

Aëro dynamisch ontwerp

Antares

De Antares, een nieuw prestatiezweefvliegtuig met elektrohulpmotor, nadert de produktiefase. Deskundigen uit verschillende landen werkten mee. Ir. Loek Boermans van de TU Delft tekende voor het aërdynamische ontwerp. Hierover zou hij een voordracht houden op het symposium 'Zweefvliegen in het nieuwe millennium', dat helaas geen doorgang vond. 'Thermiek' komt nu met de publicatie van deze zeer interessante voordracht.

De Antares is het nieuwe, zelfstartende prestatiezweefvliegtuig van de eveneens nieuwe firma Lange Flugzeugbau, gevestigd in Zweibrücken, Duitsland. Enkele jaren geleden werd bij Dipl. Ing. Axel Lange, toen constructeur bij de firma DG Segelflugzeugbau en werkend aan de DG-800, het idee geboren een zelfstartend prestatiezweefvliegtuig met elektromotor te ontwikkelen. Hij begon zijn eigen firma op het door de Amerikanen verlaten militaire vliegveld bij Zweibrücken, in een van de militaire gebouwen en bouwde een internationaal netwerk

op van specialisten, die hem bij het verwezenlijken van zijn idee moesten helpen. De professoren Jeanret en Vezzini van de HTL in Biel, Zwitserland, werd gevraagd de elektromotor en de regelektronica te ontwikkelen, Dr. Hepperle van DLR Braunschweig de propeller, en ondergetekende het aëro dynamische ontwerp van het vliegtuig. Samengevat was de opdracht:

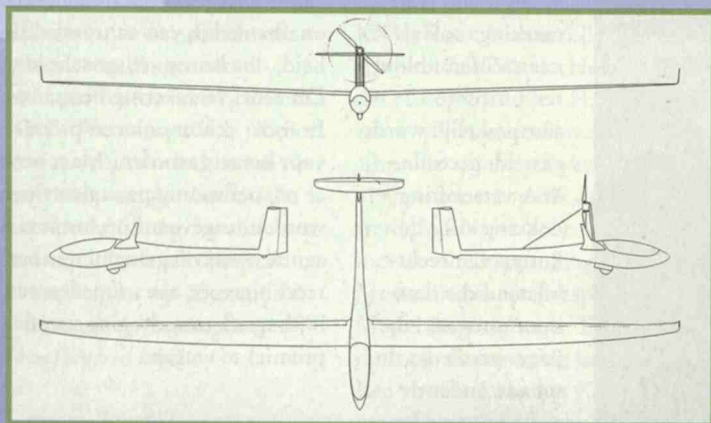
- een krachtig, betrouwbaar, praktisch geluidloos en daarmee

milieuvriendelijk aandrijfsysteem te ontwikkelen, dat eenvoudig te bedienen is en weinig onderhoud vergt,

- via uitgekiende aëro dynamica een elegant zweefvliegtuig met 18/20m spanwijdte te ontwerpen, dat door uitstekende prestaties en vliegeigenschappen geschikt is voor wedstrijdvliegen,
- maximale zekerheid in te bouwen.

De professionele aanpak van het project overtuigde de investeerders om de noodzakelijke financiële middelen beschikbaar te stellen, zodat met de ontwikkeling van de Antares, nu zo'n drie jaar geleden, kon worden begonnen. In het navolgende zal, na een korte beschrijving van het revolutionaire aandrijfsysteem, uitvoeriger worden ingegaan op het aëro dynamische ontwerp van dit bijzondere zweefvliegtuig (zie voor een driezijden aanzicht en enkele technische gegevens figuur 1 en de tabel op pag. 23).

*Figuur 1:
Driezijden aanzicht Antares.*





KLF-20E test-zweefvliegtuig van Lange Flugzeugbau met elektromotor.



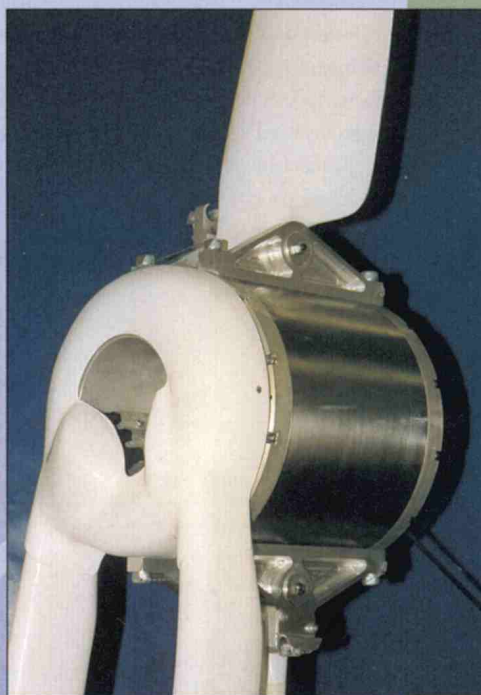
Loek Boermans (54) is Universitair Hoofddocent (Associate Professor) bij de Leerstoel Aërodynamica van de Faculteit der Luchtvaart- en Ruimtevaarttechniek, Tu Delft, met als specialisatie: aërodynamisch ontwerpen van vliegtuigen en geavanceerde transportsystemen. Voorst is hij President van OSTIV, de internationale, bij de FAI aangesloten, technische wetenschappelijke organisatie voor zweefvliegen. Awards: erediploma voor bijzondere verdiensten van de Stichting Generaal Snijders Fonds; OSTIV Plaque en Klemperer Award, de hoogste onderscheiding van de OSTIV voor 'the most noteworthy technical contribution to soaring flight'. Wat zweefvliegtuigen betreft houdt Loek Boermans zich al vele jaren bezig met het aërodynamisch ontwerpen van zweefvliegtuigen voor Duitse fabrikanten. Kenmerkend daarbij is het ontwikkelen en toepassen van theoretische methoden (onwerp-computer-codes) en experimentele gereedschappen (windtunnels, vrije vlucht experimