij AOA = 0 ligt, aangezien hier de weerstand bij benadering minimaal zal zijn en ook de  $L/D$  verhouding het grootste. Dit punt dient tussen  $v_{take-off}$  en  $v_{kruis}$  gelegen te zijn. Verder is een belangrijk criterium dat de maximale  $C_L$  waarde onder  $v_{take-off}$  ligt zodat er marge is voor extra liftkracht te genereren, bv. in een bocht. Deze tabel geeft dus een samenvatting van de  $C_L(AOA)$ ,  $C_D(AOA)$  en de  $C_L/C_D(AOA)$  grafieken. Voor het profiel NACA 63A-912 bij een Re = 500 000, worden de  $C_L(C_D)$  en  $C_L(AOA)$  in Grafiek 2 weergegeven.

**Belangrijke opmerking:** de waarden worden bepaald bij het effectief reynoldsgetal, variabel voor elke snelheid. Dit houdt in dat bij werking met *javafoil* voor elke waarde het *reynoldsgetal* veranderd moet worden in het tabblad 'grenslaag'.

α	C <sub>L</sub>	C <sub>D</sub>	Re	Info	C <sub>L</sub>	C <sub>D</sub>	Re	Info	C <sub>L</sub>	C <sub>D</sub>	Re	Info	C <sub>L</sub>	C <sub>D</sub>	Re	Info
0	0,00	0,00	0		0,00	0,00	0		0,00	0,00	0		0,00	0,00	0	
1	0,25	0,01	100000		0,25	0,01	100000		0,25	0,01	100000		0,25	0,01	100000	
2	0,50	0,04	200000		0,50	0,04	200000		0,50	0,04	200000		0,50	0,04	200000	
3	0,75	0,09	300000		0,75	0,09	300000		0,75	0,09	300000		0,75	0,09	300000	
4	1,00	0,16	400000		1,00	0,16	400000		1,00	0,16	400000		1,00	0,16	400000	
5	1,25	0,25	500000		1,25	0,25	500000		1,25	0,25	500000		1,25	0,25	500000	
6	1,50	0,36	600000		1,50	0,36	600000		1,50	0,36	600000		1,50	0,36	600000	
7	1,75	0,49	700000		1,75	0,49	700000		1,75	0,49	700000		1,75	0,49	700000	
8	2,00	0,64	800000		2,00	0,64	800000		2,00	0,64	800000		2,00	0,64	800000	
9	2,25	0,81	900000		2,25	0,81	900000		2,25	0,81	900000		2,25	0,81	900000	
10	2,50	1,00	1000000		2,50	1,00	1000000		2,50	1,00	1000000		2,50	1,00	1000000	
11	2,75	1,21	1100000		2,75	1,21	1100000		2,75	1,21	1100000		2,75	1,21	1100000	
12	3,00	1,44	1200000		3,00	1,44	1200000		3,00	1,44	1200000		3,00	1,44	1200000	
13	3,25	1,69	1300000		3,25	1,69	1300000		3,25	1,69	1300000		3,25	1,69	1300000	
14	3,50	1,96	1400000		3,50	1,96	1400000		3,50	1,96	1400000		3,50	1,96	1400000	
15	3,75	2,25	1500000		3,75	2,25	1500000		3,75	2,25	1500000		3,75	2,25	1500000	
16	4,00	2,56	1600000		4,00	2,56	1600000		4,00	2,56	1600000		4,00	2,56	1600000	
17	4,25	2,89	1700000		4,25	2,89	1700000		4,25	2,89	1700000		4,25	2,89	1700000	
18	4,50	3,24	1800000		4,50	3,24	1800000		4,50	3,24	1800000		4,50	3,24	1800000	
19	4,75	3,61	1900000		4,75	3,61	1900000		4,75	3,61	1900000		4,75	3,61	1900000	
20	5,00	4,00	2000000		5,00	4,00	2000000		5,00	4,00	2000000		5,00	4,00	2000000	
21	5,25	4,41	2100000		5,25	4,41	2100000		5,25	4,41	2100000		5,25	4,41	2100000	
22	5,50	4,84	2200000		5,50	4,84	2200000		5,50	4,84	2200000		5,50	4,84	2200000	
23	5,75	5,29	2300000		5,75	5,29	2300000		5,75	5,29	2300000		5,75	5,29	2300000	
24	6,00	5,76	2400000		6,00	5,76	2400000		6,00	5,76	2400000		6,00	5,76	2400000	
25	6,25	6,25	2500000		6,25	6,25	2500000		6,25	6,25	2500000		6,25	6,25	2500000	
26	6,50	6,76	2600000		6,50	6,76	2600000		6,50	6,76	2600000		6,50	6,76	2600000	
27	6,75	7,29	2700000		6,75	7,29	2700000		6,75	7,29	2700000		6,75	7,29	2700000	
28	7,00	7,84	2800000		7,00	7,84	2800000		7,00	7,84	2800000		7,00	7,84	2800000	
29	7,25	8,41	2900000		7,25	8,41	2900000		7,25	8,41	2900000		7,25	8,41	2900000	
30	7,50	9,00	3000000		7,50	9,00	3000000		7,50	9,00	3000000		7,50	9,00	3000000	
31	7,75	9,61	3100000		7,75	9,61	3100000		7,75	9,61	3100000		7,75	9,61	3100000	
32	8,00	10,24	3200000		8,00	10,24	3200000		8,00	10,24	3200000		8,00	10,24	3200000	
33	8,25	10,89	3300000		8,25	10,89	3300000		8,25	10,89	3300000		8,25	10,89	3300000	
34	8,50	11,56	3400000		8,50	11,56	3400000		8,50	11,56	3400000		8,50	11,56	3400000	
35	8,75	12,25	3500000		8,75	12,25	3500000		8,75	12,25	3500000		8,75	12,25	3500000	
36	9,00	12,96	3600000		9,00	12,96	3600000		9,00	12,96	3600000		9,00	12,96	3600000	

Figuur 18: Lift-Excel, tabblad benodigde C<sub>L</sub> voor de achterste draagvleugel



Grafiek 2: C<sub>L</sub> over C<sub>D</sub> grafiek (links) en C<sub>L</sub> over AOA[°] (rechts) voor een NACA 63A-912 profiel bij Re= 500 000

Voor de eenvoud is er gekozen om zowel de voorste als de achterste vleugel met eenzelfde profiel te ontwerpen, namelijk een NACA 63A-912. Dit profiel kwam als beste uit de vergelijking bij  $v_{take-off}$  Figuur 18.

Zeker voor een prototype is het uitermate belangrijk dat het opstijgen goed verloopt aangezien opstijgen de meest energieverslindende toestand is. Indien de boot niet zou kunnen opstijgen kunnen alle andere facetten van het ontwerp nooit gevalideerd worden. Verder in lijn met dit idee is er in dit onderzoek geopteerd om steeds zo veel mogelijk reserve te houden van bruikbare AOA zodat er steeds extra lift gegenereerd zou kunnen worden om stabiliteit, extra gewicht of onnauwkeurigheden te compenseren.

Opmerking: Naar een volgende editie kan er zeker ook gekeken worden naar de Eppler en Wortmann profielen, gebruikt in zweefvliegtuigen.

Indien men de hypothese aanhoudt dat de stromingsovergang van laminair naar turbulent optreedt bij een Reynoldsgetal van  $5 \cdot 10^5$ , is er voor gezorgd dat er pas een overgang naar turbulente stroming start vanaf dat de  $v_{\text{take-off}}$  overschreden wordt.

Vervolgens dient men manueel de gegevens van  $C_L$  en  $C_D$ ,  $C_p$  en  $M_{\text{krit}}$  in te voeren vanuit het programma *Javafoil* (of een ander 2D- flow pakket, zoals *XFLR5 (Xfoil)*) in het tabblad 'Lift en Drag' van de Lift-Excel. Bovenaan geeft men manueel de profielcode in en de liftkracht waarvoor men de vleugel wenst te dimensioneren.

In *Javafoil* dient men eenmalig in het tabblad geometrie de profieldoorsnede op te vragen en in het tabblad opties de dichtheid, viscositeit en *vleugelslankheid* in te vullen.

Vervolgens dient men voor elke AOA afzonderlijk eerst in het tabblad grenslaag het Reynoldsgetal in te vullen dat naast de invalshoek staat in de Lift-Excel. Nadat men op 'analyseer' heeft gedrukt in *Javafoil* kan men overgaan naar het tabblad 'snelheid' en kan men na ingeven van de correcte hoek de correcte parameters uitlezen en invullen in de Lift-Excel. Voor de  $C_L$  waarde is het verschil tussen verschillende Re klein maar vooral voor een correcte  $C_D$  te verkrijgen is dit een noodzakelijk proces.

INVOER:		Profiel: 63A-912	Dimensionering lift			1600 [N]
Re	Invalshoek [°]	Invoegen uit javafoil				
		$C_L$	$C_D$	$C_p^*$	M krit.	L [N]
436.711	12,0	1,120	0,13559	-6,23	0,34	1600
395.293	11,5	1,367	0,10625	-5,86	0,35	1600
392.009	11,0	1,390	0,10732	-5,50	0,36	1600
389.911	10,5	1,405	0,10672	-5,15	0,37	1600
389.219	10,0	1,410	0,10583	-4,80	0,38	1600
388.393	9,5	1,416	0,10383	-4,47	0,40	1600
388.943	9,0	1,412	0,10159	-4,14	0,41	1600
390.328	8,5	1,402	0,09903	-3,83	0,42	1600
392.716	8,0	1,385	0,09587	-3,52	0,44	1600

Figuur 19: In te voeren parameters in tabblad 'Lift en drag' van de Lift-excel

Conclusie:

Tot hiertoe is er reeds een geschikt doorsnedeprofiel gevonden voor de draagvleugelstructuur. Dit is tot stand gekomen op basis van het programma *Javafoil* en de zelf ontworpen Lift-Excel. Er is hierbij gelet op efficiëntie, eenvoud en een zekere veiligheidsmarge voor te genereren liftkracht. Dezelfde methode gaat vervolgens gebruikt worden ter ontwerp van een geschikte doorsnede voor de *struts*.



## Struts

Voor de doorsnede van de *struts* moet men kijken naar een zo laag mogelijke weerstandscoefficiënt, ook wel  $C_D$ -waarde genaamd. Deze zal zich bevinden rond een AOA van  $0^\circ$ . De *struts* moeten geen lift creëren maar moeten enkel de opgewekte krachten van de draagvleugels herleiden naar de ophanging. Hierbij zal gebruik gemaakt worden van een symmetrisch vleugelprofiel. Doordat het vleugelprofiel geen lift genereert zal er geen extra *induced drag* ontwikkeld worden. Uit het programma *javafoil* [11] kunnen de verschillende vleugelprofielen worden opgevraagd met hun verschillende  $C_D$  waarden. Deze waarden kunnen dan met elkaar vergeleken worden. De  $C_D$  waarden zullen relatief hetzelfde blijven bij variërende snelheden en diktes ten opzichte van de verschillende profielen. Een NACA 07-0XX heeft een lagere  $C_D$  waarde dan een NACA 00-XX bij 12 km/u (=3,33 m/s). Deze NACA 07-0XX zal dus ook een lagere  $C_D$  waarde hebben dan de NACA00-XX bij 20 km/u. Hier worden enkel de verschillende symmetrische NACA profielen met elkaar vergeleken. Zoals hierboven staat vermeld wordt gebruikelijk een dikte tussen de 12% en 14% gekozen. De dikte van de *struts* die hier gebruikt worden zullen een dikte hebben van 27% van de koorde. De *strut* kan hierdoor ook gebruikt worden om de as en lagers van de aandrijving in te plaatsen. Ook zal er onderaan de *struts* genoeg ruimte moeten voorzien worden voor de bevestiging van *wingtips* en de draagvleugels. Door dezelfde dikte te nemen voor de *strut* van de aandrijving en die van de draagvleugels kunnen het aantal mallen en zo dus ook de kosten gedrukt worden.

De verschillende  $C_D$  waarden worden in Tabel 3 weergegeven. Hierbij heeft de NACA 63-027 de laagste  $C_D$  waarde. Maar zal er toch worden gekozen voor de NACA 07-027 omdat deze constructief gezien meer plaats geeft voor de samenbouw.

Tabel 3:  $C_D$  waarden struts

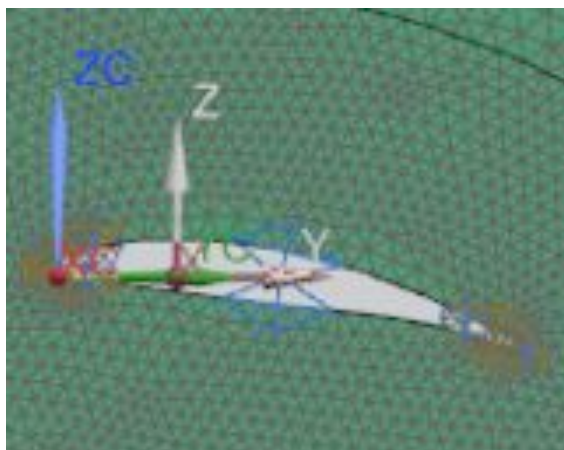
$C_D$	naca00027	NACA 0027-03	NACA08027	NACA08127	NACA07-027	NACA63-027	NACA16-027
Re=365000	0.01855	0.02042	0.01855	0.02146	0.01208	0.01169	0.01564
Re=565000	0.0171	0.01894	0.0171	0.01863	0.01036	0.00858	0.01396
Re=765000	0.01622	0.01805	0.01622	0.01794	0.0094	0.00898	0.01306
Re=965000	0.1569	0.0174	0.01569	0.01756	0.00882	0.0109	0.01249

### 4.1.3.1 Transformatie coördinaten

Nadat er een bepaald profiel gekozen is kunnen deze punten worden omgevormd voor later gebruik in *Siemens NX* of *Autodesk Inventor*. Hiervoor kan er gebruik gemaakt worden van de speciaal opgestelde Coördinaten-Excel waarin de coördinaten automatisch getransformeerd worden naar (X,Y,Z) coördinaten. In het eerste tabblad (rode kader: import) plakt u in kolom A en B de coördinaten uit *Javafoil*. Opgelet, dit is gemaakt voor 61 punt geplotte profielen. Wanneer er meer punten worden genereerd zal de tabel aangepast moeten worden.

In het tweede tabblad kan u de schaalfactor en de X afstand van de punten opgeven.

Opmerking: In dit werk zijn de gebruikte X-as en Y-as omgewisseld met de conventie die in de aerodynamische wereld meestal gebruikt wordt. In dit werk wordt er steeds volgens volgende conventie gewerkt:



**Figuur 20: Coördinatenconventie: Z-as loodrecht op profiel, Y-as langs de koorde en X-as volgens de vleugelbreedte**

De waarden onder X, Y en Z kopieert u rechtstreeks naar een tekstfile. (rechter deel Figuur 21) Via een ctrl + h commando vervangt u indien nodig ‘;’ in ‘.’. Dit is van groot belang om correcte coördinaten te verkrijgen in *siemens NX*. Indien men werkt met *Autodesk Inventor* kan men de coördinaten naar een leeg Excel bestand kopiëren.

Schaalfactor	1.00	X	Y	Z	Bestand	Bewerken	Opmaak	Beeld	Help
# afstand	0	0,00	144,00	0,00	180,00	0,00	0,00		
		0,00	147,00	0,00	178,80	0,00	0,61		
		0,00	149,20	0,00	176,66	0,00	1,33		
		0,00	149,80	0,00	173,68	0,00	2,29		
		0,00	149,70	2,60	169,91	0,00	3,53		
		0,00	149,00	4,00	165,40	0,00	5,10		
		0,00	141,71	5,60	160,18	0,00	6,91		
		0,00	136,85	7,00	154,27	0,00	8,86		
		0,00	131,48	8,00	147,74	0,00	10,98		
		0,00	123,58	10,67	140,57	0,00	12,97		
		0,00	106,22	12,00	132,83	0,00	14,78		
		0,00	102,67	13,00	124,63	0,00	16,43		
		0,00	95,40	14,00	116,03	0,00	17,90		
		0,00	88,00	15,00	107,13	0,00	19,14		
		0,00	80,60	16,00	98,02	0,00	20,11		
		0,00	73,00	17,00	88,80	0,00	20,77		
		0,00	65,40	17,00	79,55	0,00	21,09		
		0,00	57,80	17,00	70,39	0,00	21,05		
		0,00	50,00	16,00	61,42	0,00	20,63		
		0,00	42,00	14,00	52,73	0,00	19,85		
		0,00	34,00	11,00	44,44	0,00	18,73		
		0,00	26,00	8,00	36,61	0,00	17,35		
		0,00	18,00	5,00	29,35	0,00	15,72		
		0,00	10,00	2,00	22,73	0,00	13,91		
		0,00	2,00	0,00	16,82	0,00	11,95		
		0,00	0,00	0,00	11,70	0,00	9,89		
		0,00	0,00	0,00	7,41	0,00	7,80		
		0,00	0,00	0,00	4,03	0,00	5,73		
		0,00	0,00	0,00	1,60	0,00	3,76		
		0,00	0,00	0,00	0,18	0,00	2,01		
		0,00	0,00	0,00	-0,21	0,00	0,70		
		0,00	0,00	0,00	0,38	0,00	-0,43		
		0,00	0,00	0,00	2,32	0,00	-1,37		
		0,00	0,00	0,00	5,31	0,00	-1,85		

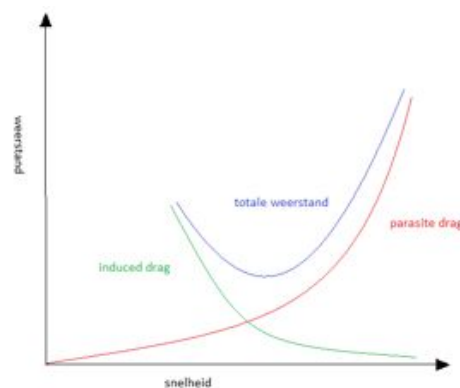
**Figuur 21: Links: transformatie Excel, kader: import blad voor coördinaten, rechts: geëxporteerde output naar tekstfile**

Even recapituleren, tot hiertoe is er reeds een bepaalde opstelling gekozen, is er gekend welk *hydrofoil* type er gebruikt gaat worden en zijn de vleugeldoorsnedes gekozen. Tot slot zijn de coördinaten van de vleugelprofielen geconverteerd naar een formaat dat leesbaar is voor *Siemens NX*. In de modellering gebruiken we deze punten om de vleugels uit op te bouwen.

Maar eerst wordt er gekeken naar de verschillende weerstandparameters die invloed hebben en hoe deze geminimaliseerd kunnen worden.

## 4.2 Weerstandsfactoren op vleugelprofielen

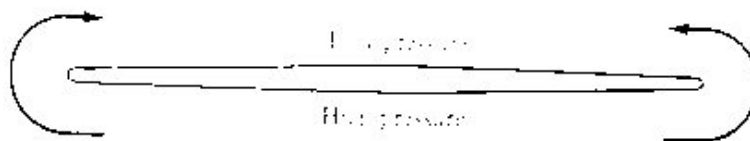
Er zijn twee belangrijke weerstanden die invloed hebben op de *hydrofoils* en de romp. Dit zijn de *induced drag* en de *parasite drag*. De *induced drag* of door de liftkracht geïnduceerde weerstand is een 3Dimensionaal effect dat verband houdt met de breedte van het vleugelprofiel. *Parasite drag* is een categorie van weerstanden die wordt veroorzaakt wanneer een voorwerp in een fluïdum wordt voortbewogen. Verder zijn er nog de *interference drag*, deze brengt in rekening wat de overgang vleugel-strut doet met de stromingen en de *vortex drag*, aan de *wing-tips*. Tot slot is er nog een weerstand, specifiek voor *hydrofoils*: de *wave drag* (= golfweerstand).



Grafiek 3: Weerstandsgrafiek

### 4.2.1 Induced Drag

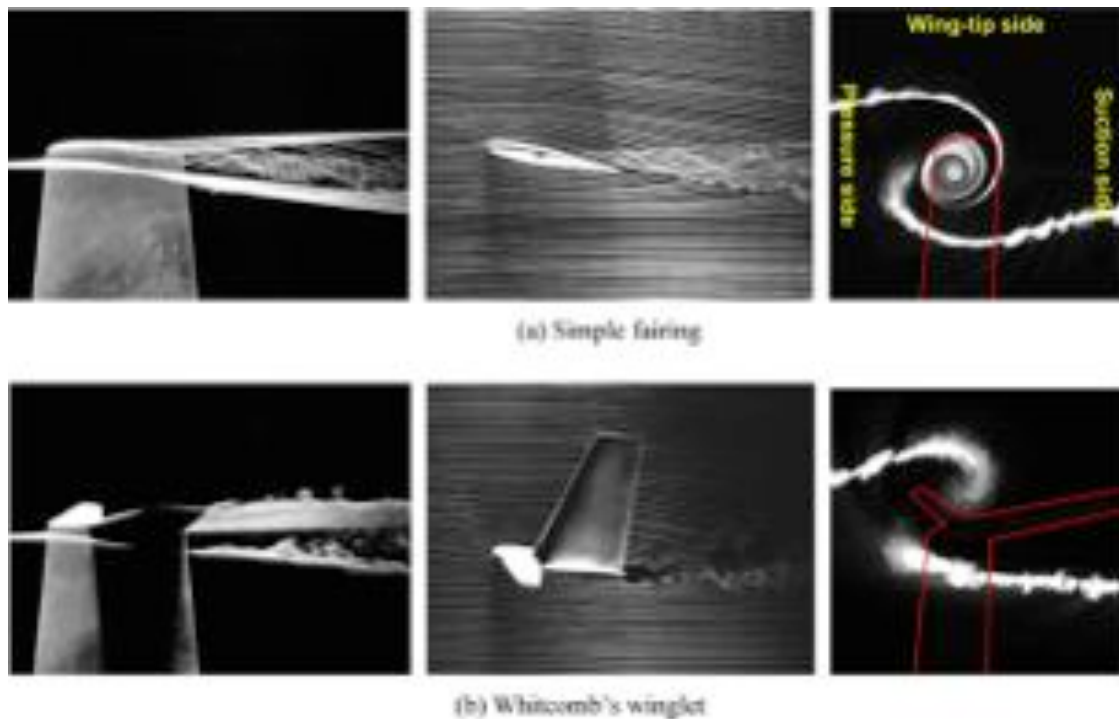
Zoals eerder vermeld heeft de *induced drag* te maken met de liftkracht dat een voorwerp veroorzaakt. Zo zal een vleugelprofiel bij lage snelheid een grote AOA nodig hebben om eenzelfde liftkracht te genereren. Hierdoor zal de snelheid van het fluïdum, het water in dit geval, groter zijn aan de bovenzijde van de vleugel dan aan de onderzijde. Volgens de *wet van Bernoulli* zal de druk dalen naarmate de snelheid groter wordt. Aan de onderzijde van de vleugel zal de snelheid lager zijn en dus de druk groter zijn. Hierdoor ontstaat er een drukverschil. Het water met hogere druk zal geneigd zijn om naar het water met lagere druk te stromen. Dit effect heet 'down-wash'.



Figuur 22: Vleugel vooraanzicht, bovenaan lage druk en onderaan hoge druk [8]

#### 4.2.2 Vortex Drag

Wanneer de drukverschillen elkaar tegemoet komen aan de vleugel uiteinden (=wingtips) zullen er wervelstromen (=wingtip vortices) ontstaan die zorgen voor een druk nivellering en dus een extra weerstandsparameter. Een oplossing voor dit probleem is het gebruik van *winglets*. Dit zijn verticale verlengingen van de vleugels die de wervelstromen doen verminderen en een diffuser karakter geven waardoor de verliezen dalen. In het huidige ontwerp wordt er aangenomen dat deze weerstand, door de relatief kleine liftkrachten en het erg viskeus fluidum verwaarloosbaar klein is. Indien dit niet het geval blijkt te zijn zullen er nadien winglets op de vleugelprofielen geplaatst kunnen worden. [8] [13] [14] [15]



Figuur 23: Vergelijking bij AOA van 10° van een eenvoudig vleugeleinde (bovenaan) en een specifiek ontworpen wingtip (onderaan), v.l.n.r: bovenaanzicht, zijaanzicht en doorsnede (vortices) [15]

Wanneer de AOA vermindert, zal de *induced drag* ook verminderen. In Grafiek 3 wordt weergegeven dat de *induced drag* hoog is bij lage snelheden en hierbij de *parasite drag* nog zeer laag is. Wanneer de snelheid groter wordt zal de *parasite drag* een belangrijkere rol spelen en de *induced drag* zal van minder belang worden. Hierdoor is het essentieel dat er optimaal gedimensioneerd wordt voor de *induced drag* bij lage snelheid zoals de toepassing op een solar boot en vooral bij  $v_{\text{take-off}}$ . Het aandeel in totale weerstand is op dat moment tussen de 50-60%. Bij kruissnelheid daalt de invloed tot ongeveer een 25%. Formule (2) beschrijft de *induced drag coëfficiënt*. [8] [13]

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi * AR * e} = \frac{C_L^2}{\pi * AR} * (1 + \delta) \quad (2)$$

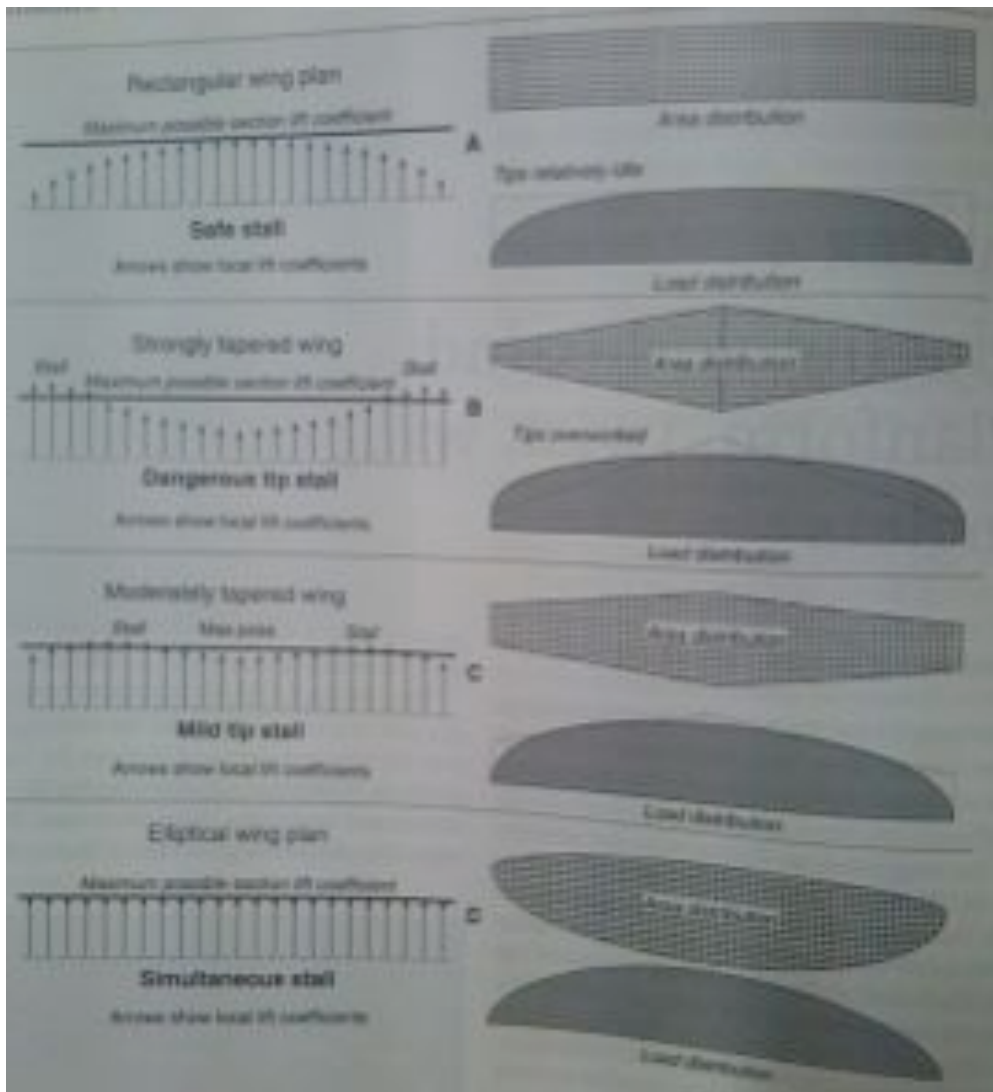
Zoals in formule (2) zichtbaar is, kan men de *induced drag* vooral beperken door een *Aspect Ratio* te nemen die voldoende groot is. Als richtwaarden hiervoor vindt men in de literatuur waarden van ongeveer 10 voor *hydrofoils* [13]. Dit geeft de verhouding weer van het kwadraat van de breedte op het totale oppervlak van de vleugel, zoals in formule (3) weergegeven.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3)$$

Men kan deze waarde niet oneindig groot kiezen, aangezien dit ten koste gaat van de structurele sterkte. Het moment dat de aerodynamische krachten uitoefenen op vleugel stijgt immers indien de spanwijdte vergroot. Hierdoor dient de vleugel steviger te zijn om de benodigde vormstijfheid te behouden.

#### 4.2.2.1 Planform

De *planform* van een vleugelprofiel is het bovenaanzicht van de vleugel. Deze dient de liftende kracht te genereren. Hiervoor dien de gegenereerde liftkracht vectoren zo optimaal mogelijk verdeeld te worden zodat de *load distribution*, die elliptisch verloopt zo dicht mogelijk benaderd wordt. Indien de maximale liftcoëfficiënt op een bepaald deeloppervlak overschreden wordt zal dit deeloppervlak een reductie in liftkracht ondervinden doordat de *stall snelheid* bereikt wordt. De *stall snelheid* is de snelheid waaronder de *AOA* zo hoog moet worden om de benodigde lift te genereren, dat de maximale  $C_L$  waarde overschreden wordt en de liftkracht dus daalt. Optimaal is een vleugel met een *load distribution* die elliptisch verloopt maar uit constructieredenen is dit zeer moeilijk te verwezenlijken. Hierdoor wordt er vaak gewerkt met een taps profiel waarbij de *load distribution* zo homogeen mogelijk verdeelt wordt. De minst optimale, maar simpelste vorm is de rechthoekige. Hierbij is er teveel materiaal dat niet efficiënt liftend werkt en dus meer weerstand dan liftkracht genereert. Deze planform zal gekozen worden omwille van de lagere kostprijs voor het eerste prototype.



Figuur 24: Overzicht load distribution bij verschillende planform opties [14]

#### 4.2.2.2 *Span efficiency factor = Oswald factor*

'e' is de *span efficiency factor* dit is een waarde die voorstelt hoeveel de gegenereerde liftverdeling afwijkt van de optimale elliptische verdeling op basis van alle optimalisatie's zoals *winglets* en *planform*. Voor een elliptische vorm is  $e=1$ , voor de meeste andere vormen is  $e < 1$ . [8] [16] In het geval van *hydrofoils* kan men ook e-waarden vinden  $> 1$  indien de vleugel langs de beide uiteinden begrensd is door een *strut* of verticale *winglet*. Hierdoor fungeert de *strut* deels ook als liftend oppervlak doordat het de *wingtip vortices* tegenhoudt. [13]

Zo kan men uitzonderlijk bij hydrofoils komen tot  $e \approx 1,2$  indien de liftkracht gegenereerd door de struts mee in rekening gebracht wordt.

Men kan  $e$  aflezen uit het programma XFLR5 [17] in het volledig doorgelopen gebied van de *hydrofoil*.

Men kan  $e$  zelf bepalen uit volgende vergelijking:

$$e = \frac{1}{1 + \delta} \quad (4)$$

Hierbij is:

$$\delta = \sum_2^N n * (A_N/A_1)^2 \quad (5)$$

Hierin stellen de  $A$ 's de deelopervlakten voor van de samengestelde vleugel (gezien vanuit het bovenaanzicht)  $A_1$  is het oppervlak het verste van de *wingtip*. Voor een verdere uitdieping van deze formule wordt er verwezen naar [8].

Men kan immers  $\delta$  ook grafisch bepalen indien er gebruik gemaakt wordt van tapse vleugels. Hierdoor is de berekening niet nodig.

Uit veiligheidsoverwegingen is er in het eerste ontwerp 'worst case scenario' gerekend met een  $e = 0,85$ . Dit past wederom in de beslissing om te ontwerpen 'aan de veilige kant'.

#### 4.2.3 Parasite drag = profile drag

Dit is de weerstand die onafhankelijk van de vleugellengte en omgeving tot stand komt aan een profiel. Deze weerstand is grotendeels afhankelijk van de viscositeit, vooral bij turbulente stroming.

Druk en schuifspanning zijn de enige 2 bronnen van aerodynamische krachten die op een stromingsvoorwerp aangrijpen. [8]

##### 4.2.3.1 Form drag = Pressure drag

(vorm weerstand = druk weerstand)

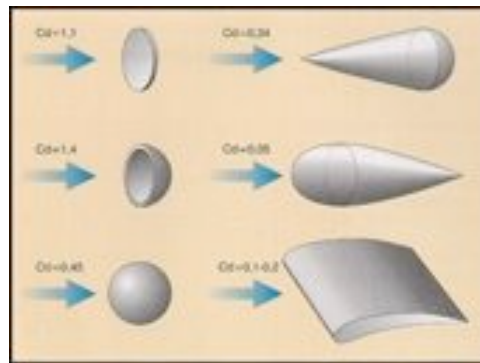
Deze weerstand heeft vooral te maken met de vorm van het voorwerp dat door een fluidum beweegt en de drukverdeling hierrond. Hierbij speelt het frontaal oppervlak een grote rol aangezien het fluidum hier letterlijk tegen botst en een snelheidsreductie ondergaat tot stilstand. De druk aan de voorzijde en onderkant is groter dan aan de bovenkant en achterzijde Deze *form drag* is snelheidsafhankelijk door het verband tussen druk en snelheid, verwijzend naar de *wet van Bernoulli*. [8] [13] [14] [18]

Vanaf een bepaald punt, het kritische reynoldsgetal kan de stroming het profiel niet meer volgen, men bekommt dus *flow separation* en ontstaat er turbulente stroming. Hierdoor stijgt het druk onevenwicht tussen de voor- en achterzijde plots en wordt er meer weerstand gegenereerd. Hoe verder naar achter toe dat de stroming zich los maakt van het profiel hoe minder *pressure drag* en hoe beter het evenwicht behouden blijft. [8]

Opmerking: *flow separation* doet ook de liftkracht dalen. Wanneer de *flow separation* te ver naar voor komt zal er *stall* optreden. *Stall* betekent dat de maximale  $C_L$ -waarde bereikt is.

Deze waarde valt moeilijk te berekenen, maar voor slanke profielen is hij ondergeschikt aan de *skin friction drag*, zie Figuur 15 [8]. Hierdoor is er in dit onderzoek gebruik gemaakt van een benaderde waarde door het niet-viskeus rekenend programma *Javafoil*. [11]

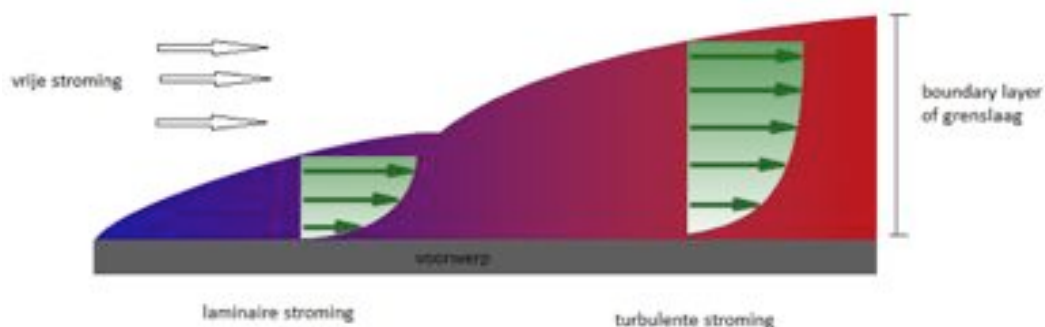
Er is getracht om het *point of separation* zoveel mogelijk naar achter te leggen. In de Lift-Excel kan dit geobserveerd worden in het tabblad 'lift en drag' in de voorlaatste kolom.



Figuur 25: Pressure drag voor enkele standaard vormen [19]

#### 4.2.3.2 Friction drag

*Friction drag* of *skin-friction drag* is de wrijvingsweerstand die ontstaat wanneer een voorwerp door een fluïdum beweegt. Deze wordt dus bepaald door het nat oppervlak van het voorwerp (= oppervlakte onder water dat onderhevig is aan wrijving). De snelheid van het fluïdum dat zich dicht tegen het voorwerp bevindt zal dezelfde snelheid aannemen als het voorwerp. De relatieve snelheid tussen het voorwerp en het fluïdum gaat naar 0. De snelheid van het fluïdum dat zich ver van het voorwerp bevindt zal dezelfde snelheid aannemen als de vrije stroming. Hier is de relatieve snelheid tussen het voorwerp en het fluïdum het hoogste. De zone die zich tussen het voorwerp en de vrije stroming bevindt, wordt de *boundary layer* of grenslaag genoemd. [8] [13] [14]



Figuur 26: Illustratie verschil in grenslaag tussen laminaire en turbulente stroming

Door de verschillende snelheden van het fluïdum in de *boundary layer* zal energie verloren gaan. De *boundary layer* is afhankelijk van het Reynoldsgetal  $Re = \frac{\rho v L}{\mu}$  en de temperatuur. Zij wordt gekarakteriseerd a.d.h.v. de verplaatsingsdikte  $\delta^*$  en de momentumdikte  $\theta$ . De verplaatsingsdikte is de afstand dat een stroomlijn is verplaatst van het voorwerp, vergeleken met de niet-viskeuze toestand. De momentumdikte is de afstand, die vermenigvuldigd met  $v_\infty^2$  gelijk is aan het *momentum defect*  $= \rho_\infty * (v_\infty - v)$ . [20] Voor laminaire stroming vereenvoudigt men in de literatuur vaak het



probleem tot een vlakke plaat om de oplossing van Blassius te kunnen gebruiken voor laminaire stroming [2]:

$$\text{Lokale Skin friction coëfficiënt: } c_f = \frac{0,664}{\sqrt{Re_x}} \quad (6)$$

$$\text{Volledige friction drag coëfficiënt: } C_f = \frac{1,328}{\sqrt{Re_c}} \quad (7)$$

$$\text{Boundary layer dikte } \delta = \frac{5,0x}{\sqrt{Re_x}} \quad (8)$$

$$\text{Verplaatsingsdikte } \delta^* = \frac{1,72x}{\sqrt{Re_x}} \quad (9)$$

$$\text{Momentumdikte } \theta = \frac{0,664x}{\sqrt{Re_x}} \quad (10)$$

Er bestaan ook technieken voor turbulente *boundary-layers* ondanks dat er gestreefd wordt naar zoveel mogelijk laminaire stroming in dit ontwerp, komt deze stroming toch gedeeltelijk voor over het profiel waardoor men combinatorisch dient te rekenen zoals toegepast in de Lift-Excel. Daarin wordt het laminaire deel berekend volgens de *formules van Blassius* en het turbulente deel volgens volgende benadering [8]:

$$\text{Boundary-layer dikte } \delta = \frac{0,37x}{Re_x^{1/5}} \quad (11)$$

$$\text{Volledige Skin friction coëfficiënt: } C_f = \frac{0,074}{Re_{cr}^{1/5}} \quad (12)$$

Voor de benodigde berekeningen zijn enkel formules (7) en (12) gebruikt.

De *friction drag* is dus afhankelijk van laminaire of turbulente stroming, *boundary layers* en het *Navier-Stokes Theorema*.

#### 4.2.3.3 Navier-Stokes Theorema

Het Navier-Stokes theorema is gebaseerd op de tweede wet van Newton, die een beschrijving geeft van stromingen in fluïda rekening houdend met de viskeuze eigenschappen zoals de temperatuur. Zij beschrijven het momentum in een specifieke richting van de viskeuze stroming in functie van een snelheid volgens richting (U, V en W) en tonen aan dat een verandering in impuls van een fluïdumdeeltje in evenwicht is met een drukverandering en/of een dissipatie van kracht in het fluïdum.

$$\begin{aligned} \rho \frac{\partial U}{\partial t} + \rho U \frac{\partial U}{\partial x} + \rho V \frac{\partial U}{\partial y} + \rho W \frac{\partial U}{\partial z} & \quad (13) \\ & = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left( \lambda (\nabla \cdot v) + 2\mu \frac{\partial U}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \left( \frac{\partial V}{\partial x} + \frac{\partial U}{\partial y} \right) \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( \mu \left( \frac{\partial U}{\partial z} + \frac{\partial W}{\partial x} \right) \right) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \rho \frac{\partial V}{\partial t} + \rho U \frac{\partial V}{\partial x} + \rho V \frac{\partial V}{\partial y} + \rho W \frac{\partial V}{\partial z} & \quad (14) \\ & = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial y} \left( \lambda (\nabla \cdot v) + 2\mu \frac{\partial V}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left( \mu \left( \frac{\partial V}{\partial x} + \frac{\partial W}{\partial y} \right) \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( \mu \left( \frac{\partial W}{\partial y} + \frac{\partial V}{\partial z} \right) \right) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \rho \frac{\partial W}{\partial t} + \rho U \frac{\partial W}{\partial x} + \rho V \frac{\partial W}{\partial y} + \rho W \frac{\partial W}{\partial z} \\ = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial z} \left( \lambda (\nabla \cdot v) + 2\mu \frac{\partial W}{\partial z} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left( \mu \left( \frac{\partial U}{\partial z} + \frac{\partial W}{\partial x} \right) \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \left( \frac{\partial W}{\partial y} + \frac{\partial V}{\partial z} \right) \right) \end{aligned} \quad (15)$$

Samen met de continuïteitsvergelijking:

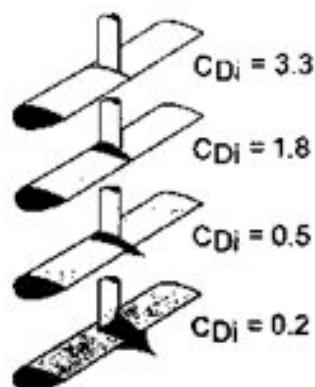
$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v) = 0 \quad (16)$$

kan men elke niet-samendrukbare, viskeuze stroming beschrijven. Deze formules geven een algemeen compleet beeld van zowel *pressure drag* als *friction drag* op basis van numerieke simulatie. [8] Deze benadering kan toegepast worden in alle niet-samendrukbare viskeuze fluïda en in samendrukbare fluïda zolang de snelheid lager blijft dan 1/3 van de geluidssnelheid. Door deze benadering zou de maximaal optredende fout slechts 5% bedragen. [8] [13] [14]

Moderne CFD simulatie software maakt gebruik van deze formules of van een RANS benadering (= *Reynolds Averaged Navier-Stokes Solution*). Voor verdere afleidingen en analytische achtergrond kan u terecht in referentie [8]. Dit valt echter buiten het bestek van dit werk.

#### 4.2.4 Interference drag

Wanneer twee voorwerpen zich in een fluïdum bevinden kan er interferentie ontstaan. Hierbij zal het ene voorwerp het stromingspatroon van het andere voorwerp verstoren. Wanneer dit gebeurt, zal er een verhoogde weerstand ontstaan door de 2 botsende stromingspatronen. Dit kan men vermijden door de voorwerpen ver genoeg uit elkaar te houden of een geleidelijke overgang te veroorzaken tussen beide voorwerpen. [8] [13] Toegepast op *hydrofoils*, kan men de interferentie weerstand tussen de *struts* en vleugel verkleinen door *fairings* toe te voegen. Hier zal de verbinding tussen strut en foil geleidelijk overgaan. In Figuur 27 kan men zien dat de weerstandsconstante verandert naarmate een andere *fairing* is geplaatst tussen *strut* en vleugel.



Figuur 27: Verschillende fairings met bijhorende weerstandscoefficienten [13]

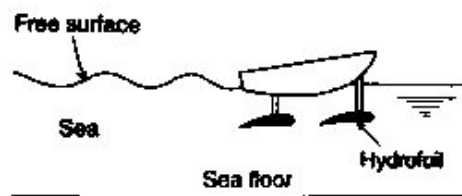
Indien men twee vleugels boven elkaar wilt plaatsen zegt de vuistregel dat men ongeveer de afstand van 1 koorde tussen de twee vleugels moet behouden. Er bestaan geen eenvoudige formules voor de *interference drag*, men kan enkel meten hoeveel een bepaalde maatregel verbetert.

#### 4.2.5 Wave drag

Wanneer een voorwerp door een fluidum beweegt, bijvoorbeeld een boot door het water dan zal er naast de boot een golf ontstaan ter hoogte van de scheiding lucht water. Om deze golf te maken zal energie nodig zijn. Dit wordt de zogenaamde *wave drag* of golf weerstand genoemd. Naarmate de golf groter is zal er meer energie verloren gaan. Dit is afhankelijk van het Froude-getal. [13] [18] Dit getal is afhankelijk van de snelheid en de lengte van het schip:

$$Fr = \frac{v}{\sqrt{gl}} \quad (17)$$

Hiermee samenhangend kan men de invloed van de rivierbodem mee in rekening brengen. Dit doet men door in de stromingssimulatie het ondervlak van de vloeistofbox een oppervlakteruwheid en translaterichting (tegengesteld aan de verplaatsingssnelheid) te definiëren. In *Siemens NX* gebeurt dit met het commando 'Flow surface'.



Figuur 28: Illustratie wave drag, links het vrije oppervlak aangeduid en onderaan de zeebodem [21]

#### 4.2.6 Toepassing in design

Er is gestart met een zo optimaal mogelijk ontwerp op basis van bovenstaande:

- *Planform*, bestaande uit 4 tapse delen per halve vleugel: Dit heeft als voordeel een relatief eenvoudige constructie en zorgt toch voor een zeer goede benadering van de elliptische liftverdeling over de vleugel.
- Het bevestigingspunt met de *strut* is afgerond volgens een geroteerd symmetrisch vleugelprofiel dat een factor 1,3 groter is dan de profieldoorsnede.
- A.d.h.v. Lift-Excel is er gekozen voor een zo groot mogelijke *Aspect Ratio* om de geïnduceerde weerstand zo laag mogelijk te houden. Op basis van de Lift-Excel is er in een eerste fase berekend hoe groot het liftende oppervlak dient te zijn.

#### 4.2.6.1 Werking Lift-Excel

Men kan een veronderstelling doen van een bepaalde spanwijdte die men wenst te gebruiken en daarop volgend bepalen welke AOA er nodig zal zijn om bij een bepaalde snelheid met deze grootte van vleugel voldoende liftkracht te genereren.

Op basis van de Lift-Excel kan er op een zeer eenvoudige en snelle manier een vergelijking gemaakt worden tussen verschillende ontwerpen.

Opmerking: in alle opgestelde Excel bestanden dient er steeds een waarde ingevoerd te worden in de oranje velden, alle andere cellen worden dan automatisch berekend.

Alle oranje vakjes in het tabblad 'foil parameters' zijn vrijheidsgraden waarop men kan inspelen bij het ontwerp. Het draaggewicht wordt (licht overschat voor de veiligheid) ingegeven vanuit de algemene ontwerpparameters of vanuit de gewichtsbalans.

De draagvleugels dienen minimaal een diepte te hebben van 1,5 keer de koorde om cavitatie te voorkomen en een optimale lift te verkrijgen. Er dient een correcte schatting gemaakt te worden van de watertemperatuur tijdens de periode van de wedstrijden. Nadien kan de weersinvloed op deze manier geobserveerd worden.

Invoer parameters			
	Symbols	SI	Equivalent
Watertemperatuur	T	18 [°C]	
Snelheid	V	3,33 [m/s]	12 [km/u] 6,48 [Knopen]
Koorde	c	0,15 [m]	
Breedte	b	2,00 [m]	
verhouding foildikte tov koorde	$t_{max}$	0,12	
verhouding foildiepte tov koorde	h	1,5	
Draaggewicht op foil	W	1570 [N]	160 [Kg]
Profiel code	NACA	63A-912	

Figuur 29: Invoerparameters Lift-Excel, weergegeven voor achterste draagvleugel

Nadien kan men de volledige berekening opbouwen in het tabblad 'Lift en Drag'. Bovenaan geeft men manueel de profielcode in en de liftkracht waarvoor men de vleugel wenst te dimensioneren. Beide vakjes kleuren groen indien ze consistent zijn ingevuld met het tabblad 'foil parameters'.

Vervolgens moet men manueel de parameters  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_p$  en  $M_{krit}$  invullen vanuit tabblad 'snelheid' in het programma *Javafoil*. Hiervoor gaat men als volgt te werk:

1. Men dient eenmalig in het tabblad 'geometrie' de profieldoorsnede op te vragen.
2. In het tabblad 'opties' vult men de dichtheid, viscositeit en vleugelslankheid (= Aspect Ratio) in.
3. Voor elke AOA afzonderlijk dient men eerst in het tabblad 'grenslaag' het Reynoldsgetal in te vullen dat naast de invalshoek staat in de Lift-Excel.
4. Nadat men op 'analyseer' heeft gedrukt kan men overgaan naar het tabblad 'snelheid' en kan men na het ingeven van de correcte hoek, de correcte parameters uitlezen en invullen in de Excel.

Voor de  $C_L$  waarde is het verschil tussen verschillende Re klein maar vooral voor een correcte  $C_D$  te verkrijgen is dit een noodzakelijk proces.

INVOER:		Profiel: 63A-912	Dimensionering lift	1600 [N]		
Re	Invalshoek [°]	CL	CD	Cp*	M krit.	L [N]
436.711	12,0	1,120	0,13559	-8,23	0,34	1600
395.293	11,5	1,367	0,10625	-5,86	0,35	1600
392.009	11,0	1,390	0,10732	-5,50	0,36	1600
389.911	10,5	1,405	0,10672	-5,15	0,37	1600
389.219	10,0	1,410	0,10583	-4,80	0,38	1600
388.393	9,5	1,416	0,10383	-4,47	0,40	1600
388.943	9,0	1,412	0,10159	-4,14	0,41	1600
390.328	8,5	1,402	0,09903	-3,83	0,42	1600
392.716	8,0	1,385	0,09587	-3,52	0,44	1600

Figuur 30: In te geven profielparameters in tabblad 'Lift en Drag' in de oranje vakjes

Nadat dit werk gebeurd is, kan er gezocht worden naar een zo optimaal mogelijk werkingsgebied voor een bepaalde vleugel door bestudering van de verschillende weerstanden bij een bepaalde snelheid. De 30 % laagste weerstanden worden in het groen weergegeven, dit zou een optimaal werkingsgebied zijn.

In dit ontwerp is er gekozen om de  $v_{take-off}$  reeds in dit gebied te leggen, wederom naar het idee van een eerste ontwerp dat zeker uit het water dient te komen.

In een eerste fase is ervoor geopteerd om niet het complexere, meer stromingsefficiënte ontwerp verder uit te werken zoals te zien in Figuur 31 en Figuur 33, maar over te stappen naar een sterk vereenvoudigd ontwerp, weergegeven in Figuur 32 en Figuur 34.

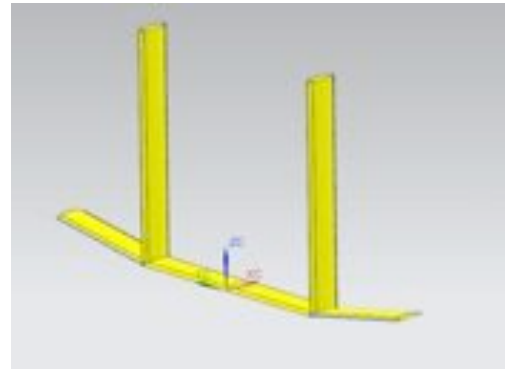
Hiervoor waren er diverse redenen:

- De productiekost van een eerste draagvleugel voor de oude solar boat beperken. Dit om een hoger rendement te halen uit het begrootte budget. Er zal vooral een groot deel van het budget gependend worden aan herbruikbare onderdelen. Bijvoorbeeld: slechts 1 eenvoudige mal noodzakelijk voor de 2 draagvleugels.
- De productietijd voor de draagvleugels inkorten door het gebruik van veel dezelfde, rechte vormen. Dit was noodzakelijk aangezien de lamineerwerkzaamheden wegens omstandigheden buiten ons om pas in juni kunnen starten.
- Het ontwikkelen van een moduleerbaar systeem zodat er op cruciale parameters betreffende de stabiliteit en het bochtgedrag ingespeeld kan worden. (Vergroten of verkleinen *wingtips*).
- Het totale oppervlak blijft gelijk, voor het meer efficiënte ontwerp dient men enkel de rechthoekvorm over te zetten in een tapse vorm.

#### 4.2.6.2 Achterste vleugel



Figuur 31: Efficiëntste ontwerp achteraan



Figuur 32: Bouwvriendelijk ontwerp achteraan

#### Afmetingen:

Profiel: NACA63A-912 Lengte: 2 m (geprojecteerde lengte) Koorde: 150 mm Diheadral: 10°, over lengte van 500 mm (aan beide zijden)	Profiel <i>strut</i> : NACA07-027 Koorde: 150 mm Lengte: 1 m
--	--

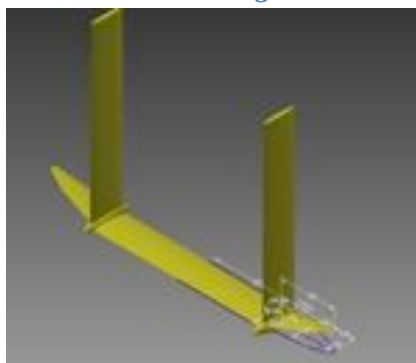
#### Berekeningen Lift-Excel:

Tabel 4: Uittreksel Lift-Excel achter

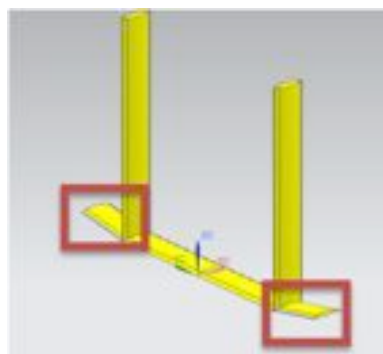
AOA (°)	V (km/u)	Re	L (N)	D <sub>pres</sub> (N)	D <sub>ind</sub> (N)	D <sub>frict</sub> (N)	D <sub>tot</sub> (N)
2,5	12,05	472.935	1600	35,39	42,92	6,47	84,78
0,0	13,92	546.194	1600	40,67	32,18	9,06	82,22
-3	18,24	715.707	1600	62,45	18,74	20,80	101,19

De maximaal liftende AOA bedraagt theoretisch 9,5° en de maximaal gebruikte AOA is 2,5° waardoor er theoretisch nog 7° overblijft als bufferruimte om de vleugel na testvaart af te stellen.

#### 4.2.6.3 Voorste vleugel



Figuur 33: Meest efficiënte ontwerp vooraan



Figuur 34: Bouwvriendelijke ontwerp vooraan

#### Afmetingen foil

Profiel: NACA63A-912 Lengte: 1,5 m (geprojecteerde lengte) Koorde: 150 mm Dihedral: 10°, over lengte van 250 mm (aan beide zijden)	Profiel <i>strut</i> : NACA07-027 Koorde: 150 mm Lengte: 1 m
---	--

#### Berekeningen Lift-Excel:

Tabel 5: Uittreksel Lift-Excel voor

AOA (°)	V (km/u)	Re	L (N)	D <sub>pres</sub> (N)	D <sub>ind</sub> (N)	D <sub>frict</sub> (N)	D <sub>tot</sub> (N)
3,5	11,98	469.898	1300	16,87	51,02	4,81	72,70
0,0	14,49	568.479	1300	24,33	34,86	8,08	67,12
-2,5	17,94	703.925	1300	40,01	22,73	13,90	77,11

Wederom is de maximale liftcoëfficiënt bereikt op een AOA van 9,5° maar wordt er slechts geregeld in een AOA-gebied tot 3,5°. Bij de voorste vleugel is dit niet enkel bedoeld als buffer maar tevens voor een werkingsgebied te creëren voor de beweegbare *wingtips* (rode omkadering Figuur 34). Deze *wingtips* dienen voor de stabiliteit te verbeteren en hebben een corrigerende functie in de bochten.

Tot hertoe is de basisvorm voor de *hydrofoils* opgesteld en geoptimaliseerd naar weerstand toe. Volgens de opgestelde ontwerpmethodiek, te vinden in bijlage 10.1, is de volgende stap een optimalisatie naar stabiliteit toe.

### 4.3 Stabiliteit

Het grote probleem bij boten met *hydrofoils* is het relatief hoge *center of gravity (CG)*.

Hierdoor is het moeilijker om het rolmoment te stabiliseren. Het is immers geen optie om het CG te verlagen. Aangezien hierdoor de boot lager tegen de waterspiegel komt te liggen en dat hij hierdoor sneller invloed gaat ondervinden van golfslag die de weerstand zou doen stijgen. Bijkomend nadeel van een laag CG is dat er slechts zeer weinig rol toegestaan zou zijn in een bocht. Bijvoorbeeld: indien de boot 10 cm boven het wateroppervlak uitsteekt mag de boot slechts 4° hellen alvorens de vlotters het water raken. Hierdoor zou de boot zijn snelheid drastisch verliezen door de extra verkregen rompweerstand. Dit is zelfs gerekend in kalm, plat water, zonder golven, onvoldoende.

Daarom is er tijdens het ontwerp gekozen om de hoogte boven de waterlijn theoretisch te kiezen tussen de 20 en 30 cm. Dit wordt verduidelijkt in hoofdstuk 4.4 Design *struts*.

Hierdoor dient ook het rolcentrum zich erg hoog te bevinden, namelijk een stuk boven het CG om een stabiel systeem te bekomen dat op een natuurlijke wijze naar de binnenkant van de bocht rolt. Hierdoor is het veiliger om een net iets te kleine *dihedral* te gebruiken zodat de boot steeds terug naar een stabiel punt rolt. Dit wordt verduidelijkt aan de hand van onderstaande figuren.



Figuur 35: Een stabiel systeem waarbij het rolpunt zich boven het CG bevindt [13]



Figuur 36: Een onstabiel systeem waarbij het rolpunt zich onder het CG bevindt [13]



Hoe lager het CG hoe beter de rolstabiliteit. Verder zal de rolstabiliteit positief beïnvloedt worden als het draagvleugeloppervlak vergroot.Het grote probleem bij stabiliteitsberekeningen is de complexiteit en de samenhang met alle andere parameters.

De draagvleugels zijn voorzien van een *diheadral*. Hierdoor wordt in een bocht de grootste liftkracht gegenereerd aan de binnenzijde van de bocht. Dit stabiliseert de boot aangezien het rolmoment hierdoor wordt tegengewerkt door de hogere liftkracht. Een bijkomend effect is dat het rolfact hierdoor uitgesteld wordt. Dit geeft de piloot tijd om bij te corrigeren indien nodig en om eventueel de AOA bij te trimmen van de *wingtips* vooraan. *Diheadral* wordt weergegeven in Figuur 37 (Groene pijlen). [13]

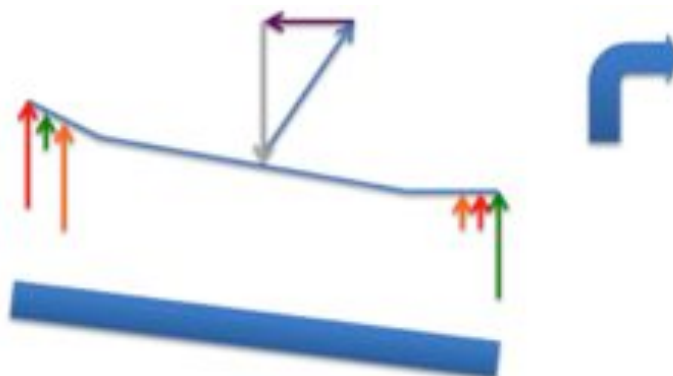
Een bijkomend effect is het *advancing wing effect*, dit houdt in dat de voor-ijlende vleugeltip tijdelijk aan een hogere snelheid beweegt dan de na-ijlende vleugel. Hierdoor gaat de buitenste vleugeltip een hogere liftkracht genereren dan de binnenste. Hiervoor is de snelheid en de breedte van de vleugelprofielen van belang. (Rode pijlen) [13]

Door de verschillende bochtstralen ontstaat er een snelheidsverschil tussen de binnenste vleugeltip en de buitenste. Door het snelheidsverschil zal er ook een grotere liftkracht optreden aan de buitenste vleugeltip. (Oranje pijlen) [13]

Deze kracht is evenredig met het kwadraat van de snelheid. Dit valt aan te tonen door de basisformule (18) die het verband weergeeft tussen liftkracht en de liftcoëfficiënt.

$$L = v^2 * \frac{\rho}{2} * S * C_L \quad (18)$$

Opmerking: Een analoge formule kan opgesteld worden tussen weerstand en weerstandscoefficiënt.



Figuur 37: Optredende krachten op vleugel tijdens bochtgedrag

Er treedt ook een centripetaal kracht op. (Paarse pijl) Deze dient tegengewerkt te worden door de effectieve resulterende liftkracht.

$$F_{CP} = \frac{v^2 * m}{R} \quad (19)$$

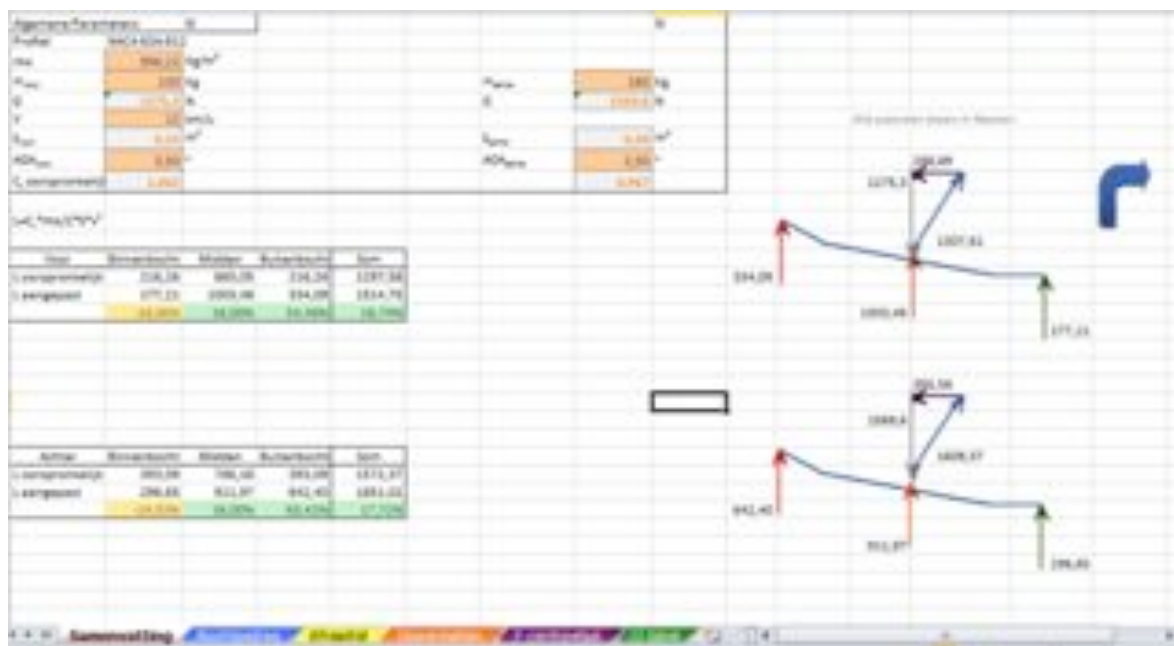
De grijze pijl stelt het ondersteund gewicht ( $m \cdot g$ ) voor. De centripetaalkracht grijpt aan in het CG.

Voor deze berekeningen is er reeds een afzonderlijk Excel werkbestand opgesteld om indicatieve berekeningen uit te voeren op de invloed van geometrische aanpassingen op de opgewekte liftkracht. Deze wordt nu nader toegelicht.

#### 4.3.1 Bespreking stabiliteit-Excel:

Eerst en vooral dient men in het tabblad 'C<sub>L</sub> tabel' wederom de waarden vanuit het programma *Javafoil* in te geven. Hiervoor kan men de lijst gebruiken die ingegeven is in de 'Lift-Excel'. Verder dient in het tabblad 'Oppervlakten' de dimensies van het deel zonder *diheadral* ingegeven te worden.

Vervolgens dient men in het tabblad 'Samenvatting' enkele algemene parameters over te nemen uit de Lift-Excel. Op deze pagina wordt ook een kort algemeen resultaat gegeven van het verschil in gegenereerde liftkracht die er tijdens het bochtgedrag optreedt. Zo kan er manueel nagegaan worden of er al dan niet voldoende liftkracht overblijft. Deze Excel levert dus een leidraad voor de analytische berekeningen. Indien er in het totaal onvoldoende lift gegenereerd wordt, kleurt de totale som rood. Indien er enkel een vermindering van lift voorkomt in een deelaspect kleurt dit subtotaal geel. Dit vraagt dan om een manuele controle of dit op deze plaats wenselijk is of dat er maatregelen genomen dienen te worden. De optredende krachten worden ook weergegeven aan de hand van schematische figuren. In Figuur 38 wordt een illustratie gegeven van het tabblad 'Samenvatting'.

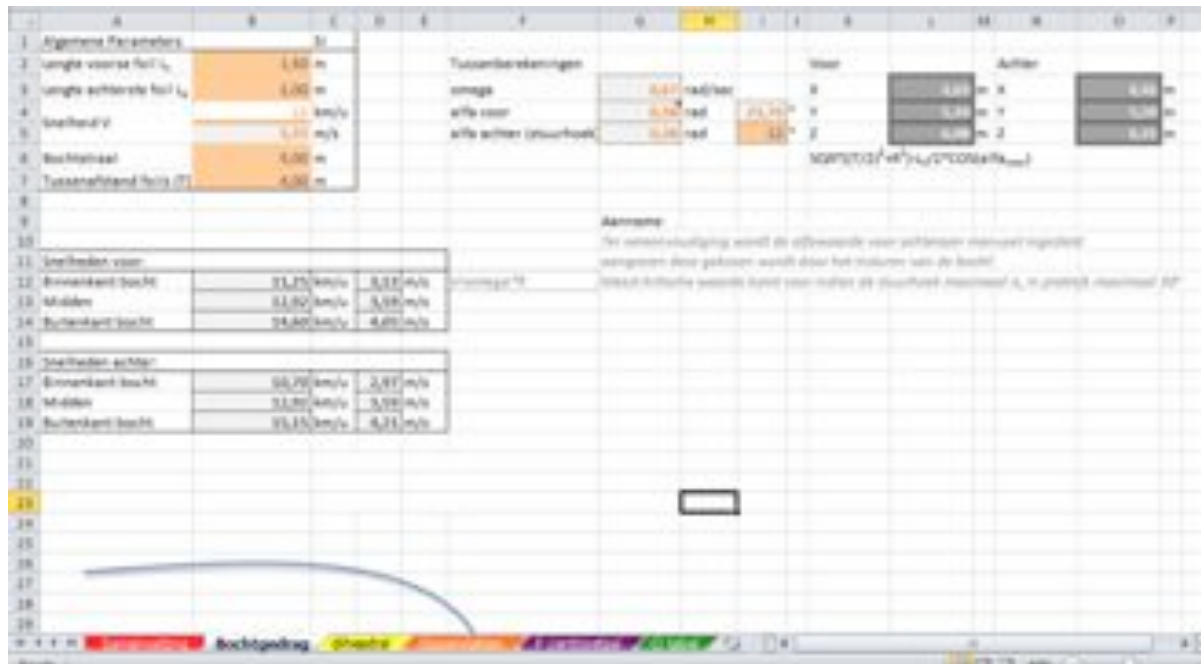


Figuur 38: Overzicht Stabiliteit-Excel, samenvatting

Vervolgens zijn er afzonderlijke tabbladen waar elk bovenstaand aspect afzonderlijk wordt berekend aan de hand van enkele invulgegevens die voortkomen uit het ontwerp.

### Tabblad bochtgedrag:

Men dient de lengte van de draagvleugels, de bochtstraal en de tussenafstand tussen beide draagvleugels in te geven. Vervolgens kan men de stuurhoek achteraan aanpassen zodat iteratief bepaald kan worden hoeveel er ingestuurd dient te worden om een bepaalde bocht te nemen. Hierbij kan men de snelheidsgradiënt bestuderen.



Figuur 39: Stabiliteit-Excel, bochtgedrag

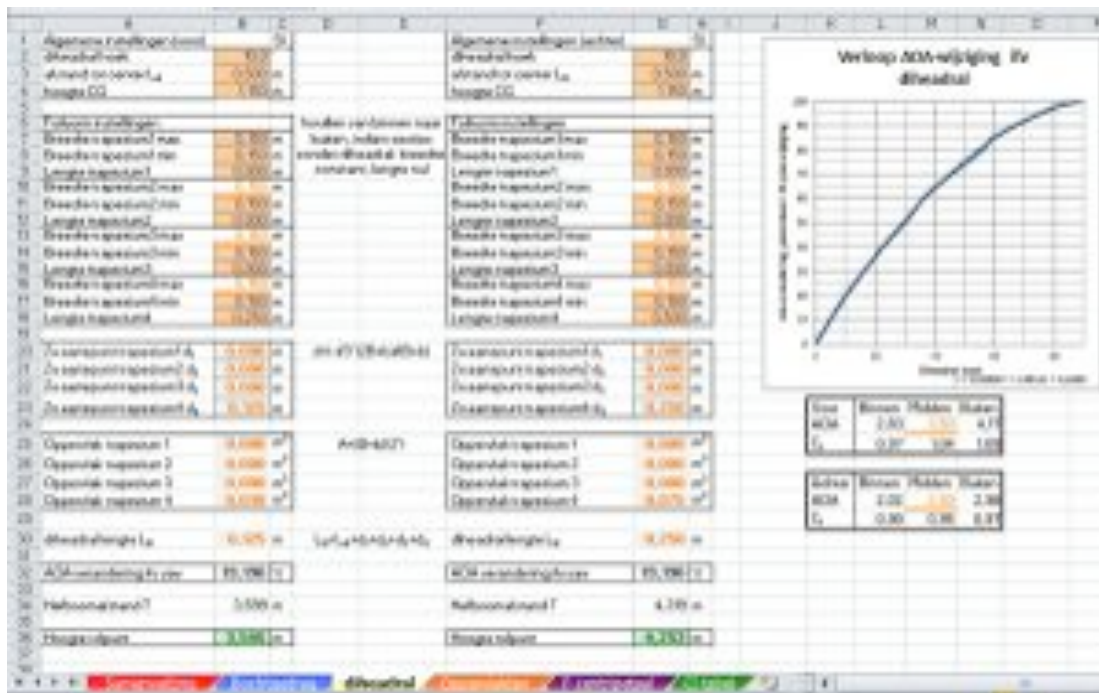
Opmerking: Deze methode is momenteel nog zeer benaderend en dient nog verder onderzocht te worden in een later stadium.

### Tabblad diheadral:

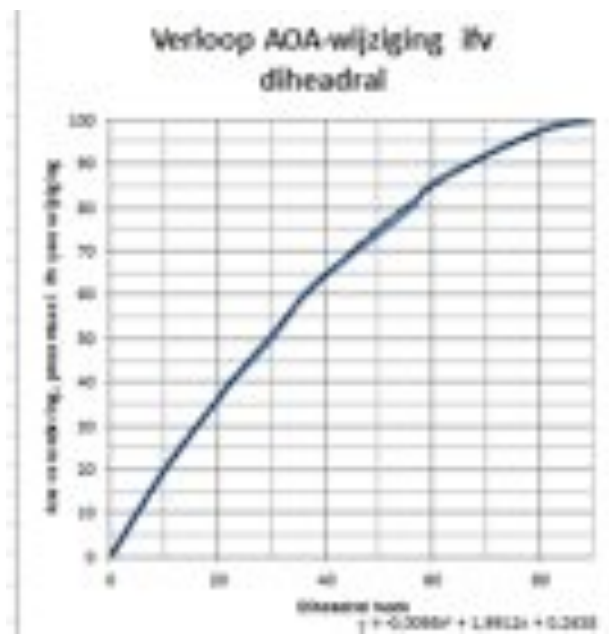
De belangrijkste manier om de stabiliteit te beïnvloeden is zoals reeds in voorgaande gezegd, het beïnvloeden van de *diheadral*. Hierdoor gaat een deel van de geproduceerde liftkracht niet instaan om het gewicht van de romp te dragen. Deze liftkracht wordt gebruikt om de boot zijn stabiliteit te geven door een rolmoment uit te oefenen. Door het inspelen op de *diheadral* kan men het bochtgedrag beïnvloeden. In het huidige ontwerp wordt er achteraan gebruik gemaakt van een gefixeerde *diheadral* van  $10^\circ$  over een lengte van 500 mm aan elke zijde. Dit levert reeds een basisstabiliteit op. Voor de voorste vleugel is er echter geopteerd om de *diheadral* weliswaar ook constant te houden op  $10^\circ$  maar door de twee voorste *wingtips* (2 stukken van lengte 250 mm) te laten roteren rond hun X-as kan er plaatselijk extra lift gegenereerd worden. De AOA zal hier dus gewijzigd worden. Deze waarden zijn zodanig gekozen zodat de liftvectoren van de *wingtips* wijzen naar een punt vlak boven het zwaartepunt van de volledige boot. Hierdoor wordt er een stabiliserend systeem ontwikkeld. [13]

Inputwaarden zijn onder meer: de gekozen *diheadral*-hoek, de afstand van het stuk vleugel dat een *diheadral* ondervindt t.o.v. het midden van de vleugel en de hoogte van het CG.

Om de invloed van de *diheadral* te bestuderen dienen ook alle maten van het vleugelonderdeel, dat onderhevig is aan een *diheadral* ingegeven te worden. Indien de vleugel taps verloopt, dient men de stukken op te splitsen in verschillende delen. Het Excel bestand is gemaakt tot 4 opsplitsingen voor een halve vleugel. Er wordt immers gewerkt met symmetrie. Als resultaat wordt de hoogte van het rolpunt gegeven. Verdere outputwaarden zijn, het zwaartepunt, de oppervlakte en de wijziging van AOA door de *diheadral*. Door het toepassen van *diheadral* zal immers de AOA aan de buitenzijde van een bocht extra stijgen en aan de binnenzijde dalen, waardoor er een extra verschil in liftkracht optreedt. Het verloop van AOA wijziging i.f.v. *diheadral* wordt bepaald aan de hand van een benaderende grafiek uit referentie [13].



Figuur 40: Overzicht Stabiliteit-Excel, tabblad diheadral

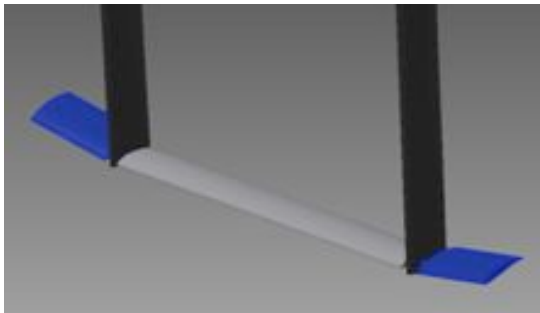


Grafiek 4: Benaderende grafiek voor het verband tussen de diheadralhoek [°] en de wijziging in AOA [°] [13]

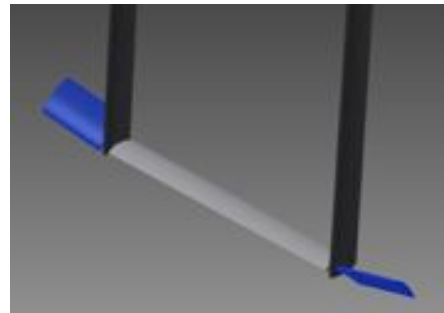
Verder wordt er in het tabblad 'F centripetaal' de centripetaalkracht berekend die ingrijpt op de boot in een bocht, gespecificeerd in het tabblad 'bochtgedrag'.

#### 4.3.2 Wingtips

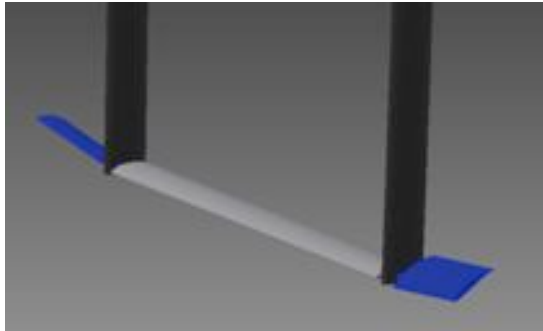
Wingtips zijn vleugelprofielen die, in het geval voor het ontwerp van de solar boot, naast de struts zijn bevestigd. Deze *wingtips* staan onder een hoek van 10° waardoor de stabiliteit wordt vergroot. Door deze wingtips beweegbaar op te stellen kan de bestuurder controle krijgen over de stabiliteit tijdens het bocht gedrag.



Figuur 41: Wingtips rechtdoor



Figuur 42: Wingtips bocht links



**Figuur 43: Wingtips bocht rechts**

Wanneer de boot rechtdoor vaart zullen de *wingtips* dezelfde AOA hebben als de middelste draagvleugel. Wanneer de boot een linkse bocht maakt zal de boot geneigd zijn om naar binnen te hellen en het wateroppervlak te raken. Om dit te voorkomen zal de linkse *wingtip* een positievere AOA krijgen en de rechtse *wingtip* een negatievere AOA. Hierdoor zal het stuk dieper gelegen draagvleugel (binnenzijde bocht) meer geneigd zijn om te liften en het hoger gelegen stuk draagvleugel (buitenzijde bocht) minder liftkracht genereren. Dit zal dus de stabiliteit bevorderen. Dit manuele systeem, dat bestuurd wordt door de piloot, heeft in het eerste prototype het grote voordeel dat de piloot een betere voeling krijgt met de stabiliteit. De besturing van deze regelbare *wingtips* zullen verderop besproken worden. Indien het bochtgedrag stabiel is zonder toevoeging van de beweegbare *wingtips* kunnen deze *wingtips* vast bevestigd worden.

Conclusie: De draagvleugels zijn nu constructief volledig ontworpen en geoptimaliseerd zowel op vlak van benodigde liftkracht, efficiëntie en stabiliteit. De volgende stap in het ontwerpproces is om de verkregen resultaten te valideren aan de hand van simulaties.

#### 4.4 Design struts

Het vleugelprofiel van de *struts* is reeds besproken in het hoofdstuk 4.1.3: keuze doorsnede profiel. Om de lengte van de *struts* te bepalen moet er gelet worden op een aantal zaken.

Wanneer de bovenzijde van de draagvleugel te dicht bij het wateroppervlak komt zal deze, door zijn onderdruk, lucht van boven het wateroppervlak aanzuigen. Hierdoor zal de draagvleugel zijn lift verliezen. Dit fenomeen noemt men ventilatie. De vuistregel is dat de draagvleugel ten allen tijde anderhalve keer de koorde onder water moet blijven. [13] Minimale diepte =  $1,5 \cdot 150$  mm (lengte koorde) = 225 mm. Rekening houdend met de *dihedral* van de *wingtips* bedraagt de minimale diepte van de *hydrofoil* =  $\sin(10^\circ) \cdot 500$  mm = 87 mm + 225 mm = 311 mm. Dit wordt verduidelijkt in Figuur 44: Ventilatie minimale diepte.



Figuur 44: Ventilatie minimale diepte

De lift-hoogte, dit is de afstand tussen de onderkant van de romp en het wateroppervlakte, bedraagt minimaal 300 tot 350 mm. Als deze hoogte kleiner gedimensioneerd wordt, bestaat de kans dat de romp regelmatig golfslag te verwerken krijgt. Dit zal de weerstand van de boot op dat moment drastisch doen toenemen. Ook wanneer de boot zal hellen bij het nemen van een bocht, zal er nog voldoende marge zijn om de boot liftende te houden. De maximale hoogte is constructief gezien in mindere mate beperkt. Maar deze wordt ook niet te hoog genomen omdat de diepgang van de kanalen en de doorvaarhoogte onder bruggen een beperking zijn.

Wanneer de lift-hoogte wel zeer hoog wordt genomen zal het zwaartepunt van de boot ook veel hoger liggen waardoor de stabiliteit daalt.

Een laatste bemerking bij de keuze van de lengte van de *struts* is de lengte van de ophanging tot de onderkant van de romp. Deze bedraagt 350 mm. De totale lengte van de *struts* bedraagt dus: 311 mm + 300 + 350 = 961 mm. De totale lengte van de *struts* zal worden afgerond naar 1000mm.

## 4.5 Design regelsysteem

In dit hoofdstuk zullen de verschillende regelsystemen besproken worden die van toepassing zijn voor de huidige solar boot. De regelsystemen zullen telkens met hun voor en nadelen besproken worden. Er is één systeem dat de hoogte van de boot zal regelen en er is een systeem dat toelaat om manueel in te grijpen in de stabiliteit.

### 4.5.1 Hoogte regelsysteem

Eerst en vooral moet er een onderscheid gemaakt worden tussen mechanische regelsystemen en elektrische regelsystemen. Oorspronkelijk is geopteerd in een zuiver mechanisch regelsysteem. Dit is voornamelijk omdat de mechanische systemen eenvoudig zijn in gebruik en deze niet aan het beperkte vermogen van het batterijpakket zitten. Deze systemen brengen wel een aantal beperkingen met zich mee. Uiteindelijk is er gekozen voor een elektrisch systeem.

Een eerste ontwerp bestaat uit twee vooruitstekende ski's zoals afgebeeld in Figuur 45. Dit is een volleig mechanisch systeem.

Werking: De vooruitstekende ski's zullen steeds het wateroppervlakte volgen. Wanneer de boot een snelheid heeft van 12 km/u zal de AOA van de draagvleugel het grootste zijn. Hierdoor zal de draagvleugel het meeste liftkracht genereren. Wanneer de boot sneller vaart bijvoorbeeld 20 km/u zal de AOA van de draagvleugel kleiner zijn waardoor er minder liftkracht gegenereerd wordt.

Het grote voordeel van dit systeem is dat dit een eenvoudig systeem is. De ski-armen worden op de deksels bovenaan de *struts* vast gelast onder een vooraf bepaalde hoek. De ski's zullen steeds het wateroppervlakte volgen. Hierdoor zal de AOA van de draagvleugel steeds gewijzigd worden zodat deze altijd onder de juiste hoek staat. Er zijn echter wel een aantal nadelen bij dit systeem. Wanneer de boot naar één kant helt of wanneer er redelijk wat golfslag is zal één ski zwaarder belast worden dan de andere. Hierdoor wordt de draagvleugel onnodig belast op torsie. Ook zal de weerstand drastisch toenemen door gebruik te maken van 2 vooruitstekende ski's. Een derde nadeel is dat er geen hysteresis is. De ski's zullen de AOA van de draagvleugel aanpassen bij elke kleine golfslag. Hierdoor zal het vaarcomfort dalen. Een vierde nadeel is dat de ski's eenmaal vast gelast, kunnen er geen wijzigingen meer gebeuren. In een eerste prototype is dit wel wenselijk.



Figuur 45: Twee vooruitstekende ski's



Een verdere aanpassing van dit systeem is de twee vooruitstekende ski's te vervangen door 1 ski. Hierdoor zal de draagvleugel minder op torsie belast worden. Zie Figuur 46.



Figuur 46: Eerste aanpassing.

Een tweede aanpassing van dit regelsysteem is door de ski scharnierend op te hangen. Deze wordt dan met een spangschroef onder de juiste hoek gezet. Zie Figuur 47 en Figuur 48.



Figuur 47: Ski-stang



Figuur 48: 2<sup>de</sup> aanpassing

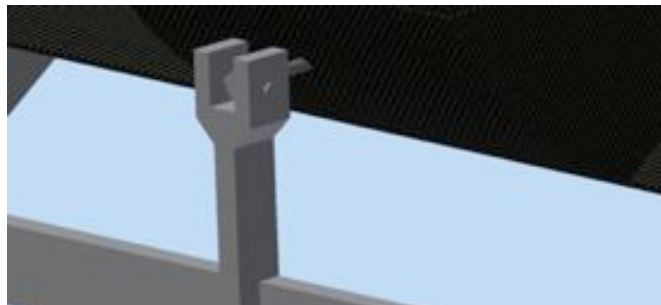
Door gebruik te maken van een spangschroef tussen de ophanging en ski kunnen er lichte aanpassingen doorgevoerd worden om zo de optimale hoek te bekomen.

Doordat er na verder onderzoek toch gekozen is voor bewegende *wingtips* en omdat de achterste draagvleugel ook een regelsysteem moest hebben is er toch gekozen voor een volledig elektrisch systeem. Er zouden anders minstens 4 ski's moeten bevestigd worden. Eén voor het regelsysteem vooraan, één voor het regelsysteem achteraan en 2 voor de *wingtips*. Door 4 ski's te gebruiken zou het totale gewicht en de totale weerstand van het water veel groter worden. Hier wordt de ski vervangen door een constructie met een beweegbare schroefdraad die aangestuurd wordt door een stappenmotor. Wanneer de sensoren die de hoogte regelt een andere input krijgt, zal de motor naar links of naar recht draaien. Hierdoor zal de bewegingsschroefdraad ook naar links of naar recht draaien. Het ophangstelsel is verbonden met deze schroefdraad en zal hierdoor de AOA van de draagvleugels wijzigen. Elk van deze componenten zullen verder besproken worden.

Nog een belangrijke opmerking is wanneer men gebruik maakt van de vooruitstekende ski's, de totale lengte van de boot groter zou worden dan 6 m. Het wedstrijd reglement van de Dong Energy-Solar Challenge 2012 schrijft voor dat de boot een maximum lengte van 6 meter mag hebben.



Figuur 49: Elektrisch regelsysteem



Figuur 50: Close-up elektrisch regelsysteem

#### 4.5.1.1 Bepaling beweegbare schroefdraad.

Voor toekomstige berekeningen voor bewegingsschroefdraad kan men teruggrijpen naar de Excel tabel die hiervoor is opgesteld. De uitwerking van deze berekening staan in bijlage 10.7.

#### 4.5.1.2 Motor keuze

Bij de keuze van de motor moet er rekening gehouden worden met bepaalde eigenschappen. De maximum spanning waarmee gewerkt mag worden mag niet hoger zijn dan 50 V. Dit is omwille van het wedstrijdreglement van Dong Energy- Solar Challenge 2012. Ook zal de minimale *holding torque* 0,88 Nm bedragen. Het is aan te raden om de motor iets te over dimensioneren om onvoorziene weerstanden te overbruggen. De nauwkeurigheid van de motor moet slechts op een halve omwenteling nauwkeurig gebeuren. In Figuur 51 wordt de berekening duidelijk. In Figuur 51 staat de draagvleugel met een AOA van 0°. Deze wordt in Figuur 52 voorgesteld door de witte driehoek. De groene driehoek stelt de draagvleugel voor wanneer deze een AOA heeft van +3,5°. De rode driehoek stelt de draagvleugel voor wanneer de draagvleugel een AOA van -2,5° heeft door de stelling van Pythagoras toe te passen kan het verschil in afstand van de moer ten opzichte van de cockpit berekend worden.

$$\text{Schuine zijde} = \sqrt{100^2 + 175^2} = 201,55$$

$$\text{Hoek tussen lengte 100 en lengte 201,55} = \arctan\left(\frac{175}{100}\right) = 60,25^\circ$$

$$\text{X-richting rode driehoek} = \cos(60,25^\circ - 2,5^\circ) \cdot 201,55 = 107,55 \text{ mm}$$

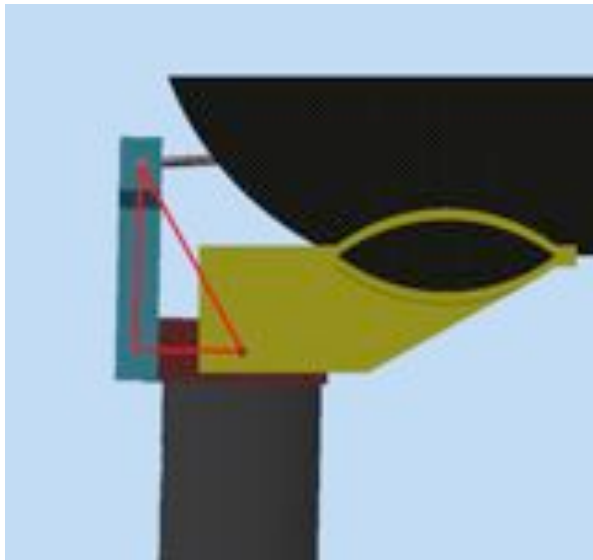
$$\text{X-richting groen driehoek} = \cos(60,25^\circ + 3,5^\circ) \cdot 201,55 = 90,72 \text{ mm}$$

$$= 107,55 - 90,72 = 16,83 \text{ mm (voor een absolute AOA wijziging van } 6^\circ)$$

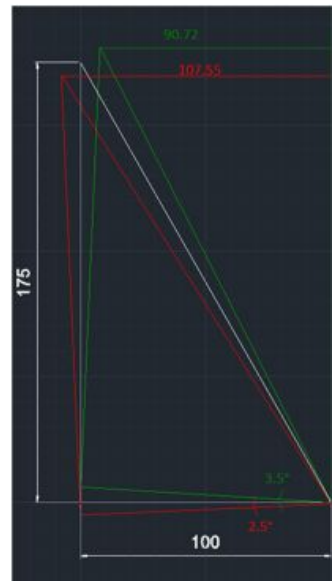
$$\text{De spoed van de draadstang} = 3 \frac{\text{mm}}{\text{omwenteling}}$$

$$\text{Aantal omwenteling voor } 6^\circ \text{AOA} = \frac{16,83 \text{ mm}}{3 \frac{\text{mm}}{\text{omwenteling}}} = 5,61 \text{ omwentelingen}$$

Indien de draadstang een halve omwenteling ronddraait zal de AOA van de draagvleugel met telkens een halve graad gewijzigd worden.



Figuur 51: Zijaanzicht deksel struts

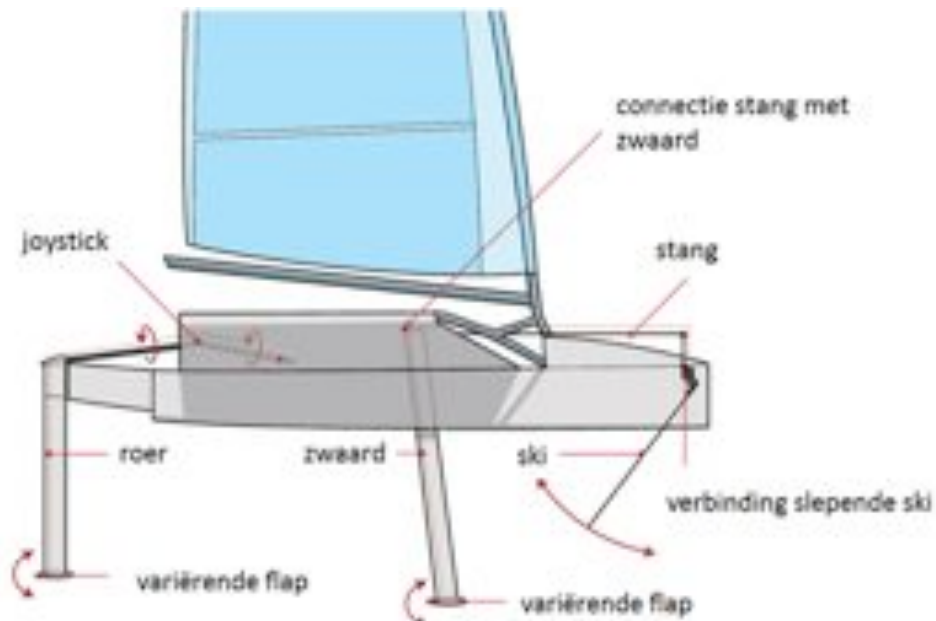


Figuur 52: Zijaanzicht deksel strut onder verschillende hoeken

De *M-drive* plus intelligente stappenmotoren van ERIKS komen hiervoor in aanmerking. Deze stappenmotoren voldoen aan de nodige eisen en hebben een ingebouwde motorsturing. Deze motoren zullen ook volledig gesponsord worden door ERIKS. Het programmeren van de stappenmotor kan rechtstreeks aan de motor gebeuren. Er moeten hierdoor geen extra aansturingen worden aangekocht. Deze motor heeft ook een 'homing' functie. Wanneer de spanning wegvalt of wanneer de motor gereset moet worden zal de motor automatisch in een voorgeprogrammeerde stand komen te staan. Zo zal de draagvleugel altijd met de juiste AOA starten.

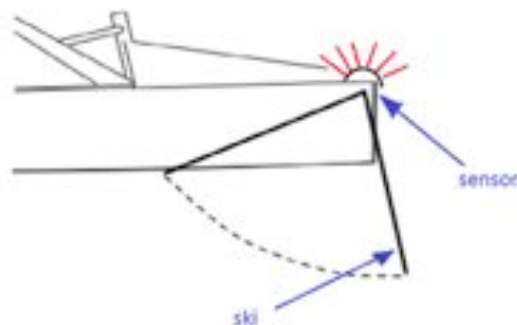
#### 4.5.1.3 Aansturing motor

Er zijn verschillende manieren om de stappenmotor aan te sturen. Het ontwerp dat de stappenmotor aanstuurt, is gebaseerd op het regelsysteem dat gebruikt wordt in de *moth sailing class*.



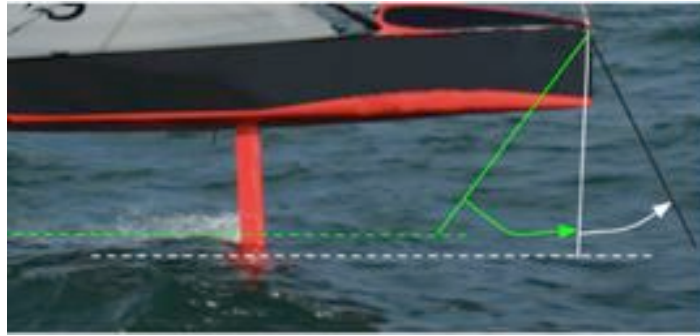
Figuur 53: Moth sailing class [22]

In Figuur 53 vooraan is een slepende ski bevestigd die het wateroppervlak volgt. Deze ski is verbonden met een stangensysteem dat zo aanpassingen aan de flaps onderaan de draagvleugel maakt. Omdat er in het huidige ontwerp van de *hydrofoils* geen gebruik wordt gemaakt van flaps zal deze ski een elektronische sensor bedienen in plaats van de flaps. Deze elektronische sensor zal vervolgens de stappenmotor aansturen.



Figuur 54: Ski sensor

Het grote voordeel van deze slepende ski is dat deze ski geen krachten moet opvangen. Zo kan de ski zeer klein worden gemaakt en heeft ze hierdoor een veel kleinere weerstand. Toch moet er op een aantal zaken gelet worden. De ski moet voldoende lang zijn, wanneer deze te kort is kan bij het te hoog liften van de boot, de ski vooruit steken. Dit noemt men ook wel *flick off*. Dit is weergegeven in Figuur 55.



Figuur 55: Flick off [23]

Wanneer dit gebeurt, bestaat de kans dat de ski afbreekt en dat de AOA van de draagvleugel zo gewijzigd wordt dat deze begint te *stall'en*. De boot zal hierdoor zijn liftkracht verliezen en in het water vallen.

#### Verskillende sensors [24]

*Single turn linear potentiometer*: Dit is een lineaire potentiometer die een lineair weerstandsverloop kent. Wanneer de boot volledig in het water ligt, zal de potentiometer die in verbinding staat met de ski volledig naar 1 kant uitwijken. Als de boot op topsnelheid vaart en dus helemaal uit het water gelift wordt, zal de potentiometer naar de andere kant uitwijken en zal hierbij een andere waarde doorgeven. De verschillende waarden kunnen verwerkt worden in een microcontroller die dan vervolgens een signaal stuurt naar de stappenmotor. Interessante microcontrollers zijn de microcontrollers van Arduino. Deze zijn goedkoop en eenvoudig te programmeren. Een nadeel van de *single turn linear* potentiometer is dat wanneer de ski verschuift ten opzichte van de potentiometer of wanneer de bewegingsschroefdraad enkele millimeters wordt verschoven, dan zal heel het systeem ontregeld geraken en zal het programma aangepast moeten worden.

*Absolute digital encoder*: de absolute encoder bestaat uit een ronde schijf met verschillende tracks. Wanneer er aan de as van de *encoder* wordt gedraaid zullen er verschillende tracks tegenover elkaar komen te staan. Een optische sensor zal deze code herkennen en zal een *grey-code* uitzenden. Elke *grey-code* komt dan overeen met een specifieke hoekverdraaiing. Een nadeel van deze sensor is dat deze tamelijk kostelijk is.

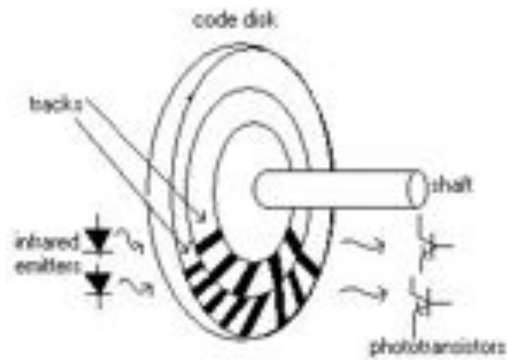


Fig 1. A rotary optical encoder

**Figuur 56: Absolute digital encoder [24]**

*Incremental digital encoder:* deze encoder bestaat uit 2 tracks. Deze zijn telkens verbonden met sensors. Wanneer de as wordt verdraaid zullen deze 2 tracks pulsen uitsturen. Door het tellen van het aantal pulsen dat overeenkomt met een bepaalde hoekverdraaiing kan de hoekbeweging en de richting van de draairichting gemeten worden. Soms wordt er een derde signaal toegevoegd, het index signaal. Dit geeft een signaal wanneer de as van de encoder 1 volledige omwenteling heeft bereikt. Dit zal ook de encoder zijn die gebruikt zal worden in het regelsysteem. Dit is omwille dat de M-drive plus stappenmotor optimaal werkt bij dit type sensor. Deze encoder is ook aanbevolen door ERICS zelf.

#### 4.5.2 Regelsysteem stabiliteit

Dit systeem dient om de *wingtips* te laten bewegen wanneer dit gewenst is. De *wingtips* zijn verbonden met een as die onderaan in de *strut* uit komt. Hieraan is een plaatje bevestigd zoals te zien in tekening A.6 in de bijlage 10.11 Technische tekeningen. Aan dit plaatje zullen 2 kabels bevestigd worden die door de *struts* lopen en bovenaan uitkomen. Deze kabels zullen bevestigd worden aan een stappenmotor die met de hand bediend kan worden door middel van een potentiometer. Er wordt hier gebruik gemaakt van D-performance zeiltouw met een diameter van 4 mm. Dit touw is zeer licht, goedkoop in gebruik en kan een 8160 N opnemen [25]. Het nadeel van touw te gebruiken is dat dit vrij snel verslijt.

## 5 Stromingssimulaties

Vooraleer er gestart kan worden met een simulatie dient men eerst een correcte mesh aan te leggen. De kwaliteit van een mesh heeft, zeker bij stromingsanalyses een grote invloed op de correctheid van het resultaat. De technieken hiervoor worden verder toegelicht in bijlage 10.4, hierbij wordt er ook een volledig stappenplan gegeven om dit uit te voeren in *Siemens NX*. De stromingssimulaties worden onderling vergeleken en op basis hiervan worden er enkele hypothesen gesteld. Hierop volgend kan er overgegaan worden naar de stromingssimulaties om de resultaten hiervan achtereenvolgens te implementeren in de structurele analyse. In wat volgt worden enkel de resultaten besproken. De stappen die ondernomen dienen te worden zijn opgesteld en toegevoegd in bijlage 10.5.

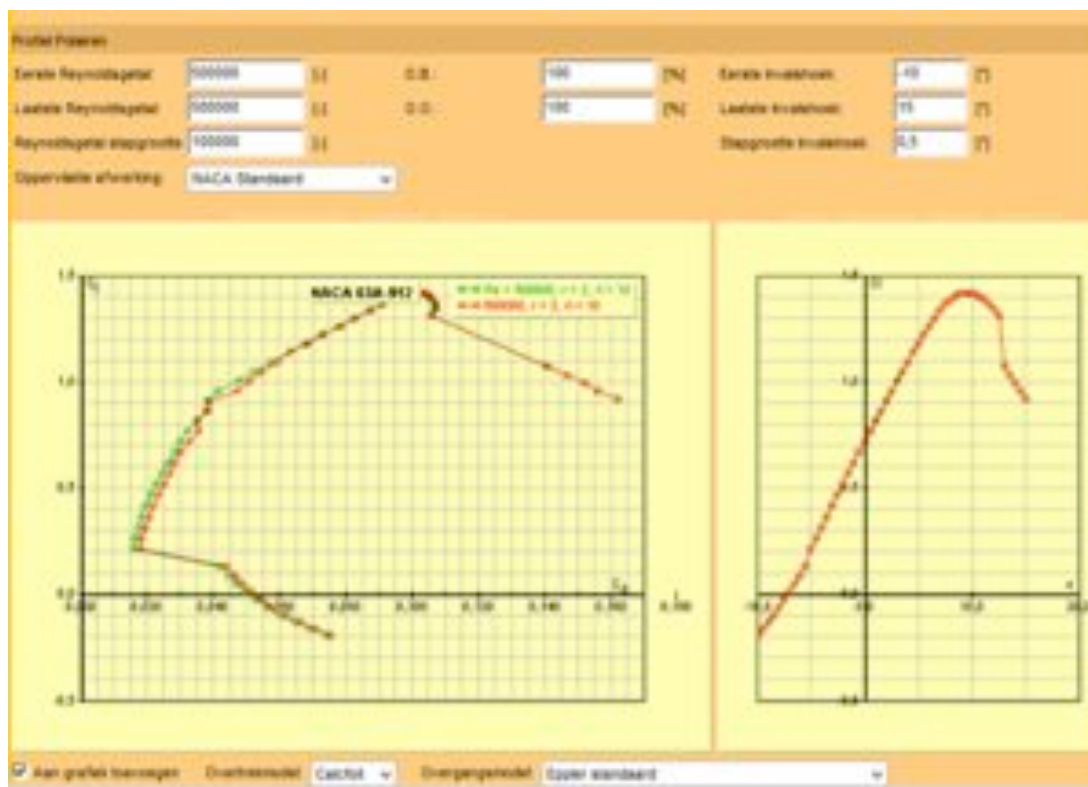
### 5.1 Benodigde gegevens

Aangezien het zeer gecompliceerd is om stromingsberekeningen manueel te voorspellen is er vooral beroep gedaan op software en een vergelijkende studie gedaan tussen verschillende software resultaten.

### 5.2 Resultaten

#### 5.2.1 Javafoil [11]

Dit is een gratis beschikbaar 2D softwarepakket, gebaseerd op Java-code. De software is ontwikkeld door Martin Hepperle van het *German aerospace research establishment (DLR)*. De software wordt zoals voorheen reeds gezegd gebruikt voor het ontwerp van de vleugelprofielen. Hierbij geeft het de mogelijkheid om zowel de  $C_L$  waarde als de verhouding  $C_L/C_D$  te bestuderen. Een groot voordeel is ook de keuze tussen verschillende overgangsalgoritmes (betreffende de overgang tussen laminaire en turbulente stroming): het standaard *Eppler model* wordt in het rood weergegeven en het *Xfoil* overgangsmodel in het groen. Daarnaast heeft men nog de keuze tussen het *calcfoil* overtrekmodel (=stall-model) en het Eppler model. Het calcfoil model geeft de laagste waarden voor  $C_L$ , hiervoor is geopteerd om te simuleren aan de veilige kant.



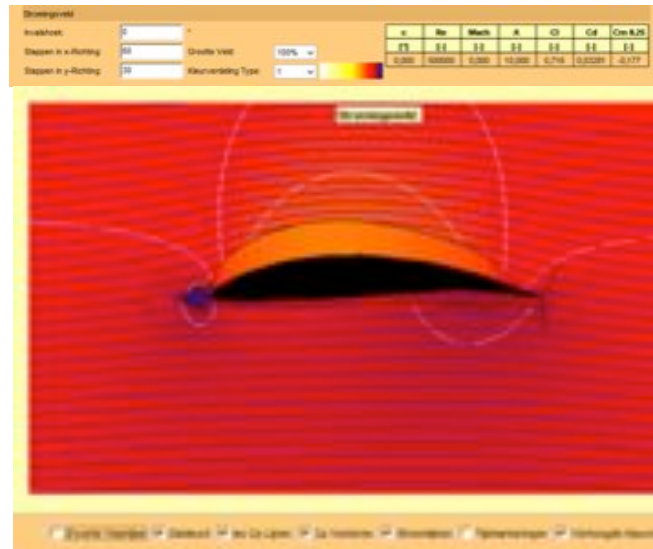
Figuur 57: Weergave tabblad 'polair' met grafieken  $C_l/C_d$  en  $C_l(\alpha=AOA)$  voor een reynoldsgetal van 500 000 op het vleugelprofiel NACA63A-912

Maar hiernaast bevat de software ook een 2D stromingsanalyse onderdeel. Deze is echter enkel voor indicatief onderzoek geschikt doordat ze geen rekening houdt met de viskeuze eigenschappen van de stroming. Bijkomend nadeel is dat het programma enkel een graduele schaalverdeling weergeeft. Er worden geen exacte waarden gegenereerd voor de snelheidsverhouding of de druk coëfficiënt.

Het is wel mogelijk om de *iso-druklijnen* (witte lijnen) en de stroomlijnen (blauwe lijnen) op te vragen.

Door de snelheid van de simulatie is dit een zeer goede indicatieve tool bij de keuze van vleugelprofielen.

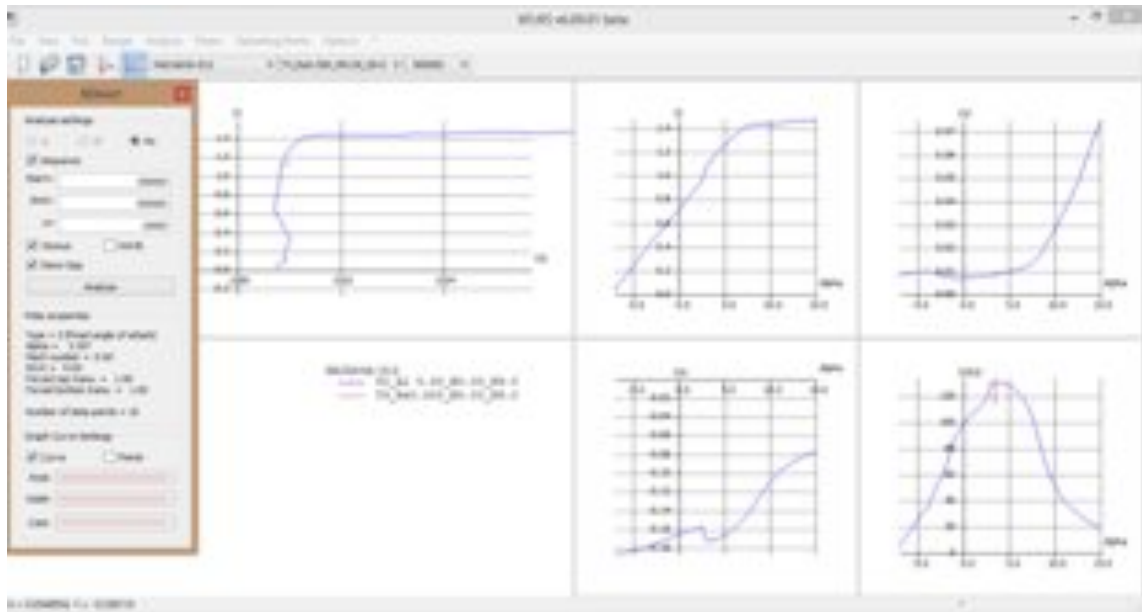




Figuur 58: Weergave stromingsveld in Javafoil

### 5.2.2 XFLR5 [17]

Dit programma is net zoals *Javafoil* gratis te vinden op het internet. Het onderscheidt zich van *Javafoil* doordat het gebruik maakt van andere algoritmes. Dit programma gebruikt voor zijn 2D stromingsberekeningen de algoritmes van *Xfoil*. Het programma *Xfoil* is ontwikkeld door MIT (*Massachusetts Institute of Technology*) en kan gebruikt worden voor zowel niet-viskeuze als viskeuze stromingsanalyses. Na vergelijking van de resultaten blijkt dat *XFLR5* vergelijkbare waarden toont voor  $C_L$  en  $C_D$  dan *Javafoil*. Enkel bij de  $C_L$  op alfa grafiek toont *XFLR5* niet de val van  $C_L$  na het bereiken van  $C_{L, \text{max}}$ . Een groot voordeel is dat elke gewenste grafiek eenvoudig kan gegenereerd worden. Voor het ontwerp van een vleugelprofiel dat een vaste liftkracht moet genereren bij een variabele snelheid en variabele AOA dient analysetype 2 gekozen te worden. De invloed van het reynoldsgetal echter kan men bestuderen voor een bepaalde AOA in analysetype 4.



Figuur 59: XFLR5, 2D analyse van NACA63A-912 profiel, blauw: waarden voor  $Re=500\ 000$ , rood: interval van 350 000 tot 500 000 bij  $AOA=3.5^\circ$

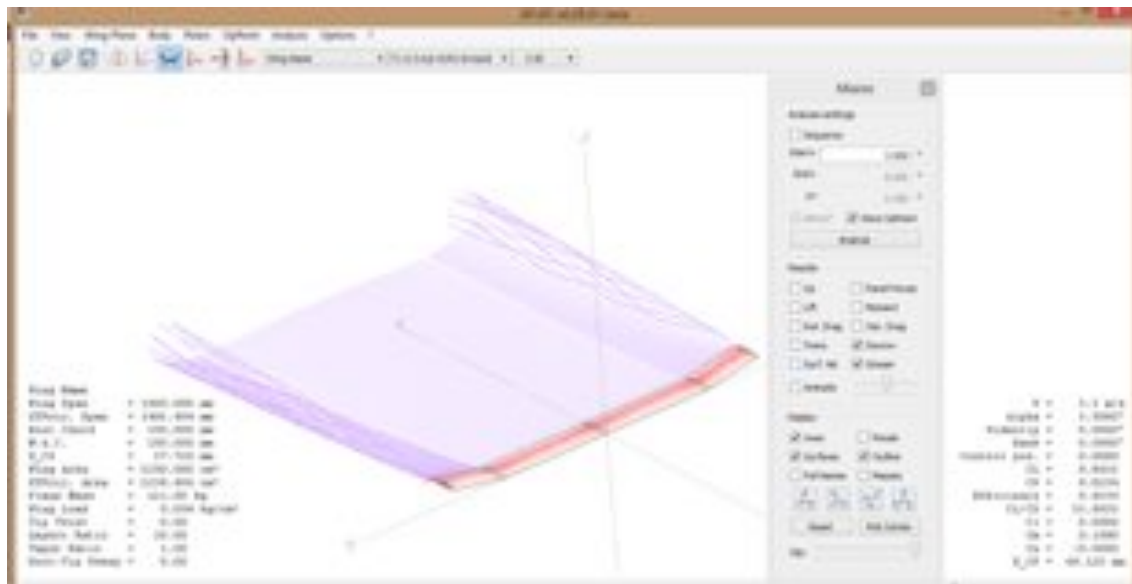
In XFLR5 is het niet mogelijk om het stromingsprofiel weer te geven over een 2D profiel. Net zozeer is er geen optie voor het gebruik van verschillende overgangs algoritmes.

Dit programma geeft echter wel de mogelijkheid om een eenvoudige analyse te doen van een 3D vleugel, rekening houdend met de *wingtip vortices*. Dit kan men via enig misbruik van de software doen in de module 'wing and plane design'. De software is oorspronkelijk ontworpen voor het modelleren en simuleren van zweefvliegtuigen. Hierdoor kan men niet alles volledig invullen.

De software biedt de mogelijkheid om zowel de stroming te bestuderen, de liftverdeling, de *induced drag* en de *parasite drag*. En dit onder 3 simulatie algoritmes waarvan VLM volgens de handleiding het correctste resultaat weergeeft. Het enige, grote probleem is dat de software steeds vastloopt indien er gevraagd wordt om rekening te houden met de viscositeit. Dit zorgt ervoor dat de waarde voor  $C_D$  die de software berekend niet correct is. Deze software is wel erg waardevol voor een vergelijkende studie tussen verschillende vleugelconfiguraties en om de voorste en achterste vleugel samen te simuleren. Dit kan men doen door een nieuw 'plane' te definiëren waarbij de voorste vleugel de hoofd vleugel is en er gewerkt wordt met een 'biplane' met een bepaalde offset in de X-richting. Zo kan men kwalitatief de invloed bestuderen tussen de 2 vleugels.



Figuur 60: Plane editor van XFLR5.



Figuur 61: XFLR5, weergave stroming over voorste vleugel, niet-viskeuze VLM analyse. Rechts kunnen belangrijke parameters zoals  $e$ ,  $CL$  en  $CD$  worden afgelezen.

Dit programma vraagt zeer weinig werkgeheugen en levert snel resultaten. Er zit ook een module bij voor stabiliteitssimulaties. Deze kan zeker in een opvolging op dit onderzoek gebruikt worden voor

een uitgebreid stabiliteitsonderzoek. Bijkomend kan er nog onderzocht worden wat de oorzaak is van het falen van de viskeuze analyses in dit programma.

### 5.2.3 Siemens NX [26] [27]

Het programma *Siemens NX* heeft een uitgebreide stromingsmodule. Het is mogelijk om te kiezen tussen verschillende turbulentiemodellen. Voor een uitgebreidere verklaring van de verschillende turbulentiemodellen wordt er verwezen naar bijlage 10.5.2. Alle simulaties zijn gebeurd in softwareversie 8.5.

Vanaf *Siemens NX 9.0* zou het ook mogelijk moeten zijn om golfslag te berekenen. Deze versie zou uitkomen ongeveer in het najaar van 2013. Momenteel is het enkel nog maar mogelijk om ruw de vortices waar te nemen op basis van het gebruik van een *LES* turbulentiemodel.

In eerste instantie is er getracht om op basis van een zeer eenvoudige testcase, te achterhalen wat de kwalitatieve verschillen zijn tussen de verschillende mesh-methoden. Dit zowel voor een laminaire als een turbulente berekening.

#### 5.2.3.1 Testcase eenvoudig profiel:

Een profiel van 500 mm lang in een fluïdum box die de randen nauw aansluit (2D simulatie). Het profiel is identiek aan het te verwezenlijken profiel: NACA 63A-912 met een koorde van 150 mm. De randen worden wrijvingsloos verondersteld. De testen gebeuren met een snelheid van 3,333 m/s (=12 km/u). Het reynoldsgetal =471 696 en de AOA = 5°.

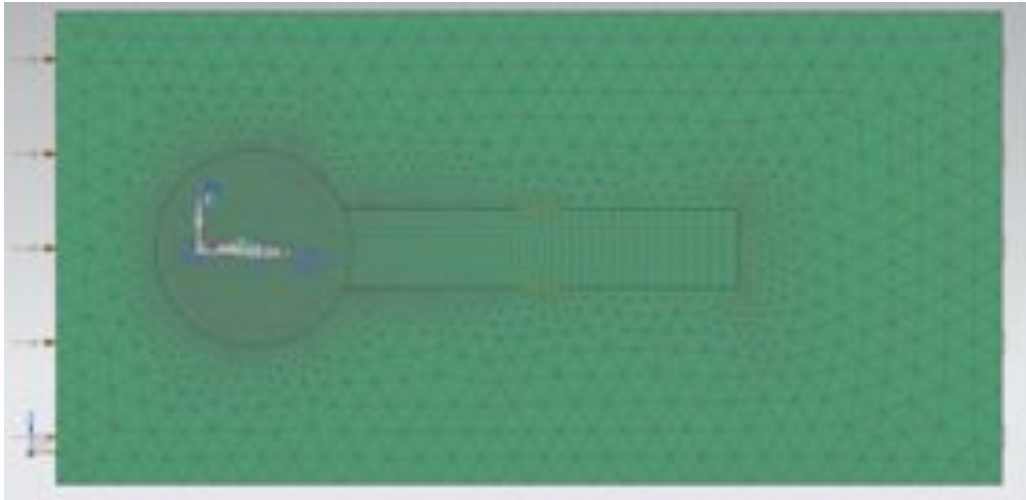
Opmerking: Deze simulaties zijn nog gebeurd zonder toepassing van 2<sup>e</sup> orde berekening voor het momentum in de *SST* simulaties. Hierdoor geven deze simulaties slechts een kwalitatief beeld.

De  $Y^+$  waarde voor het vleugeloppervlak bedraagt:

Er worden 3 soorten mesh getest:

- Manuele swept mesh gevormd uit driehoeken;
- Manuele tetrahedrische mesh;
- Sim mesh.

### Manuele swept mesh:



**Figuur 62: Manuele swept mesh testcase**

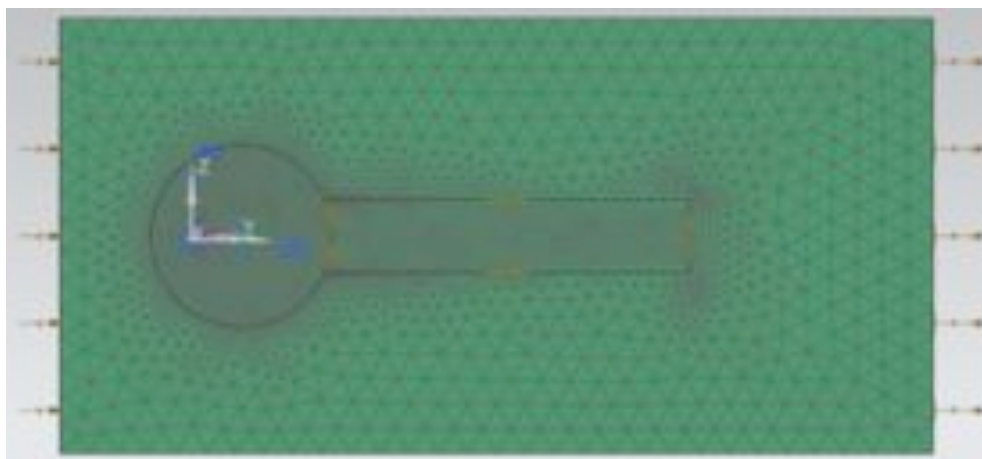
De mesh is uit verschillende delen opgebouwd:

- 2D mesh vleugel: mapped mesh (4 mm) aan *de leading edge*;
- 2D mesh vleugel: mapped mesh (6 mm) aan *de trailing edge*;
- 2D mesh vleugel: mapped mesh (8 mm) voor de rest van de vleugel;
- 3D swept mesh cilinder rond vleugel, vanuit 2D paver mesh (8 mm);
- 3D swept mesh turbulentiezone: variërend vanuit 2D mapped mesh (van 5 tot 15 mm);
- 3D swept mesh fluïdum box: vanuit 2D paver mesh (40 mm).

Waarden berekening: L=490,2 N; D= 30,4 N.

Waarden simulatie: L= 484,9 N; D= 39,5 N -> verschil van 1% lift en 30% drag.

### Manuele tetrahedrische mesh:



**Figuur 63: Teth mesh testcase**

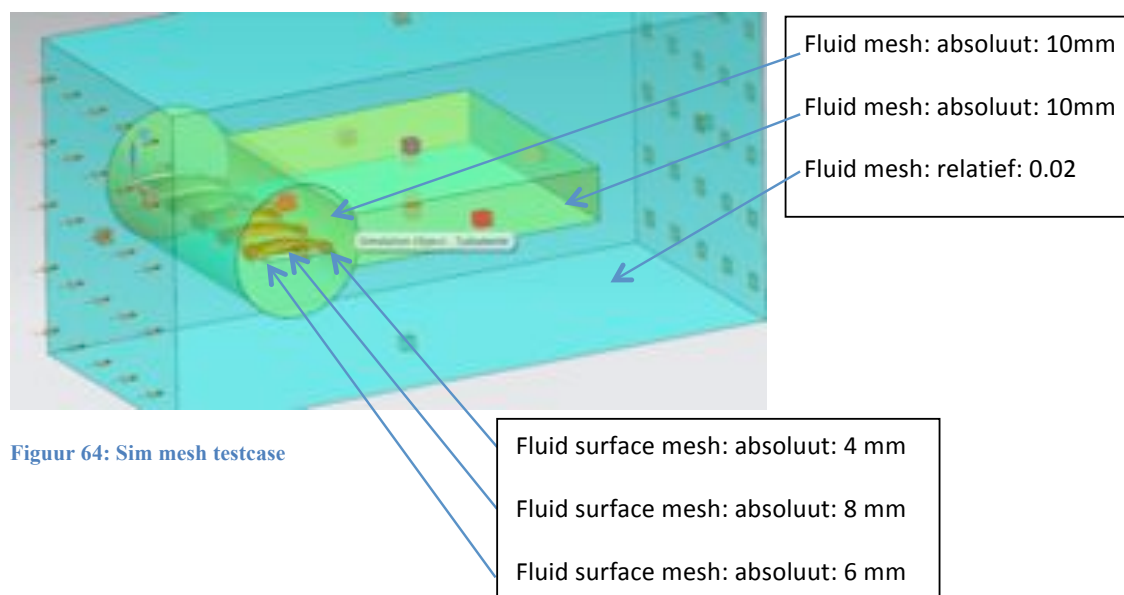
De mesh is uit verschillende delen opgebouwd:

- 2D mesh vleugel: mapped mesh (4 mm) aan de *leading edge*;
- 2D mesh vleugel: mapped mesh (6 mm) aan de *trailing edge*;
- 2D mesh vleugel: mapped mesh (8 mm) voor de rest van de vleugel;
- 3D teth mesh cilinder rond vleugel (8 mm);
- 3D teth mesh turbulente zone (10 mm);
- 3D teth mesh fluidum box (40 mm).

Waarden berekening: L=490,2 N; D= 30,4 N.

Waarden simulatie: L=487,0 N; D= 42,2 N -> verschil van 0,65% lift en 38,82% drag.

Sim mesh:



**Figuur 64:** Sim mesh testcase

Deze mesh is hierbij al geoptimaliseerd doordat er gewerkt wordt met 2 verschillende fluidum boxen.  
Waarden berekening: L=490,2 N; D= 30,4 N.

Waarden simulatie: L= 459,25 N; D= 44,27 N -> verschil van 6,3% lift en 45,6% drag.

Conclusie: De wijze van meshing heeft een relatief grote invloed op de nauwkeurigheid van de simulatie.

### 5.2.3.2 Simulaties vleugels

De simulaties zijn uitgevoerd voor beide vleugels zonder de bevestiging van de *struts* op de 3 belangrijkste snelheden:  $v_{\text{take-off}}$ ,  $v_{\text{kruis}}$  en  $v_{\text{max}}$ . Er is steeds zowel laminair als turbulent gesimuleerd. In het groen zijn per AOA de meest correcte simulaties gearceerd in Tabel 8 en Tabel 9. Er wordt geëvalueerd op basis van de fout op lift, drag en side force kracht. Indien men de resultaten bestudeerd ziet men dat de fout op de drag-waarde toeneemt met de uitwijking van AOA.

Vaststaande parameters:

- Profiel: NACA 63A-912;
- Tetrahedrische mesh, manueel aangelegd<sup>1</sup>;
- Breedte profiel: 1000 mm;
- Koorde: 150 mm;
- Medium: water.

De Y+ waarde voor de SST simulaties:

**Tabel 6: Y+ waarden: min – gemiddelde – max voor de verschillende simulaties**

AOA	Y+ vleugel oppervlak voor			AOA	Y+ vleugel oppervlak achter		
3,5°	46,79	226,75	473,18	2,5°	65,99	248,22	482,21
0°	51,92	252,13	515,69	0°	82,68	275,91	516,91
-2,5°	57,59	325,09	687,24	-3°	95,64	372,54	694,94
-4,5°	77,41	458,14	955,75	-4,5°	120,93	518,79	994,03

Achteraf bekeken is deze waarde, ondanks dat ze overal binnen het toegelaten gebied ligt toch vrij hoog. Zeker in de simulaties bij de hogere snelheden (meer negatieve AOA) is de afwijking aanzienlijk. Er dient nagegaan te worden in welke mate dit van invloed is op de resultaten, weergegeven in Tabel 8 en Tabel 9. Dit om de bruikbaarheid van de resultaten te controleren.

Het verschil wordt bestudeerd op een specifieke simulatie, deze van AOA -4,5° op de voorste vleugel. Alle parameters worden identiek gehouden uitgezonderd dat de Y<sup>+</sup> waarde gehalveerd wordt door de mesh te verfijnen.

Na verfijning van de mesh bedragen de Y<sup>+</sup>-waarden: min: 42,7; gemiddeld: 233; max: 699.

Als resultaat krijgt men:

**Tabel 7: Vergelijking verbetering Y<sup>+</sup>-waarde**

	Lift (N)	Drag (N)	Side force (N)
Berekende waarde	657,50	58,24	38,06
Oorspronkelijke simulatie	585,93	142,99	31,93
fout	10,89%	145,53%	16,11%
Verbeterde mesh	628,60	139,59	35,49
fout	4,40%	139,70%	6,75%
Verbetering	6,49%	5,83%	9,36%

<sup>1</sup> Er is getracht om te werken met een swept mesh maar dit genereerde steeds fouten indien de mesh nauwkeuriger gemaakt werd. Dit komt vermoedelijk door de aaneenschakeling van de 2 onderdelen onder een hoek van 10°.

Uit Tabel 7 kan er besloten worden dat de verbetering in  $Y^+$  waarde eerder van ondergeschikt belang is. Ten opzichte van de fout die er heerst in de weerstandswaarde is de verbetering zelfs enigszins verwaarloosbaar.

Resultaten simulaties voorste vleugel:

Tabel 8: Overzicht simulaties voorste vleugel

Reynoldsgetal	Snelheid	Turbulentiemodel	AOA	Lift (N) berekening	Drag (N) berekening	Side force (N) berekening	Lift (N) simulatie	Drag (N) simulatie	Side force (N) simulatie	$\Delta$ Lift	$\Delta$ Drag	$\Delta$ Side force
4,73E+05	12km/u	SST 2e orde SOU	3,5°	652,50	36,49	37,77	673,09	35,98	38,49	3,16%	1,38%	1,91%
4,73E+05	12km/u	Laminair	3,5°	652,50	36,49	37,77	652,57	40,48	37,59	0,01%	10,96%	0,47%
4,73E+05	12km/u	SST	3,5°	652,50	36,49	37,77	627,57	54,00	36,11	3,82%	47,99%	4,40%
4,73E+05	12km/u	Laminair 2 <sup>e</sup> orde SOU	3,5°	652,50	36,49	37,77	717,05	19,57	41,13	9,89%	46,35%	8,91%
5,66E+05	14,5km/u	SST 2 <sup>e</sup> orde SOU	0°	651,00	33,62	37,68	657,47	36,87	37,44	0,99%	9,68%	0,65%
5,66E+05	14,5km/u	Laminair	0°	651,00	33,62	37,68	623,07	41,28	35,73	4,29%	22,81%	5,18%
5,66E+05	14,5km/u	SST	0°	651,00	33,62	37,68	596,67	59,52	34,14	8,35%	77,05%	9,40%
5,66E+05	14,5km/u	Laminair 2 <sup>e</sup> orde SOU	0°	651,00	33,62	37,68	703,71	16,77	40,24	8,10%	50,10%	6,78%
7,16E+05	18km/u	Laminair 2 <sup>e</sup> orde SOU	-2,5°	654,00	38,81	37,86	689,08	29,97	39,06	5,36%	22,77%	3,19%
7,16E+05	18km/u	SST 2 <sup>e</sup> orde CDS	-2,5°	654,00	38,81	37,86	621,28	60,44	35,08	5,00%	55,74%	7,32%
7,16E+05	18km/u	SST 2 <sup>e</sup> orde SOU	-2,5°	654,00	38,81	37,86	635,88	61,62	35,80	2,77%	58,80%	5,44%
7,16E+05	18km/u	Laminair	-2,5°	654,00	38,81	37,86	590,44	66,74	33,48	9,72%	71,99%	11,57%
7,16E+05	18km/u	SST	-2,5°	654,00	38,81	37,86	558,80	96,94	31,52	14,56%	149,82%	16,73%
9,00E+05	24km/u	Laminair 2 <sup>e</sup> orde SOU	-4,5°	657,50	58,24	38,06	664,08	71,94	36,79	1,00%	23,53%	3,32%
9,00E+05	24km/u	Laminair 2 <sup>e</sup> orde CDS	-4,5°	657,50	58,24	38,06	653,78	81,56	36,09	0,57%	40,06%	5,18%
9,00E+05	24km/u	SST 2 <sup>e</sup> orde SOU	-4,5°	657,50	58,24	38,06	585,93	142,99	31,93	10,89%	145,53%	16,11%
9,00E+05	24km/u	Laminair	-4,5°	657,50	58,24	38,06	522,58	147,71	28,66	20,52%	153,65%	24,69%

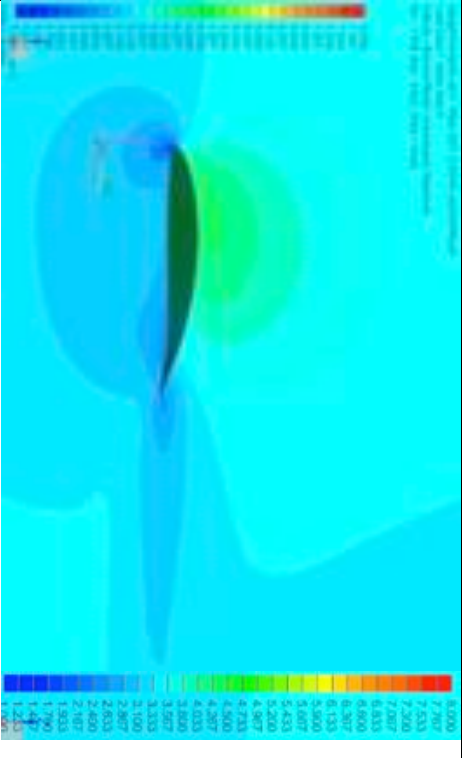







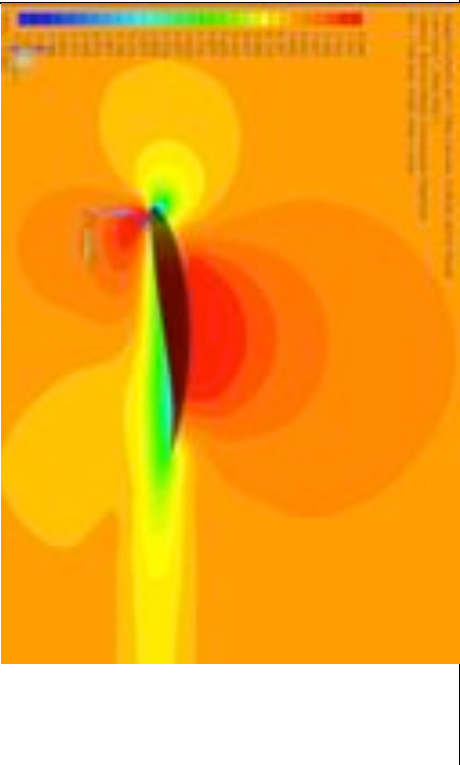
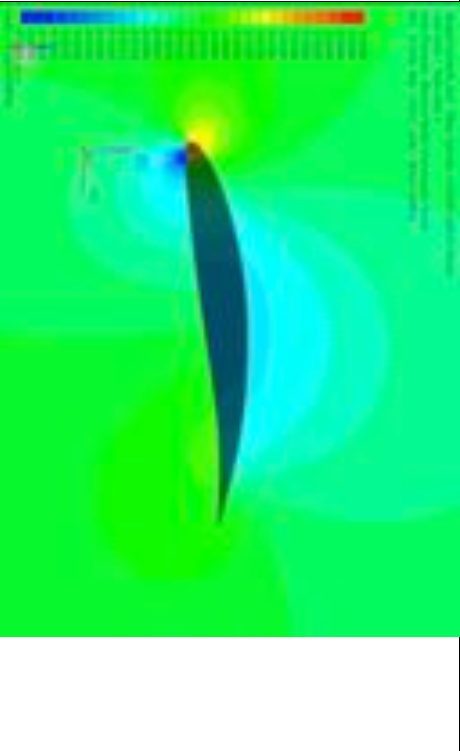
Resultaten achterste vleugel:

Tabel 9: Overzicht simulaties achterste vleugel

Reynoldsgetal	Snelheid	Turbulentiemodel	AOA	Lift (N) berekening	Drag (N) berekening	Side force (N) berekening	Lift (N) simulatie	Drag (N) simulatie	Side force (N) simulatie	$\Delta$ Lift	$\Delta$ Drag	$\Delta$ Side force
4,73E+05	12km/u	Laminair	5°	992,40	64,21	85,08	982,06	67,74	85,24	1,04%	5,49%	0,19%
4,73E+05	12km/u	Laminair 2 <sup>e</sup> orde SOU	5°	992,40	64,21	85,08	1069,06	36,57	92,46	7,72%	43,05%	8,68%
4,73E+05	12km/u	SST	5°	992,40	64,21	85,08	943,78	87,59	82,05	4,90%	36,41%	3,56%
4,73E+05	12km/u	SST 2 <sup>e</sup> orde SOU	5°	992,40	64,21	85,08	1003,88	61,38	86,96	1,16%	4,41%	2,21%
4,73E+05	12km/u	Laminair	2,5°	792,50	42	69,46	779,01	47,91	67,53	1,70%	14,06%	2,79%
4,73E+05	12km/u	Laminair 2 <sup>e</sup> orde SOU	2,5°	792,50	42	69,46	862,34	21,74	74,56	8,81%	48,25%	7,34%
4,73E+05	12km/u	SST	2,5°	792,50	42	69,46	570,44	256,62	46,62	28,02%	510,99%	32,88%
4,73E+05	12km/u	SST 2 <sup>e</sup> orde SOU	2,5°	792,50	42	69,46	810,14	42,38	70,11	2,23%	0,91%	0,94%
5,46E+05	14km/u	Laminair	0°	809,00	41,6	70,24	767,64	52,37	66,27	5,11%	25,88%	5,65%
5,46E+05	14km/u	Laminair 2 <sup>e</sup> orde SOU	0°	809,00	41,6	70,24	868,19	21,25	74,93	7,32%	48,91%	6,68%
5,46E+05	14km/u	SST	0°	809,00	41,6	70,24	734,48	75,47	63,42	9,21%	81,41%	9,72%
5,46E+05	14km/u	SST 2 <sup>e</sup> orde SOU	0°	809,00	41,6	70,24	811,56	46,42	70,05	0,32%	11,59%	0,28%
7,16E+05	18km/u	Laminair	-3°	779,00	49,19	67,64	676,37	94,76	57,36	13,17%	92,63%	15,19%
7,16E+05	18km/u	Laminair 2 <sup>e</sup> orde SOU	-3°	779,00	49,19	67,64	799,21	45,00	68,14	2,59%	8,52%	0,75%
7,16E+05	18km/u	SST	-3°	779,00	49,19	67,64	636,67	136,11	53,84	18,27%	176,69%	20,40%
7,16E+05	18km/u	SST 2 <sup>e</sup> orde SOU	-3°	779,00	49,19	67,64	735,32	88,76	62,55	5,61%	80,44%	7,52%
9,00E+05	23km/u	Laminair	-4,5°	793,92	71,04	69,89	622,88	185,04	51,38	21,54%	160,49%	26,48%
9,00E+05	23km/u	Laminair 2e orde SOU	-4,5°	793,92	71,04	69,89	855,93	112,97	71,64	7,81%	59,03%	2,50%
9,00E+05	23km/u	SST	-4,5°	793,92	71,04	69,89	570,44	256,62	46,60	28,15%	261,25%	33,33%
9,00E+05	23km/u	SST 2 <sup>e</sup> orde SOU	-4,5°	793,92	71,04	69,89	770,37	194,13	64,05	2,97%	173,28%	8,36%



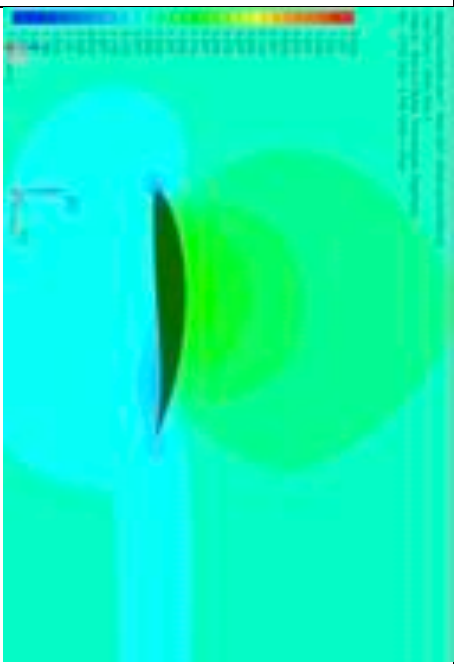

Tabel 10: Evaluatie resultaten snelheidsverloop en statische druk voor de voorste vleugel

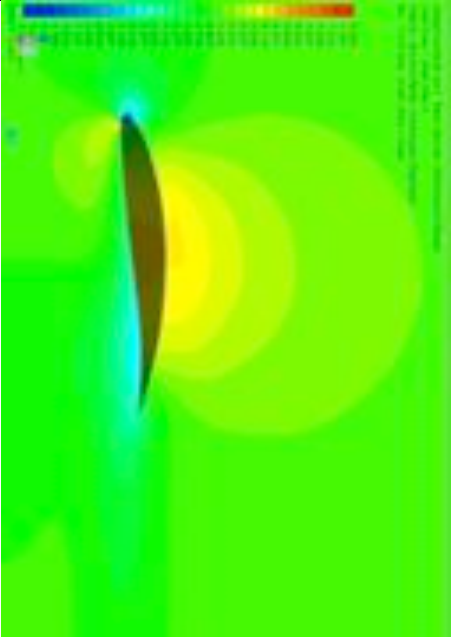

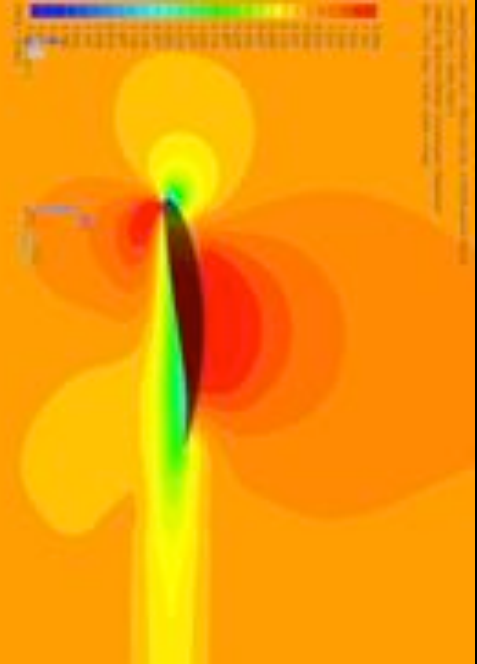
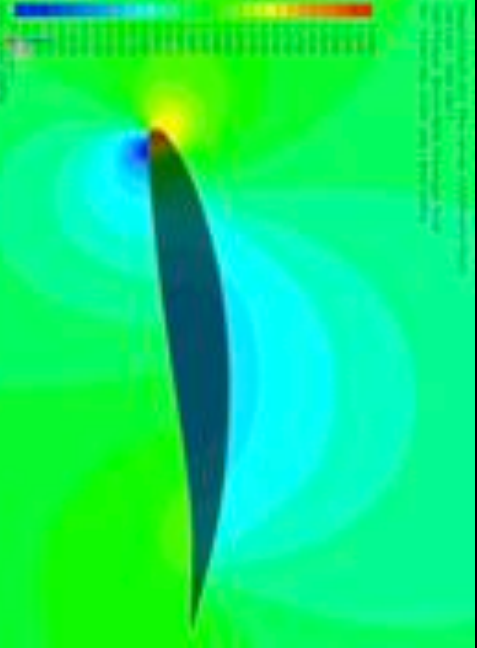
AOA	Snelheidsverloop (m/s)	Statische druk (Mpa)
3,5°	 <p>Figure 65: Snelheidsverloop voorste vleugel, 3,33 m/s</p>	 <p>Figure 66: Statische druk voorste vleugel, 3,33 m/s</p>
0°	 <p>Figure 67: Snelheidsverloop voorste vleugel, 4,03 m/s</p>	 <p>Figure 68: Statische druk voorste vleugel, 4,03 m/s</p>

-2,5°		
-4,5°		

De schaal is voor alle AOA identiek genomen, hierdoor is de evolutie in stromingsprofiel goed waarneembaar. De schalen zijn vergroot naast de eerste AOA.

Tabel 11: Snelheidsverloop en statische druk achterste vleugel

AOA	Snelheidsverloop (m/s)	Statische druk (MPa)
2,5°	 <p>Figuur 73: Snelheidsverloop achterste vleugel, 3,33 m/s</p>	 <p>Figuur 74: Statische druk achterste vleugel, 3,33 m/s</p>
0°	 <p>Figuur 75: Snelheidsverloop achterste vleugel, 3,89 m/s</p>	 <p>Figuur 76: Statische druk achterste vleugel, 3,89 m/s</p>

<p>-3°</p>  <p>Figuur 77: Snelheidsverloop achterste vleugel, 5 m/s</p>	 <p>Figuur 78: Statische druk achterste vleugel, 5 m/s</p>
<p>-4,5°</p>  <p>Figuur 79: Snelheidsverloop achterste vleugel, 6,39 m/s</p>	 <p>Figuur 80: Statische druk achterste vleugel, 6,39 m/s</p>

Legende links: blauw naar rood = 1 m/sec tot 8m/sec

Legende rechts: blauw naar rood = -0,03 MPa tot 0,03 MPa

De schaal is voor alle AOA identiek genomen, hierdoor is de evolutie in stromingsprofiel goed waarneembaar. De schalen zijn vergroot naast de eerste AOA.

*UAntwerp solar boat team 2012-2013: Ontwerpmethodiek draagvleugels*

### Conclusie resultaten:

Indien men de resultaten uit Tabel 8 en Tabel 9 bestudeert valt meteen op dat de SST simulatie de correctste waarde levert bij een *reynoldsgetal* onder de 600 000 en een positieve AOA en de laagste snelheden. Verder leveren de laminaire simulaties de nauwkeurigste waarden indien de snelheid toeneemt en de AOA negatief verloopt.

Nu zijn er enkele zaken die niet over het hoofd gezien mogen worden:

- Er is geweten dat het vleugelprofiel specifiek ontworpen is voor een verhoogd laminair stromingsgebied. Maar dit wil niet zeggen dat de stroming 100% laminair is rond het vleugelprofiel, de mogelijkheid bestaat dat reeds in een vroeg stadium turbulente stroming optreedt achteraan het vleugelprofiel.
- Indien men een laminair proces berekent met een SST turbulentiemodel (of een k-omega) dan zal het resultaat slechts weinig afwijken van het resultaat bekomen met een correct laminair model. [28]
- Omgekeerd, indien men een turbulente stroming berekent zonder turbulentiemodel in steady state toestand, (doen alsof laminair) dan zou de simulatie in principe niet mogen convergeren en mag men geen resultaten bekomen. [28]
  - ⇒ Hieruit kunnen we besluiten dat de SST 2<sup>e</sup> orde simulaties over het algemeen geloofwaardiger zouden moeten zijn.

Hieruit kunnen verschillende hypothesen gesteld worden. De 2 meest waarschijnlijke zijn:

1. Indien men de vuistregel [8] [12] [14] [16] [28] volgt: afscheiding van stroming ontstaat bij een reynoldsgetal rond de 500 000, dan wil dit zeggen dat het werkingsgebied zich nagenoeg volledig binnen het gebied van transitie tussen laminaire en turbulente stroming bevindt. Dit vraagt om de nodige voorzichtigheid en kritische kijk op de waarden verkregen uit de simulaties. Er wordt immers een vergelijking gemaakt bij verschillende AOA en verschillende snelheden. Nu is echter het kritisch reynoldsgetal ook afhankelijk van de snelheid en AOA waardoor dit vermoedelijk niet rechtstreeks mogelijk is. Hierdoor weet men niet of het kritisch reynoldsgetal niet verschuift van laag naar hoog indien de AOA daalt en/of de snelheid toeneemt. Er kan niet bewezen worden dat de berekeningen of de simulaties al dan niet foutief zijn. Validatie hiervan kan men verkrijgen na de praktische realisatie van de draagvleugels en een effectieve meting doorheen het AOA gebied met de correcte snelheid. Bij deze meting dient het kritisch reynoldsgetal gezocht te worden door lokalisatie van het afscheidingspunt en bestudering van het stromingsprofiel.
2. Bij toenemende snelheid kan een laminaire afscheidingsbel (*laminar separation bubble*) ontstaan aan de bovenzijde van het vleugelprofiel. [8] [14] Dit houdt in dat kleine oneffenheden een mindere invloed gaan hebben indien de snelheid stijgt waardoor de transitie van laminaire naar turbulente stroming verder wordt uitgesteld. Dit effect veroorzaakt echter een sterke toename van weerstand. (tot meer dan een factor 2) Dit zou de fout in de SST 2<sup>e</sup> orde simulaties bij hogere snelheid kunnen verklaren. Hierdoor zou men kunnen stellen dat de waarden van de SST 2<sup>e</sup> orde simulaties voor alle snelheden correct zijn. Verder impliceert deze hypothese dat er vanaf een zekere snelheid in de berekeningsformules een factor ontbreekt, namelijk het ontstaan van een extra

weerstandscomponent, de afscheidingsbel. Verder kan men de geconcentreerde hoge snelheidsbel aan de bovenzijde van het vleugelprofiel verklaren die in de simulaties bij hogere snelheid te zien is. (Figuur 71 en Figuur 79) Deze hypothese zou achterhaald kunnen worden door een weerstandsmeting uit te voeren op het reële model. Zowel bij lage als hoge snelheid. Hierbij kan men dan meten of de verkregen waarden bij lage snelheden kloppen met de berekeningen, net zozeer bij hoge snelheden. Indien de waarden bij lage snelheid overeenkomen maar deze bij hoge snelheid niet dan bevestigt dit deze hypothese. Als opmerking hierbij moet men wel rekening houden met de *interference drag* die ontstaat bij de aaneenschakeling van de vleugel met *strut*. Deze dient men in de bouw uitermate tot een minimum te beperken. Indien deze hypothese correct wordt bevonden zal een mogelijke oplossing voor de extra weerstand de toepassing van een turbulator zijn. Dit is een strip die gekleefd wordt voor het afscheidingspunt waardoor er kunstmatig turbulente stroming wordt veroorzaakt.

#### 5.2.4 Fine/Marine [29]

De software *Fine/Marine* is een gespecialiseerd softwarepakket voor stromingsanalyses in de scheepvaart industrie. Het is ontwikkeld door de firma *Numeca* [29] en wordt wereldwijd aanzien als 1 van de meest gerenommeerde softwarepakketen voor maritieme stromingsanalyses. Het pakket bevat een automatische mesher die gebruik maakt van een ongestructureerde *hexahedral meshing* techniek. Een groot voordeel t.o.v. *Siemens NX* is de mogelijkheid tot adaptieve mesh verbetering (*adaptive mesh refinement*) waardoor vortices automatisch gedetecteerd worden en turbulente stroming beter in kaart gebracht kan worden. Verder bevat de software specifieke modules voor de simulatie op aandrijvingen en schroeven. Verder is het mogelijk om bewegende onderdelen te onderwerpen aan een stromingssimulatie en om cavitatie te detecteren.

### 5.3 Conclusies

De 2D simulaties kunnen zeer correct gestart worden in *Javafoil*. De gegenereerde coëfficiënten benaderen zeker op lage snelheid zeer goed de waarden die bekomen worden in de 3D simulaties. Dit is zeker het geval voor de liftkracht. Hierdoor kan men deze coëfficiënten gebruiken om met behulp van de opgestelde Lift-Excel een volwaardig design op te maken. Dit design kan bijgestuurd worden door studie van de onderlinge invloed en het stromingsverloop op een 3D-vleugel binnen *XFLR5*. In een uiteindelijk stadium kan er, na het verwezenlijken van een efficiënt design de overstap gemaakt worden naar een volwaardig 3D pakket. *Siemens NX* is een optie, maar dit pakket heeft enkele zeer grote nadelen. Zo bevat het geen automatische mesher en worden er uitermate veel problemen ondervonden voor het opstellen van een bruikbare mesh die correcte resultaten levert. Zeker voor een complexe vorm is dit ten stelligste af te raden. Hiervoor zal het noodzakelijk zijn om andere software zoals *Fine/Marine* te raadplegen. Verder kost het uitzonderlijk veel tijd om u een weg te banen doorheen alle complexe submenu's en foutmeldingen in de software *Siemens NX*. Er wordt niet beweerd dat de software het niet zou aankunnen maar er is wel een zeer uitgebreide kennis nodig van het volledige softwarepakket vooraleer men een enigszins betrouwbaar resultaat kan verwachten. Vooral de meshing baart kopzorgen. Anderzijds biedt *Siemens NX* wel het voordeel dat er de mogelijkheid is om de resultaten van de stromingsanalyse rechtstreeks te mappen naar een structurele analyse. Nu rijst echter de vraag in hoeverre dit mogelijk vanuit een extern CFD-pakket.

## 6 Structureel aspect

In het volgende deel wordt er gekeken naar de stevigheid van de draagvleugelstructuur.

Eenzijds wenst men de vleugels zo licht mogelijk te maken, anderzijds dienen ze sterk en star genoeg te zijn zodat de breedte van de vleugels voldoende lang kan gemaakt worden om de geïnduceerde weerstand te beperken.

Binnen het bestek van dit werk is er geen uitvoerige optimalisatie gedaan van de materiaaldikte. Er is uitgegaan van een materiaaldikte die geadviseerd is door een expert in composietfabricage, *Fibers Included*.

Een eerste aspect dat behandeld zal worden is hoe het composietlaminaat bepaald wordt en hoe men het eenvoudigste dit laminaat kan ingeven voor een structurele analyse in *Siemens NX*.

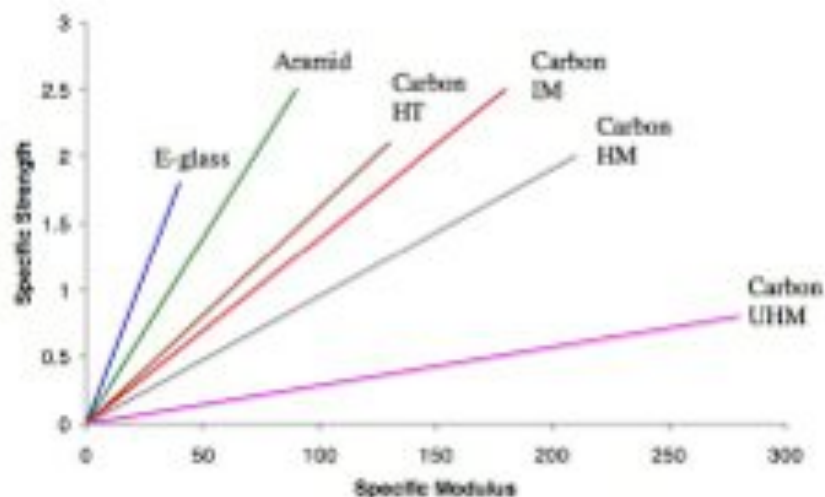
Vervolgens wordt er gekeken of de materiaaldikte volgens eenvoudige berekeningsmethodes voldoet.

Als laatste wordt er gekeken naar een methode om de krachten vanuit de stromingsanalyse door te sturen naar een structurele simulatie binnen *Siemens NX*.

### 6.1 Keuze laminaat

Het laminaat wordt vastgesteld op een koolstofvezelmat 'plain' geweven composiet met Torayca T300 3k vezels. Het laminaat zou symmetrisch opgebouwd worden met een totale dikte van 1,3 mm. Elke laag heeft een dikte van 0,327 mm en een gewicht van ongeveer 398 g/m<sup>2</sup>. Er wordt gebruik gemaakt van de BAKELITE EPR en EPH 04908 epoxy en harder van de firma HEXION. Alle datasheets zijn te vinden in bijlage 10.8

Er is gekozen voor koolstofvezel uit de (H)T reeks voor zijn evenwichtig karakter tussen sterkte en modulus en voor zijn schappelijke prijs.

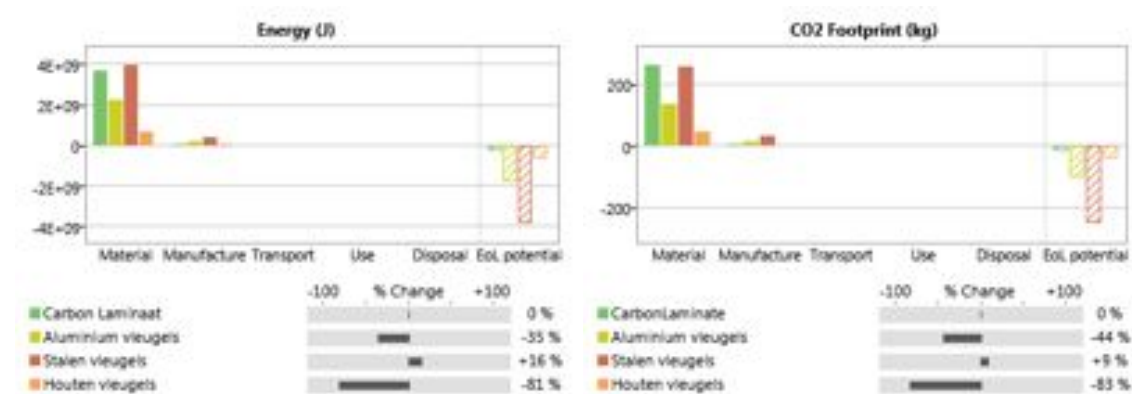


Figuur 81: Vergelijking van enkele composietmaterialen met in de y-as de specifieke sterkte en in de x-as de specifieke modulus [30]



### Ecologisch aspect materiaalkeuze:

In het softwarepakket CES Edupack 2013 [31] is het mogelijk om de impact van verschillende materiaalkeuzes op het milieu te bestuderen. In Grafiek 5 en Grafiek 6 wordt een vergelijking gemaakt van de draagvleugels en de *struts*, gemaakt in koolstoflaminaat, staal, aluminium of balsahout met epoxyversterking. Dit is slechts een oriëntering aangezien er geen data voorhanden was om rekening te houden met transportkosten en het gebruik. Dit komt doordat de eco-module binnen het CES Edupack geen keuzemogelijkheid heeft voor zonne-energie. De energie die tijdens het gebruik verbruikt wordt is de energie uit het batterijpakket en de zonnepanelen. Hieruit kan afgeleid worden dat de reductie van gewicht door het gebruik van composietmaterialen genuanceerd moet worden door de hoge uitstoot bij productie en de afwezigheid van recyclage mogelijkheden.



Grafiek 5: Energieverbruik voor materiaal, bouwproces, transport, gebruik, afvalverwerking en verwerkingspotentieel

Grafiek 6: CO<sub>2</sub> voetafdruk voor materiaal, bouwproces, transport, gebruik, afvalverwerking en verwerkingspotentieel

Uiteraard is in het doel van de wereldbeker het ecologisch aspect niet het enige belangrijke aspect. Het gewicht, fabricagenauwkeurigheid en de sterkte zijn cruciale parameters. Zo weegt de stalen constructie 35 kg terwijl het carbon laminaat slechts 8 kg weegt. In de toekomst kan er wel gekeken worden naar alternatieve materialen zoals het balsahout aangezien dit het project een stuk groener zou kunnen maken.

Van buiten naar binnen:

- Een laag T300 met vezelrichting [0°,90°]
- Een laag T300 met vezelrichting [±45°]
- Een laag T300 met een vezelrichting [±45°]
- Een laag T300 met vezelrichting [0°, 90°]

Door het laminaat symmetrisch op te bouwen kan men het geheel benaderend aanzien als een quasi *isotropisch* materiaal volgens de klassieke laminaten theorie. Dit wordt bewezen indien men de composietmatrix uitwerkt. Deze theorie is enkel geldig voor dunne laminaten. De lengte en breedte van het stuk dienen minstens 10 keer groter te zijn dan de dikte van het laminaat. Verder mag er slechts een kleine verplaatsing plaatsvinden in de dwarsrichting op het laminaat en wordt perfecte binding tussen de lagen verondersteld. [32]

Uit de literatuur haalt men volgende matrices voor het bepalen van de materiaaleigenschappen. [30] Hieruit kan men bewijzen dat dit specifiek laminaat gerechtvaardigd *isotropisch* behandeld kan worden. Hiervoor maakt men gebruik van de stijfheidsmatrices. Uit deze matrices kan men alle E-moduli, de glijdingsmodulus en de poisson ratio's halen. Hieronder staan de algemene stijfheidsmatrices voor een *isotroop* en orthotroop materiaal weergegeven.

$$S_{isotropisch} = \begin{bmatrix} \frac{E}{1-\nu^2} & \frac{\nu E}{1-\nu^2} & 0 \\ \frac{\nu E}{1-\nu^2} & \frac{E}{1-\nu^2} & 0 \\ 0 & 0 & G \end{bmatrix} \quad S_{orthotropisch} = \begin{bmatrix} \frac{E_{11}}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & \frac{\nu_{12}E_{22}}{1-\nu^2} & 0 \\ \frac{\nu E}{1-\nu^2} & \frac{E}{1-\nu^2} & 0 \\ 0 & 0 & G \end{bmatrix}$$

Aangezien een composietlaminaat, bestaande uit geweven filamenten normaalgezien anisotroop is zijn de richtingsgevoeligheid en de hoekigheid belangrijke kenmerken. [30] [32]

De richtingsgevoeligheid van het laminaat:

$$r = \sqrt{\frac{S_{11}}{S_{22}}} \quad (20)$$

De hoekigheid van het composiet:

$$a = \frac{S_{11} - \left(\frac{S_{12}^2}{S_{22}}\right)}{2 * S_{66}} - \left(\frac{S_{12}}{S_{22}}\right) \quad (21)$$

Deze waarden dienen zo dicht mogelijk bij 1 te liggen om een *isotroop* materiaal te benaderen.

Voor een dun laminaat [0°,90°] geldt [16]:

$$S_{0/90} = \begin{bmatrix} \frac{S_{11} + S_{22}}{2} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & \frac{S_{11} + S_{22}}{2} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \Rightarrow r=1 \text{ en } a = \frac{(S_{11}+S_{22})^2 - 4S_{12}*(S_{12}+2*S_{66})}{4*(S_{11}+S_{22})*S_{66}}$$

Voor een dun laminaat [±45°] geldt analoog [16]:

$$S_{\pm 45} = \begin{bmatrix} \frac{1}{4} * (S_{11} + 2S_{12} + S_{22}) + S_{66} & \frac{1}{4} (S_{11} + 2S_{12} + S_{22} - 4S_{66}) & 0 \\ \frac{1}{4} (S_{11} + 2S_{12} + S_{22} - 4S_{66}) & \frac{1}{4} * (S_{11} + 2S_{12} + S_{22}) + S_{66} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{4} * (S_{11} - 2S_{12} + S_{22}) \end{bmatrix}$$

$$r=1; a = \frac{4S_{12}^2 - (S_{11}+S_{22})^2 + 4*(3S_{11}+2S_{12}+3S_{22})*S_{66}}{(S_{11}-2S_{12}+S_{22})*(S_{11}+2S_{12}+S_{22}+4S_{66})}$$

Samengesteld geeft dit voor [0°,90°,±45°]s [30]:

$$S_{laminaat} = \begin{bmatrix} \frac{1}{8} (3S_{11} + 2S_{12} + 3S_{22} + 4S_{66}) & \frac{1}{8} (S_{11} + 6S_{12} + S_{22} - 4S_{66}) & 0 \\ \frac{1}{8} (S_{11} + 6S_{12} + S_{22} - 4S_{66}) & \frac{1}{8} (3S_{11} + 2S_{12} + 3S_{22} + 4S_{66}) & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{8} (S_{11} - S_{12} + S_{22} + 4S_{66}) \end{bmatrix}$$

$r = 1; a \approx 1 \Rightarrow$  quasi isotroop

Hierdoor kan men in de simulaties de gemeten waarden in één bepaalde richting gebruiken voor elke richting in het vlak van het laminaat. Men spreekt hierbij van een quasi isotropisch materiaal.

Hierdoor wordt het aantal variabelen sterk gereduceerd en kan men aan de hand van de gegevens uit de datasheets de E-modulus, G-modulus en poisson ratio bepalen.

## 6.2 Controle berekeningen

Er is ook een alternatieve, eenvoudigere manier, door de specifieke voordelen is dit laminaat opgenomen in de CES database. Hierdoor kunnen deze en andere benodigde laminaatgegevens ook hieruit opgevraagd worden. Voor bepaalde stijfheidsparameters zoals de elasticiteitsmodulus vindt men in elke literaire bron wel andere waarden. Hierdoor kunnen niet alle waarden overgenomen worden. Dit heeft verschillende oorzaken: de waarden zijn namelijk afhankelijk van de laminaatdikte, het fabricageproces, de verhouding vezels/laminaat en de verwerkings- en uithardingstemperatuur. Vanuit de CES databank bekomen we een waarde van 46,2 MPa maar in de literatuur vindt men waarden tot 135 MPa. De correcte waarde kan enkel bekomen worden door experimenteel onderzoek doormiddel van teststrookjes uit het specifieke laminaat. Dit onderzoek is gepland eind mei waardoor de resultaten te laat komen voor ontwerp onderzoek dit jaar. Hierdoor is er geopteerd voor interpolatie tussen de literatuur en CES Edupack. [30] [32] [33] Doordat er gewerkt wordt met vacuümfusie wordt er gestreefd naar een vezel/laminaat verhouding van 44-48% koolstofvezel. Bij hand lay-up zou dit  $\pm 30\%$  zijn en bij gebruik van een autoclaaf kan dit oplopen tot 60%.

$E = 105 \text{ GPa}; G = 39,27 \text{ GPa}; \nu = 0,337.$

Deze waarden dient men in te geven in *Siemens NX* bij het aanmaken van een nieuw *isotropisch* materiaal. Verder kunnen de maximale trekspanning en nog verder noodzakelijke parameters uit de datasheets, zoals in bijlage 10.8 afgelezen worden.

Als tweede stap dient er een structurele analyse uitgevoerd te worden in *Siemens NX*.

Het doorsnede-oppervlak wordt eenvoudig bepaald met behulp van *Siemens NX*. Hiervoor tekent men het vleugelprofiel zoals aangegeven in de designmethodiek.

Via het commando Analysis>Measure face kan men het oppervlak laten berekenen dat het laminaat zou innemen, zoals weergegeven in Figuur 82.



Figuur 82: Bepaling oppervlakte van de doorsnede

Voor het laminaat van dit onderzoek bedraagt de oppervlakte 383,44 mm<sup>2</sup>.

Vervolgens kan via de standaard methodes voor structurele analyses bepaald worden waar het grootste moment en de grootste krachten plaatsvinden en kan men de dwarskrachten en momentenlijn opstellen.

Opmerking: ter verificatie kan men deze vergelijken met de waarden, weergegeven in het lift en drag report vanuit de flowsimulatie.

De achterste vleugel heeft de grootste spanwijdte en dient het meeste lift te genereren. Hierdoor wordt de spanning in deze vleugel gecontroleerd.

De grootste spanning wordt veroorzaakt door het moment van de liftkracht. Voor de veiligheid wordt er gerekend met een liftkracht van 2000 N voor de volledige vleugel. Hierbij worden de extra dynamische krachten mee in rekening gebracht.

Bij deze liftkracht komt er maximaal een moment van 125 Nm op een vezeldoorsnede aan de strut.



Figuur 83: Traagheidsmoment Min-MI

Dit moment levert bij een traagheidsgetal (opgevraagd via Siemens NX)  $I_z = 1,6106 \cdot 10^{-8} \text{ m}^4$  en een maximale vezelafstand van 0,011m, een maximale buigspanning van:

$$\sigma_{max,b} = \frac{M_z * x}{I_z} = \frac{125 \text{ Nm} * 0,011 \text{ m}}{1,6106 * 10^{-8} \text{ m}^4} = 85,4 * 10^6 \text{ N/m}^2 = 85,4 \text{ MPa}.$$

Reeds bij een eerste controle met courant gebruikte laminaten die gebruik maken van de T300 3k vezels blijkt dat de maximale toegelaten trekspanning gemiddeld rond de 400 MPa ligt. (zie bijlage 10.8)

Een andere eis bestaat voor de maximale vervorming. Volgens de datasheet van het T300 vezelmateriaal mag de maximale vervorming slechts 1,5% bedragen. (zie bijlage 10.8)

Uit berekeningen blijkt de maximale doorbuiging:

$$f = \frac{q \cdot l^4}{8 \cdot I_z \cdot E} = \frac{1 \text{ N/mm} \cdot 0,5^4 \text{ m}^4}{8 \cdot 1,6106 \cdot 10^4 \text{ mm}^4 \cdot 105 \cdot 10^3 \text{ N/mm}^2} = 4,62 \text{ mm} \Rightarrow 0,924\% \text{ te bedragen.}$$

### 6.3 Simulaties

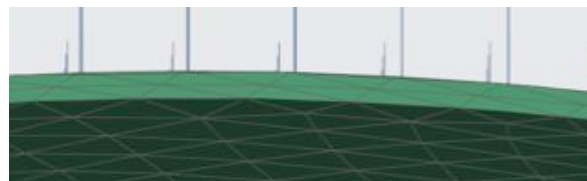
Nu dat analytisch enkele kritische waarden bepaald zijn, worden deze op basis van simulaties gevalideerd. Er is gebruik gemaakt van de software *Siemens NX* waarop volgende methode gebaseerd is:

Eerst dient er een stromingsanalyse gedaan te worden. Vervolgens start men vanuit deze stromingssimulatie een nieuwe solution. Men kan ook als oefening op part-niveau ervoor kiezen om een nieuwe simulatie aan te maken. Dit komt op hetzelfde neer, uitgezonderd dat men niet meer opnieuw het materiaal dient te overschrijven bij de structurele analyse.

Voor het vervolg wordt de lezer verwezen naar de cursus CAE-4EM van mr. E. Lenssen [34]. De gevolgde methode staat hierin duidelijk uitgelegd.

Resultaten voorste vleugel:

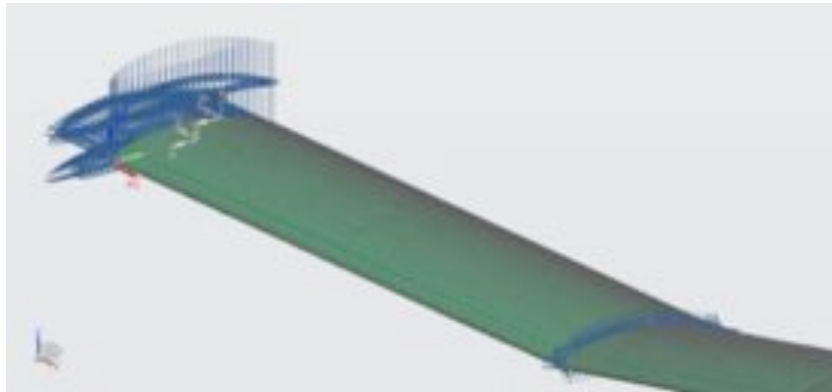
Er wordt gebruik gemaakt van een tetrahedrische mesh die 2 lagen dik is:



**Figuur 84: Mesh doorsnede structurele analyse vleugelprofiel**

In de structurele simulatie is er gebruik gemaakt van 2 constraints:

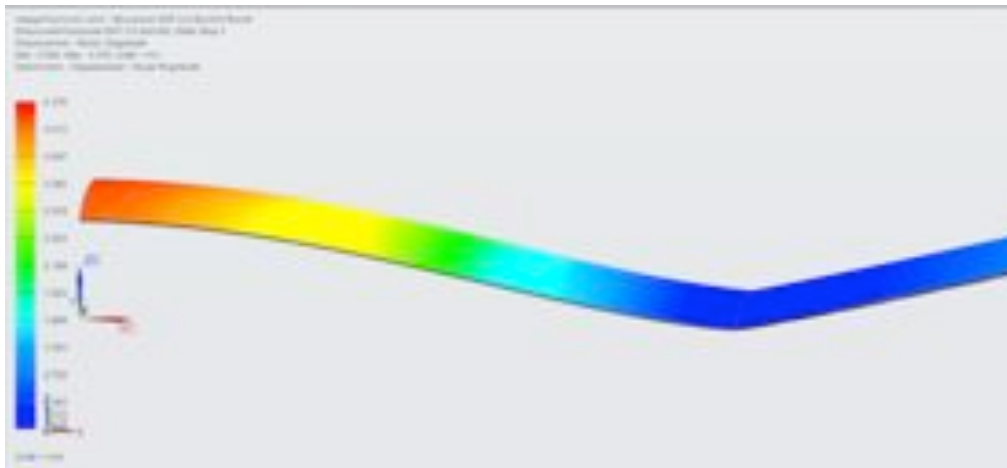
- De vleugel is op de aanhechtingsplaats met de *struts* 'fixed' geconstrained;
- De vleugel heeft een symmetrie-constraint gekregen daar waar de vleugel in 2 gesneden is.



Figuur 85: Constraints structurele simulatie vleugel, AOA = 3,5°

Bij  $v_{\text{take-off}} = 3,33 \text{ m/s}$  en AOA van 3,5°:

Maximale doorbuiging:  $f = 4,38 \text{ mm}$ , dit komt zeer goed overeen met de berekende maximale doorbuiging  $f = 4,62 \text{ mm}$ .



Figuur 86: Verplaatsing voorste vleugel bij AOA = 3,5°

Maximale spanning:

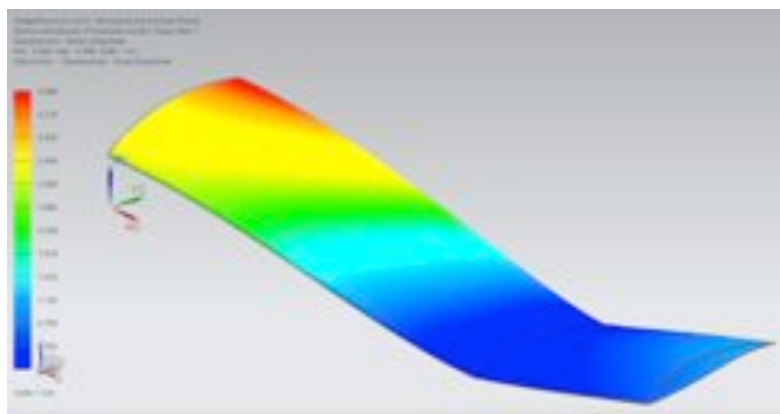
Volgens de berekeningen zou de maximale spanning ongeveer 85,4 MPa bedragen. Uit de simulatie komen we op een maximale piekwaarde van 222,25 MPa. Deze waarde dient kritisch benaderd te worden. Er is immers in de simulatie gebruik gemaakt van een *fixed constrained* waardoor er uitgegaan wordt van een perfect starre verbinding. Dit is in realiteit absoluut niet het geval. Hierdoor dient men voor een bepaling van de maximale vezelspanning enige afstand te bewaren tot de bevestigingspunten. Zoals te zien in Figuur 87 loopt deze waarde maar op tot ongeveer 48 MPa. Waardoor we een heel stuk onder de worst case spanning van de berekening blijven. Zelfs de maximale waarde van 222,25 MPa ligt onder de maximale spanning die een koolstofvezel aan kan (400 MPa).



Figuur 87: Maximale Von Mises spanning voorste vleugel bij AOA = 3,5°

Bij  $v_{\max} = 6,67 \text{ m/s}$  en AOA van  $-4,5^\circ$ :

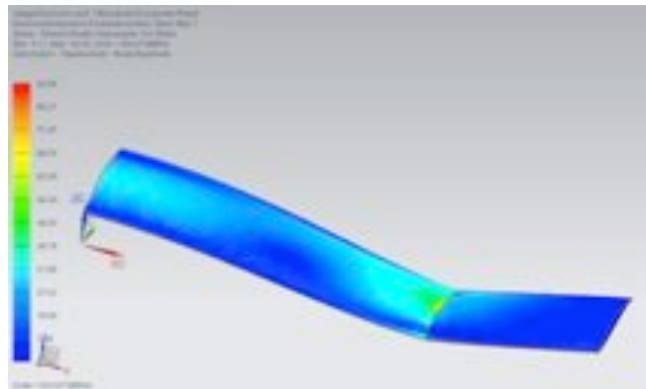
Maximale doorbuiging:  $f = 4,598 \text{ mm}$ , dit komt zeer goed overeen met de berekende maximale doorbuiging  $f = 4,62 \text{ mm}$ . Deze waarden blijven rond de 2/3 van de maximale waarde liggen. Overigens is het verschil tussen het volledige snelheidsgebied slechts  $0,22 \text{ mm}$ , dit is slechts een variatie van 5%. Aangezien de liftwaarde constant dient gehouden te worden in het volledige snelheidsgebied, kunnen we hieruit concluderen dat de doorbuiging ongeveer constant blijft in het werkingsgebied en voldoet.



Figuur 88: Doorbuiging voorste vleugel AOA =  $-4,5^\circ$

Maximale spanning:

Volgens de berekeningen zou de maximale spanning ongeveer  $85,4 \text{ MPa}$  bedragen. Uit de simulatie komen we op een maximale piekwaarde van  $92,94 \text{ MPa}$ . Ook hier dient dezelfde beredenering gemaakt te worden dat deze waarde een grote overschatting is door het aanleggen van de *fixed constrained*. Hierdoor kunnen we ook hier stellen dat de constructie zeker voldoet en eerder overgedimensioneerd is.

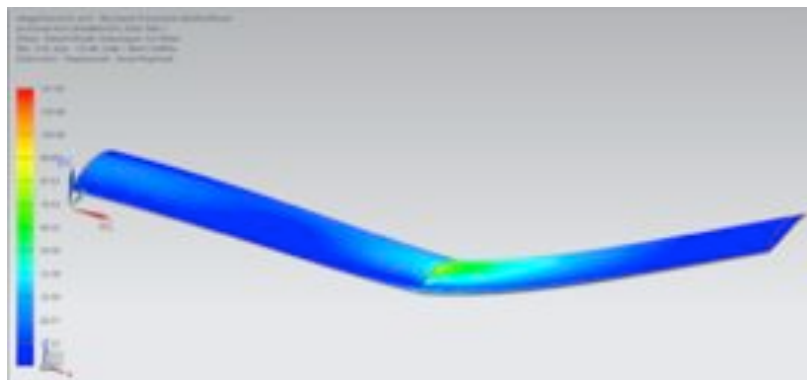


Figuur 89: Von-Mises spanning voorste vleugel AOA= -4,5°

Voor de achterste vleugel gaan de spanningswaarden vergelijkbaar zijn, aangezien de optredende kracht per breedte-eenheid vleugel gelijk is. De doorbuiging van de *winglet* daarentegen moet wel gecontroleerd worden.

Bij  $v_{\max} = 6,39$  m/s en AOA van  $-4,5^\circ$ :

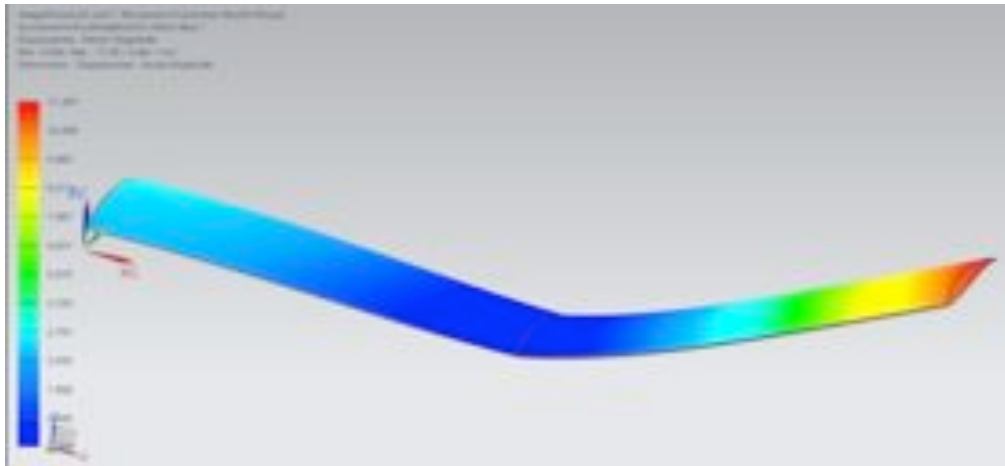
Maximale spanning:



Figuur 90: Maximale spanning achterste vleugel AOA= -4,5°



Doorbuiging  $f = 11,3$  mm dit komt overeen met 2,26%. Dit is hoger dan de veiligheidsmarge van 1,5%.

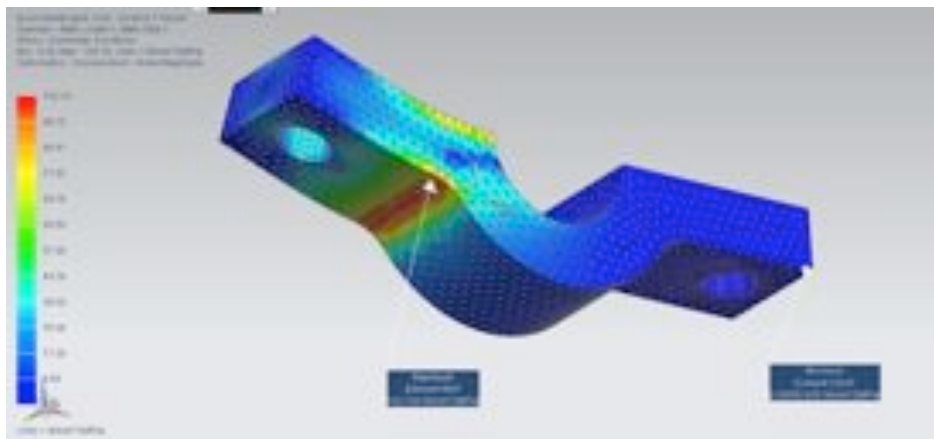


Figuur 91: Doorbuiging achterste vleugel, 6,39 m/s

Hierbij dient opgemerkt te worden dat in bovenstaande berekeningen de hard-polyurethaan-schuimlaag waaruit de vleugel is opgebouwd, is verwaarloosd. Deze schuimlaag zal immers ook een groot deel van de doorbuiging opnemen. Hierdoor zal de doorbuiging van de carbon vleugel in combinatie met de hardschuime vulling verder beperkt worden. Bovendien dient vermeldt te worden dat het elastisch gebied slechts stopt bij een vervorming van 2% en dat de breukrek zich bevindt bij een doorbuiging van 4%.

Na bespreking met de expert van Fibers Included is gebleken dat de constructie zeker zal voldoen.

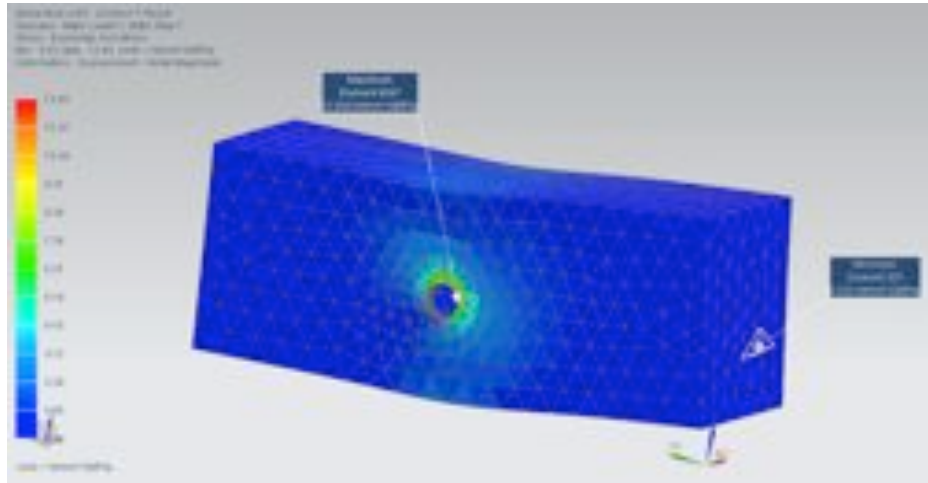
#### Ophanging



Figuur 92: Winglet plaatje

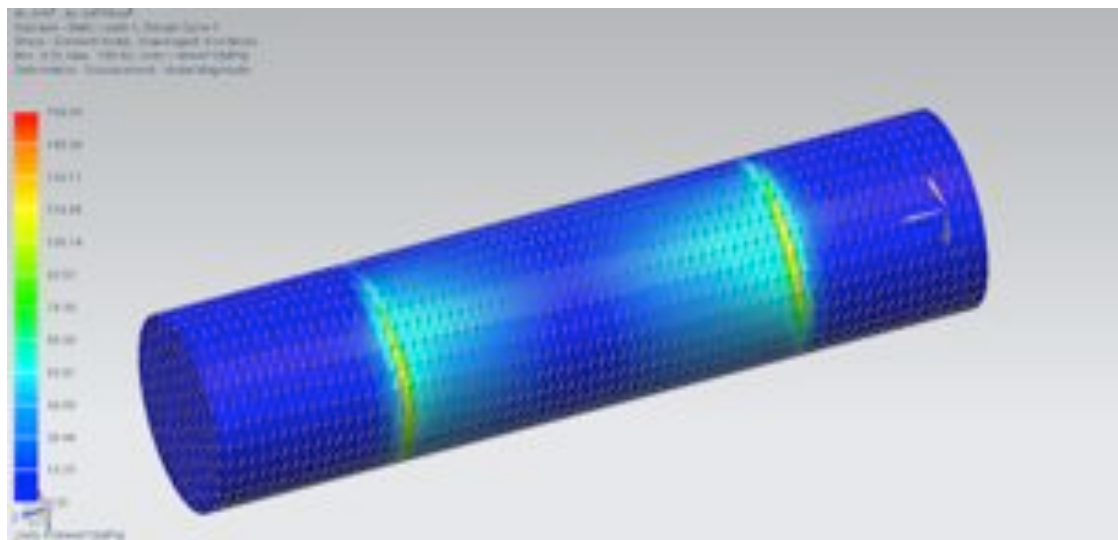
Dit is het plaatje dat aan de as van de *winglet* wordt bevestigd. Dit plaatje dient om de AOA te veranderen. Het moment dat op deze *winglet* komt te staan bedraagt in het aerodynamisch centrum zo'n 8 Nm. De kracht bedraagt 450 N en is bevestigd aan de openingen van het winglet plaatje. Hier zullen kabels doorlopen die worden verbonden met een stappenmotor. Het materiaal dat hier gebruikt wordt is S235JR. Deze heeft een rekgrens van  $235 \frac{N}{mm^2}$ . De hoogste optredende spanning bedraagt 103 MPa. Het plaatje heeft hierdoor een veiligheidsfactor van 2,3. Deze waarde is niet

overdreven aangezien het plaatje onderhevig is aan een dynamische belasting. De beweegbare *wingtips* worden gebruikt om in te grijpen bij instabiliteit. Wanneer er niet veel ingegrepen moet worden in de stabiliteit zal dit plaatje ook minder belast worden.



Figuur 93: Deksel strut

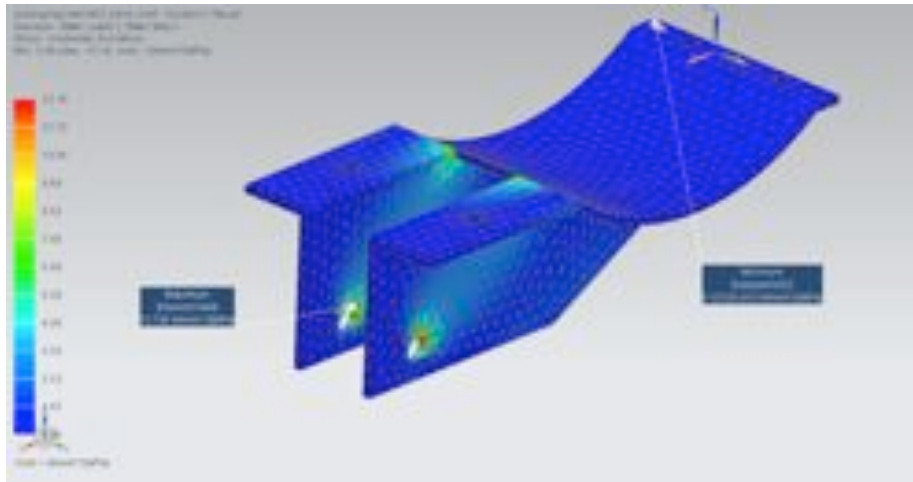
De krachten die werken op het deksel van de *struts* bedraagt in de Z-richting 2000 N. Dit is de liftkracht van de draagvleugels, ook is er 900 N in de horizontale richting. Deze ontstaat door de waterweerstand van de draagvleugel. Het deksel is vervaardigd uit een automatenaluminium met een rekgrans van 240 MPa. De hoogste waarde die men hier bekomt bedraagt 12,4 MPa.



Figuur 94: As deksel strut

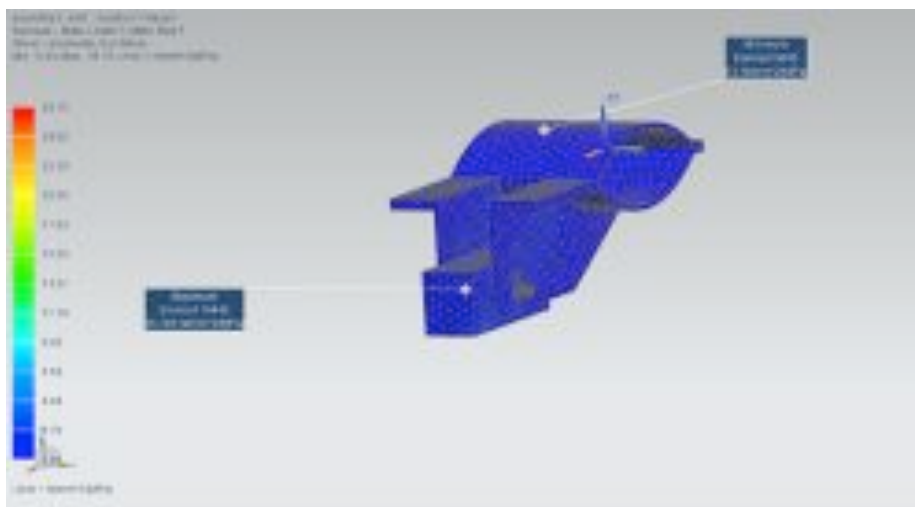
De as die het deksel en de *strut* verbindt met de ophanging is vervaardigd uit hetzelfde materiaal als het *winglet*-plaatje. De maximale waarde die hier wordt bekomen bedraagt 118 MPa. De as heeft een veiligheidsfactor van  $\pm 1,5$ . De krachten die hierop zijn aangebracht zijn ruim overgedimensioneerd. Dit is om eventuele extra dynamische belastingen mee in te calculeren. De asdiameter is net zoals het verbindingsstuk bekomen door de optimalisatie tool 'geometry

optimization'. Uitleg over deze tool wordt verder besproken in bijlage 10.6.1 aan de hand van een voorbeeld.

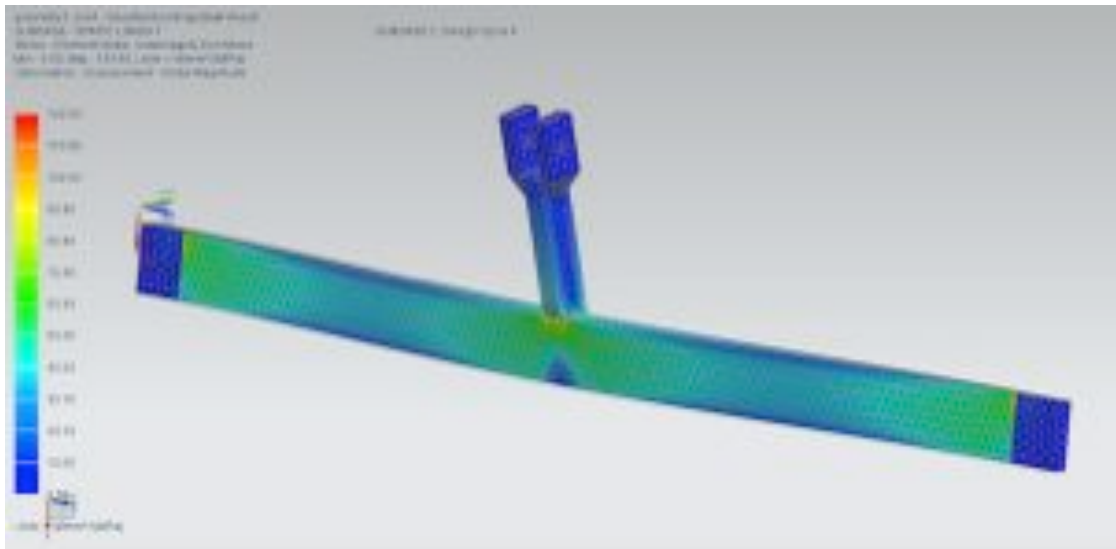


**Figuur 95: Ophanging onderaan**

De spanningen die optreden in het ophangstuk zijn gering. De krachten grijpen aan daar waar de as aan het deksel wordt bevestigd. De ophanging is gemaakt uit automaten aluminium met een rekgrens van 130 MPa. De maximale spanningen bedragen hier 13 MPa. Deze bevinden zich in de opening waar dat de as wordt gemonteerd.

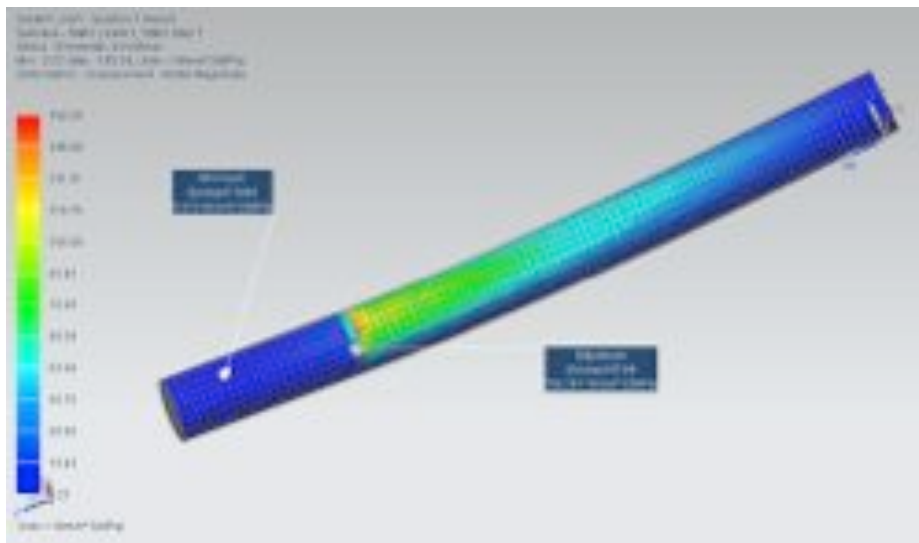


**Figuur 96: Ophanging vooraan**



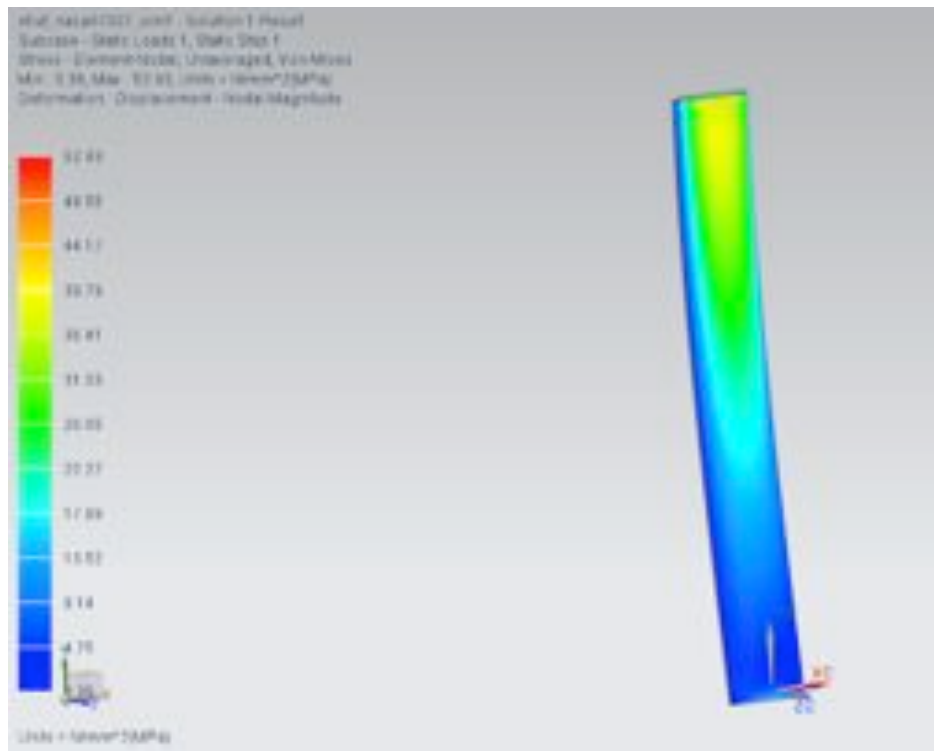
**Figuur 97: Verbindingsstuk**

Het verbindingsstuk is geoptimaliseerd via de tool 'geometry optimization'. Verdere uitleg over deze optimalisatie staat in bijlage 10.6.1. De maximale spanning die hier bekomen wordt bedraagt 120 MPa.



**Figuur 98: As winglet**

De hoogste waarde die men hier verkrijgt bedraagt 158 MPa. Deze komt overeen met de berekende waarde.



Figuur 99: Strut simulatie

Voor de dikte van het laminaat voor de *struts* wordt er uit gegaan van 1,2 mm dikte. Dit is op aanraden van *fibers included*. De waarde uit de simulatie bedraagt 40 MPa Er zal vooral moeten gelet worden op de dwarskrachten die op de *strut* staan. Deze krachten ontstaan door de middelpunt vliedende kracht.  $F_{cp} = m * \frac{v^2}{R} = 220 \text{ kg} * \frac{5^2}{5} = 1100 \text{ N}$  Dit is verdeeld over de 4 *struts*. Dus geeft dit een kracht van 275 N per *strut*.

$$\sigma_{max,b} = \frac{M_z * x}{I_z} = \frac{275 \text{ Nm} * 0,020 \text{ m}}{87871 \text{ mm}^4} = 62 \text{ MPa}$$

Dit komt overeen met de gesimuleerde waarde.

$$\text{De doorbuiging: } f = \frac{F * L^3}{8 * I_z * E} = \frac{275 \text{ N} * 1000^3 \text{ mm}^3}{8 * 87871 * 10^4 \text{ mm}^4 * 105 * 10^3 \text{ N/mm}^2} = 3,72 \text{ mm} \rightarrow 0.37\%$$

## 7 Bouw management

Om de effectieve bouw te vereenvoudigen en te versnellen zijn hieronder alle ondernomen stappen uitgeschreven. Hierdoor is het in een later stadium mogelijk om dezelfde methode te herhalen met een geoptimaliseerd design. De bouw van de hydrofoils zullen de laatste weken van juni 2013 aanvangen.

### 7.1 Design mallen

De tekeningen van de mallen zijn terug te vinden in bijlage 10.11 Technische tekeningen. De minimale dikte van de mal bedraagt een 20 mm. Dit is nodig omdat de vleugelprofielen worden gelamineerd door middel van vacuüm injectie en er dus een vacuümdruk de mal dreigt samen te drukken. Hiervoor moeten de mallen enige sterkte en stijfheid bieden om vervorming tegen te gaan. De mal zelf heeft langs beide zijden een boord van 20 mm. Deze dient om de nodige injectiekanalen op te bevestigen en om de vacuümfolie luchtdicht op vast te kleven. De mal wordt bewust niet volledig in een vacuümsak gestoken om torsie te vermijden. Hoewel de maximale lengte van een draagvleugel-onderdeel slechts 1 meter bedraagt, zal de mal 1,3m bedragen. Dit is nodig omdat er steeds 'verlies' is aan beide zijden. De draagvleugel zal nooit tot op het einde perfect recht gelamineerd kunnen worden. Door extra ruimte te voorzien kan dit opgevangen worden.

De ruwheid van de mal moet zo klein mogelijk zijn. Wanneer deze toch ruwer wordt genomen zal er achteraf meer schuur- en plamuurwerk zijn om de wrijvingsweerstand te verminderen. Dit neemt heel veel tijd in beslag en plamuur zorgt voor niet-functioneel gewicht. Uiteraard zal de kostprijs fors stijgen wanneer de mal zeer nauwkeurig wordt uitgefreesd. Er moet hier een evenwicht gevonden worden tussen de kostprijs van de mallen en het manuele werk achteraf. Nog een laatste belangrijk detail is dat de mal niet absorberend mag zijn. Wanneer dit wel het geval is zal er een enorme hoeveelheid epoxy nodig zijn om de vleugelprofielen te ontwikkelen en gaat veel hiervan verloren in de mal. Dit vermoeilijkt ook het veilig verwijderen van de mallen.

## 7.2 Design for assembly

Om de *struts* met de draagvleugel te verbinden wordt er gebruik gemaakt van bout-moer verbindingen. Zo kunnen verschillende, toekomstige, draagvleugels verbonden worden met het bestaande systeem. Zo wordt er zoveel mogelijk materiaal gerecupereerd. De bouten zullen in de draagvleugel gelamineerd worden. De berekeningen van deze bouten staan in bijlage 10.7.1.

Omdat de draagvleugel met de hand gelamineerd wordt zal de uitlijning van de bouten niet eenvoudig zijn. Daarom worden er speciale uitlijn-elementen voorzien. Tekening DFA.1 (zie bijlage 10.11 Technische tekeningen) is een voorbeeld van zulk uitlijnelement. Wanneer de bovenste zijde van de draagvleugel op de onderste zijde van de draagvleugel wordt geplaatst, wordt DFA.1 tussen deze twee helften geplaatst. De bouten worden reeds vooraf geplaatst in de voorziene gaten. Er is een extra opening voorzien om in de holle draagvleugel poly-urethaan-schuim te gieten. Een zelfde soort element wordt gebruikt voor de as te verbinden met de *wingtips*. De uitlijning van de gaten in de *struts* wordt achteraf vervaardigd. Hiervoor is een speciale tool ontwikkeld die over de *strut* wordt geschoven met voorgeboorde gaten. (Zie bijlage 10.11 Technische tekeningen, DFA.3)

## 7.1 Bouwplanning

Locatie	Tijd	Aantal aanwezigen	Taken	Materiaal nodig
Hoboken	halve dag	1	assen draaien (8 stuks)	S235JR
Hoboken	5dagen	2	cnc frezen van aluminium. deksel struts(4stuks), ophanging boven en onder (telkens 2 stuks),	aluminium
Hoboken	3 dagen	2	cnc draaien van ABS. Ski ophanging1 en 2. DFA 1,2 en 3	ABS
Wuustwezel	hele dag	3	ophanging achteraan laminieren.	Carbon, lamineer materiaal, solar boat
Hoboken	Halve dag	1	Slepende ski laminieren	Glasvezel, epoxy
Hoboken	hele dag	2	assembleren van componenten ophanging	
Hoboken	hele dag	1	aluminium lassen (Don Bosco)	
Hoboken	hele dag	3	waxen mallen, assen plooiën, bevestiging stappenmotoren in boot	wax, mallen, stappenmotors,assen
Wuustwezel	hele dag	zoveel mogelijk (verlof)	transport mallen naar Nicolas, snijden laminaten struts + 2 foils, lay-up strut1, maken tussenschotten	carbon, lamineermateriaal
Wuustwezel	namiddag	3	injectie strut 1, lay up foil 1	
Wuustwezel	voormiddag +namiddag	3+10	injectie foil 1, lay up vlakke plaat (bachelors), lay up strut 2, lijmen strut 1 (Aandrijving)	
Wuustwezel	hele dag	zoveel mogelijk (verlof)	injectie strut 2, lay up foil 2, lijmen foil 1	
Wuustwezel	hele dag	3	injectie foil 2, lay up strut 3, lijmen strut 2 (voorr)	
Wuustwezel	hele dag	3	injectie strut 3, lay up foil 3, lijmen foil2 + snijden in 2 delen	
Wuustwezel	hele dag	zoveel mogelijk (verlof)	injectie foil 3, lay up strut 4, lijmen strut 3 (voorl), montage aandrijving, maken wingtips	
Wuustwezel	hele dag	zoveel mogelijk (verlof)	injectie strut 4, lay up foil 4, montage hydrofoil voor, lijmen foil 3	
Wuustwezel	hele dag	zoveel	injectie foil 4, lay up strut 5, test aandrijving?, lijmen strut 4	



		mogelijk (verlof)		
Wuustwezel	hele dag	3	injectie strut 5, lijmen foil4 + snijden foil 4	
Wuustwezel	hele dag	3	Lay-up strut 6+ foil reserve, injectie strut 6, lijmen strut 5	
Wuustwezel	middag	3	montage foil achter, injectie reserve foil, snijden + bevestigen strut 6 aan aandrijving	
Wuustwezel	voormiddag +namiddag	3+10	BUFFER	
Willebroek			testvaart foils	

## 7.2 Kostenberekening

Soort	Gebruiksmaand	Onderverdeling	Onderwerp	Aantal	Eenheid	Eenhedsprijs	Totale prijs	Sponsoring
Materiaalkost	04/13	Mallen	Bij De Feyter	3	stk	333,00 € (excl. BTW)	1 210,00 €	ONWVAAR
Materiaalkost	06/13	Mallen	Fibers Included	8	stks		600 €	ONWVAAR
<b>Totaalkost</b>	05/13	Lamineerwerk	injectiemateriaal, arbeid, consultancy, carbon en epoxy		/		3 620,00 €	ONWVAAR
Materiaalkost	04/13	Elektronica	Stappenmotoren		stk		6 000,00 €	WAAR
Materiaalkost	05/13	ophanging	aluminium	1	stk	210,00 €	210,00 €	ONWVAAR
Materiaalkost	05/13	ophanging	assen	4	€/stk		50,00 €	ONWVAAR
Materiaalkost	05/13	ophanging	glijlagers	8	€/st	7,00 €	56,00 €	ONWVAAR
Materiaalkost	05/13	ophanging	draadstang+moeren	2	€/st	25,00 €	50,00 €	WAAR
Materiaalkost	05/13	ophanging	ABS	1	stk		40,00 €	WAAR
Materiaalkost	05/13	ophanging	sensors	2	stk	350,00 €	700,00 €	ONWVAAR

## 8 Conclusie

Dit werk geeft een grondige basis voor het ontwikkelen van *hydrofoils*. Er is een uitgebreide literatuurstudie tot stand gekomen die gebruikt kan worden om toekomstige *hydrofoil*-systemen te ontwerpen. Aan de hand van dit werk kan snel en efficiënt kennis opgedaan worden betreffende *hydrofoils*, *aerodynamica*, *wing design* en mechanische besturingsmogelijkheden. Door gebruik te maken van de besproken ontwerpmethodieken kunnen nieuwe ontwerpen sneller en eenvoudiger tot stand komen. Hierdoor zullen nieuwe ontwikkelingen sneller en beter geïmplementeerd kunnen worden in nieuwe *solar boat* ontwerpen. Het huidige *hydrofoil* systeem is ontwikkeld, aan de hand van een aantal experimenten en simulatiemodellen voor de *solar boat 2012*. Dit ontwerp heeft weliswaar een geringe verhoogde theoretische efficiëntie van 26%<sup>1</sup> daartegenover staat echter een relatief gezien hoog kostenplaatje. Zowel financieel, qua tijdsinvestering en ecologisch verantwoord scoort de toepassing slecht. Maar met het oog op een overwinning op de wereldbeker telt elke verbetering in efficiëntie zwaar door. Het huidige ontwerp is nog maar een stap in de goede richting betreffende performantie. Toekomstige ontwerpen, met dit als basis systeem, kunnen slechts kosten-baten gezien een kans op succes maken indien ook de *solar boat* op alle vlakken zal verbeterd worden. Verder dient er gezocht te worden naar alternatieve, ecologische materialen. Dit jaar is er vooral een algemeen beeld geschept van de verschillende onderzoeksobjecten en aandachtspunten. Aan de hand van hypothesen is getracht om het volledige weerstandsprofiel in kaart te brengen. Deze berekeningen dienen aan de hand van een experimenteel prototype gevalideerd te worden. Daaropvolgend kan er uit deze gegevens gestart worden met de ontwikkeling van een performant systeem op maat van de nieuwe *solar boat*.

1: Originele weerstand bij 18km/h=240N, weerstand voorste vleugel=38,81N achterste vleugel=49,19 totaal=88 N (interferentie, oneffenheden en struts worden op een zelfde waarde geschat) →174N  
240N →175N = efficiëntie van 26%

## 9 Bronnen

### Referentie werken

- [1] Private Energy solarboat team, „Furiaone,” 15 07 2012. [Online]. Available: <http://www.furiaone.nl/solarteam/lorem-ipsium/furias>. [Geopend 23 02 2013].
- [2] Team McLube, „McLube Marine,” 2013. [Online]. Available: [http://www.mclubemarine.com/images/slider\\_imgs/lg\\_moth44.jpg](http://www.mclubemarine.com/images/slider_imgs/lg_moth44.jpg). [Geopend 23 02 2013].
- [3] K. Matveev, „Russian hydrofoil page,” 2006. [Online]. Available: <http://www.hydrofoils.org>. [Geopend 23 02 2013].
- [4] J. Cabin, „International Hydrofoil organization,” 2012. [Online]. Available: <http://www.foils.org/>. [Geopend 29 09 2012].
- [5] E. T. Speer, “Chesapeake Sailing Yaghts Symposium,” in *Return of the Cruising Hydrofoil Sailboat*, s.l., 2001.
- [6] D. Valenza, Artist, *CarbonicBoats*. [Art]. Blogspot, 2012.
- [7] US Department of Transportation, „Wing flaps,” in *Flight training handbook*, Oklahoma City, FAA Academy, 1965.
- [8] J. Anderson, Fundamentals of Aerodynamics, SI-edition, 5th red., Singapore: McGraw-Hill International Editor, 2011, p. 1102.
- [9] P. Marzocca, „The NACA airfoil series,” Clarkson University publishing, Clarkson, 2009.
- [10] Desktop Aeronautics, Inc, „Applied Aerodynamics, A digital textbook,” 01 2007. [Online]. Available: <http://www.desktop.aero/appliedaero/preface/welcome.html>. [Geopend 3 05 2013].
- [11] M. Hepperle, „mh-aerotoools,” 27 01 2007. [Online]. Available: <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javafoil.htm>. [Geopend 21 04 2013].
- [12] I. Abbot, RTheory of wing sections, Dover: Courier Dover Publications, 1959.
- [13] R. Vellinga, Hydrofoils Design, Build, Fly, 1st red., Gig Harbor, Washington: Peacock Hill Publishing, 2009, p. 253.
- [14] M. Simons, Model aircraft aerodynamics, 4th red., Dorset: Special Interest Model Books, Ltd., 1999, p. 344.
- [15] M. Sohn en J. Chang, „Visualization and PIV study of wing-tip vortices for three different tip cofigurations,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 16, nr. 1, pp. 40-46, 01-02 2012.
- [16] NASA, „National Aeronautics and Administration,” 02 08 2010. [Online]. Available: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/induced.html>. [Geopend 03 04 2013].
- [17] XFLR5, „XFLR,” 11 2012. [Online]. Available: <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>. [Geopend 10 02 2013].
- [18] N. Dekkers en J. Wijnen, Eenvoudige stromingsleer, 3e red., Amerongen: Delta Press BV, 2007, p. 328.
- [19] Aqua Phoenix, „Introduction to Aerodynamics,” s.a.. [Online]. Available: <http://www.aquaphoenix.com/lecture/ideas-flow/page2.html>. [Geopend 11 11 2012].
- [20] C. Banks, „Boundary Layers: An Aerospace 508 Midterm,” 23 12 1999. [Online]. Available: <http://aerofluid.com/papers/bl/node2.html#SECTION00022000000000000000>. [Geopend 16 05 2013].
- [21] O. Zienkiewicz, R. Taylor en P. Nithiarasu, The Finite element method for fluid dynamics, 6th red., Oxford: Elsevier BH, 2005.

- [22] D. Schmidt, „Sail Magazine,” 23 04 2007. [Online]. Available: <http://www.sailmagazine.com/learning-fly-0>. [Geopend 27 04 2013].
- [23] B. McLoad, „Magic wands-Magic wand control systems on hydrofoil moths,” 2009. [Online]. Available: [www.technologika.com/mothblog/wp-content/uploads/2009/10/Magic-Wands.pdf](http://www.technologika.com/mothblog/wp-content/uploads/2009/10/Magic-Wands.pdf). [Geopend 1 04 2013].
- [24] Histan & Alciatore, „Digital Encoders,” 1999. [Online]. Available: [http://mechatronics.mech.northwestern.edu/design\\_ref/sensors/encoders.html](http://mechatronics.mech.northwestern.edu/design_ref/sensors/encoders.html). [Geopend 01 05 2013].
- [25] Lijnenspecialist, „Lijnenspecialist,” 2011. [Online]. Available: <http://www.lijnenspecialist.nl/d-performance.html>. [Geopend 1 5 2013].
- [26] Siemens NX, „Cast en tutorials NX 8.5,” Siemens, s.l., 2012.
- [27] Siemens NX, „Documentation NX 8.5,” Siemens, s.l., 2012.
- [28] CFD-Online, „CFD-Online forum,” 26 01 2013. [Online]. Available: <http://www.cfd-online.com/Forums/cfx/73871-cfx-treatment-laminar-turbulent-flows.html#post404196>. [Geopend 15 02 2013].
- [29] Numeca, „Fine/Marine,” Numeca, 2013. [Online]. Available: <http://www.numeca.be/index.php?id=431>. [Geopend 03 05 2013].
- [30] M. van Tooren, A. Beukers en O. Bergsma, *Coursematerial Classical Laminate Theory*, Delft: TU Delft University Press, 2006.
- [31] Granta, „CES Edupack,” Cambridge, 2013.
- [32] eFunda, Inc, „Classical Laminate Theory from Classical Plate Theory,” 2013. [Online]. Available: [http://www.efunda.com/formulae/solid\\_mechanics/composites/comp\\_laminate.cfm](http://www.efunda.com/formulae/solid_mechanics/composites/comp_laminate.cfm). [Geopend 17 03 2013].
- [33] K. A. Kaw, *Mechanics of composite Materials*, 2th red., Boca Raton: CRC Press, 2006.
- [34] E. Lensen, *Duurzaam design met CAE*, 4Ma EM, Hoboken: KdG-IWT Press, 2013.
- [35] A. Bakker, *Lecture 7: Meshing Techniques, Applied Computational Fluid Dynamics*, s.l., 2006.
- [36] CFD-online, „Y+ tool,” [Online]. Available: <http://www.cfd-online.com/Tools/yplus.php>. [Geopend 06 05 2013].
- [37] Oshima Lab, „Large-scale LES analysis,” 2013. [Online]. Available: <http://www.oshimalab.iis.u-tokyo.ac.jp/english/research/large-scale-les-analysis#!prettyPhoto>. [Geopend 03 05 2013].
- [38] D. Muhs en et al., *Roloff/Matek Machineonderdelen, Tabellenboek*, 4e red., Den Haag: Academic Service, 2010.
- [39] J. Smet, *Cursus Materialenleer Ma-EM/EM*, Hoboken: KdG-IWT (Ongepubliceerd), 2012-2013.
- [40] P. Leijendeckers, *Polytechnisch zakboek*, s.l.: Reed Business, 2003.
- [41] B. Fortuin, *Berekenen van bouwconstructies serie bouw en installatietechniek*, s.l.: Reed business, 2004.
- [42] Wikipedia, „Boundary Layers,” [Online]. Available: [http://en.wikipedia.org/wiki/Boundary\\_layer](http://en.wikipedia.org/wiki/Boundary_layer). [Geopend 11 11 2012].

## 9.1 Extra geraadpleegde werken

B = Boek of boekdeel, T= tijdschriftartikel en W = internetbron.

- B1 Harris, B., *Engineering composite Materials*, Londen, Institute of Materials, 1999, 193p.
- B2 Hoerner, S.F. et al., *Hydrofoil handbook, Design of hydrofoil craft*, 2<sup>th</sup> Edition, New York, Bibs & Cox, 1954, 253p.
- B3 Matveev, K., Duncan, R. *Development of the Tool for Predicting Hydrofoil System Performance and Simulating Motion of Hydrofoil-Assisted*, s.l., s.a., Unpublished, 8p.
- B4 Mulder, J.A. et al., *Flight Dynamics, Lecture notes*, Delft, T.U.Delft, 2011, 568p.
- B5 Ungureanu, C., Lungu, A., *Numerical Studies on Free Surface Flow around a Hydrofoil Mounted on a Plate*, Galati, s.a., Unpublished, 5p.
- B6 Ungureanu, C., Lungu, A., *numerical Simulation of the Turbulent Flow around a Strut Mounted on a Plate*, Galati, s.a., Unpublished, 5p.
- T1 Bal, S., *High-speed submerged and surface piercing cavitating hydrofoils, including tandem case*, Ocean Engineering, 2007, 34, p1935-1946.
- T2 Chen, Z.M., *A vortex based panel method for potential flow simulation around a hydrofoil*, Journal of fluids and structures, 2012, 28, p378-391.
- T3 Liang, H., et al., *Analytical modelling for a three-dimensional hydrofoil with winglets operating beneath a free surface*, Applied Mathematical Modeling, 2011.
- T4 Neto, M.A., et al., *Flexible Multibody Systems Models Using Composite Material Components*, Multibody System Dynamics, 2004, 12, p385-405.
- T5 Ren, J.S., et al., *Design of Takagi-Sugeno Fuzzy Controller Using PDC and its application to hydrofoil catamaran*, Nonlinear Studies, 11, 2004, 1, p5-22.
- T6 Sofla, A.Y.N., et al., *Shape morphing airfoil*, Materials and design, 2010, 31, p1284-1292.
- T7 Thompson, S.P., Loughlan, J., *The control of the post-buckling response in thin composite plates using smart technology*, Thin walled structures, 2000, 36, p231-263.
- W1 Hoppe, G., *Hysucraft* Internet, (29/06/12), (<http://www.hysucraft.com/Principles.aspx>).
- W2 Wikipedia, *Hydrofoil; Foil; Fluid Mechanics*, Internet, (19/08/12), (<http://en.wikipedia.org/wiki/Hydrofoil>).
- W3 *Hydrofoils.ch*, Internet, (19/08/12), ([http://www.hydrofoils.ch/index.php?option=com\\_content&view=article&id=25%3Aeaster-project-2012&Itemid=6](http://www.hydrofoils.ch/index.php?option=com_content&view=article&id=25%3Aeaster-project-2012&Itemid=6)).
- W4 Ahmed, T., Wiwattananon, P., *Design and manufacture of a variable camber wing*, Internet, (29/08/12), (<http://www.lr.tudelft.nl/en/organisation/departments-and-chairs/aerospace-materials-and-manufacturing/dpcs/masters-thesis-and-other-projects/masters/masters-natcha/>).
- W5 Hanley, P., *Multisurface aerodynamics: software for hydrofoil design*, Internet, (12/09/12), ([http://www.hanleyinnovations.com/multisurface/msa\\_hydrofoil.html](http://www.hanleyinnovations.com/multisurface/msa_hydrofoil.html))
- W6 *Aerospace Design and Systems Engineering Elements 2, Wing Design*, Powerpoint, Delft, T.U.Delft, 2011.

**Departement Industriële Wetenschappen en Technologie**  
**Masterproef 2012-2013**

Ontwikkeling van elementaire kennis betreffende  
hydrofoils voor de solar boat.  
(bijlage)

*Jeroen Peeters*  
*Thomas Franck*

**Promotoren:** Emiel Billiet, KdG-IWT  
Walter Janssens, KdG-IWT

Proefschrift tot het behalen van de graad van  
Master of Science in de Industriële Wetenschappen  
Elektromechanica afstudeerrichting Elektromechanica  
Hoboken, juni 2013





**Departement Industriële Wetenschappen en Technologie**  
**Masterproef 2012-2013**

Ontwikkeling van elementaire kennis betreffende  
hydrofoils voor de solar boat.  
(bijlage)

*Jeroen Peeters*  
*Thomas Franck*

**Promotoren:** Emiel Billiet, KdG-IWT  
Walter Janssens, KdG-IWT

Proefschrift tot het behalen van de graad van  
Master of Science in de Industriële Wetenschappen  
Elektromechanica afstudeerrichting Elektromechanica  
Hoboken, juni 2013

## Symbolenlijst

Symbol	Verklaring	Eenheid
<b>a</b>	Verhouding vleugeldiepte t.o.v. koorde	[-]
<b>a<sub>las</sub></b>	a-maat (lasnaad)	[mm]
<b>a<sub>las min</sub></b>	Minimale a-maat (lasnaad)	[mm]
<b>b</b>	Breedte vleugel	[m]
<b>b<sub>las</sub></b>	Breedte lasnaad	[mm]
<b>c</b>	Koorde	[m]
<b>c<sub>f</sub></b>	Lokale wrijvingsweerstandscoefficiënt	[-]
<b>d</b>	Dikte van de te lassen plaat	[mm]
<b>e</b>	Span efficiëncy factor	[-]
<b>f</b>	Doorbuiging	[mm]
<b>f<sub>z</sub></b>	zetting	[-]
<b>g</b>	Gravitatieversnelling = 9,81	[m/s <sup>2</sup> ]
<b>h</b>	Hoogte	[m]
<b>h<sub>L</sub></b>	Hoogte lasnaad	[mm]
<b>k<sub>a</sub></b>	Aanhaalfactor	[-]
<b>l</b>	Lengte	[m]
<b>L/D</b>	Lift/drag ratio	[-]
<b>l<sub>k</sub></b>	Kritische lengte	[mm] of [m]
<b>m</b>	Massa	[Kg]
<b>n</b>	Aantal schroeven	[-]
<b>p</b>	Statische druk	[Pa]
<b>p<sub>v</sub></b>	Vlaktedruk van de schroefdraad	[MPa]
<b>p̄<sub>v</sub></b>	Toelaatbare vlaktedruk van de schroefdraad	[MPa]
<b>q</b>	Gelijkverdeelde belasting	[N/mm]
<b>t</b>	Tijd	[s]
<b>t<sub>max</sub></b>	Verhouding vleugeldikte t.o.v. koorde	[-]
<b>v</b>	Snelheid	[m/s]
<b>v<sub>Kruis</sub></b>	Kruissnelheid	[m/s] of [Km/u]
<b>v<sub>Max</sub></b>	Maximale ontwerpsnelheid	[m/s] of [Km/u]
<b>v<sub>TO</sub></b>	Opstijgsnelheid = take-off speed	[m/s] of [Km/u]
<b>x</b>	Lengte volgens de koorde over een vleugelprofiel	[m]
<b>y</b>	Afstand tot de rand van het fluidum	[m]
<b>AOA</b>	Angle of attack	[°]
<b>AR</b>	Aspect Ratio	[-]
<b>A<sub>s</sub> of A<sub>t</sub></b>	Minimale doorsede bout	[mm <sup>2</sup> ]
<b>A<sub>3</sub></b>	Kerndoorsnede	[mm <sup>2</sup> ]
<b>C<sub>D</sub></b>	Weerstandscoefficiënt	[-]
<b>C<sub>f</sub></b>	Wrijvingsweerstandscoefficiënt (totaal)	[-]
<b>C<sub>L</sub></b>	Liftcoëfficiënt	[-]
<b>C<sub>p</sub></b>	Drukcoëfficiënt	[-]
<b>D<sub>fly</sub></b>	Weerstand van de draagvleugels	[N]
<b>D<sub>hull</sub></b>	Rompweerstand	[N]
<b>D<sub>1/2strut</sub></b>	Weerstand ondergedompelde strut	[N]
<b>D<sub>tot</sub></b>	Totale weerstand	[N]
<b>D<sub>(x)</sub></b>	Dwarskracht op plaats x	[N]
<b>E</b>	Elasticiteitsmodulus	[N/mm <sup>2</sup> ]
<b>F<sub>B</sub></b>	Axiale bedrijfslast	[N]

$F_{Bb}$	Bovenste grenswaarde van de axiale bedrijfslast	[N]
$F_{cp}$	Centripetaalkracht	[N]
$F_{Dtot}$	Totale dwarskracht	[N]
$F_{Kl}$	Vereiste klemkracht	[N]
$Fr$	Froude nummer	[-]
$F_y$	Krachten in de y-richting	[N]
$H_1$	Flankoverlapping	[mm]
$I_z$	Traagheidsmoment rond de Z-as	[m <sup>4</sup> ]
$L$	Liftkracht	[N]
$M_a$	Moment rond punt a	[Nm]
$M_{krit}$	Kritisch moment	[Nm]
$M_{(x)}$	Moment op punt x	[Nm]
$P$	Vermogen	[W]
$R_a$	Reactiekracht A	[N]
$R_b$	Reactiekracht B	[N]
$Re$	Reynoldsgetal	[-]
$R$	Bochtstraal	[m]
$R_{p0,2}$	0,2% rekgrens	[N/mm <sup>2</sup> ]
$S_{eis}$	Vereiste veiligheidsfactor	[-]
$S_{veilig}$	Veiligheidsfactor	[-]
$S$	Oppervlak	[m <sup>2</sup> ]
$T$	Temperatuur	[°C]
$T_{draai}$	Vereiste draaimoment	[Nm]
$W$	Draaggewicht	[N]
$W_b$	Weerstandsmoment tegen buiging	[mm <sup>3</sup> ]
$X/L$	Gewichtsverdeling	[-]
$\beta$	vervormbaarheidsfactor	[-]
$\beta_{(las)}$	Las factor	[-]
$\delta$	Grenslaagdikte	[m]
$\delta^*$	Verplaatsingsdikte	[m]
$\theta$	Momentumdikte	[m]
$\kappa$	Reductiefactor	[-]
$\lambda$	Bulk viscositeitscoëfficiënt ( $-\frac{2}{3}\mu$ )	[Pa.s]
$\lambda_{sl}$	Slankheidsgraad	[-]
$\mu$	Dynamische viscositeit	[Pa.s] = [Kg/(m.s)]
$\mu_{st}$	Statische wrijvingscoëfficiënt tussen de onderdelen in de deelsnaad, veiligheidshalve aan de dynamische wrijvingscoëfficiënt	[-]
$\mu_G$	Totale wrijvingsfactor	[-]
$\nu$	Kinematische viscositeit	[m <sup>2</sup> /s]
$\rho$	Massadichtheid	[Kg/m <sup>3</sup> ]
$\rho'$	schroefdraadhoek	[°]
$\sigma_a$	Uitslagspanning	[MPa]
$\sigma_{d(t)}$	Druk-(trek-) spanning	[MPa]
$\overline{\sigma_{d(t)}}$	Toelaatbare druk-(trek-) spanning	[MPa]
$\sigma_k$	Knikspanning	[MPa]
$\sigma_{max,b}$	Maximale normaalspanning door buiging	[MPa]
$\tau_{loodrecht}$	Loodrechte schuifspanning	[Mpa]
$\tau_{loodrecht,max}$	Maximale loodrechte schuifspanning	[Mpa]

$\tau_w$	Schuifspanning aan de rand	[Mpa]
$\varphi$	Spoedhoek	[°]
$\nabla \cdot \mathbf{v}$	Nabla, differentiaaloperator voor vectorrekening, meer bepaald met de '∇' Voor divergentie van een vectorveld $\mathbf{v}$	[-]
$\infty$	Op oneindig, zonder invloed van het te berekenen object	[-]

## Verklarende begrippenlijst

Verklarende lijst van afkortingen en/of nader toe te lichten begrippen, vreemde woorden en niet-geijkte afkortingen, in de tekst staan deze woorden steeds cursief gedrukt.

<b>Adaptive mesh refinement</b>	Software gaat automatisch en continu de mesh verfijnen waar er een discontinuïteit optreedt.
<b>Advanced wing effect</b>	Door het insturen in een bocht zal de buitenzijde van de draagvleugel voorijlen en de binnenzijde najilen. Dit zorgt voor een snelheidsverschil en dus een liftkracht onevenwicht.
<b>Aerodynamisch centrum (AC)</b>	Het Aerodynamisch centrum ligt in dit geval 1/4 van de leading edge. In dit punt zijn de pitch momenten van de draagvleugel onafhankelijk van de AOA.
<b>Angle of Attack (AOA)</b>	Dit is de pitch hoek dat het vleugelprofiel maakt ten opzichte van een horizontale as. Zie ook Figuur 12.
<b>Aspect ratio (AR) of vleugelslankheid</b>	Vleugelslankheid. Dit is de vormverhouding van het vleugelprofiel. Deze wordt gekenmerkt door de spanwijdte/koorde.
<b>Bernoulli's wet</b>	De totale druk blijft steeds constant: $\frac{1}{2}\rho v^2 + \rho gh + p = constant$ Een verschil in dynamische druk resulteert in een reactieverschil in statische druk
<b>Boundary layer of grenslaag</b>	Wanneer een voorwerp in een fluïdum beweegt zal er zich een laag dicht tegen de wand van het voorwerp bevinden die dezelfde snelheid als het voorwerp zal aannemen.
<b>Camber</b>	De afstand tussen de verbindingslijn (leading edge – trailing edge) en de symmetrielyn tussen de bovenste en onderste kromme van een vleugelprofiel. Dit wordt verduidelijkt in Figuur 12.
<b>Canard-structuur</b>	Soort opstelling voor draagvleugels waarbij het stuurvlak zich voor de meest dragende vleugel bevindt.
<b>center of gravity (CG)</b>	Zwaartepunt.
<b>CFD</b>	Computational Fluid Dynamics: stromingsberekeningen door gebruik te maken van numerieke methodes met behulp van een computer.
<b>Chord= koorde</b>	Afstand tussen trailing en leading edge.
<b>Diheadral</b>	De hoek die (een deel van) de draagvleugel maakt vanuit vooraanzicht bekeken.
<b>Down force</b>	Tegenovergestelde van lift kracht. Hierbij zal een draagvleugel neerwaartse kracht genereren.
<b>Drag</b>	Vloeistofweerstand.
<b>Dragcoëfficiënt</b>	Weerstandscoefficiënt. $C_D = \frac{D_{Tot}}{S \cdot v^2 \cdot \rho / 2}$
<b>Drukcentrum</b>	Het punt op de vleugel waar de totale som van het drukveld op aangrijpt.
<b>Epoxy</b>	Vloeibaar harsmiddel dat dient om krachten gelijkmatig te verdelen over vezels en de vezels samen te houden.
<b>Fairings</b>	Tussenstukken tussen draagvleugel en struts. Dit is voornamelijk om de interferentieweerstand te verminderen en de stromingsvlakken een vloeiende overgang te geven.
<b>Flaps</b>	Verstelbaar deel achteraan het vleugelprofiel. Dit is om liftkracht te beïnvloeden zonder de volledige vleugel te moeten kantelen.
<b>Flow separation</b>	Fluïdum dat zich oorspronkelijk in de boundary layer bevond gaat zich afscheiden. Dit gaat meestal gepaard met turbulentie en weerstandsstijging .
<b>Form drag = pressure drag</b>	Weerstand die veroorzaakt wordt door de vorm van het voorwerp.
<b>Froude nummer</b>	Kental, gebruikt bij vrije stromingsvlakken om rekening te houden met de gravitatie

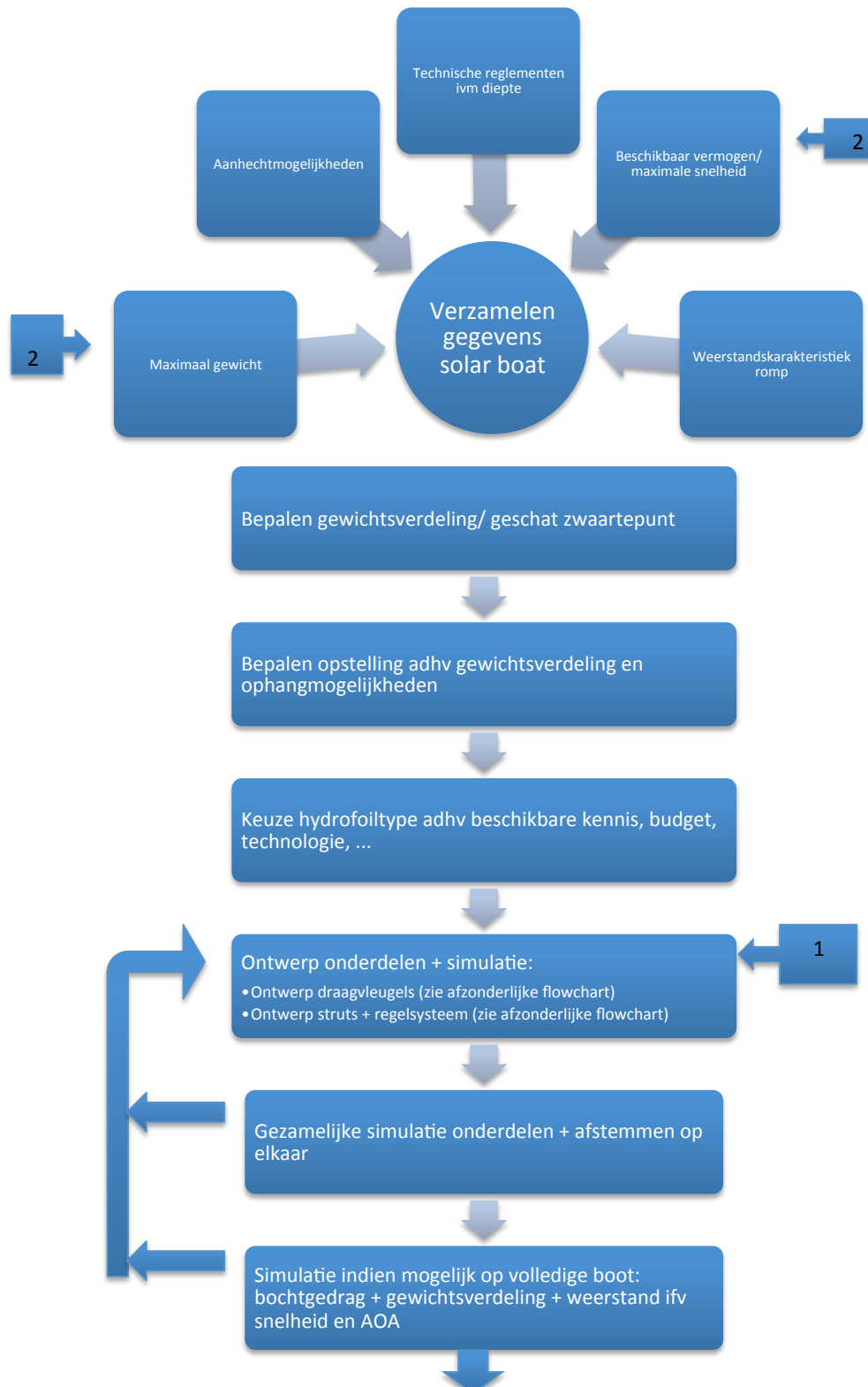
<b>(Fr)</b>	voor een gelijkvormigheid van stroming.
<b>Fully submerged</b>	Draagvleugel die zich volledig onder water bevindt. De liftkracht wordt enkel geleverd door het deel onder water.
<b>Grey code</b>	Een binaire code die bij twee opeenvolgende waarden slechts 1 bit gewijzigd wordt.
<b>Holding torque</b>	De hoeveelheid torsie dat een stappenmotor moet leveren om in een specifieke stand te blijven staan.
<b>Homing functie</b>	Bij een reset van de motor zal de motor zichzelf initieel in een vooropgestelde waarde zetten.
<b>Hydrofoil</b>	= draagvleugel onder een boot. Hierdoor wordt de boot vlak boven het water getild vanaf een bepaalde snelheid waardoor de rompweerstand wegvalt.
<b>Induced drag</b>	Weerstand die veroorzaakt wordt door de gegenereerde lift.
<b>Interference drag</b>	Wanneer twee voorwerpen dicht bij elkaar in een fluïdum bewegen zullen de stromingen elkaar beïnvloeden en weerstand genereren.
<b>Isodruklijnen</b>	Druklijnen die dezelfde waarde hebben.
<b>Isotropisch</b>	Een materiaal waarvan de mechanische eigenschappen in alle richtingen gelijk zijn.
<b>Javafoil</b>	Softwarepakket voor 2D stromingssimulatie, zie bronnen en hoofdstuk 5: stromingssimulaties.
<b>Ladder-foil</b>	Verschillende T-foils boven elkaar, hierdoor wordt er extra liftend oppervlak ingeschakeld als de boot in het water zakt.
<b>Laminar separation bubble</b>	Een afscheidingsbel, dit fenomeen doet zich voor in de overgang tussen laminaire en turbulente stroming. Er ontstaat boven het vleugelprofiel een zone met circulaire stroming. Door deze interne stroming zal de weerstand aanzienlijk toenemen.
<b>Leading edge</b>	De voorzijde van het vleugelprofiel zie Figuur 12. De stroming die hiertegen botst krijgt een snelheid = 0.
<b>LES</b>	Large Eddy Simulation: dit turbulentiemodel maakt gebruik van de Navier-Stokes formules om transient stromingsfenomenen te berekenen.
<b>Lift/drag ratio (L/D)</b>	Verhouding tussen de lift- en de weerstandskracht. Dit is een maat voor het rendement van de draagvleugel.
<b>Liftcoëfficiënt</b>	$C_L = \frac{L}{S \cdot v^2 \cdot \rho / 2}$
<b>Load distribution</b>	De verdeling van de effectief gegenereerde liftkracht over de spanwijdte.
<b>Moth sailing class</b>	Zeilboot klasse die gebruik maken van hydrofoils.
<b>Parasite drag</b>	Alle weerstanden ontwikkeld door de vleugeldoorsnede uitgezonderd de induced drag.
<b>Planform</b>	De vorm die de vleugel beschrijft gezien volgens de liftvector.
<b>Point of separation</b>	Het fysieke punt waar dat de flow separation plaatsvindt.
<b>Pressure coefficient</b>	Druk coëfficiënt.
<b>R&amp;D</b>	Research and Development van nieuwe ontwikkelingen voor de solar boot in het kader van de masterproef.
<b>RANS</b>	Reynolds averaged Navier-Stokes oplossing: Dit zijn tijdsgemiddelde vereenvoudigingen van de Navier-Stokes vergelijkingen. Hierdoor wordt de rekentijd verkort.
<b>Reverse engineering</b>	Bij dit principe gaat men de vleugels ontwerpen aan de hand van welke lift- en drag-coëfficiënten men nodig heeft.
<b>Reynoldsgetal</b>	Bepaald of een stroming laminair of turbulent verloopt. Dit getal geeft de constante verhouding weer tussen druks- en/of traagheidskrachten/wrijvingskrachten.

	$Re = \frac{v \cdot x \cdot \rho}{\mu} = \frac{v \cdot x}{\nu}$
<b>Skin friction drag</b>	Weerstand die gegenereerd wordt door de ruwheid van het oppervlakte.
<b>Solar boat</b>	Boot die volledig wordt aangedreven door de zon, gebruikmakend van photovoltaïsche cellen.
<b>Span efficiency factor</b>	Een factor die verhoudingsgewijs weergeeft hoe goed het draagvleugeloppervlak gebruikt wordt voor het genereren van liftkracht.
<b>SST</b>	Shear Stress Transport turbulentiemodel. Dit kan om met boundary layers als met turbulente stroming in een groot volume.
<b>Stall</b>	Wanneer de AOA te groot wordt zal de liftkracht dalen door afscheiding van de stroomlijnen dicht bij de leading edge. Dit is het stall moment.
<b>Struts</b>	De hydrodynamisch gevormde, structurele verbinding tussen de boot en de draagvleugels.
<b>Surface-piercing</b>	Draagvleugel die zich gedeeltelijk onder water bevindt. De liftkracht wordt ook door de struts geleverd.
<b>Swept wing</b>	Een vleugelprofiel waarvan de vleugels naar achter gebogen zijn. Dit wordt voornamelijk gebruikt bij transonische en supersonische vliegtuigen en is dus niet van toepassing in dit werk.
<b>Take off speed</b>	De snelheid waarbij de draagvleugels genoeg liftkracht generen om het voertuig omhoog te liften.
<b>Trailing edge</b>	De achterzijde van het vleugelprofiel.
<b>T-foil</b>	Draagvleugel in de vorm van een omgekeerde T.
<b>V-foil</b>	Draagvleugel in de vorm van een V. Hierbij zullen geen struts nodig zijn. (surface piercing)
<b>VLM</b>	Vortex Lattice Method: numerieke CFD-methode gebruik makend van discrete vortices op dunne vlakken waarin het profiel verdeeld is.
<b>Vortex Drag</b>	Weerstand gegenereerd door vortices.
<b>Vortices</b>	Draaikolkvormige stroombanen aan de uiteinden van de vleugelprofielen.
<b>Wave drag</b>	Weerstand die ontstaat doordat er golfslag gegenereerd wordt.
<b>Winglets</b>	Rechtopstaande uiteinden aan de vleugels die de vortex drag doet dalen doordat er geen druknivellering meer kan optreden langs de wingtips tussen bovenzijde en onderzijde van de vleugel.
<b>Wingtips</b>	Vleugel uiteinden.
<b><math>Y^+</math></b>	Factor kenmerkend voor de afstand tot een obstakel in de vrije stroming. $Y^+ = y * \frac{\rho}{\mu} * \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$

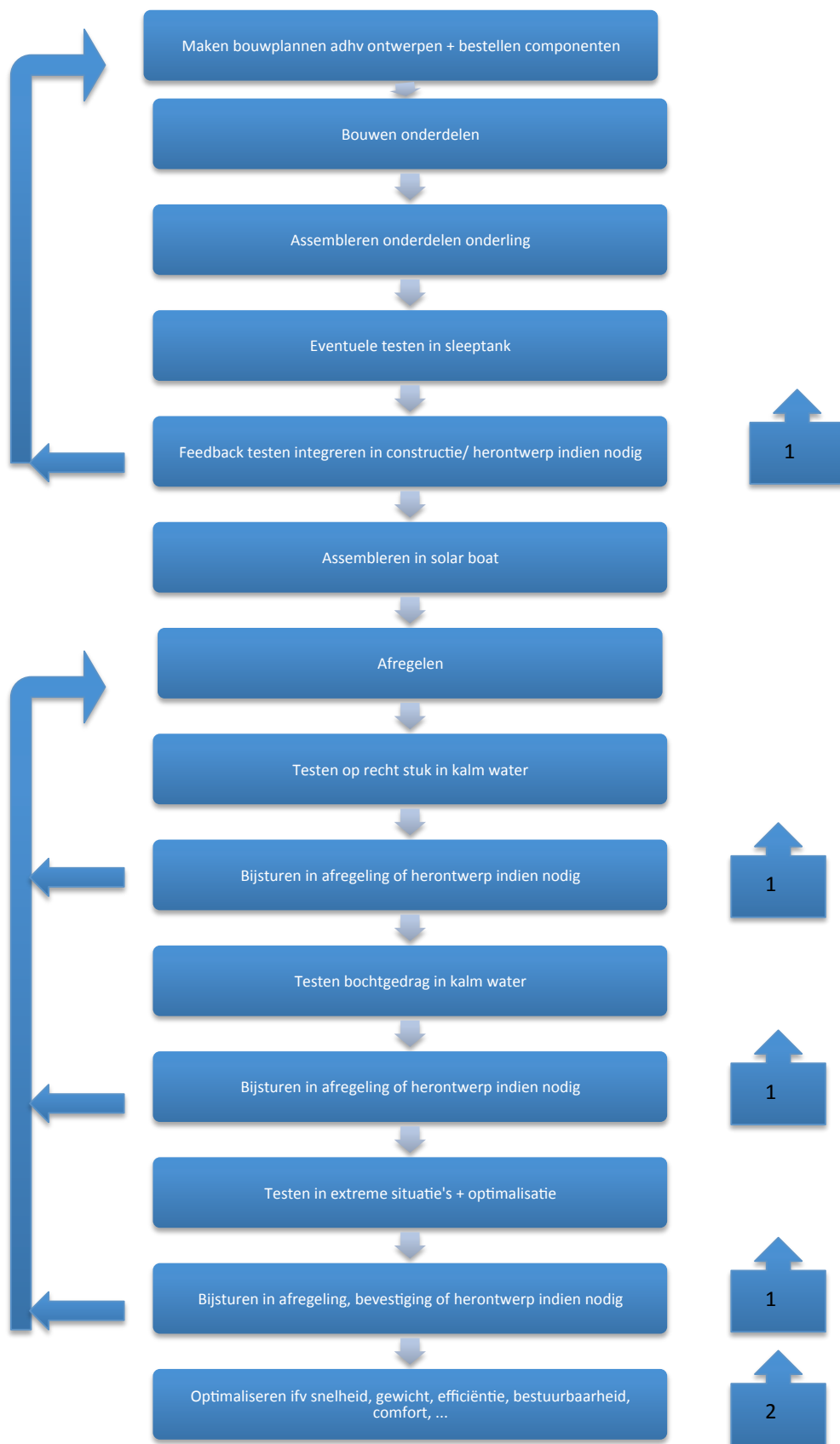
## 10 Bijlagen

### 10.1 Ontwerpstrategie

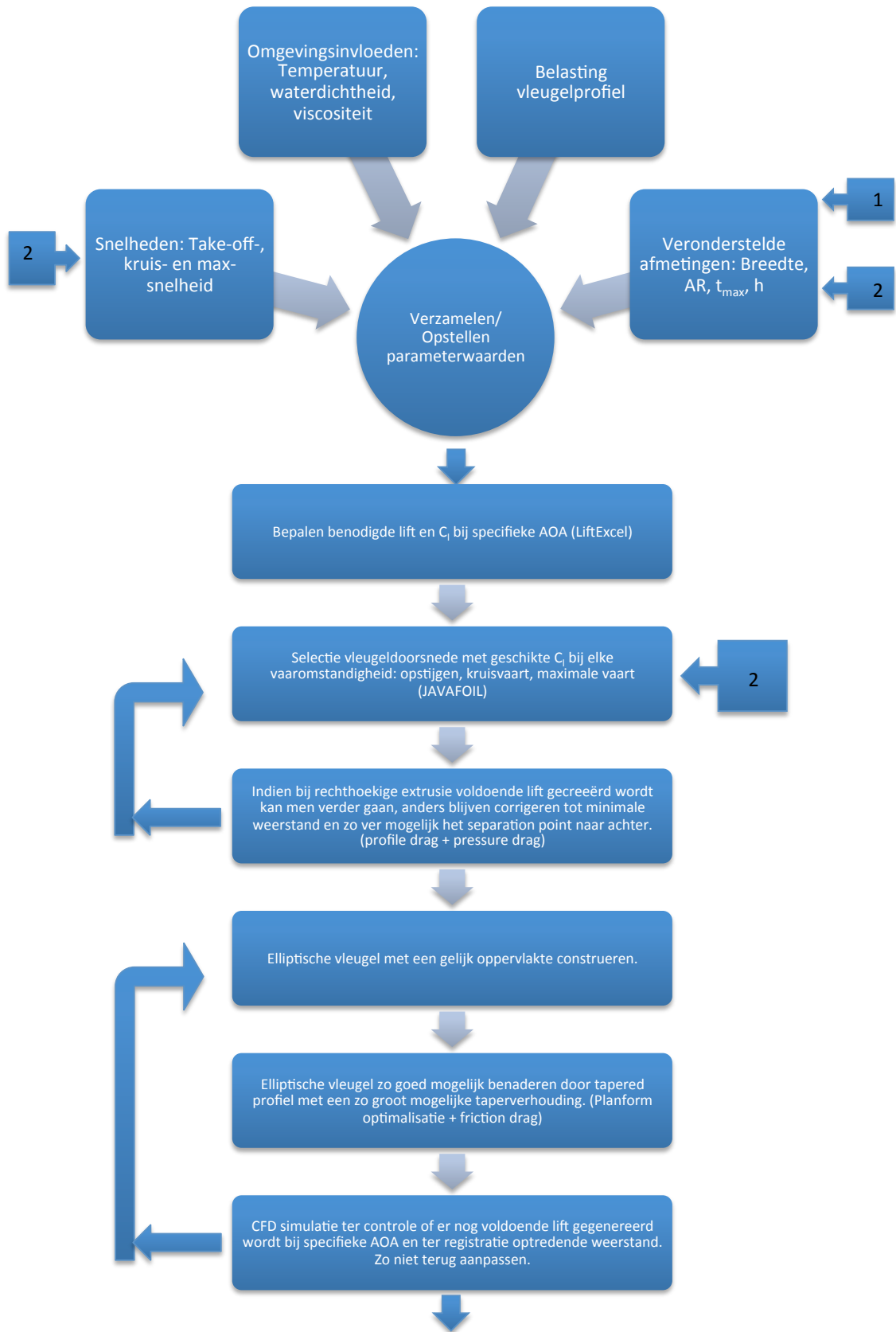
#### 10.1.1 Algemene ontwerpstrategie

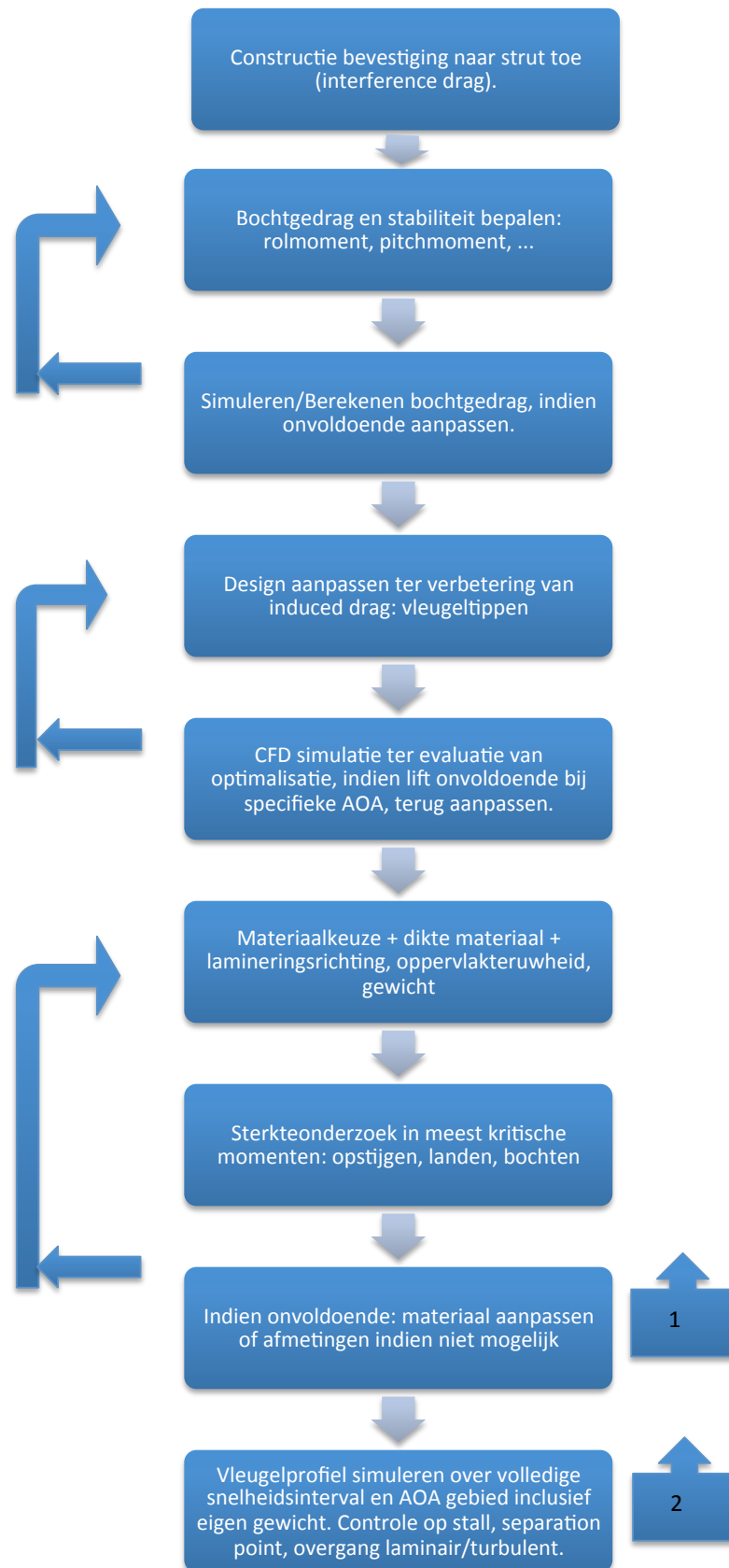




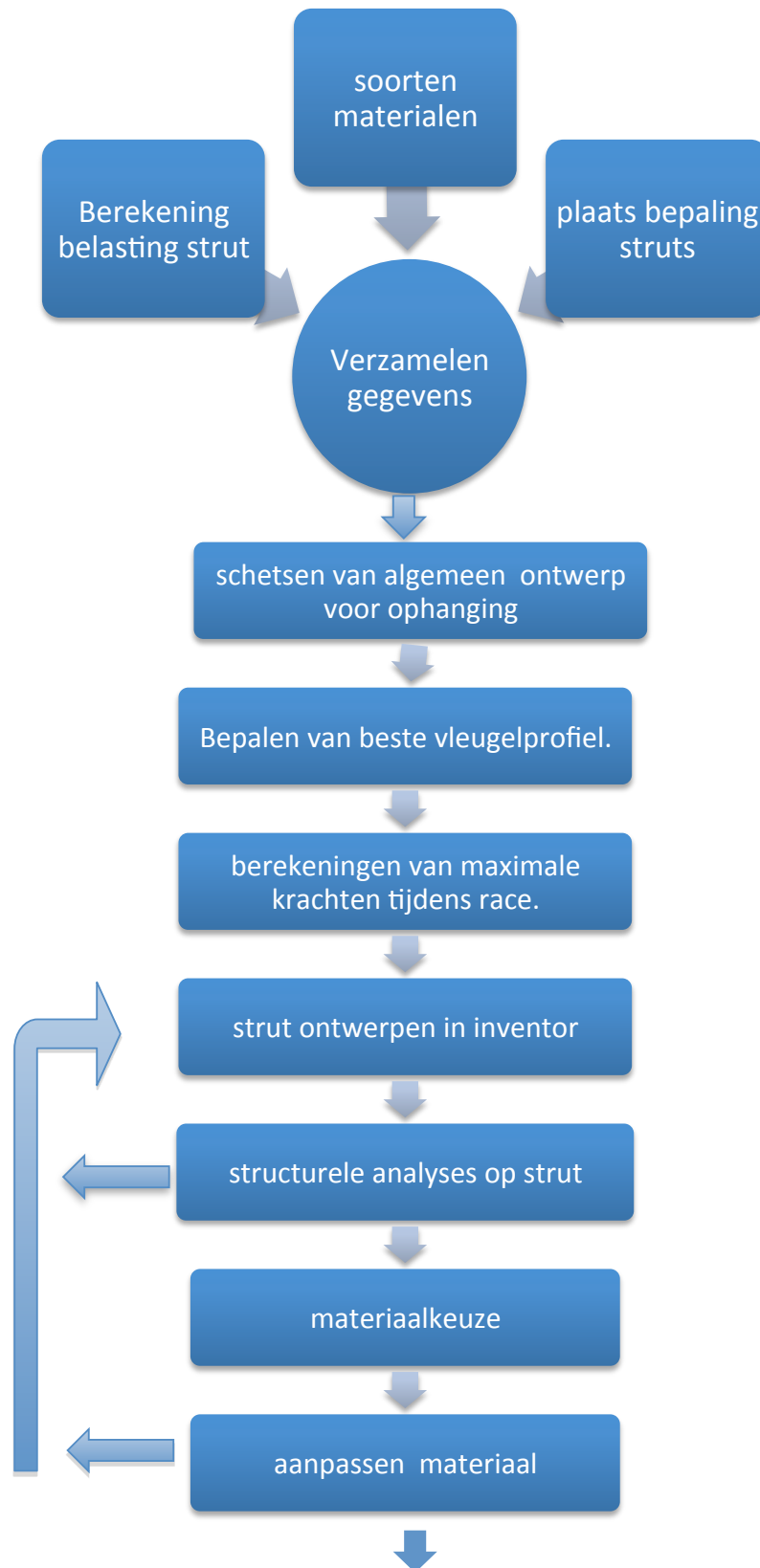


## 10.1.2 Ontwerp draagvleugelstructuur





### 10.1.3 Ontwerp struts en regelsysteem





## 10.2 Constructie 3D vleugel

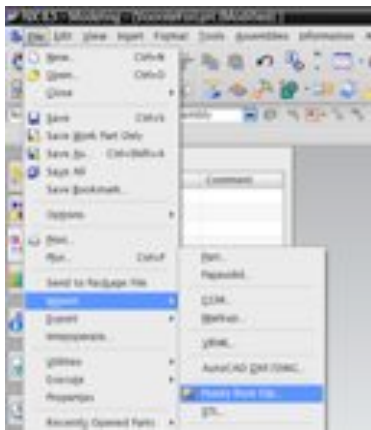
Indien men wenst te werken met NX versies lager dan 8.5 dient men het ontwerp te doen in Autodesk Inventor (zie later).

De komende 5 onderdelen: hoofdstuk 10.2 tot 10.6, zijn tot stand gekomen op basis van de informatie uit de NX Cast, NX documentation en de bijkomende informatie van Christophe Van de Velde.

### 10.2.1 Methode via NX8.5.

Als eerste stap dient men ervoor te zorgen dat men de role aanpast naar 'CAE Advanced'. Zo niet zijn niet alle commando's beschikbaar.

Daarna opent men het commando: file>import> points from file.

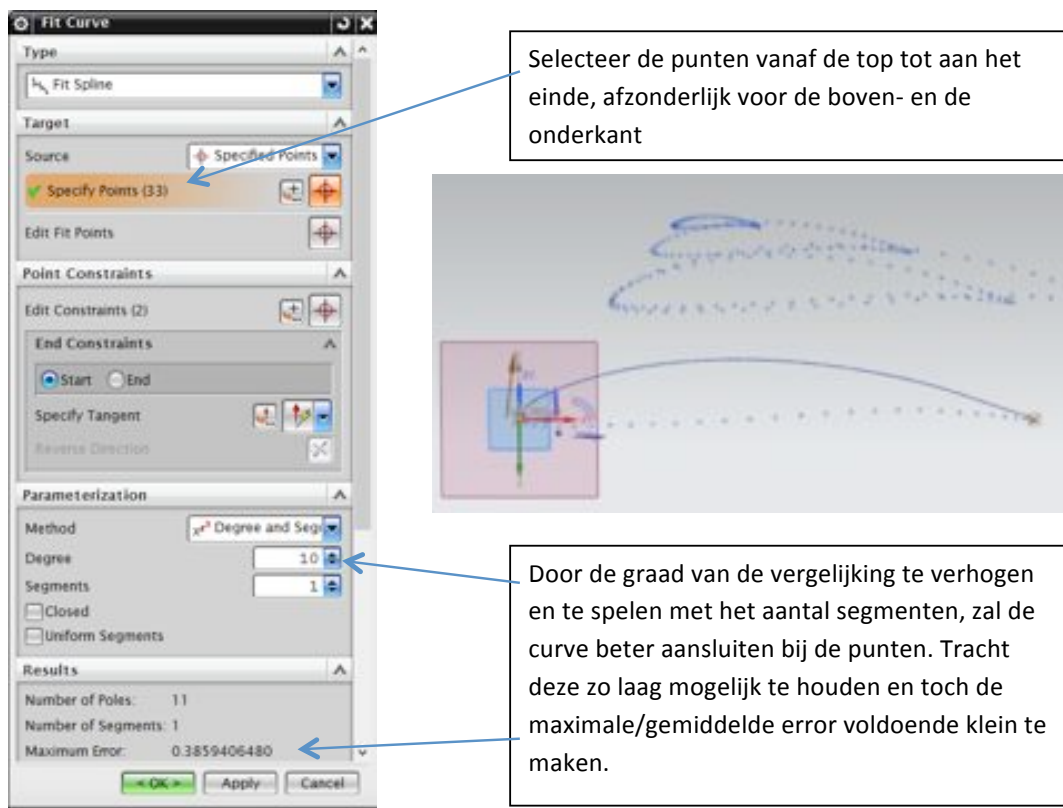


Men selecteert het weggeschreven tekstbestand (filteren op .dat) en krijgt alle punten integraal in NX zoals te zien in Figuur 101.

Nu kan men starten met het creëren van curves doorheen de punten. Hierbij dient opgemerkt te worden dat het noodzakelijk is om zowel voor de boven als onderkant van de doorsnede een afzonderlijke curve te maken. Dit is zowel noodzakelijk voor een nauwkeurigere curve, een verminderd dataverbruik van de tekening en aangezien de eindpunten beschikbaar moeten blijven voor de meshing.

Figuur 100: NX 8.5: punten importeren

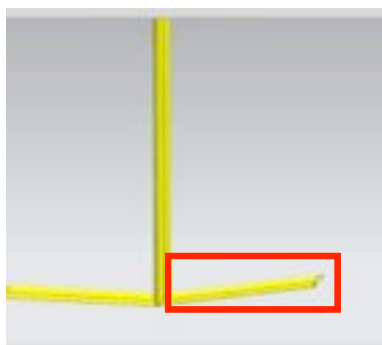
De nauwkeurigste methode hiervoor is via het commando "fit curve".



Figuur 101: Commando: fit spline, rechts: resultaat

**Opmerking:** Gebruik geen normaal spline commando met daarin de keuze 'Through points'. Hierin kan men de graad van de vergelijking niet instellen zonder een zeer groot dataverbruik. Dit resulteert bovendien in een onnauwkeurig ontwerp en een vertekend beeld tijdens de simulatie's.

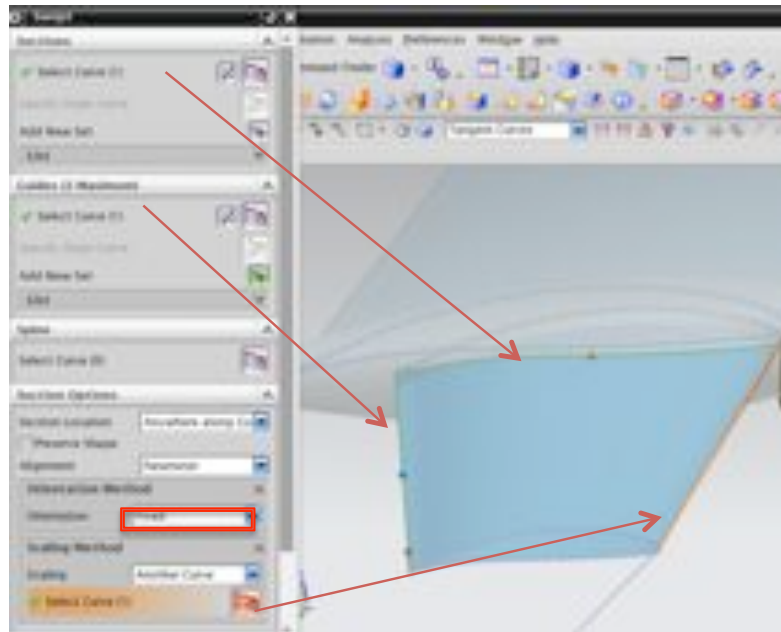
Door middel van het extrude commando kan men met deze methode de vleugel samenstellen. Men kan kiezen uit een solide structuur of het gebruik van een holle structuur. In de volgende tekst is er gebruik gemaakt van een solide structuur, maar als oefening is het mogelijk om dit ook op te bouwen door gebruik te maken van faces.



Figuur 102: Voorbeeld van een diheadral

Indien bepaalde onderdelen een getaperde vorm hebben of er gebruik gemaakt wordt van een diheadral (zie Figuur 102) is het een optie om in plaats van het commando extrude, gebruik te maken van het commando Swept. Bij eenvoudige diheadral van rechte vormen wordt dit echter afgeraden door de verminderde nauwkeurigheid van NX bij een swept commando.

Dit commando vereist minstens 1 section en 1 guideline (voor een constante diheadral) en 2 guidelines en 1 sectie voor een getapered profiel. In ons voorbeeld wordt er gebruik gemaakt van een swept van een bepaalde sectie. Hiervoor zijn er 2 guidelines nodig: 1 als specifieke guide en de andere voor de herschaling. Dit wordt in Figuur 103 verduidelijkt.



Figuur 103: Swept commando

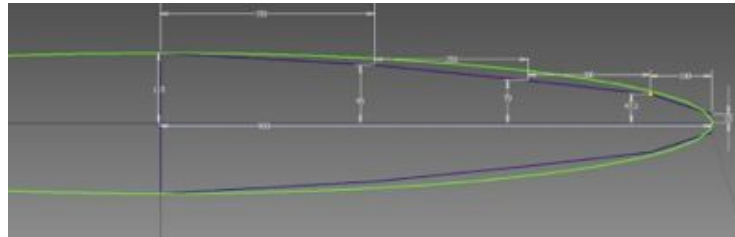
### 10.2.2 Methode met Autodesk Inventor

Deze methode werkt comfortabeler dan binnen NX, men heeft dan echter wel de beide programma's nodig. Maar het ontwerpen verloopt sneller en men kan sneller creatief zijn met afrondigen en dergelijke. Als start dient men 2 part-files aan te maken. De 1<sup>ste</sup> benoemt men met de feitelijke vleugelvorm, de 2<sup>de</sup> met 'doorsnedes'.

In het eerste bestand tekent men het gewenste bovenaanzicht van een halve vleugel. Hiervoor kan men het oppervlak vergelijken met de benodigde oppervlakte bepaald in de lift-excell. Men dient er naar te streven om zo nauwkeurig mogelijk de ellipsvorm te evenaren door gebruik te maken van rechten.



Het gebruik van rechten vergemakkelijkt de verdere procedure.



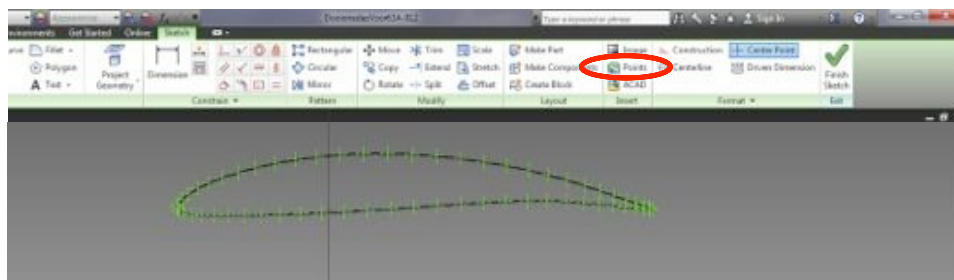
**Figuur 104: Planform view in Autodesk Inventor 2012, vergelijking met ellipse (groen)**

In bovenstaande afbeelding ziet men in het groen de liftkracht ellipse en in het paars de rechten die gebruikt worden als planform om deze ellipse te benaderen. Denk eraan, het is veiliger om de paarse groter te nemen dan de groene om een lift-overschot te genereren. Men breekt de rechten ongeveer in 4 delen per halve vleugel. Op deze plaatsen komen in de praktijk eventueel de tussenschotten ter versteviging.

In de modellering gebruiken we deze punten om bepaalde doorsnedes op te plaatsen.

In de file-doorsnedes opent men een nieuwe sketch.

Men kiest in het insert menu voor 'insert points from excell'.



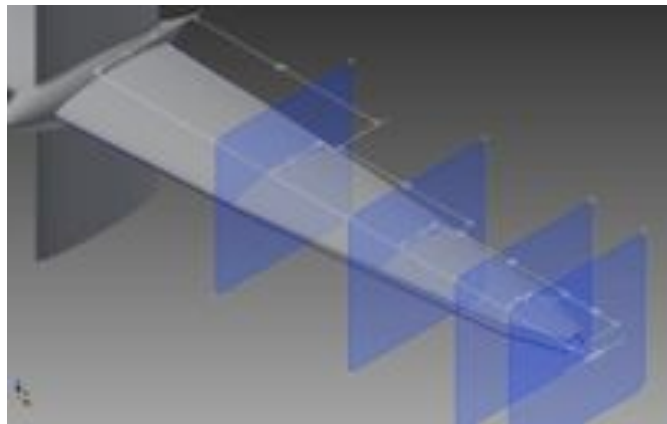
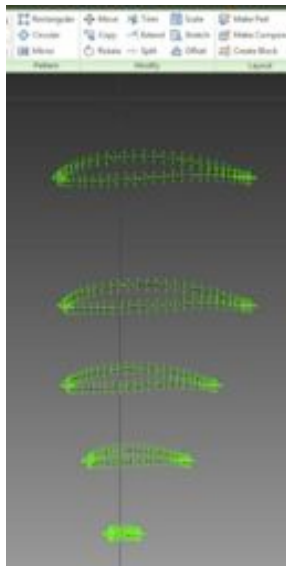
**Figuur 105: Insert points commando in Inventor**

Men selecteert de excel-file met de coördinaten. Deze punten kan men dan verbinden met het commando Spline. Men dient er op te letten dat de spline goed door alle punten gaat. Indien men na het vervolledigen van het spline commando grote groene stippen krijgt dan heeft men punten niet nauwkeurig geplaatst en dienen deze aangepast te worden.

Nu kan men het doorsnede-profiel 4 maal kopiëren, voor elk doorsnedevlak 1 keer.

Dan worden de doorsnedes (die oorspronkelijk lengte = 1 hebben) herschaalt naar de gewenste koorde. In Figuur 105 worden de commando's hiervoor weergegeven.

Deze commando's zijn: copy, move en scale. In het vleugelbestand zelf worden workplanes aangemaakt op de gewenste doorsnedeplaatsen. Deze worden dan gebruikt om een sketch plane aan te maken.



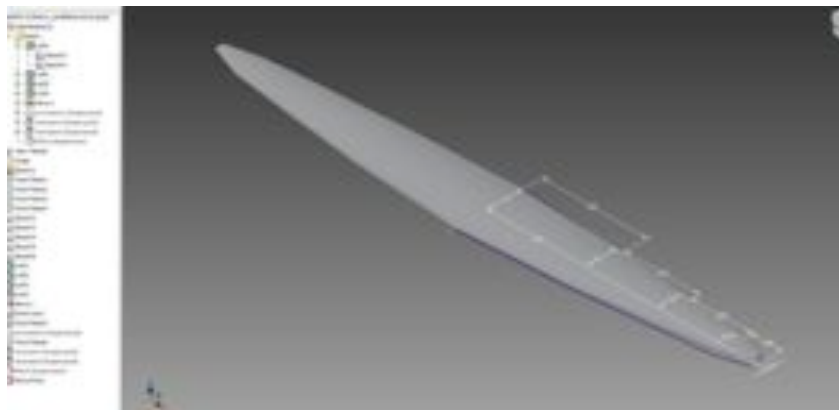
**Figuur 106: Doorsnedeplaatsen voor de secties**

**Figuur 107: Herschaling, verplaats en kopieer commando**

De correcte doorsnedes worden naar elke sketch plane gekopieerd en er dient voor gezorgd te worden dat de leading en trailing edges uitgelijnd staan met de planform die aangemaakt is. Naar keuze kan men de doorsnedes dusdanig uitlijnen dat er swept wings ontstaan en/of een natuurlijke dihedral (krulling naar boven toe).

Als laatste stap verbindt men de verschillende doorsnedes met afzonderlijke loft-commando's. Men mag dit niet met 1 commando doen aangezien er dan geen rechte rail tot stand komt. Als rail gebruikt men de gedeelde sketch met de planform op.

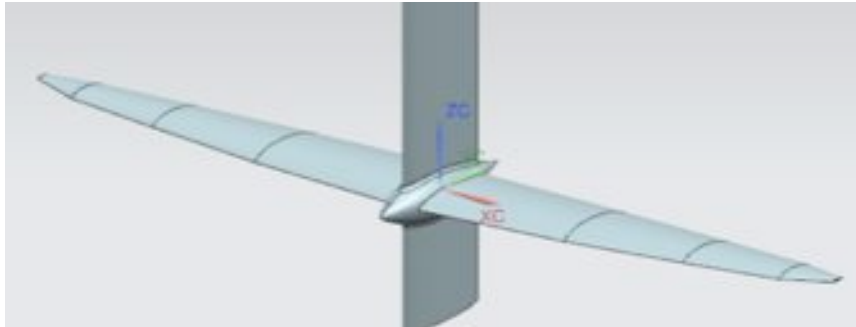
Aangezien er nu nog maar een halve vleugel getekend is, dient men nog gebruik te maken van het 'mirror' commando met als 'mirror plane' de grootste vleugeldoorsnede. Hieronder ziet men het verkregen resultaat.



**Figuur 108: Resultaat voorbeeldontwerp**

Om nu over te gaan naar NX dient men het bestand op te slaan als een STEP-file of een IGES-file. Aangewezen is het om dit te doen via een save copy as. De meeste mallenbouwers vragen steeds om IGES bestanden, het is dus aangewezen om deze meteen te gebruiken.

Vervolgens opent men het bestand in NX.



**Figuur 109: Weergave geïmporteerde vleugel binnen NX**

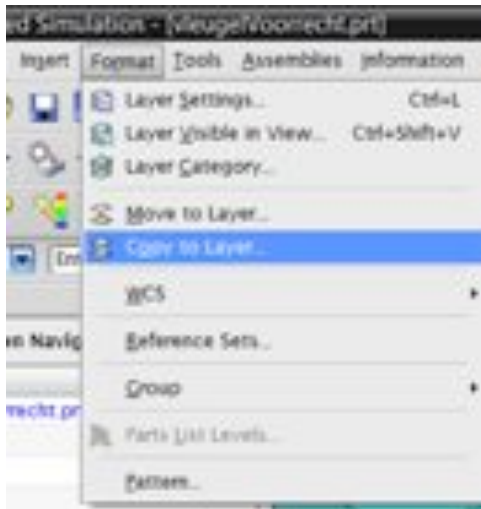
### 10.2.3 Ontwerptips/richtlijnen voor vleugelprofielen

Er zijn enkele praktische regels die men best kan gebruiken voor het ontwerp van een vleugelprofiel:

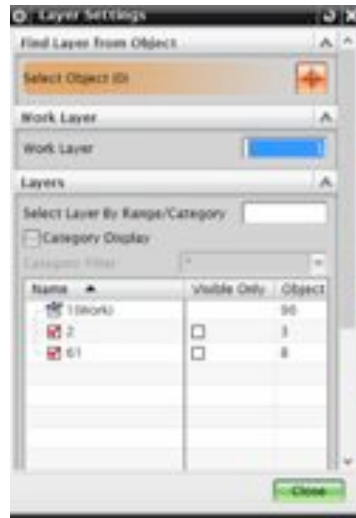
- In praktijk is het noodzakelijk dat de vleugel ongeveer om de 500mm voorzien wordt van een ondersteuning tegen het imploderen van het profiel onder de drukbelasting.
- Indien er met een tapered profiel gewerkt wordt is het logisch dat men deze doorsnedes als tapersections gebruikt. Dit vergemakkelijkt de praktische uitwerking.
- Naargelang de grootte-orde van de vleugel ( $\pm 2\text{m}$ ) is een taper van 4 delen voor een halve vleugel een goede streefwaarde. Dit is tevens het aantal waarop de stabiliteits-excel aangemaakt is.
- Tracht de vleugel zo simpel mogelijk te ontwerpen zonder complexe wingtips en kleine vlakken om de meshing en simulatie te vergemakkelijken indien er gesimuleerd wordt met NX.

### 10.2.4 Aanpassing structurele analyse

Deze methode is toepasbaar voor volle vleugels uit 1 materiaal of van holle vleugels zonder vulmateriaal. Aangezien de bestanden van de stromingsanalyse behouden moeten worden, is het enigszins een noodzaak om het vleugelprofiel te kopiëren naar een andere laag. In wat volgt wordt er gebruik gemaakt van laag 2.

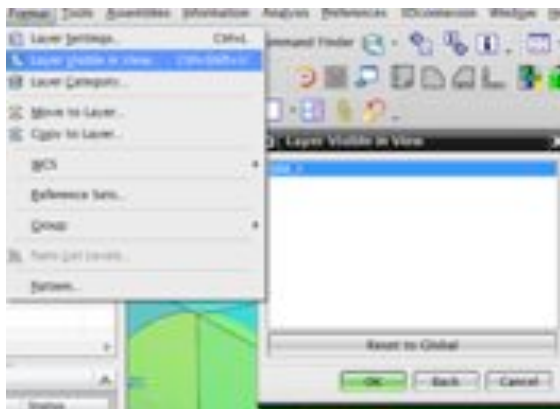


Figuur 110: Kopiëren naar aparte laag



Figuur 111: Layer settings aanpassen werk laag

Vervolgens kan men via *layer settings* de werklaag aanpassen naar laag 2. Via *layers visible in view* kan men dan zowel in de .part, .fem als de .sim file aanduiden welke lagen men wenst te zien. Hiervoor drukt men eerst op 'ok' en in het volgende scherm duidt men de lagen aan. Aangeraden wordt om dit te doen vooraleer men een FEM en SIM bestand aanmaakt voor de structurele analyse.



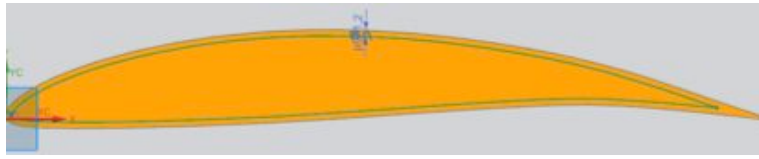
Figuur 112: Layers visible in view commando



Figuur 113: Aanduiden welke lagen zichtbaar

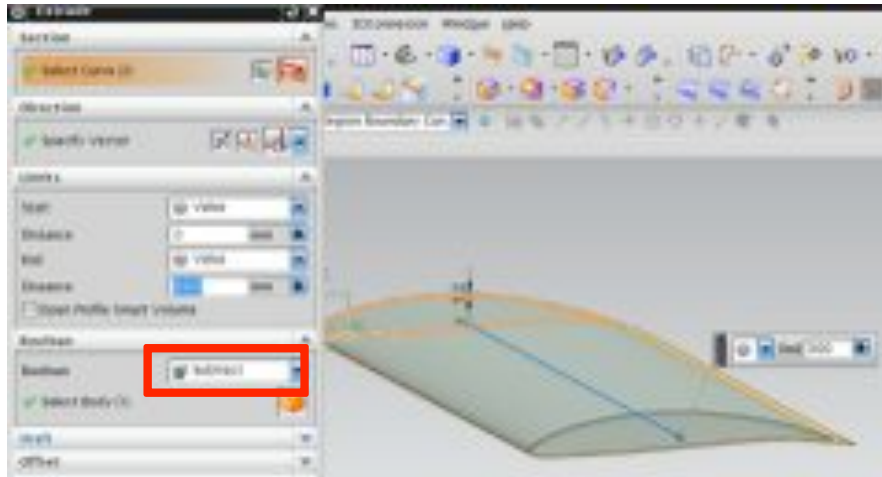
Door deze methode kan men zeer eenvoudig de geometrieën voor de stromingssimulaties scheiden van deze voor de mapping.

Men dient eerst een nieuwe sketch aan te maken waarin het vleugelprofiel geprojecteerd wordt. Dit kan men dan via een offset commando herschalen met als invoegwaarde de gewenste wanddikte. In een later stadium kan deze invoegwaarde gebruikt worden voor een variabele parameter tijdens een geometrische optimalisatie.



Figuur 114: Offset als wanddikte

Bij de extrusie van de offset dient men de boolean op subtract te zetten met als target het originele vleugelprofiel.

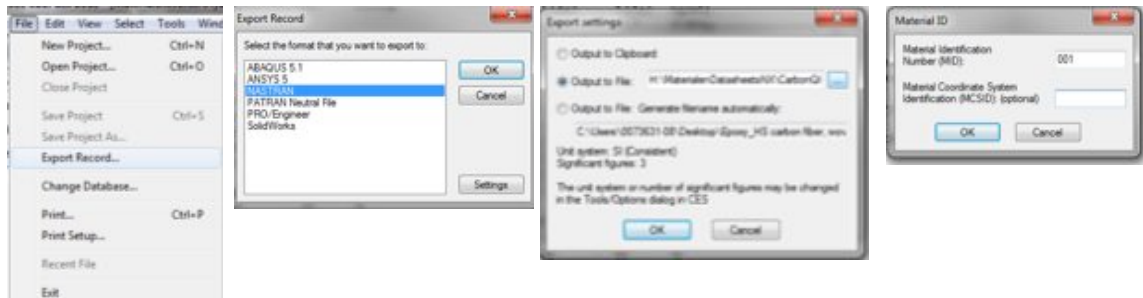


Figuur 115: Extrude om het vleugelprofiel hol te maken

Hierbij zijn de draagvleugels volledig berekend en getekend. Er is nu een concreet beeld van hoe de vleugels eruit gaan zien en waar er een bevestigingssysteem voorzien dient te worden. In een volgende stap kan dit bevestigingssysteem ontworpen worden en kan er gezocht worden naar een efficiënte manier om dit aan de draagvleugels te bevestigen. Ondertussen kunnen er simultaan reeds stromingsanalyses gestart worden op de ontworpen vleugelstructuur.

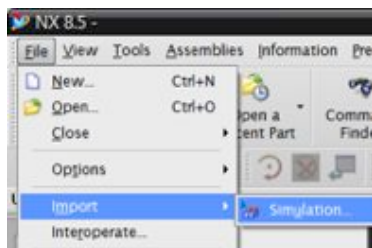
### 10.3 Materiaal toevoegen binnen Siemens NX

Het is mogelijk om materiaaleigenschappen in te voegen binnen Siemens NX. Als voorbeeld wordt er een materiaal geïmporteerd vanuit CES Edupack 2013. Dit programma is beschikbaar in de bib en iRoom van campus IWT. Het gewenste materiaal moet geëxporteerd worden via een NASTRAN formaat naar een bestand.



**Figuur 116: Overzicht te selecteren commando's CES Edupack 2013**

Dit kan men doen via: 'export report' en bij 'settings' aanduiden 'output file'. Dit moet men doen nadat men NASTRAN heeft aangeduid. Bij 'material identification' geeft men een nummer in. Dit slaagt men op als een .txt file. Binnen Siemens NX importeert men dit bestand als volgt:



**Figuur 117: Importeer volledige simulatie**



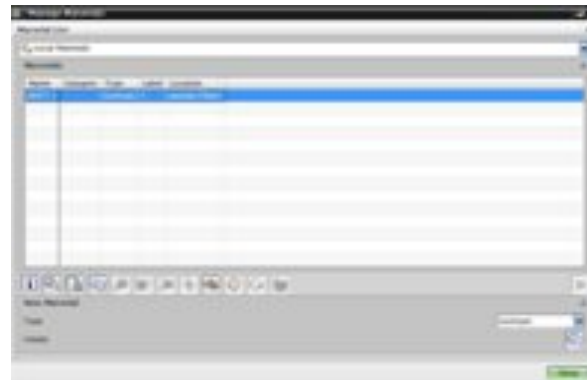
**Figuur 118: NX Nastran selecteren**

LET OP: duidt het correcte, consistente eenheidssysteem aan!

Verder vinkt men alle 'selective import' vakjes af uitgezonderd 'material' en selecteert men het tekstbestand. Vervolgens drukt men overal op 'OK' en sluit men het informatiescherm. Nu kan men in de lokale materialenbibliotheek het nieuw toegevoegde materiaal gebruiken.



Figuur 119: Selecteer correcte eenheden! en duid enkel materiaal aan



Figuur 120: In de lokale materialenbibliotheek wordt het materiaal toegevoegd

## 10.4 Meshingtechnieken CFD

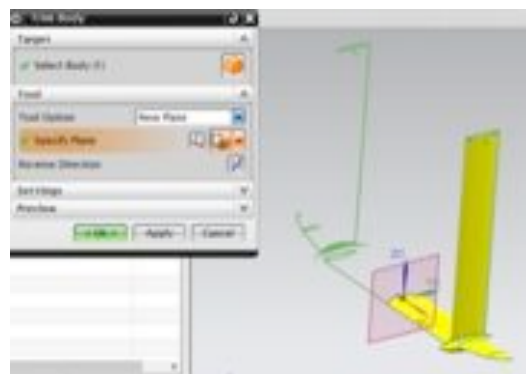
Er zijn 2 grote basistechnieken betreffende meshing voor een stromings-analyse:

- Door gebruik te maken van de standaard meshing technieken en een manuele mesh.
- Gebruik makend van fluid domain meshing in de .sim file.

### 10.4.1 Voorbereiding model

#### 10.4.1.1 Halveren rekestijd

Voor de simulatietijd te versnellen gaan we enkel een simulatie doen op een halve vleugel. Hiervoor kan men doormiddel van het commando trim body de helft van de vleugel verwijderen.



Figuur 121: Trim body commando, plane= YZ-vlak

Bij beide methoden is het noodzakelijk om het fluïdumgedeelte op te splitsen in verschillende onderdelen om een nauwkeurige mesh te verkrijgen. Verderop zal verduidelijkt worden hoe men kan oordelen of de mesh nauwkeurig genoeg is. (doormiddel van  $Y^+$  waarde, zie later)

#### 10.4.1.2 Modificeren vleugelvlakken

Eerst dient het ontwerp van het vleugelprofiel aangepast te worden voor een nauwkeurige meshing op plaatsen waar er een verhoogde nauwkeurigheid gewenst is. Zo dient men de vleugelvlakken op te splitsen in verschillende delen om een plaatselijk nauwkeurige meshing te veroorzaken. (doormiddel van Y+ waarde te valideren)

Deze splitsing kan men zowel doen door het commando 'split body' als het commando 'divide face'. Voor deze commando's dient men eerst vlakken of sketches te maken waarin men de lijnen tekent die men wenst te gebruiken om de vlakken te splitsen. Als alternatief voor de sketches kan men gebruik maken van vlakken die men manueel legt als basis van de 'divide faces'.



Figuur 122: Split Body



Figuur 123: Divide face commando

Dit is aangewezen zowel aan de voorkant van de vleugel (ongeveer 20 mm van de voorkant) als aan de achterzijde van het vleugelprofiel (ongeveer 10-20 mm van de achterzijde). Aan de voorzijde wordt er een drukopbouw verwacht, waar de isobaarlijnen dicht bij elkaar komen doordat het fluidum botst op het profiel. Anderzijds zal de stroming aan de achterzijde het vleugelprofiel verlaten en is het wenselijk om het afscheidingspunt te detecteren om zo de kritische lengte te verifiëren.

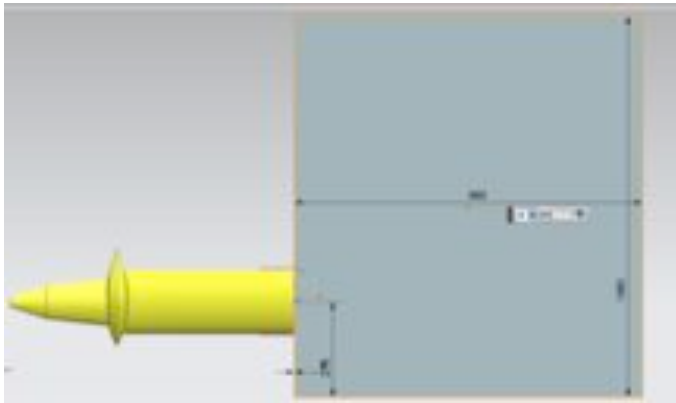
#### 10.4.1.3 Opstellen fluidumbox

Er zijn enkele regels die men in acht dient te nemen voor het opstellen van de fluid domain box. De richtwaarden voor een optimale boxgrootte zijn naar schatting:

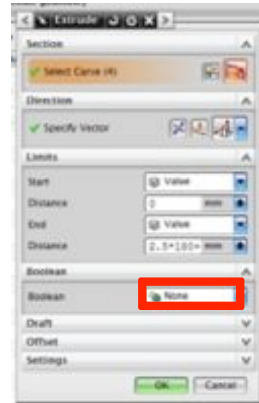
- zijwaarde = 1,5 keer de breedte van de vleugel
- voor = 3 keer de koorde van het vleugelprofiel
- Achter = 15 keer de koorde van het vleugelprofiel (minimum)
- Boven = 1,5 keer de koorde van het vleugelprofiel
- Onder = 2,5 keer de koorde van het vleugelprofiel

Het is verstandig om de fluidumbox eerder iets te groot te nemen. Dit bevordert de nauwkeurigheid van de simulatie. Hij wordt getekend in een nieuwe sketch in het XY vlak van het feitelijke part en wordt geëxtrudeerd volgens de Z as. Let er op dat bij de extrude de boolean op none staat.



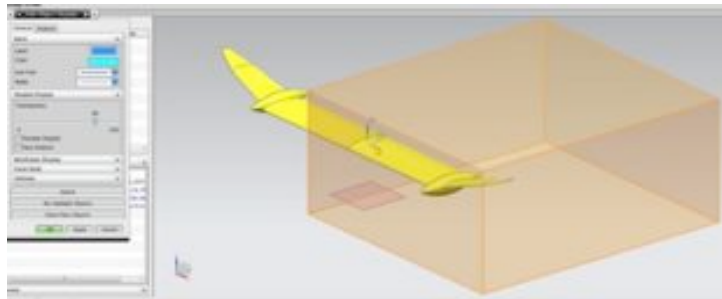


Figuur 124: Afmetingen fluïdum box



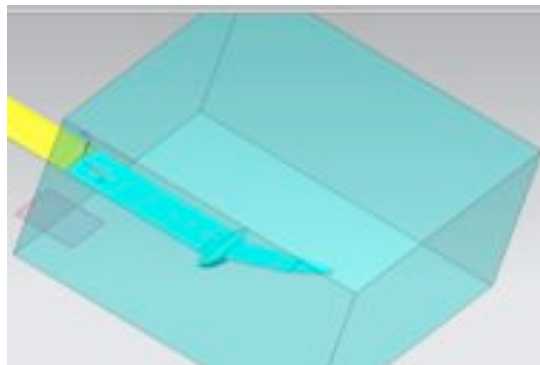
Figuur 125: Extrude commando voor fluïdum box

Edit de weergave van het fluïdumdeel zodat het doorschijnend wordt.



Figuur 126: Aanpassen doorschijnbaarheid van de fluid box

Vervolgens dient het vleugelprofiel uit het fluïdumdeel gehaald te worden. Dit doen we door een subtract met als target de fluïdum box.



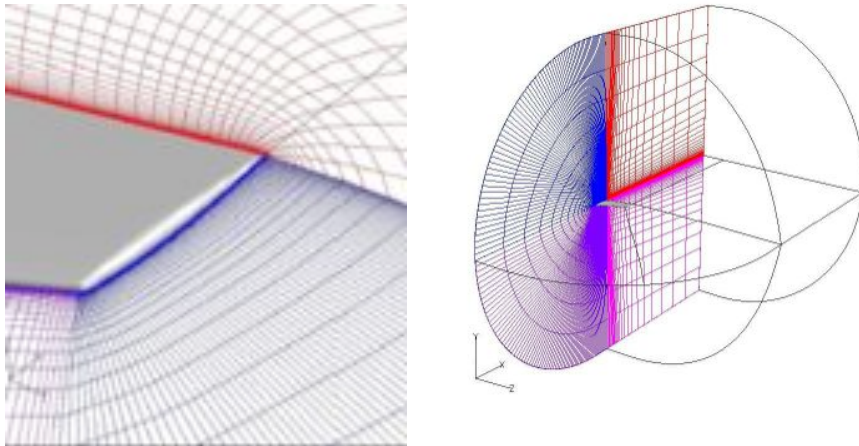
Figuur 127: Subtract vleugelprofiel uit fluid box

Vervolgens kan men overgaan naar de Advanced simulations en via RM een nieuwe FEM en simulatie starten. Vervolgens werken we verder in de FEM-file.

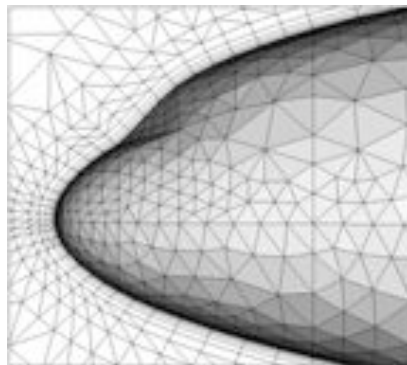
#### 10.4.1.4 Aanleggen mesh method 1: structurele mesh

Als tweede stap dient men een fluïdumconstructie op te bouwen rondom het vleugelprofiel. Hiervoor kan men gebruik maken van extrusions en revolutes. Men dient hierbij achtzaam te zijn op het feit dat er een zeer nauwkeurige mesh nodig is dicht bij het vleugeloppervlak in specifieke zone's:

- In de slipstream (1 tot 2 koordlengtes achter het vleugelprofiel).
- Rond de wingtip, radiaal gevormd, enkel voor 3D analyse.
- Rondom de vleugel in een gelaagd verloop.



Figuur 128: Meshing vleugelprofiel, bron: NASA, Glenn Research Center

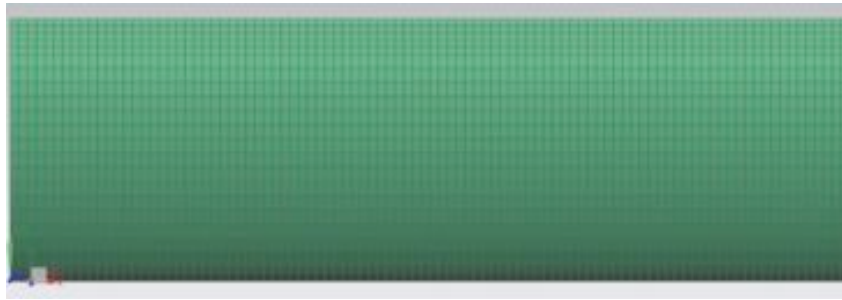


Figuur 129: Boundary layers aan de overgang van structuur naar fluïdum, 11th International Meshing Roundtable, September 15-18, 2002 Ithaca New York, USA

Als 3<sup>de</sup> stap kan men dan starten met het aanleggen van een 2D mesh/mapped mesh. Streef ernaar om zo veel mogelijk gebruik te maken van mapped meshes.

Met mesh control kan men definiëren hoeveel elementen er op een rand moeten liggen. Dit helpt ervoor om een gestructureerde mapped mesh aan te leggen.

Proefondervindelijk is gebleken dat men de nauwkeurigste resultaten verkrijgt indien men een vleugel in de richting van de koorde opsplijst in 3 delen: de neus, de staart en de middenvlakken. Hiervoor kan men gebruik maken van het commando divide face.



Figuur 130: 2D mesh vleugelprofiel

Richtlijnen 2D mesh:

- Op vlakken waarin krommen gevolgd dienen te worden, heeft een 2D mesh met een paver profiel een optimale ligging.
- Een viervlak zorgt voor een reductie van punten en toch een correcte waarde indien de viervlakken in lijn met de te verwachten stroming ligt.
- 2D subdivision is goed voor semi-rechthoekige vlakken zoals het boven en ondervlak van de vleugel bij een taps verloop.
- 2D mapped mesh is enkel aangewezen indien er echt rechthoekige vlakken zijn zonder taps verloop.

Richtlijnen 3D mesh:

- Tracht zoveel mogelijk met swept mesh te werken om de nauwkeurigheid van de simulaties te verbeteren.
- Bij File>Utilities>Customer defaults>Meshing: aanvinken 'High Resolution Polygon Bodies' om mesh mating te vereenvoudigen en verbeteren.
- Gebruik het commando 'Mesh control' om zelf de mesh te controleren en een specifiek verloop te laten aannemen.

#### 10.4.1.5 Mesh quality

Er dient op gelet te worden dat de aangelegde mesh 'mooi' ligt. Een eerste controle kan men op zicht doen. Het patroon dient zo egaal mogelijk verdeeld te zijn.

Verder zijn er enkele basisregels die courant gebruikt worden bij flow analyses [35]:

- $Element\ Skew = \frac{optimale\ celgrootte - celgrootte}{optimale\ celgrootte}$ , hoe lager hoe beter, criterium: best onder de 0,85 voor een swepted mesh en onder de 0,9 voor een tetrahedrische mesh.
- *Smoothness* (wijziging grootte): Dit bepaald de grootte verandering van de elementen in het volume. Hoe sneller de elementen groeien hoe onnauwkeuriger de mesh zal zijn aangezien de elementen dan meer vervormd zullen zijn. Optimaal onder de 0,20.
- *Aspect ratio*: een optimale waarde is 1. Indien deze waarde naar de -1 toe neigt wil dit zeggen dat het element verkeerd georiënteerd of totaal verdraaid ligt. Optimaal boven de 0,2
- Er dienen minimum 2 element-lagen te zijn rondom de profielen, bij tetrahedrische mesh kan men dit aanvinken zodat hier standaard voor gezorgd wordt.

Mesh grootte [13-14]:

In de nauwe omgeving van vloeistofoppervlakken dient de mesh voldoende nauwkeurig te zijn om de turbulenties te aanschouwen. Dit is vooral nodig in de K-Epsilon, SST en LES methoden. Indien de mesh te klein gekozen wordt, worden hierdoor turbulenties onderdrukt in de simulatie. In het tegengestelde geval indien de mesh te grof gekozen is zal de turbulentie niet berekend worden.

Een indicatie hiervoor wordt er berekend door weergave van de  $Y^+$  waarde. Deze waarde dient optimaal te liggen tussen 30 en 200 en zeker tussen de 5 en de 1000. Indien te groot moet de mesh verfijnt worden op die specifieke locaties en vice versa.

$$Y^+ = y * \frac{\rho}{\mu} * \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$$

In bovenstaande vergelijking is:

- $Y$ = afstand tot de rand van het fluidum
- $\rho$ =dichtheid
- $\mu$ = viscositeit
- $\tau_w$ =schuifspanning rand

Er bestaan ook scripts om de benodigde elementgrootte te bepalen in functie van de gewenste  $Y^+$  waarde en het Reynoldsgetal. Een erg handige is te vinden op [36].

Input	
Freestream velocity:	7 [m/s]
Density:	998.22 [kg/m <sup>3</sup> ]
Dynamic viscosity:	1.00e-3 [kg/ms]
Boundary layer length:	15 [m]
Desired Y+ value:	200.0 []
Output	
Reynolds number:	9.9e+5 []
Estimated wall distance:	7.0e-4 [m]

Figuur 131: Bepaling elementgrootte mesh op basis van  $Y^+$  [28]

Dit script werkt correct tot een reynoldsgetal van  $10^9$  aangezien het gebaseerd is op de benaderende correlatie tussen skin friction en Reynoldsgetal volgens Schlichting. [28]

$$C_f = [2 \log_{10}(Re_x) - 0,65]^{-2,3} \text{ voor } Re_x < 10^9$$

#### 10.4.1.6 Aanleggen mesh methode 2: ongestructureerde mesh

Deze methode laat NX zelf een mesh aanleggen en wordt aangelegd in de .sim file. Ook hier dienen er kleine zaken verfijnt te worden om een correcte Y+ waarde te verkrijgen. Deze parameters kunnen grotendeels aangepast worden bij het 'edit' menu van de solution. De instelparameters zijn gelijk als beschreven in het vorige deel Mesh quality.



Figuur 132: Instelparameters Fluid domain mesh

Een verdere aanpassing is het opsplitsen van de fluid box in verschillende geometrieën. Zodat er net zoals bij de manuele meshing dicht bij het vleugelprofiel gewerkt kan worden met een nauwkeurigere mesh.

Vervolgens gaan we naar de sim-file om een fluid volume aan te leggen op elke geometrie. Dit vinden we bij simulation objects > fluid domain > fluid mesh.

Hierin selecteert men het materiaal en kan men kiezen voor een absolute of relatieve meshgrootte. Proefondervindelijk hebben we vastgesteld dat men de turbulentie-zones best absoluut bepaald en de grote kubus relatief.



Figuur 133: Fluid domain



Figuur 134: Fluid surface mesh voor op het vleugelprofiel

Vervolgens gaan we een surface mesh leggen op de draagvleugel. Hierbij kunnen we een aantal boundary layers definiëren en kiezen hoe dik deze grenslagen zijn. Deze kunnen handig zijn om het stromingsverloop te observeren in de nabijheid van de vleugel. Ook hier geldt dat men best de vleugel opsplijst in 3 verschillende delen en 3 surface meshes aanlegt.

Opmerking: het is niet mogelijk om te werken met een combinatie van manuele meshes en fluid domain meshes.

Nadat de mesh aangelegd is kan men overgaan op het aanmaken van de simulatie.

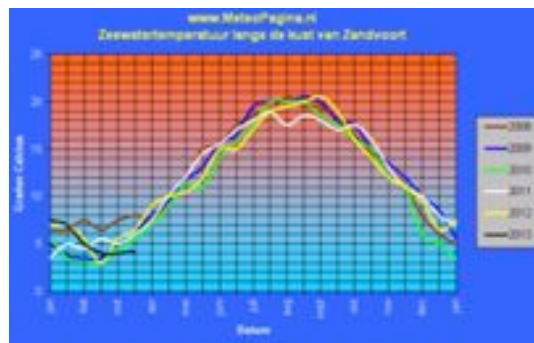
## 10.5 Simulatietechnieken Flow analyse

### 10.5.1 Aanmaken flow-simulatie

We starten een nieuwe advanced simulation.

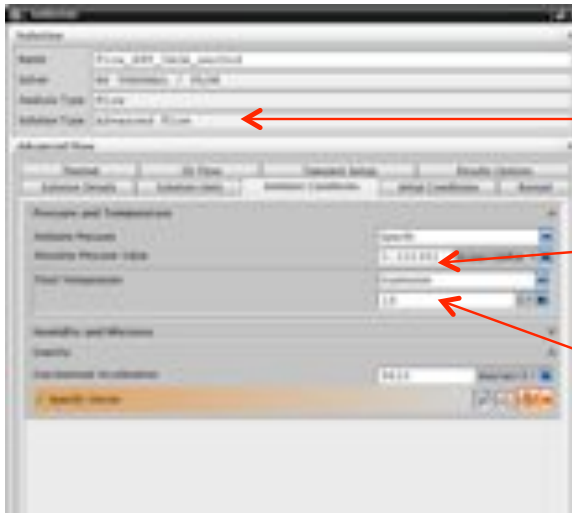
NX werkt met RANS (*Reynolds averaged Navier-Stokes*) methodieken (uitgezonderd voor het *LES* turbulentie model, zie later), deze zijn sneller maar minder nauwkeurig dan de *MIS*-methodiek. Deze geven een goede eerste indruk en vereisen minder rekentijd. Het enige grote nadeel: bij turbulente stroming kan de weerstand slechts op een 20% nauwkeurigheid optimaal berekend worden. [2]

We gaan de stromingsparameters door middel van mapping gebruiken in een structurele analyse om zo de optredende lift en drag om te zetten in structurele spanningen doorheen het profiel.



Figuur 135: Grafiek watertemperatuur Noordzee

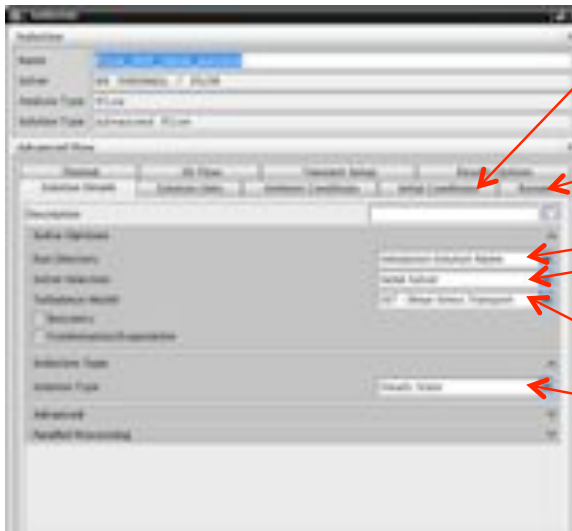
Als werkingstemperatuur is er gekozen voor 18°C, de waterdichtheid en viscositeit zijn berekend op deze temperatuur. Men kan stellen dat de watertemperatuur van het Friese binnenwater ongeveer gelijk is aan de watertemperatuur van de Noordzee. Uit Figuur 135 kan dan worden afgelezen dat de keuze van 18°C veroorloofd is voor de maand juli.



Aangewezen om voor dit soort simulatie's te kiezen voor het advanced flow solution type.

De standaard omgevingsdruk dient te worden behouden

Temperatuur fluidum



Hiermee zoekt NX naar een voorgaande simulatie om reeds van te starten en worden de bestanden niet overschreven

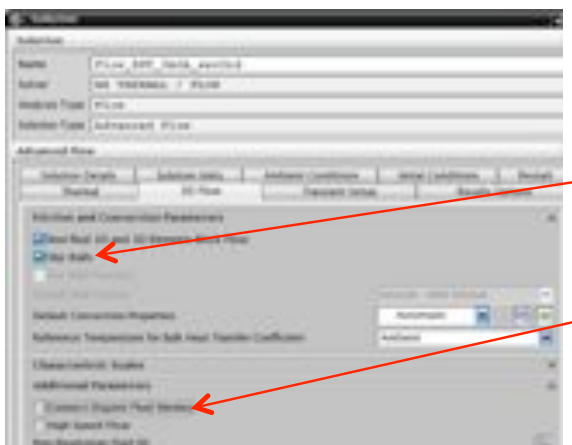
Herstart met verlies van vorige data

Directory om solution op te slaan

Serial solver voor alle modellen uitgezonderd LES

Keuze turbulentiemodel

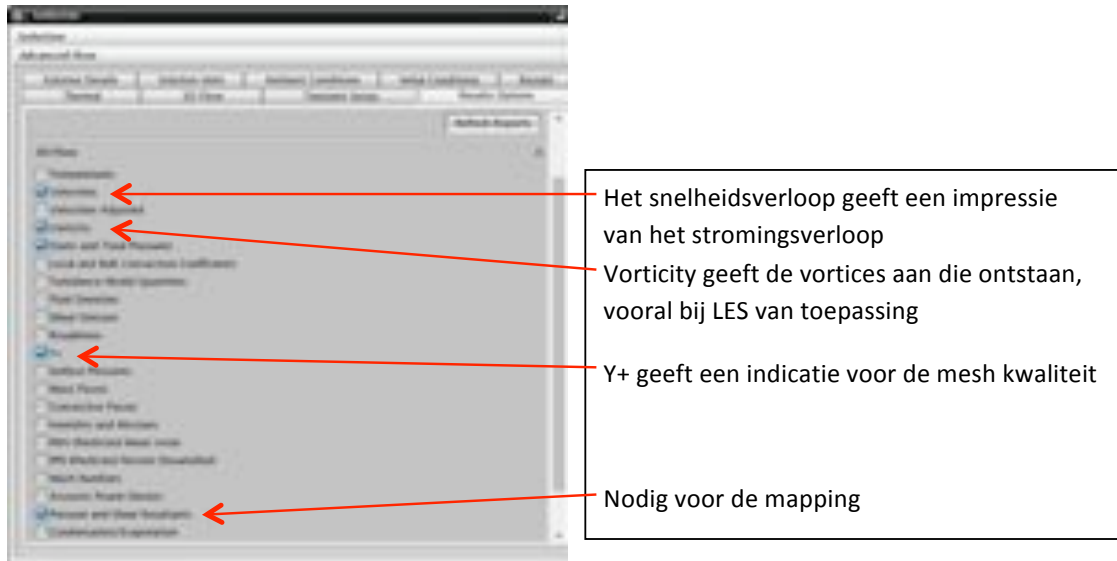
Keuze statische of transiënte analyse



Zorgt ervoor dat alle wanden waar niets voor gedefinieerd is aanzien worden als wrijvingsloze vlakken

Afvinken zodat er geen problemen ontstaan bij de overgang tussen 2 fluid meshes





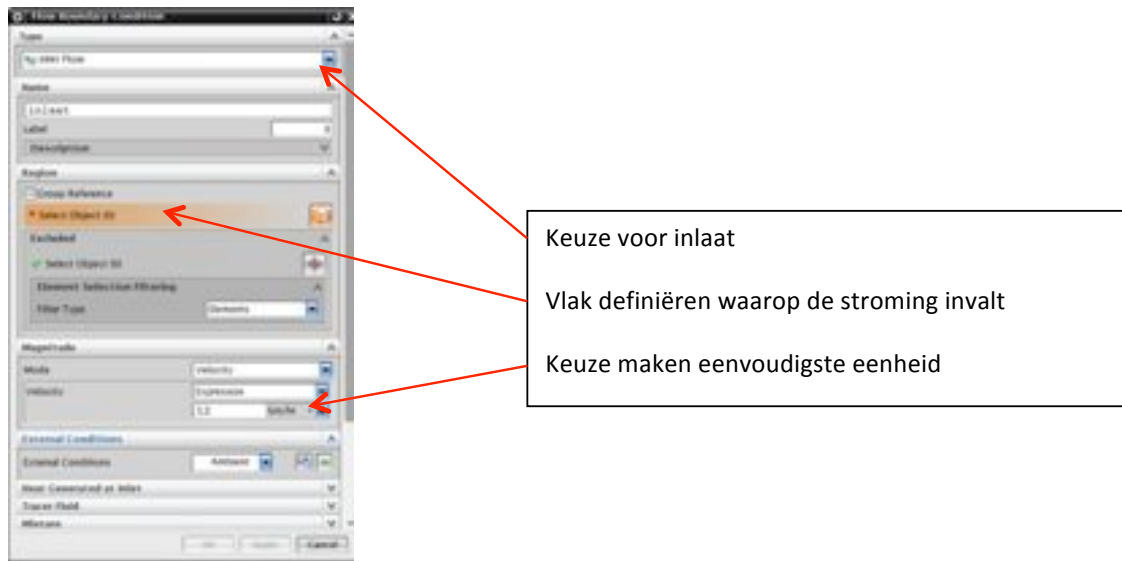
**Figuur 136: Solution parameters**

Men opent het .sim bestand en controleert of dat de mesh up to date is.

De volgende stap is om de ingaande stroming te definiëren.

Hiervoor gaan we terug naar *simulation boundary conditions* en kiezen we nu flow boundary conditions.

Definiëren ingaande stroming:



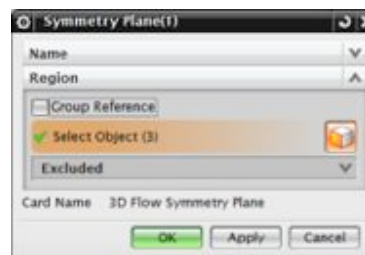
**Figuur 137: Inlaat definiëren**

Definiëren opening aan de achterzijde. Dit vindt men ook bij Flow Boundary conditions. Men dient het verschil te begrijpen tussen een opening (geen eisen, kan er willekeurig uitstromen), een uitlaat (moet met een bepaalde, gedwongen snelheid gebeuren) en een convective outflow (de snelheid maakt niet uit, wel dient de richting haaks op het vlak te staan, dit is enkel nodig voor LES).



**Figuur 138: Definiëren opening**

Symmetry plane dient gelegd te worden aan het vlak van elke geometrie waar men de helft heeft weggelaten in het begin.



Figuur 139: Symmetry plane

Flow surface, dit dient aan elk oppervlak aangelegd te worden waar het fluïdum weerstand zal ondervinden. Buiten de vleugeloppervlakken kan men ook de bodem van het kanaal in rekening brengen, dit dient men dan ongeveer een zelfde snelheid te geven als de stroming. Dit geeft een interessante onderzoekscomponent waar er in dit werk geen rekening mee gehouden is. Voor de vleugel is de oppervlakte-afwerking als glad met wrijving gekozen aangezien de hydrofoils zowel gemaakt worden door middel van vacuüminfusie in een gladde mal als gecoat worden.



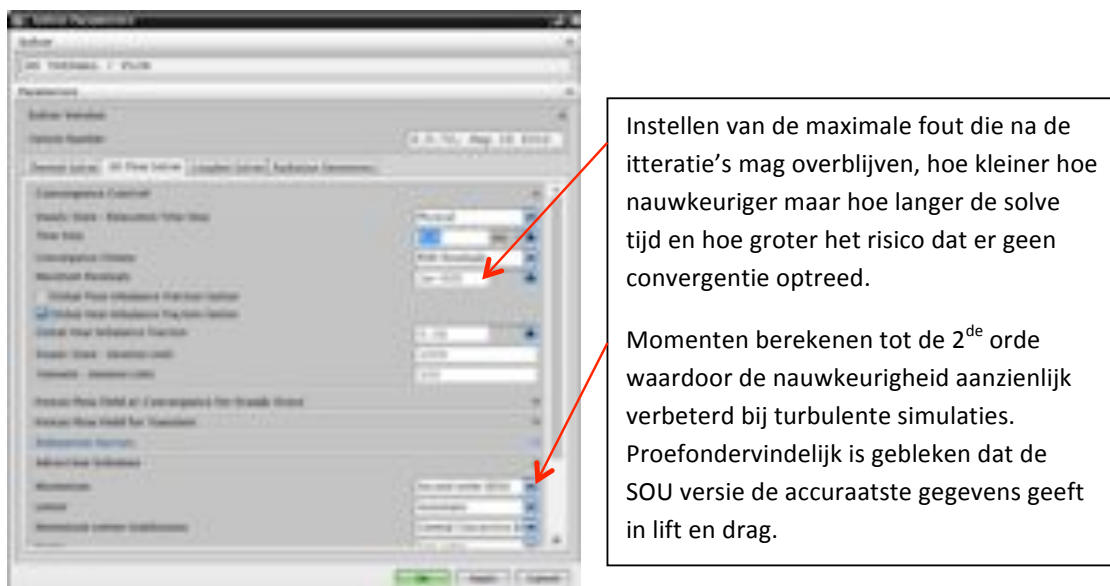
Figuur 140: Flow surface

Via een report kan men zeer eenvoudig de Lift en Drag van een simulatie wegschrijven in een verslagje dat in de simulatie directory te vinden is en te openen via de webbrowser. Hierin vindt men de lift-, drag- en side-force met alle optredende momenten zoals roll, pitch en yaw.



**Figuur 141: Lift and drag report**

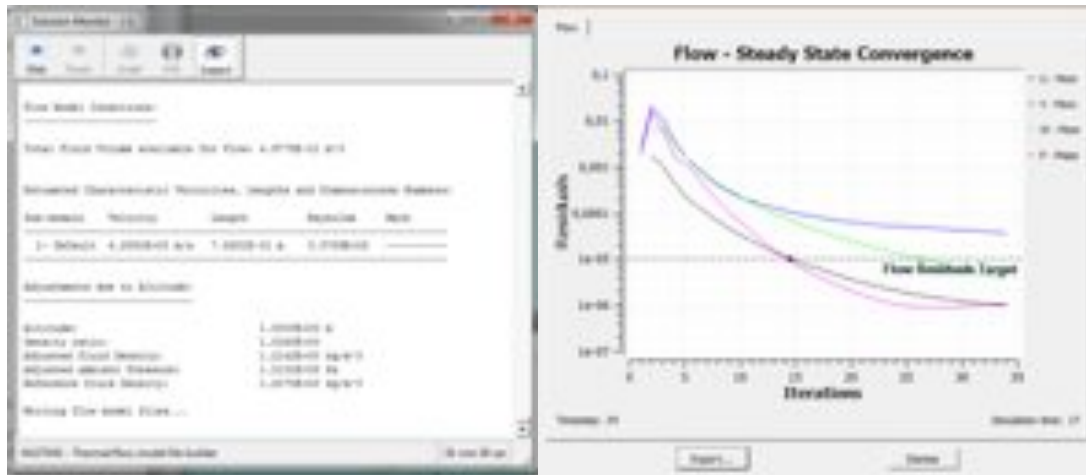
Er dienen nu enkel nog aanpassingen te gebeuren aan de solver parameters die in het beginstadium niet mogelijk waren. RM op de solution en kies voor edit solver parameters.



**Figuur 142: Aanpassen solver parameters**

Nu kan men solven maar men dient er uitermate achtzaam op te zijn dat men absoluut niet over het netwerk solved. Aangeraden wordt om eerst via RM op de solution een model check uit te voeren om mogelijke fouten reeds op voorhand te elimineren. Men dient er rekening mee te houden dat een flow simulatie redelijk veel tijd in beslag neemt, afhankelijk van het turbulentiemodel.

Hij gaat eerst starten met de fluid meshing aan te leggen (indien gewerkt met fluid domain meshing) en daarna pas gaat hij beginnen solven. Tijdens het solven kan je ook de nauwkeurigheid van de waarden bekritisieren door op inspect te drukken. Verder kan men de convergentie in het oog houden.



Figuur 143: Convergence monitor

### 10.5.1.1 Wat als de simulatie niet convergeert?

Dit kan aan verscheidene zaken liggen zoals:

- Mesh-fouten of foutieve mesh mating
- Te ruwe of te fijne mesh
- Fouten in de simulation objects zoals 2 verschillende media geselecteerd, of geen flow surface e.d.
- Een te strikte eis in verband met de residuals

### 10.5.2 Verschillende turbulentiemodellen, hoe correct kiezen

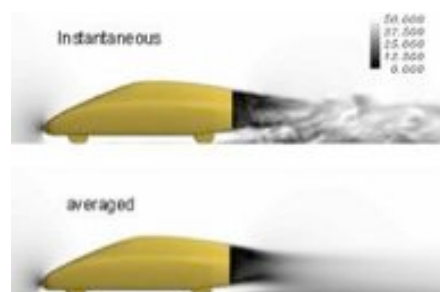
Hierbij dient men te starten met te onderzoeken of de stroming zich bij de betreffende snelheid laminair of turbulent gedraagt. Hiervoor bestaat er een experimenteel waargenomen vuistregel voor omringende stroming. De transformatie van laminair naar turbulent treedt op indien:

$$Re \approx 500\,000$$

Indien het reynoldsgetal op een afstand van de koorde onder deze waarde ligt dan kan men er vanuit gaan dat de stroming zich laminair gaat gedragen en mag men geen turbulentiemodel inschakelen. Men moet dus kiezen voor (none) Laminar. Anders krijgt men erg grote fouten in de berekening van de drag.

Indien de stroming turbulent is dan geeft SST met second order momentum de beste resultaten voor een nog redelijke solvetijd. SST staat voor Shear Stress Transport en combineert de voordelen van k-omega en k-epsilon in 1 solver algoritme. Hierdoor krijgt men zowel midden in het fluidum als aan de randen vrij nauwkeurige waarden. Voor een korte eerste indruk kan het mixing length model voldoen.

Indien men de meest correcte waarden wenst dan kan men trachten om op een vereenvoudigd model een LES analyse los te laten. Het Large Eddy Simulation model rekent niet met RANS maar met de volledige Navier-Stokes vergelijkingen. Enkele nadelen zijn dat deze simulatie steeds parallel dient te gebeuren en dat men enkel transient analyses kan doen. Men dient ook steeds te werken met een convective outflow en heeft een erg verhoogd risico op convergentieproblemen. Grote voordelen daarentegen zijn de nauwkeurige berekening van vortices en de meest accurate waarden. De solver rekent hierbij steeds tot de fout tussen 2 iteraties onder een bepaalde waarde is. Dit model is enkel aangeraden wanneer men de reële eddies wenst weer te geven (stromingsverstoringen). LES houdt rekening met de instabiele stroming.



Figuur 144: Verschil LES en RANS analyse [37]

## 10.6 Optimalisatie

### 10.6.1 Geometry optimization

Deze tool wordt gebruikt om ontwerpen te optimaliseren. Hierbij zal de software het ontwerp aanpassen naar een vooropgesteld doel. Dit kan bijvoorbeeld het minimaliseren van het gewicht zijn.

Bij deze optimalisatie zullen er een aantal parameters aangeduid moeten worden.

1. Design objective: welk object moet geoptimaliseerd worden.
2. Constraints: welke waardes mogen niet veranderd worden.
3. Design variables: welke waardes mogen veranderen.

De software zal een aantal iteraties uitvoeren om zo de geoptimaliseerde waarde te bekomen.

Workflow:

Eerst moet het ontwerp gemodelleerd worden en hier moet eerst een structurele analyse op uitgevoerd worden. Vervolgens moet er een optimalisatie setup aangemaakt worden. Hierin moeten de design objectives, constraints en design variables aangeduid worden. Tenslotte solved men deze setup.

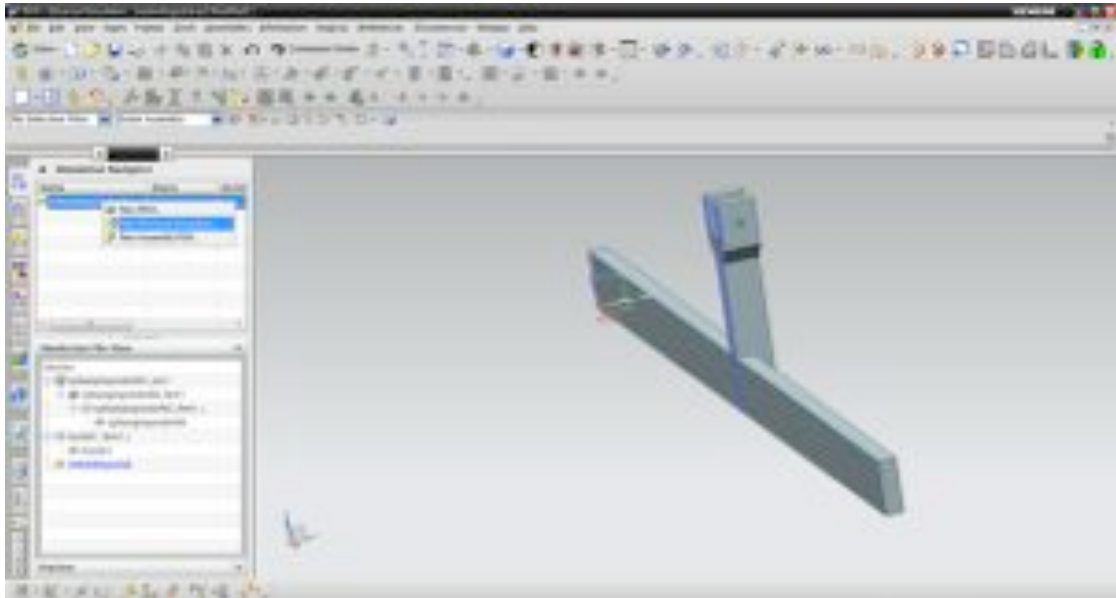
Toepassing:

Bij het ontwikkelen van hydrofoils is er nood aan een ophangstelsel en een regelsysteem. Bovenstaande tool zal gebruikt worden om een van de componenten van het ophangstelsel te optimaliseren. Een van de componenten die geoptimaliseerd moet worden is de verbindingstaaf. Deze zal verder uitgewerkt worden.

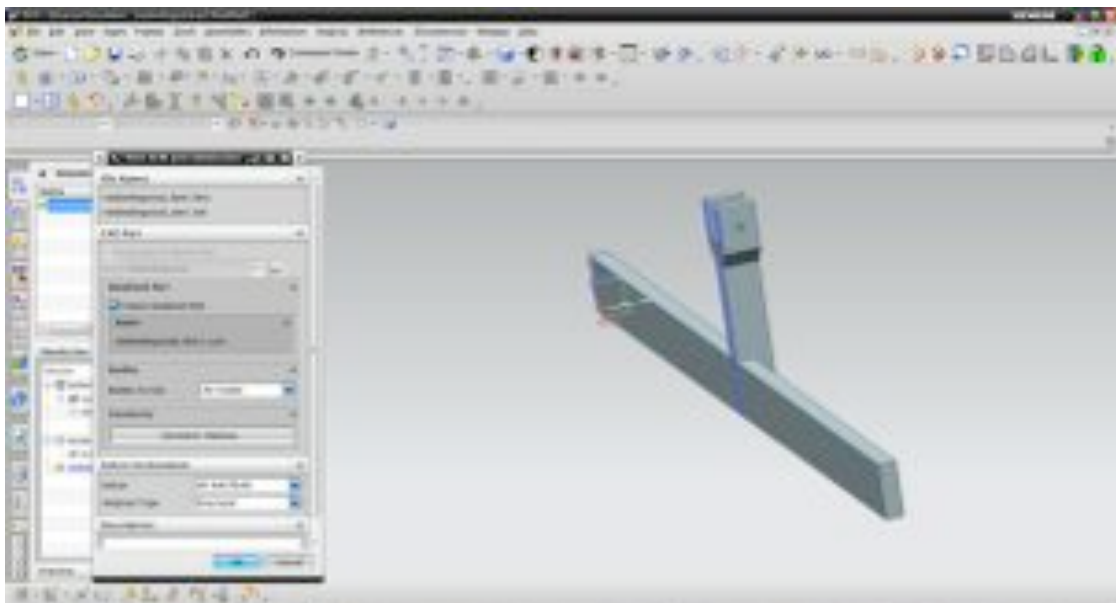


Figuur 145: Geopt.: situering optimalisatie

Eerst moet er gewone structurele analyse uitgevoerd worden. Opmerking. Het is belangrijk om de element iterative solver aan te vinken. Dit komt doordat de Geommetry optimazation gebruik maak van een iteratief proces.



Figuur 146: Geopt.: new FEM en simulatie

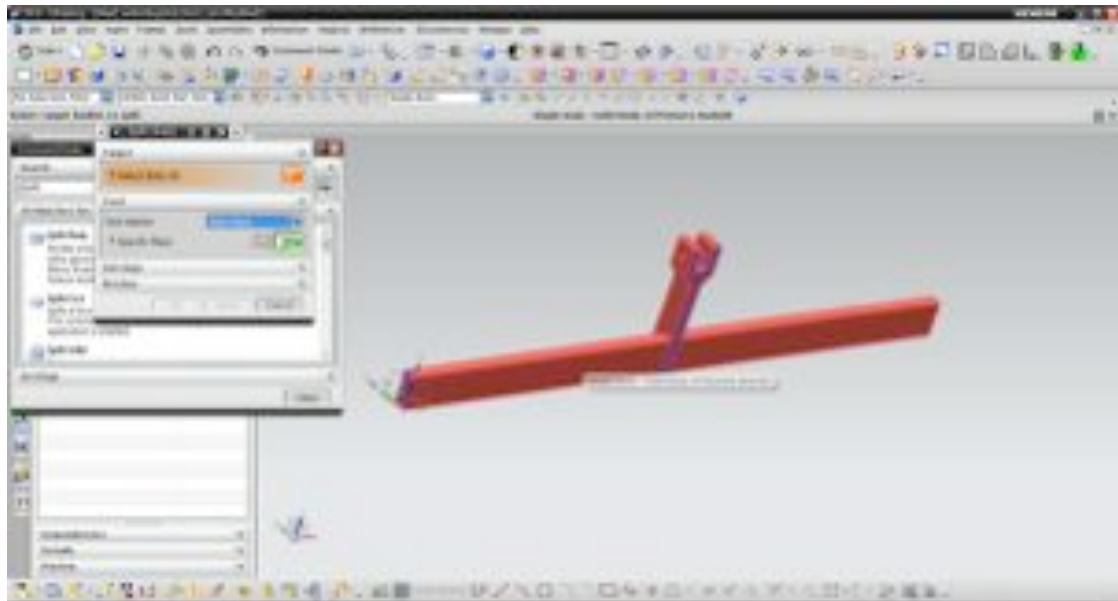


Figuur 147: Geopt.: create idealized part

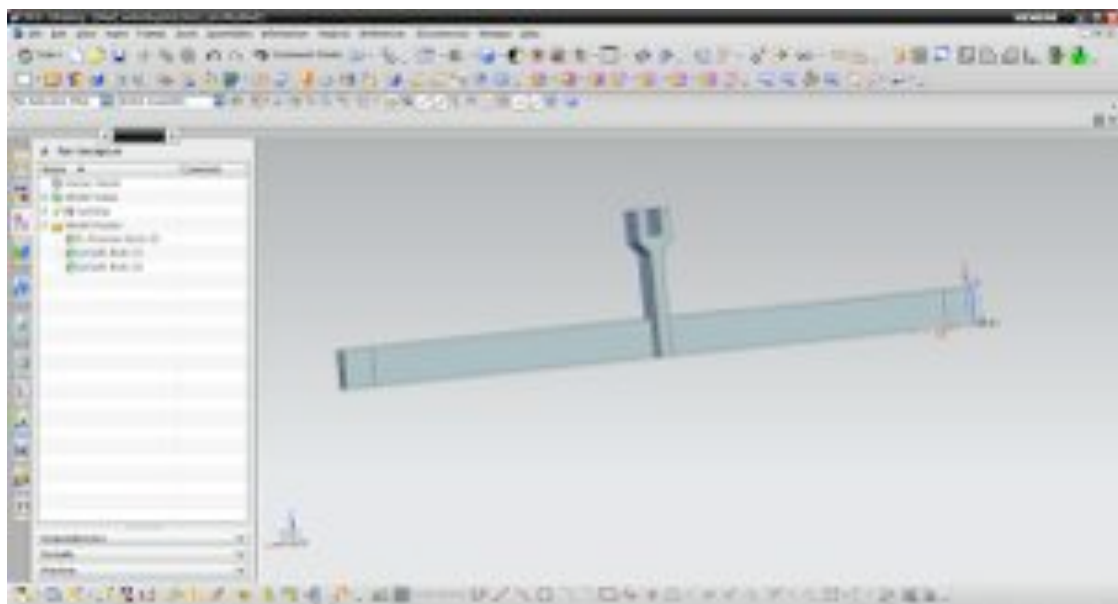
Zoals afgebeeld in Figuur 145 zal de verbindingstaaf vast gezet worden (constraint) met de deksels van de struts. Om enkel deze delen van de verbindingstaaf te kunnen constrainen zal er eerst



gebruik moeten maken van een split body. De breedte van het deksel is 50,5mm.

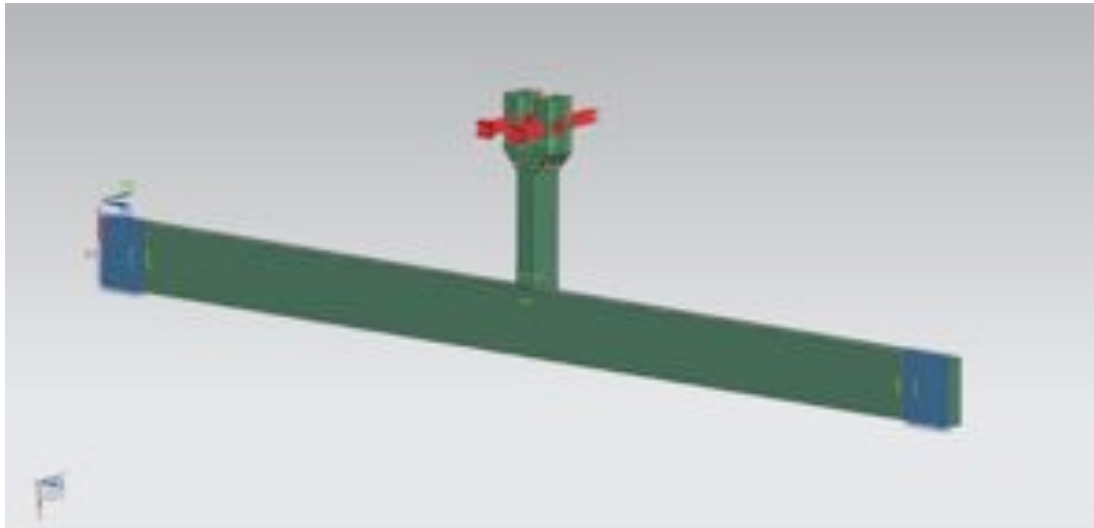


Figuur 148: Geopt.: split body



Figuur 149: Geopt.: split body 2

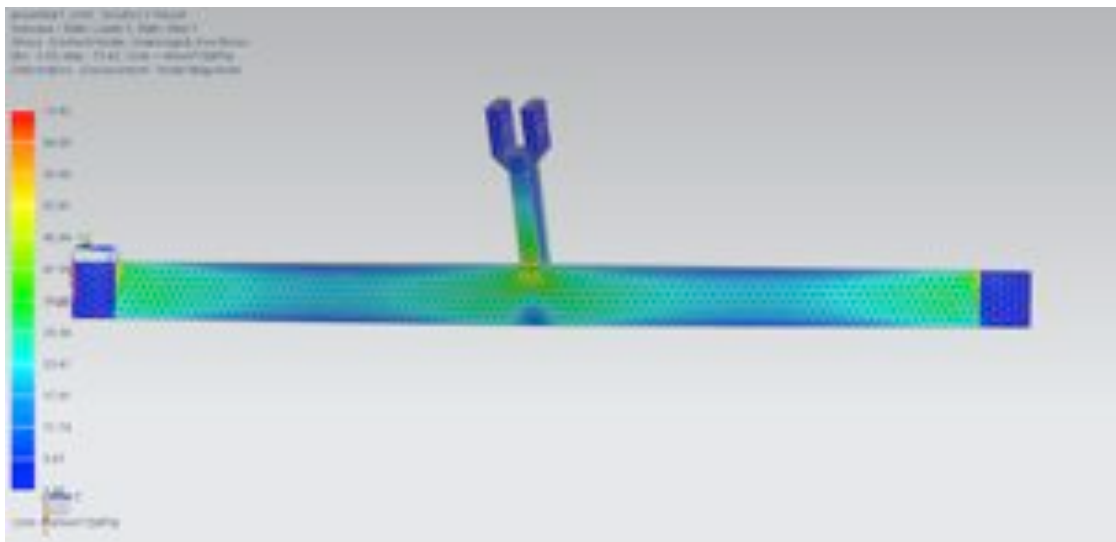
De kracht die aangrijpt in de boringen bedraagt 750N. Het is echter beter om de constructie over te dimensioneren om onvoorziene omstandigheden mee in te calculeren. Er wordt hier een 20% extra genomen. De nieuwe kracht bedraagt nu 900N, deze grijpt in boringen bovenaan het stuk zoals afgebeeld in Figuur 150.



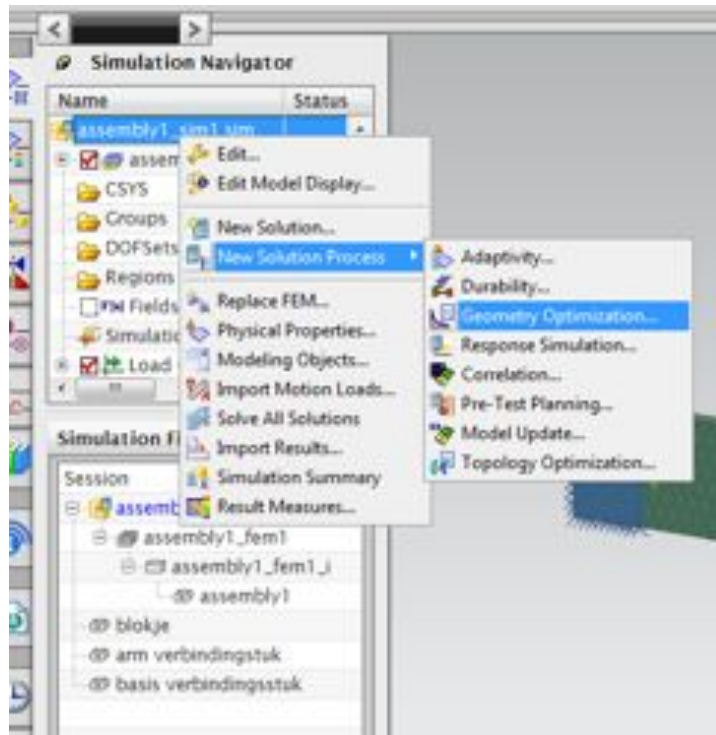
Figuur 150: Geopt.: kracht

Van deze configuratie wordt een structurele analyse uitgevoerd. De hoogste waarde bedraagt hier 70MPa. Deze kan geoptimaliseerd worden. Zie Figuur 151.

Om een geometry optimization uit te voeren. R-muisklik op verbindingstuk\_sim, new solutionproces, geometry optimization zoals te zien in Figuur 152.

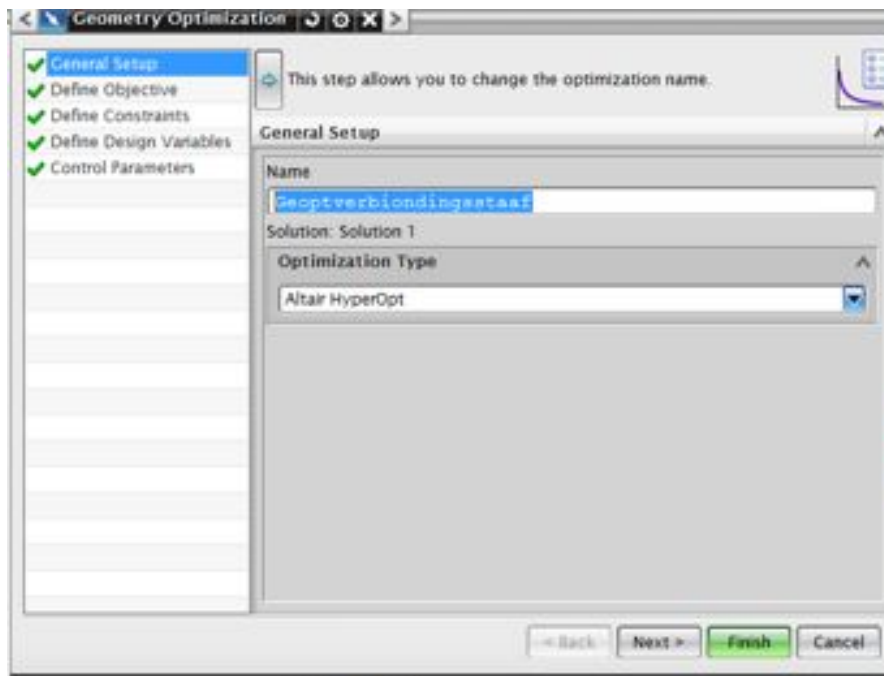


Figuur 151: Geopt.: eerste analyse



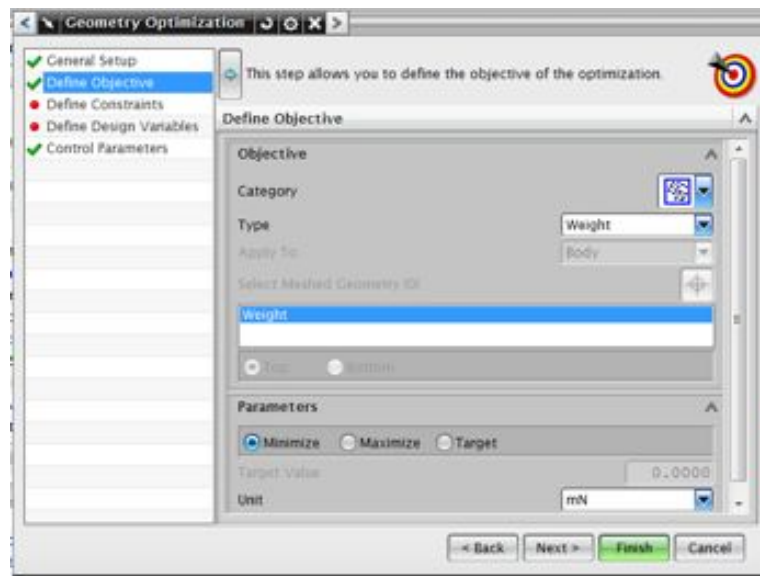
Figuur 152: Geopt.: new Solution Process

Er wordt een wizard geopend. Deze laat toe om alle constraints, design variables aan te duiden. In het eerste venster kan de naam en de solver gewijzigd worden.



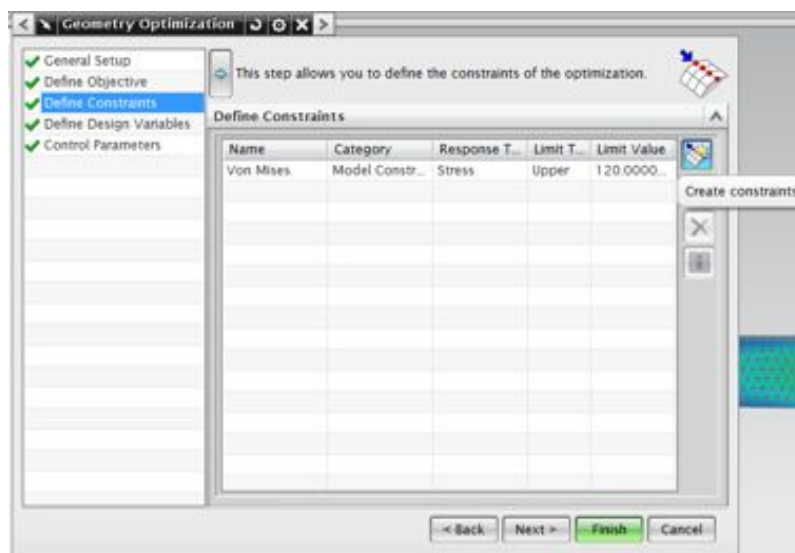
Figuur 153: Geopt.: aanmaken optimalisatie

Tweede venster: hier kan het object geselecteerd worden dat geoptimaliseerd moet worden. Hier kan zowel het hele object aangeduid worden of 2D, 1D meshes. In het geval van de verbingsstaaf zal heel het object geoptimaliseerd moeten worden en dit naar een zo laag mogelijk gewicht (minimize weight).



Figuur 154: Geopt.: define objective

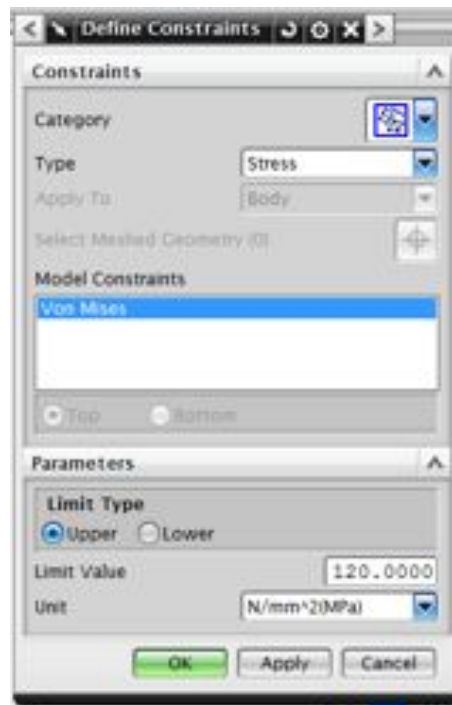
In het volgende venster kunnen de constraints ingesteld worden in de rechterbovenhoek (create constraints).



Figuur 155: Geopt.: define constraints

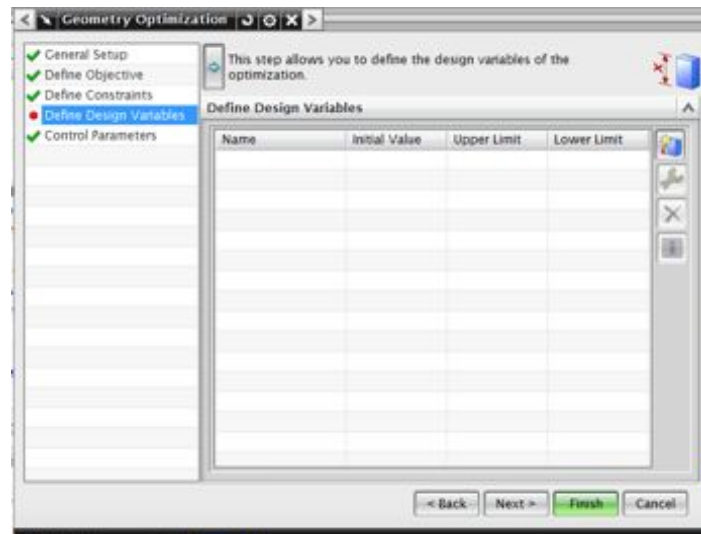
In het geval van de verbingsstaaf moet heel de body geconstraïnd worden op maximale spanningen.

Het materiaal dat voor de verbingsstaal gebruikt wordt is automatenaluminium. Dit heeft een rekgrrens van 240 MPa, met een veiligheidsfactor van 2 vinden we een bovengrens van 120 MPa.



Figuur 156: Geopt.: define constraints 2

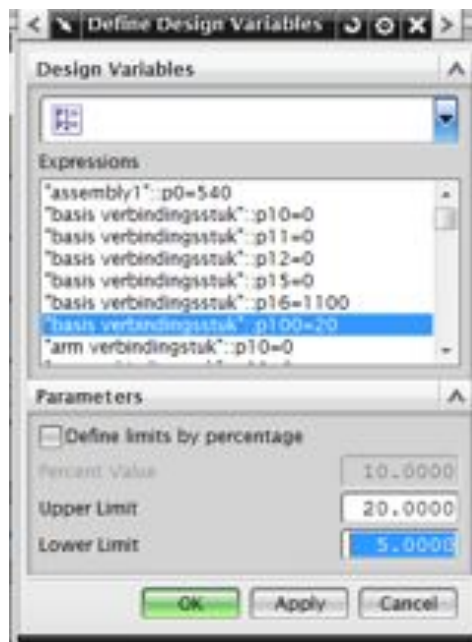
In het volgende venster kunnen de design variables gedefinieerd worden. Dit zijn de waardes die veranderd moeten worden.



Figuur 157: Geopt.: design variables

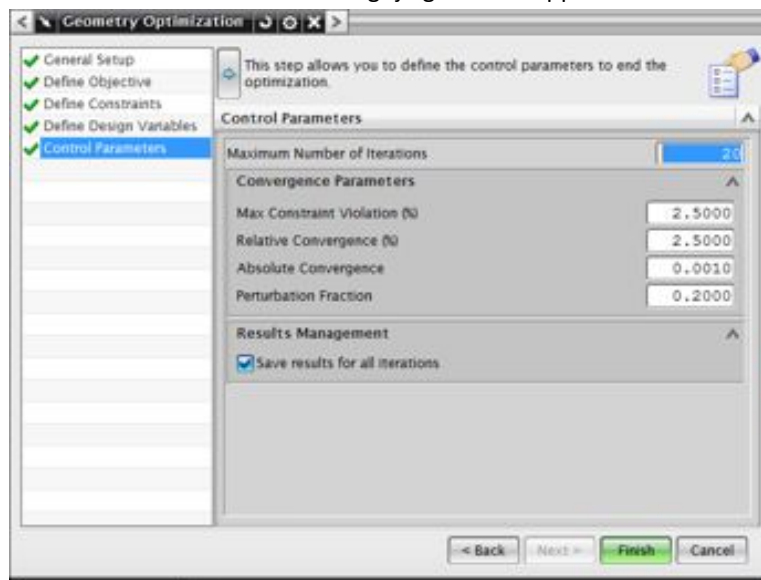
In het geval van de verbindingsstaaf kan “Basis verbindingsstuk” (Figuur 158: Geopt.: define variables 2) variëren.

Tip: neem voor de ‘upper limit’ steeds de waarde die gemodelleerd is (die zelf getekend is). Voor de ‘lower limit’ wordt best een veel lagere waarde genomen.



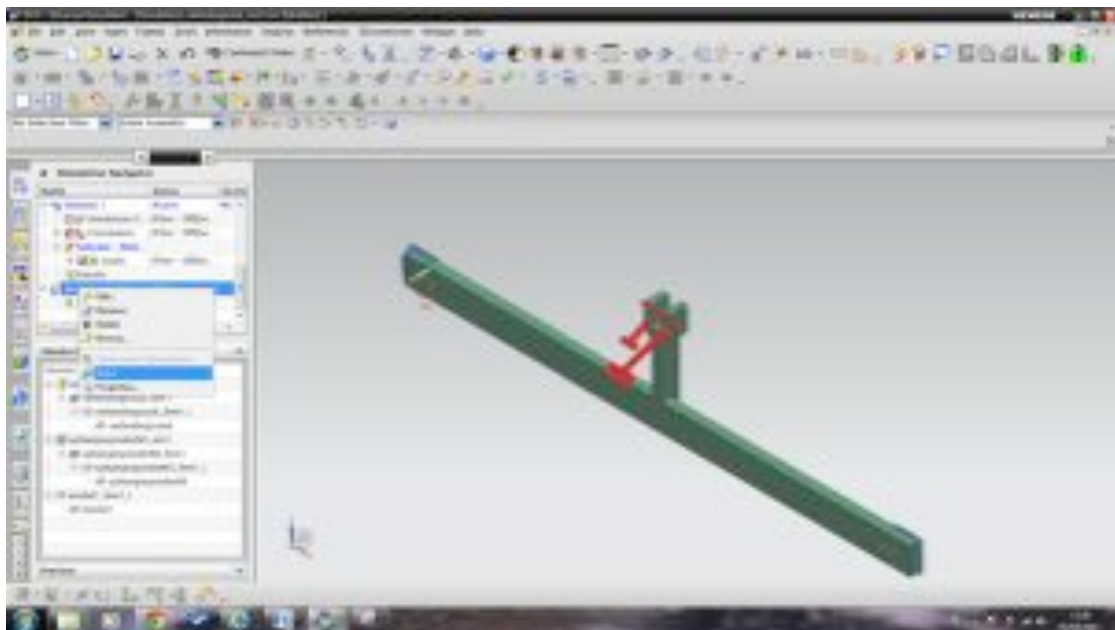
Figuur 158: Geopt.: define variables 2

In het laatste venster kan het maximum aantal iteraties ingevuld worden alsook de parameters wanneer de iteraties vroegtijdig zullen stoppen.



Figuur 159: Geopt.: control parameters

Vervolgens wordt de simulatie gesolved.



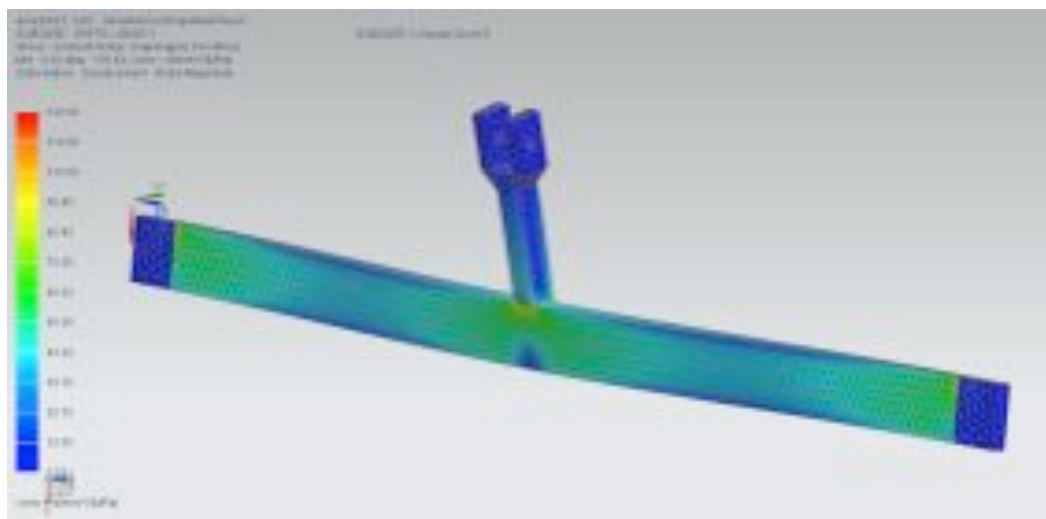
Figuur 160: Geopt.: solven van optimalisatie

Tijdens het solve proces zal automatisch een Excel tabel geopend worden. Hierin staan het aantal iteraties, maximale gewicht, de waardes die zijn veranderd,... deze zijn ook in grafiek vorm terug te vinden. (Figuur 161) Bij het sluiten van deze Excel tabel kan men de geoptimaliseerde vorm terug vinden in 'results'.

Opmerking: de Excel tabel moet gesloten worden om de geoptimaliseerde vorm te bezichtigen.

	A	B	C	D	E	F	G
1	<b>Optimization History</b>						
2	Based on Altair HyperOpt						
3							
4	<b>Design Objective Function Results</b>						
5	Minimum Weight [mN]	0	1	2	3	4	5
6		38816.83	33551.04	31795.49	30066.35	30147.64	30066.35
7							
8	<b>Design Variable Results</b>						
9	Name	0	1	2	3	4	5
10	"basis verbindingsstuk":p100=20	20	17	16	15.01604	15.06237	15.01604
11							
12	<b>Design Constraint Results</b>						
13		0	1	2	3	4	5
14	Element Nodal Unaveraged Von Mises						
15	Upper Limit = 120.000000 [N/mm^2(MPa)]	70.41508	92.17649	104.3534	120.9065	115.5287	120.5977
16							
17							
18	Small change in design, run converged.						

Figuur 161: Geopt.: tabel Excel



Figuur 162: Geopt.: resultaat

De maximale spanning is vooraf bepaald op bovengrens 120 MPa. Deze is ook terug te vinden in de simulatie.



### 10.6.2 DESOPT 200 optimization

NX heeft buiten de Geometry optimization ook nog andere algoritmes om elementen te optimaliseren. Zo is er de DESOPT 200. Dit algoritme kan 4 verschillende design variables hebben in NX. Deze Design variables laten veranderingen toe zodat het object geoptimaliseerd kan worden.

- Property: met dit type kunnen de fysieke eigenschappen gekozen worden. Bv T (thickness) in een Pshell of DIM1 in een PBEAML

Property type	Supported fields
PBAR	A, I1, I2, J, NSM, C1, C2, D1, D2, E1, E2, F1, F2, K1, K2, I12
PBARL	DIM1, DIM2, DIM3, DIM4, DIM5, DIM6, NSM
PBEAM	A(A), I1(A), I2(A), I12(A), J(A), NSM(A), C1(A), C2(A), D1(A), D2(A), E1(A), E2(A), F1(A), F2(A), A(B), I1(B), I2(B), I12(B), J(B), NSM(B), C1(B), C2(B), D1(B), D2(B), E1(B), E2(B), F1(B), F2(B), CW(A), CW(B), N1(A), N2(A), N1(B), N2(B))
PBEAML	DIM1(A), DIM2(A), DIM3(A), DIM4(A), DIM5(A), DIM6(A), NSM(A), DIM1(B), DIM2(B), DIM3(B), DIM4(B), DIM5(B), DIM6(B), NSM(B))
PBUSH	K1, K2, K3, K4, K5, K6, B1, B2, B3, B4, B5, B6, GE1, SA, ST, EA, ET
PDAMP	B1
PELEAS	K1, GE1, S1
PGAP	U0, F0, KA, KB, KT, MU1, MU2
PMASS	M1
PROD	A, J, C, NSM
PSHEAR	T, NSM, F1, F2
PSHELL	T, 12I/T**3, TS/T, NSM, Z1, Z2
PTUBE	OD, T, NSM
PVISC	CE1, CR1

Figuur 163: Desopt 200: property

- Composite property: bij type kan je de laminaat of composiet eigenschappen wijzigen.
- Material: hierbij kan je de materiaal eigenschappen laten variëren.
- Connectivity: connectiviteit tussen de elementen.

Een nadeel, toch in het verband met het ontwerpen van de ophanging voor de *hydrofoils*, is dat de Desopt 200 geen dimensions in een sketch kunnen veranderen. En dit is net wat wenselijk is.

### 10.6.3 Topology optimization

Topology optimization gebruikt de Tosca Topology Optimization solver door FE DESIGN. De solver zal suggesties voorstellen gebaseerd op de analyses vanuit het eindige elementen model van NASTRAN.

De Topology Optimization is een optimalisatie type dat van een bepaald vooropgesteld gebied materiaal gaat wegnemen om bijvoorbeeld gewicht en materiaal te besparen.

Eerst moet er een Design area worden gespecificeerd. Dit is het gebied waar dat materiaal mag weggenomen worden of waar het voorwerp geoptimaliseerd mag worden. De software zal automatisch elementen, waar krachten op aangrijpen, niet optimaliseren.

De design variables zijn in dit optimalisatie type de relatieve dichtheid van elk element in de design area. De optimalisatie zal elk element een relatieve dichtheid geven met een waarde tussen 0 (soft element) en een 1 (hard element). Vervolgens zal de optimalisatie deze waarde veranderen om het einddoel (design objective) te bekomen. Een waarde van 0 (soft element) laat de solver toe om het element weg te nemen.

Design objective is de functie waarmee je kan minimaliseren of maximaliseren tijdens de optimalisatie. Dit kan bijvoorbeeld het maximaliseren van de stijfheid van de structuur zijn of minimaliseren van het volume zijn. Zoals in Figuur 164 is afgebeeld kunnen verschillende design objectives aangeduid worden bij hun verschillende solvertypes.

Nastran solution	Supported design objectives
SESTATIC 101 - Single Constraint	Volume Stress/Strain (stiffness) Displacement
SEMODES 103	Volume Frequency

Figuur 164: Topology: design objectives

Design constraints kan net zoals Geometry Optimization en DESOPT 200 grenswaarden aanduiden op het voorwerp zodat deze niet overschreden worden tijdens het optimaliseren.

Net zoals de DESOPT 200 optimalisatie solver is deze optimalisatie niet ideaal voor het ontwikkelen van het ophangstelsel van de *hydrofoils*. We willen een minimaal gewicht voor de ophanging. De solver zal op bepaalde plaatsen materiaal wegnemen. De verkregen vorm is hierdoor complexer geworden en hierdoor ook moeilijker om te maken. Dit zal de kostprijs en productietijd van het ophangstelsel doen stijgen wat niet wenselijk is.

## 10.7 Berekeningen

Berekeningen worden uitgevoerd aan de hand van Roloff/matek [23] en materialenleer 4-EM/EM[25]

### 10.7.1 Boutverbindingen

Berekening boutverbinding verbindingstuk.

Berekende kracht = 750N (zie Figuur 170)

Er wordt net zoals de structurele analyse een 20% extra kracht bij gerekend om elementen die over het hoofd zijn gezien mee in te calculeren.

Kracht → 900N

Deze kracht wordt verdeeld over 4 bouten →  $900/4=225N$

Afschatting bout volgens Tabel 8-13 [38]

**Tabel 8-13 Richtwaarden voor de keuze van schroefbouten**

nominale diameter in mm voor schroefbouten bij kracht per schroef  $F_B$  resp.  $F_D$  in kN tot

schroefklasse	nominale diameter in mm voor schroefbouten bij kracht per schroef $F_B$ resp. $F_D$ in kN tot												
	stat. staal	1,6	2,5	4	6,3	10	16	25	40	63	100	160	250
dyn. staal	1	1,6	2,5	4,0	6,3	10	16	25	40	63	100	160	250
brons	0,32	0,5	0,8	1,25	2	3,15	5	8	12,5	20	31,5	50	
4,6	4	5	10	12	16	20	24	27	33	-	-	-	-
4,8, 5,8	5	6	8	10	12	16	20	24	30	-	-	-	-
5,8, 6,8	4	5	6	8	10	12	14	18	22	27	-	-	-
8,8	4	5	6	8	8	10	14	16	20	24	30	-	-
10,9	-	4	5	6	8	10	12	14	16	20	27	30	-
12,9	-	4	5	5	8	8	10	12	16	20	24	30	-

Figuur 165: Roloff Matek tabellenboek T8-13 [38]

Door gebruik te maken van bovenstaande tabel wordt er een nominale diameter van 4 mm bekomen

Nauwkeuriger bereken.

$$A_s \text{ of } A_t \geq \frac{F_B + F_{Kl}}{\kappa \cdot k_A - \beta \cdot E \cdot \frac{f_z}{l_k}}$$

$$F_B = 225N$$

$$F_{Kl} = 0N$$

$$R_{p0.2} = 640 \frac{N}{mm^2} \text{ (volgens tabel 8-4)}$$

$$E = 210\,000 \frac{N}{mm^2}$$

$$f_z = 0,011mm$$

$$l_k = 30mm$$

$$k_A = 1 \text{ (volgens tabel 8-11)}$$

$$\beta = 0,8$$

$$\mu_G = 0,14$$

$$\kappa = 1,24$$

$$A_s \text{ of } A_t \geq \frac{225+0}{\frac{640}{1,24 \cdot 1} - 0,8 \cdot 210000 \cdot \frac{0,011}{30}} = 0,50 \text{ mm}^2 \rightarrow \text{M1.2}$$

Er is een groot verschil tussen de berekende grootte en de afgeschatte grootte. Dit komt omdat de kleinste waarde in tabel 8-13 1kN is. De waarde die gebruikt wordt in de berekening is meer dan ¼ kleiner.

De verbinding ondervindt sterk wisselende bedrijfskrachten. Hierbij moet dus de vermoeiingsgrens van de schroef gecontroleerd worden.

$$\pm \sigma_a \approx \pm k \frac{F_{Bb} - F_{B0}}{A_3} \leq \sigma_A$$

$$\sigma_a \pm 0,1 \frac{225N}{0,626 \text{ mm}^2} = 35,9$$

$$\sigma_A = 0,75 \left( \frac{180}{d} + 52 \right) = 0,75 \left( \frac{180}{1,2} + 52 \right) = 151,5$$

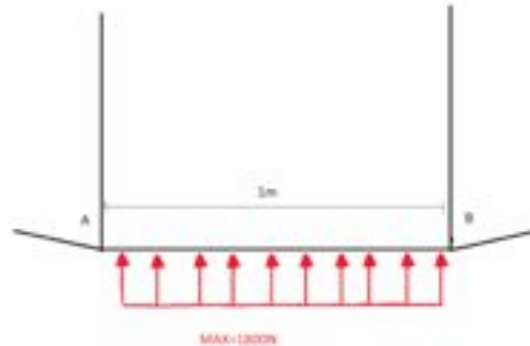
→ OK

Berekening in inventor

Figuur 166: Bout berekening inventor

→M4

## Berekening bouten foil



Figuur 167: Reactiekrachten bout berekening

De totale liftkracht bedraagt een 1800N. Ook hier wordt 20% extra kracht bijgerekend om onvoorziene krachten op te vangen. Dus totale kracht=1800N.  $1,2=2160N$

Eerst moeten de reactiekrachten berekend worden in punt A en B

Er zijn 2 bouten in punt A die de krachten opnemen en 2 bouten in punt B die de krachten opnemen.

Elke bout moet dus  $\pm 540 N$  dwarskracht opnemen.

De vereiste klemkracht per schroef en wrijvingsoppervlak volgt uit:

$$F_{kl} = \frac{F_{Dtot}}{\mu_{st} \cdot n}$$

$$F_{Dtot} = 2160N$$

$$\mu_{st} \approx 0,15 \text{ (carbon op carbon) [26]}$$

$$n=4$$

$$F_{kl} = \frac{2160}{0,15 \cdot 4} = 3600N$$

Afschatting bout volgens Tabel 8-13 [38]

werk- klasse	nominale diameter in mm voor schachtbouten bij kracht per schroef												
	stat. axiaal dyn. axiaal dwars	$F_B$ resp. $F_D$ in kN tot											
		1,6	2,5	4	6,3	10	16	25	40	63	100	160	250
	1	1,6	2,5	4,0	6,3	10	16	25	40	63	100	160	250
	0,32	0,5	0,8	1,25	2	3,15	5	8	12,5	20	31,5	50	
4,6	6	8	10	12	16	20	24	27	33	-	-	-	-
4,8, 5,6	5	6	8	10	12	16	20	24	30	-	-	-	-
5,8, 6,8	4	5	6	8	10	12	14	18	22	27	-	-	-
8,8	4	5	6	8	8	10	14	16	20	24	30	-	-
10,9	-	4	5	6	8	10	12	14	16	20	27	30	-
12,9	-	4	5	5	8	8	10	12	16	20	24	30	-

Figuur 168: Rolof Matek tabellen boek T8-13 bout draagvleugel [38]

Hier wordt er een diameter van 8 bekomen.

Nauwkeuriger berekenen.

$$A_s \text{ of } A_t \geq \frac{F_B + F_{KL}}{\kappa \cdot k_A \cdot R_{p0.2} \cdot \beta \cdot E \cdot l_k}$$

$$F_B = N$$

$$F_{KL} = 3600N$$

$$R_{p0.2} = 640 \frac{N}{mm^2} \text{ (volgens Tabel 8-4)}$$

$$E = 210\,000 \frac{N}{mm^2}$$

$$f_z = 0,011mm$$

$$l_k = 5mm$$

$$k_A = 1 \text{ (volgens Tabel 8-11)}$$

$$\beta = 0,8$$

$$\mu_G = 0,14$$

$$\kappa = 1,24$$

$$A_s \text{ of } A_t \geq \frac{3600}{1,24 \cdot 1 \cdot 0,8 \cdot 210000 \cdot \frac{0,011}{5}} = 24,56mm^2 \rightarrow M8$$

De verbinding ondervindt sterk wisselende bedrijfskrachten. Hierbij moet dus de vermoeiingsgrens van de schroef gecontroleerd worden.

$$\pm \sigma_a \approx \pm k \frac{F_{Bb} - F_{B0}}{A_3} \leq \sigma_A$$

$$\sigma_a \pm 0,1 \frac{3600N}{24,56mm^2} = 14,7$$

$$\sigma_A = 0,75 \left( \frac{180}{d} + 52 \right) = 0,75 \left( \frac{180}{10} + 52 \right) = 52,5$$

→ OK

Berekening in Inventor

**Type of Strength Calculation**  
Bolt diameter design

**Loads**

**Plates Material**  
 User material  
Modulus of Elasticity  $E_2$  133000

**Joint Properties**  
Functional Width  $L$  30.000 mm

**Bolt**  
Number of bolts  $z$  4  
Thread Diameter  $d$  7.000 mm  
Pitch  $p$  1.250 mm  
Mean Bolt Diameter  $d_s$  6.188 mm  
Minimal Bolt Diameter  $d_{min}$  5.466 mm

**Bolt Material**  
 User material  
Yield Strength  $S_y$  689 MPa  
Modulus of Elasticity  $E_1$  210000 MPa  
Allowable Thread Pressure  $p_s$  40 MPa  
Thread Friction Factor  $f_1$  0.20 ul  
Head Friction Factor  $f_2$  0.25 ul

**Results**

$d$	7.000 mm
$p$	1.250 mm
$d_s$	6.188 mm
$d_{min}$	5.466 mm
$d_c$	0.000 mm
$F_r$	1350.000 N
$F_{max}$	1350.000 N
$M_u$	2.924 N m
$\sigma_z$	57.523 MPa
$\tau_k$	91.170 MPa
$\sigma_{rad}$	168.062 MPa
$\sigma_{mer}$	57.523 MPa
$p_c$	22.420 MPa
$k_{sc}$	4.09968 ul

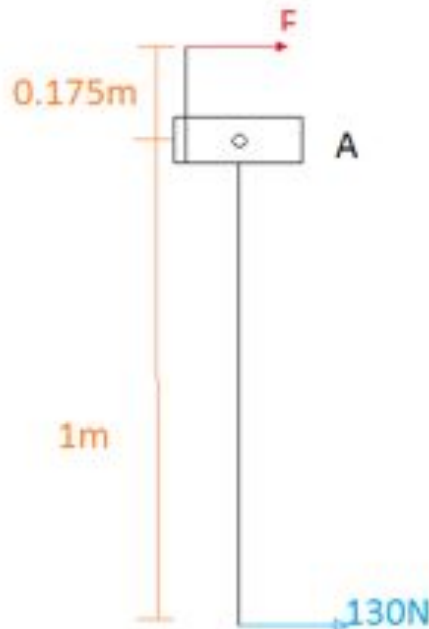
**Maximal Axial Force**  $F_x$  0  
**Maximal Tangent Force**  $F_t$  2160  
**Tightness Factor**  $k$  1  
**Force Input Factor**  $m$  0.50 ul  
**Joint Friction Factor**  $f$  0.40 ul  
**Required Safety Factor**  $k_s$  3.00 ul

Figuur 169: Berekening bout draagvleugel inventor

→M7

Berekening bewegingsschroefdraad.

Schematische voorstelling



Figuur 170: Reactiekracht bewegingsschroefdraad

We gaan ervan uit dat de weerstand van struts en draagvleugel 130N bedraagt. Hieruit kunnen we de reactiekracht F berekenen. Deze bedraagt  $130\text{Nm}/0.175\text{m} = 742\text{N} \approx 750\text{N}$ . ook hier nemen we 20% extra kracht.  $750 \cdot 20\% = 900\text{N}$

De diameter voor op lang belaste schroeven wordt met onderstaande formule bepaald.

$$d_3 = \sqrt[4]{\frac{64 \cdot F \cdot S \cdot l_k^2}{\pi^3 \cdot E}}$$

$$F = 900\text{N}$$

$S_{\text{veilig}} = 6 \dots 8$  in eerste instantie

$$l_k = 0,7250\text{mm}$$

$$E = 210\,000 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

$$d_3 = \sqrt[4]{\frac{64 \cdot 900 \cdot 6 \cdot 175^2}{\pi^3 \cdot 210000}} = 6,35\text{mm} \rightarrow \text{Tr 8}$$

Doordat de kleinste bewegingsschroefdraad een diameter van 10 mm heeft, zullen de berekeningen verder verlopen met de deze waarde.

Aanhaalmoment:

$$T = F \cdot \frac{d_2}{2} \tan(\varphi + \rho')$$

$$d_2 = d - 0,5P = 10 - 0,5 \cdot 3 \text{ (P=3 zie bijlage, trapeziumdraad fabory)}$$

$$\varphi = 3^\circ$$

$$\rho' = 10^\circ$$

$$T_{\text{draai}} = 900 \cdot \frac{8,5}{2} \tan(3^\circ + 10^\circ) = 0,883\text{Nm}$$

De stappenmotor zal minstens een 'holding torque' moeten leveren van een 0.883Nm.

Controle:

$$\sigma_{d(t)} = \frac{F}{A_3} \leq \bar{\sigma}_{d(t)}$$

$$\sigma_d = \frac{900\text{N}}{44,2\text{mm}^2} = 20,36\text{MPa}$$

$$\bar{\sigma}_{d(t)} = \frac{\sigma_{tdW}}{2} = \frac{140 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}}{2} = 70\text{MPa}$$

→ ok

Wanneer de draadstang langere tijd belast is, moet er gecontroleerd worden op knik.



$$\sigma_k = \frac{E \cdot \pi^2}{\lambda^2} \approx \frac{2100000 \frac{N}{mm^2}}{\lambda^2}$$

$$\lambda = \frac{4 \cdot l_k}{d_3}$$

$$\lambda = \frac{4 \cdot 175 mm}{7,5 mm^2} = 93,33 mm$$

$$\sigma_k = 310 - 1,14 \cdot \lambda = 203$$

$$S_{veilig} = \frac{\sigma_k}{\sigma_d} \geq S_{eis}$$

$$S_{veilig} = 9 \rightarrow \text{ok: } S_{eis} = 4 \dots 2$$

Controle van de moerschroefdraad

$$P_v = \frac{F \cdot P}{l_1 \cdot d_2 \cdot \pi \cdot H_1} \leq \bar{p}_v$$

$$l_1 = 15 \text{ mm}$$

$$d_2 = 9$$

$$H_1 = 0,5P = 0,5 \cdot 3 = 1,5 \text{ mm (volgens Tabel 8-3 Roloff Matek tabellenboek [38])}$$

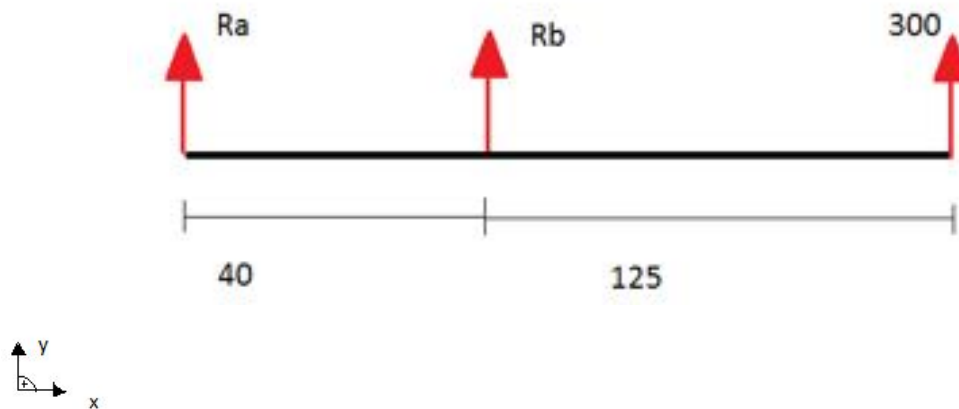
$$p_v = \frac{900,3}{15 \cdot 9 \cdot \pi \cdot 1,5} = 4,2$$

$$\bar{p}_v = 10 \dots 15 \text{ (volgens Tabel 8-18 Roloff Matek tabellenboek)}$$

$\rightarrow$  ok

### 10.7.2 As berekeningen

#### Berekening as winglet



Figuur 171: Reactiekracht as winglet

#### Reactievergelijking

$$F_y: R_A + R_B + 300 = 0$$

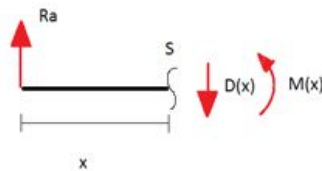
$$M_a: R_B \cdot 40 + 165 \cdot 300 = 0$$

$$R_B = -1237,5 \text{ N}$$

$$R_A = 937,5 \text{ N}$$

#### Snedes

$$0 < x < 40$$



Figuur 172: snede1 as winglet

$$F_y: 937,5 - D_{(x)} = 0$$

$$M_a: -D_{(x)} \cdot x + M_{(x)} = 0$$

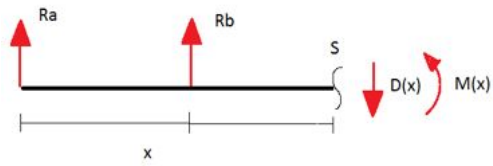
$$X=0 \rightarrow D_{(x)} = 937,5 \text{ N}$$

$$M_{(x)} = 0$$

$$X=40 \rightarrow D_{(x)} = 937,5 \text{ N}$$

$$M_{(x)} = 37500 \text{ Nmm}$$

$$40 < x < 165$$



Figuur 173: Snede 2 as winglet

$$F_y: 937,5 - 1237,5 - D_{(x)} = 0$$

$$M_a: -1237,5 \cdot 40 - D_{(x)} \cdot x + M_{(x)} = 0$$

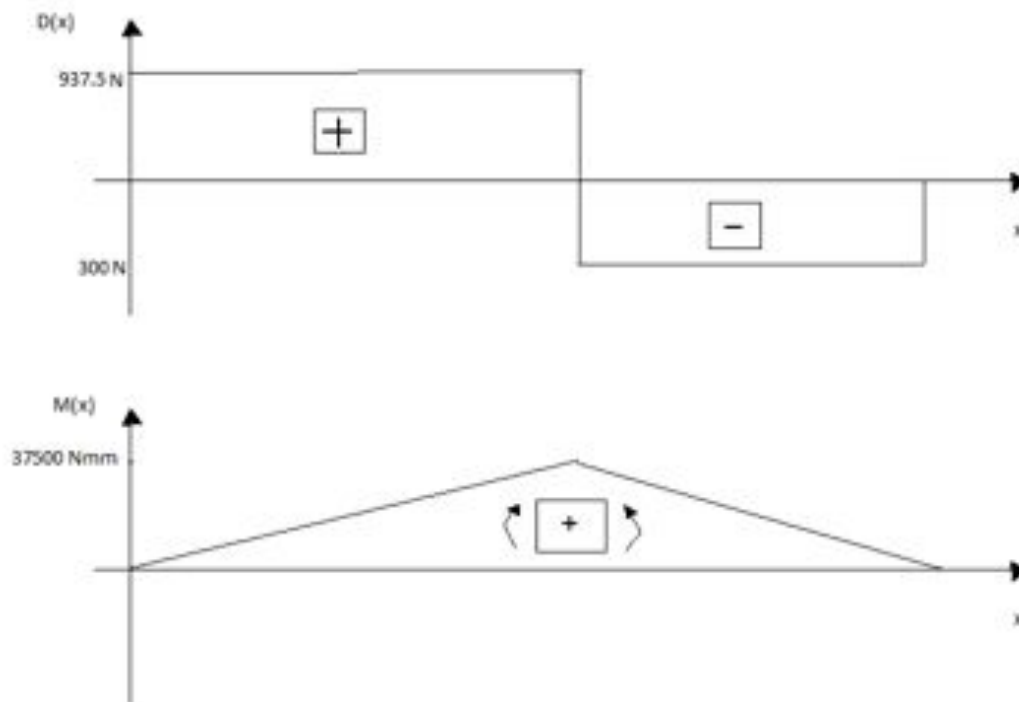
$$X=40 \rightarrow D_{(x)} = 937,5 \text{ N}$$

$$M_{(x)} = 37500 \text{ Nmm}$$

$$X=165 \rightarrow D_{(x)} = -300 \text{ N}$$

$$M_{(x)} = 0 \text{ Nmm}$$

### Belastingslijnen



Figuur 174: Belastingslijnen as winglet

### Bepaling diameter as

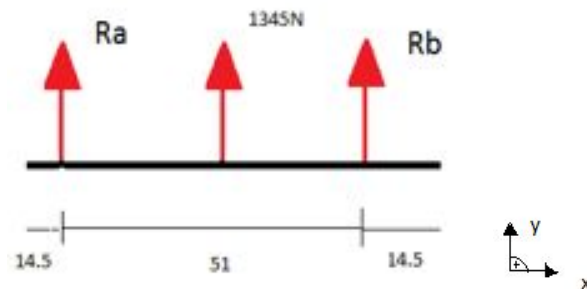
$$\sigma_{max} = \frac{R_e}{S_{veilig}} = \frac{235}{1.5} = 156,6 \text{ MPa}$$

$$D = \sqrt[3]{\frac{M_{max}}{\frac{\sigma_{max}}{\pi}}}$$

$$\sqrt[3]{\frac{37500}{\frac{156,6}{\pi} \cdot \frac{1}{32}}} = 13,47 \text{ mm} \rightarrow 14 \text{ mm}$$

Berekening as deksel

Reactievergelijking



Figuur 175: Reactiekracht as deksel

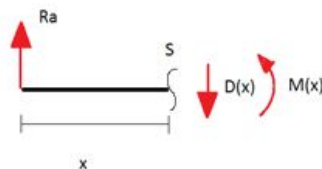
Door symmetrie kunnen we zeggen dat

$$R_B = -672,5 \text{ N}$$

$$R_A = 672,5 \text{ N}$$

Snedes

$$0 < x < 25,5$$



Figuur 176: Snede 1 as deksel

$$F_y: -672,5 - D_{(x)} = 0$$

$$M_a: -D_{(x)} \cdot x + M_{(x)} = 0$$

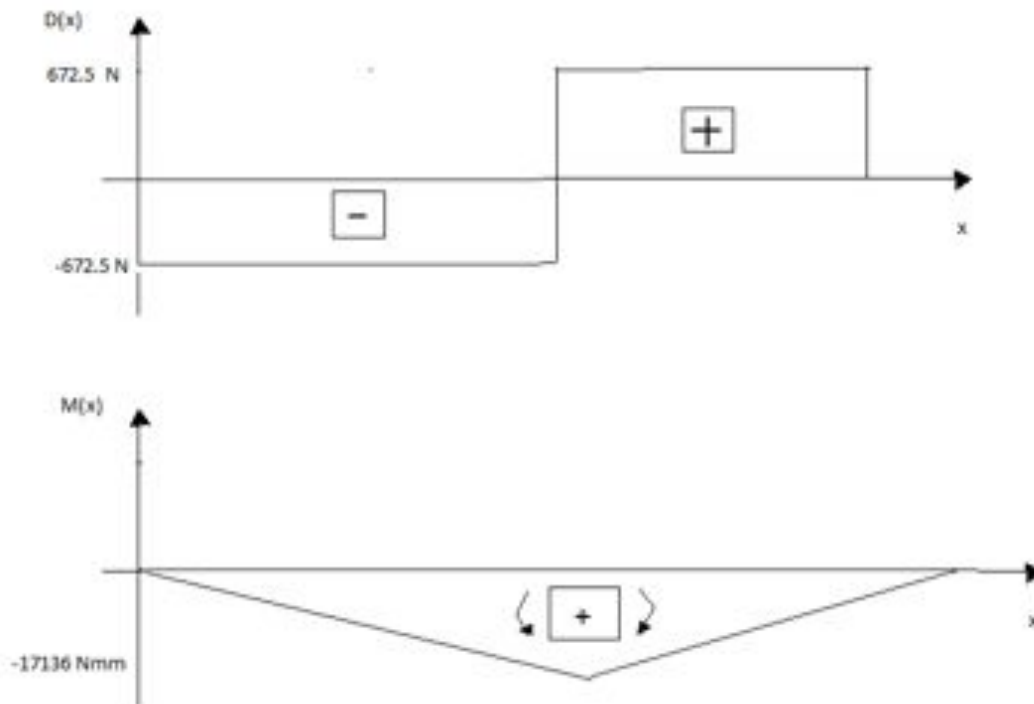
$$X=0 \rightarrow D_{(x)} = -672,5 \text{ N}$$

$$M_{(x)} = 0$$

$$X=25,5 \rightarrow D_{(x)} = -672,5 \text{ N}$$

$$M_{(x)} = -171136 \text{ Nmm}$$

## Belastingslijnen



Figuur 177: Belastingslijnen as deksel

### Bepaling diameter as

$$\sigma_{max} = \frac{R_e}{S_{veilig}} = \frac{235}{1,5} = 156,6 \text{ MPa}$$

$$D = \sqrt[3]{\frac{M_{max}}{\frac{\sigma_{max}}{\pi} \cdot 32}}$$

$$\sqrt[3]{\frac{17136}{\frac{156,6}{\pi} \cdot 32}} = 10 \text{ mm}$$

### 10.7.3 Lasnaden

Berekeningen komen voor uit [39] [40](blzF3/132) en [41]

Berekening lasnaad moer (zie technische tekening A.1)

De lasnaad wordt bij benadering enkel belast op afschuiving (materiaal: st37)

$$\tau_{loodrecht} = \frac{F}{\Sigma(a.l)} \leq \tau_{loodrecht \text{ max}}$$

$$F=900$$

$$l = \pi \cdot 2 \cdot R = \pi \cdot 2,5 = 31 \text{ mm}$$

$$\tau_{loodrecht \text{ max}} = \frac{\sigma_{dt(x)max}}{\sqrt{2}} = \frac{180}{\sqrt{2}} = 127 \text{ MPa}$$

Spanningsgebied	S 1	S 2	S 3	S 4
Gesamte Anzahl der vorgegebenen Spannungsebenen $N$	über $2 \cdot 10^4$ bis $2 \cdot 10^5$	über $2 \cdot 10^3$ bis $2 \cdot 10^4$	über $2 \cdot 10^2$ bis $2 \cdot 10^3$	über $2 \cdot 10^1$
	Gelegentliche nicht regelmäßige Beanspruchung mit langen Ruhezeiten	Regelmäßige Beanspruchung bei unterbrochenem Betrieb	Regelmäßige Beanspruchung im Dauerbetrieb	Regelmäßige Beanspruchung im einschrichtigen Dauerbetrieb
Spannungseffekte	Beanspruchungsgruppe			
$\sigma_2$ sehr leicht	S 1	S 2	S 3	S 4
$\sigma_1$ leicht	S 2	S 3	S 4	S 5
$\sigma_3$ mittel	S 3	S 4	S 5	S 6
$\sigma_4$ schwer	S 4	S 5	S 6	S 7

Figuur 178: Bepaling van belastingsgroep in functie van het spanningscollectief en N

Stahlsorte	S235					S355				
	K0	K1	K2	K3	K4	K5	K1	K2	K3	K4
Beanspruchungsgruppe	zulässige Spannungen mit $\sigma_{20,22}$ für $\lambda = -1$									
S 1			180	150	130,7	110	100	90	80	70,7
S 2	160	160		150	130	110	100	90	80	70
S 3			130,3	127,3	116,4	107,8	102,1	96,3	92,3	86,4
S 4	100	100	100	90	84	80	75	70	65	60
S 5	110,5	106,2	96,3	93,8	88,3	84,5	80,2	76,2	72,5	68,3
S 6	84	85	80	80	77	74	72	70	68	67

Figuur 179: Toelaatbare spanning

AARD VAN DE BELASTING		TOELAATBARE SPANNING	
Wisselbelasting: $\lambda = -1$	Trek	$\sigma_{\text{toel}} = \frac{\sigma_{\text{Rk}}}{\gamma_{\text{M2}}}$	
	Druk	$\sigma_{\text{toel}} = \frac{\sigma_{\text{Rk}}}{\gamma_{\text{M1}}}$	
Dauerbelasting: $\lambda = 1$	Trek	$\sigma_{\text{toel}} = \frac{\sigma_{\text{Rk}}}{\gamma_{\text{M2}}}$	
	Druk	$\sigma_{\text{toel}} = \frac{\sigma_{\text{Rk}}}{\gamma_{\text{M1}}}$	
Aardbelasting		$\sigma_{\text{toel}} = \frac{\sigma_{\text{Rk}}}{\gamma_{\text{M1}}}$	

Figuur 180: Aard van de belasting en toelaatbare spanning

$$a_{\text{las}} = \frac{F}{\tau_{\text{loodrecht max}} \cdot l \cdot 2} = \frac{900}{127 \cdot 31 \cdot 2} = 0,11 \text{ mm}$$

De minimale a-maat om voldoende doorlassing te hebben bedraagt

$$a_{\text{las min}} = \frac{\beta_{\text{(las)}} \cdot d}{\sqrt{2}} = \frac{0,85 \text{ mm}}{\sqrt{2}} = 2,8 \text{ mm}$$

De a-maat is hier zeer klein. Deze wordt op 3mm genomen omdat deze waarde gebruikelijk is bij het MIG lassen. Ook zal er voldoende doorlassing plaatsvinden. De lasverbinding zal hierdoor zeker voldoen.

Berekening lasnaad ARM verbindingsstuk (zie technische tekening A.2).

De lasnaad wordt enkel belast op buiging. (materiaal: AlMgSi1)

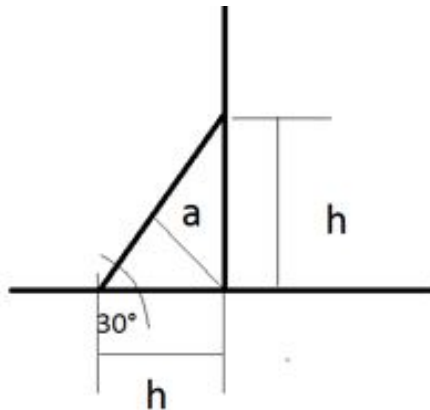
$$\sigma_{loodrecht} = \frac{M_b}{W_b} \leq \sigma_{loodrecht,max}$$

$$M_b = 900 \text{ N} \cdot 0,173 \text{ m} = 150 \text{ Nm}$$

$$W_b = \frac{1}{6} \cdot b \cdot h^2 = \frac{1}{6} \cdot (17 \text{ mm})^2 \cdot a \text{ (per zijde van de lasnaad) er zijn in totaal 4zijde}$$

$$\sigma_{loodrecht,max} = \frac{240 \text{ MPa}}{2} = 120 \text{ MPa (veiligheidsfactor 2)}$$

$$h_l = \frac{M_b}{\sigma_{loodrecht,max} \cdot \frac{4}{6} \cdot h^2} = \frac{150000 \text{ Nmm}}{120 \cdot \frac{4}{6} \cdot (60 \text{ mm})^2} = 0,52 \text{ mm}$$



Figuur 181: Lasnaad tekening

$$a_{las} = \frac{h}{\cos(30)} = \frac{0,5}{\cos(30)} = 0,60$$

a-maat moet hier minstens 0,6 mm zijn. De a-maat die gebruikelijk is bij MIG lassen bedraagt 3 mm.

Berekening lasnaad Deksel strut (zie technische tekening A.10 en A.11).

De berekening wordt hier enkel gemaakt voor de zijkanten van het deksel, niet de bovenzijde en onderzijde. (Materiaal: AlMgSi1)

lasnaad wordt enkel belast op buiging. (materiaal: AlMgSi1)

$$\sigma_{loodrecht} = \frac{M_b}{W_b} \leq \sigma_{loodrecht,max}$$

$$M_b = 450 \text{ N} \cdot 0,173 \text{ m} = 75 \text{ Nm}$$

$$W_b = \frac{1}{6} \cdot b \cdot h^2 = \frac{1}{6} \cdot (17 \text{ mm})^2 \cdot a \text{ (per zijde van de lasnaad) er zijn in totaal 4zijde}$$

$$\sigma_{loodrecht,max} = \frac{240 \text{ MPa}}{2} = 120 \text{ MPa (veiligheidsfactor 2)}$$

$$h_l = \frac{M_b}{\sigma_{loodrecht,max} \cdot \frac{4}{6} \cdot h^2} = \frac{75000 \text{ Nmm}}{120 \cdot \frac{4}{6} \cdot (60 \text{ mm})^2} = 0,26 \text{ mm}$$

$$a_{las} = \frac{h}{\cos(30)} = \frac{0,26 \text{ mm}}{\cos(30)} = 0,30 \text{ mm}$$

a-maat moet hier minstens 0,3 mm zijn. De a-maat die gebruikelijk is bij MIG lassen bedraagt 3 mm.

## 10.8 Datasheets

**TECHNICAL  
DATA SHEET**  
No. CFA-001

# TORAYCA® T300 DATA SHEET

Baseline carbon fiber used in aerospace applications. Has 30 year production history and is known for its balanced composite properties, high quality, consistency, reliability and supplyability.

### FIBER PROPERTIES

	<b>English</b>	<b>Metric</b>	<b>Test Method</b>
Tensile Strength	512 ksi	3,530 MPa	TY-030B-01
Tensile Modulus	33.4 Msi	230 GPa	TY-030B-01
Strain	1.5 %	1.5 %	TY-030B-01
Density	0.064 lbs/in <sup>3</sup>	1.76 g/cm <sup>3</sup>	TY-030B-02
Filament Diameter	2.8E-04 in.	7 μm	
Yield			
1K	22,568 ft/lbs	66 g/1000m	TY-030B-03
3K	7,523 ft/lbs	198 g/1000m	TY-030B-03
6K	3,761 ft/lbs	396 g/1000m	TY-030B-03
12K	1,862 ft/lbs	800 g/1000m	TY-030B-03
Sizing Type	40A, 40B	1.0 %	TY-030B-05
& Amount	40D	0.7 %	TY-030B-05
	50A, 50B	1.0 %	TY-030B-05
Twist	Twisted, Untwisted, or Never twisted		

### FUNCTIONAL PROPERTIES

CTE	-0.41 $\alpha \cdot 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$
Specific Heat	0.19 Cal/g $\cdot^{\circ}\text{C}$
Thermal Conductivity	0.025 Cal/cm $\cdot\text{s}\cdot^{\circ}\text{C}$
Electric Resistivity	1.7 x 10 <sup>-3</sup> Ω $\cdot\text{cm}$
Chemical Composition: Carbon	93 %
Na + K	<50 ppm

### COMPOSITE PROPERTIES \*

Tensile Strength	270 ksi	1,860 MPa	ASTM D-3039
Tensile Modulus	20.0 Msi	135 GPa	ASTM D-3039
Tensile Strain	1.3 %	1.3 %	ASTM D-3039
Compressive Strength	215 ksi	1,470 MPa	ASTM D-695
Flexural Strength	260 ksi	1,810 MPa	ASTM D-790
Flexural Modulus	18.0 Msi	125 GPa	ASTM D-790
ILSS	14 ksi	10 kgf/m m <sup>2</sup>	ASTM D-2344
90° Tensile Strength	11.0 ksi	76 MPa	ASTM D-3039

\* Toray 250°F Epoxy Resin. Normalized to 60% fiber volume.

**TORAY CARBON FIBERS AMERICA, INC.**

Zie ook DVD voor volledige technische fiche.



**BAKELITE® EPR 04908**  
**BAKELITE® EPH 04908**  
**new name: EPIKOTE™ Resin 04908**  
**new name: EPIKURE™ Curing Agent 04908**

Properties of the cured, non-reinforced resin system: (curing: 4h at 70°C + 6h at 80°C)		
Property	Unit	Value
Density	g/cm <sup>3</sup>	1.15
Tensile strength	MPa	74
Tensile strain	%	9.4
Modulus in tensile	MPa	2900
Flexural strength	MPa	112
Modulus in flexure	MPa	3100
Water absorption after 24h 23°C	pbw	0,180
Water absorption after 168h 23°C	pbw	0,432

Properties of the cured, reinforced resin system (curing: 4h at 70°C + 6h at 80°C)		
Property	Unit	Value
Tensile strength	MPa	447
Flexural strength	MPa	588
Modulus in flexure	MPa	23400
ILSS	MPa	40
T <sub>g</sub> (DMTA)	°C	89

The values are measured on laminates made with glass fabric 181/Interglas 91745.

ATE-E1 Rev 02/07/06

In the process of international testing system harmonization, the national standards previously used are being increasingly replaced by ISO (DIN EN ISO) standards. All information, recommendations and suggestions offered by Hexion Specialty Chemicals GmbH, whether orally, in written form or in database, are provided to the best of our knowledge and belief. However, they may not be construed as legally binding statements and do not represent the basis of either a guarantee or specification. The same applies analogously to the data parameters stated for examples of cured binder systems; these represent analytical results and are only intended to simplify advance selection of the individual components of a binder. This information, these recommendations and suggestions describe our products and possible applications in general or exemplary terms, but do not refer to specific cases. Changes in the data parameters, texts and illustrations can result from the constant process of technical development and improvement of our products; possible changes are not specially mentioned in the text. Our support does not free the customer from the obligation to conduct his own review of our current information literature, in particular our product data sheets, safety data sheets and technical information leaflets. The customer must carry out tests of our products on his own responsibility to determine their suitability for the intended processes and uses, as well as to establish whether their processing characteristics are appropriate in a specific case, since the technical uses of our products are numerous and can vary widely in a specific instance. Therefore, such factors do not fall within our control, and are the exclusive responsibility of the customer. If a specific assurance of data parameters should be required, an appropriate agreement must be reached to this effect. Any applicable patents, existing laws and regulations must be observed by the customer or user of our products on his own responsibility. This publication does not represent a license, nor does it intend to influence or

Page 3 of 4

Varziner Straße 49  
47135 Duisburg-Meiderich  
Postfach 120552  
47125 Duisburg  
Germany  
Phone: +49 (0) 203 42 96 01  
Fax: +49 (0) 203 42 54 222  
www.hexionchem.com

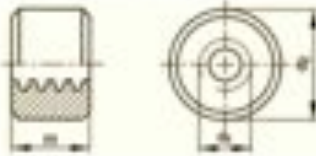
Zie ook DVD voor volledige technische fiche.

20475100003

KL. 5 RONDWER TR 5110X3



Merk	Fabory
URS Code	90200170001
URS/PC Code	2110 00 00
EAN Code	8715492000703
Materiaalcode (lang)	Automatenstaal
Draaivoet (lang)	Trapezium afloeihoek



P	3
H	10
GZ	22
P	3
K	5/10
Negeting (Stuk)	10.0

**FABORY**  
MASTERS IN FASTENERS  
Copyright Fabory Group

2046010003 5.8 DRST 1MTR TR T10X3



Mark	Fabory
UNE Code	90003031715
UNSPC Code	3141010
EAN Code	871540260303
Extra info	1 meter
Draadsoort (lang)	Tropium schroefdraad
Klasse	5.8
Materiaalsoort (lang)	Roest



P	3
E	T410
Verpakking (Druk.)	5.0



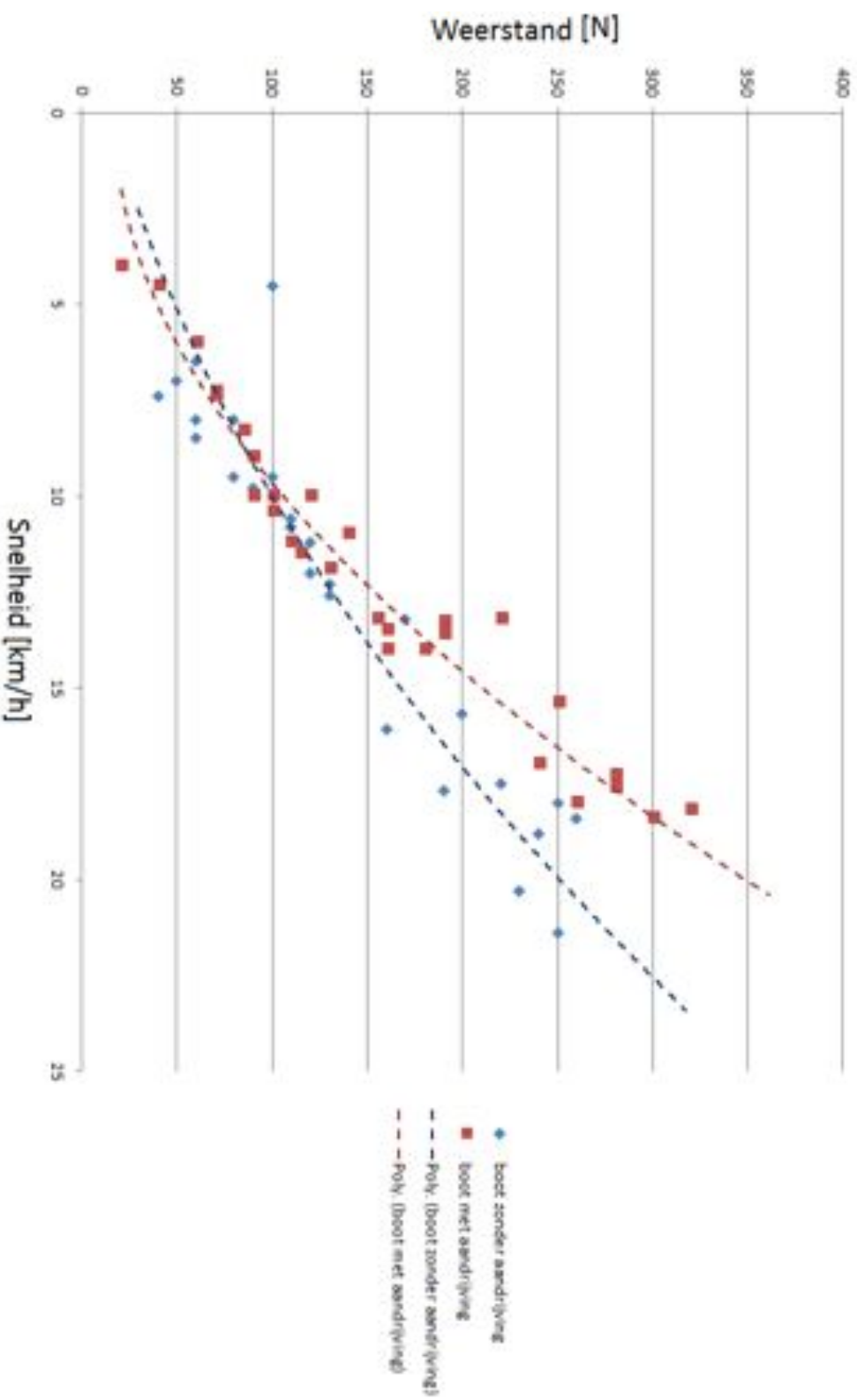
WALPRODUCTEN		TREKSTER	TREKSTER	ALONGHEIT	WICHT
DIN 1745		INWEGEN	INWEGEN	INWEGEN	INWEGEN
		mm	mm	mm	kg
4000	40 (20x 800)	40-90	40	40	0
	60 (20x 1200)	120-150	60	60	0
	80 (20x 1600)	160-170	80	80	0
4001	70 (20x 1000)	145-180	120	5	0
4002	80 (20x 1200)	170-215	80	20	0
	100 (20x 1600)	230-270	180	5	0
	120 (20x 2000)	300-350	180	7	0
4003	90 (20x 1400)	190-230	90	30	0
	110 (20x 1800)	220-260	100	14	0
	130 (20x 2200)	250-300	110	4	0
4004	100 (20x 1600)	270-330	100	17	0
4005	120 (20x 2000)	330	120	2	0
4006	140 (20x 2400)	400-500	240-300	11	0
4007	160 (20x 2800)	480	290	11	0
4008	180 (20x 3200)	560	370	8	0
4009	200 (20x 3600)	650	450	7	0

**Tabel 1-1** Staalklasse voor de algemene machinebouw  
 Sterktewaarden in  $\text{N/mm}^2$  voor de genormaliseerde afmeting  $d_0$   
 Vermoedingssterktewaarden in  $\text{N/mm}^2$  volgens DIN 743-2<sup>1)</sup> (richtwaarden)  
 Elasticiteitsmodulus  $E = 210\,000 \text{ N/mm}^2$ , glijfingsmodulus  $G = 81\,000 \text{ N/mm}^2$

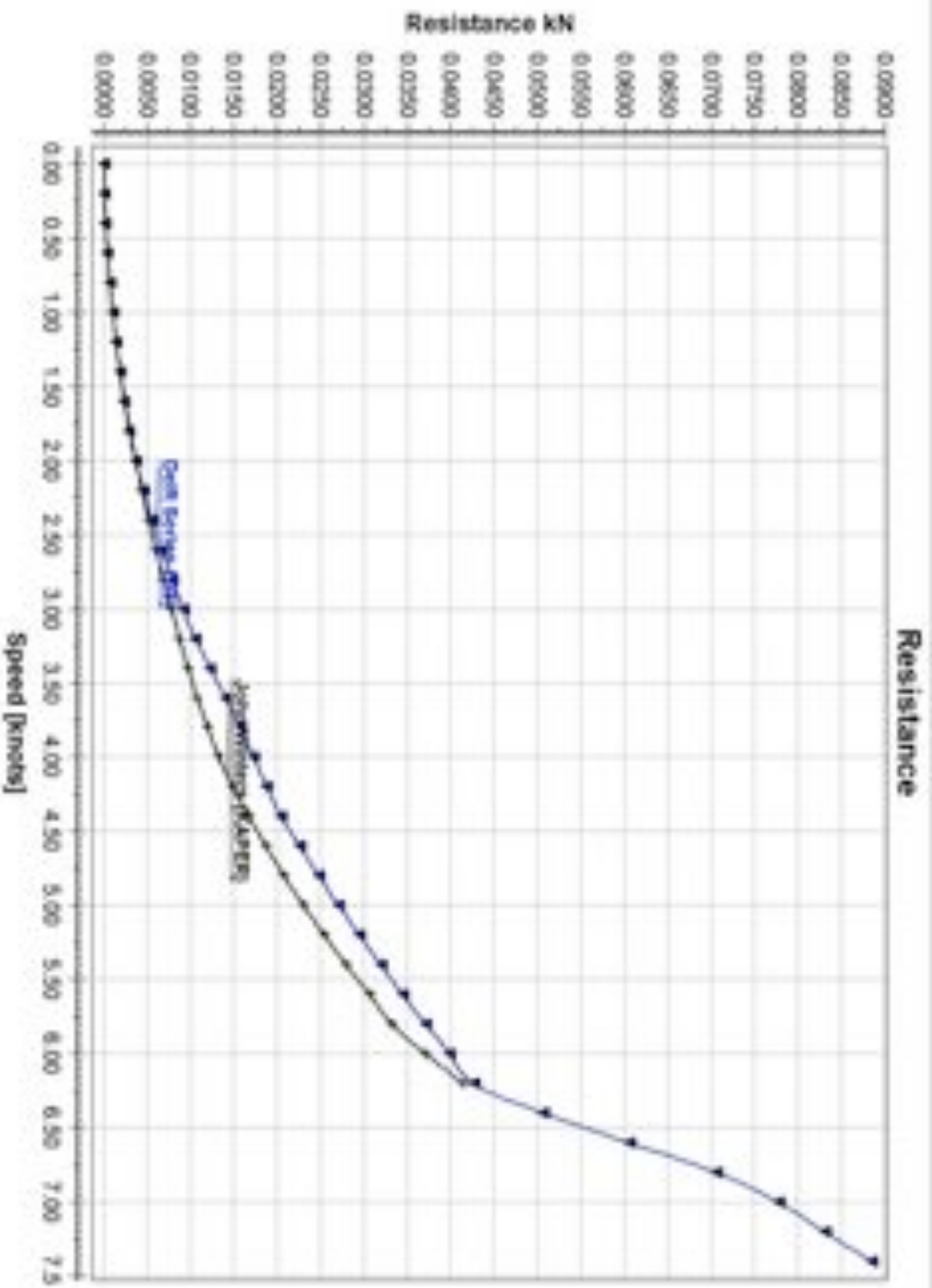
afmeting	nominaal oppervlak	s	$R_{m, \text{min}}$	$R_{m, \text{max}}$	$R_{m, \text{max}}$ ( $R_{m, \text{max}}/R_{m, \text{min}}$ )	$R_{p0.2, \text{min}}$	$R_{p0.2, \text{max}}$	$R_{p0.2, \text{max}}$ ( $R_{p0.2, \text{max}}/R_{p0.2, \text{min}}$ )	relatieve material- factor <sup>2)</sup>	opmerkingen en toelichtingen
a) Opgeloopt (normaalstaal) warmgewalst, volgens DIN EN 10222										
proefdikte afmeting $d_p = 15 \text{ mm}$										
S100	1,0015	10	355	460						meer belangrijke constructies bij ruppen en buizen en draagrijke, lichte bouw
S135H	1,0027									gebruikelijk staal in de machine- en bouwbeheer, plus, vaak in grote bestanden, lichtgewicht en meestal een kwaliteitsgroep 1B of een kwaliteitsgroep
S135H01	1,0030									
S135H02	1,0033	20	360	470	1,30 (27%)	180 (27%)	100 (19%)	1,1		
S135H1	1,0114									
S135H25	1,0145									
S135H36	1,0217									
S175H	1,0044									meer belangrijke constructies, draag- balken, goed bewerkbaar, goed slijp
S175H1	1,0147	20	430	570	1,30 (27%)	210 (27%)	120 (19%)	1,10		
S175H25	1,0244									
S175H36	1,0345									
S235H	1,0044									meer belangrijke constructies in de bouwbouw, draag- en draag- balken, lichtgewicht en meestal een kwaliteitsgroep 1B of een kwaliteitsgroep
S235H1	1,0147									
S235H25	1,0244									
S235H36	1,0345									

## 10.9 Test resultaten sleepproef

### Samenvatting



## 10.10 Theoretische weerstandsgrafiek



## 10.11 Technische tekeningen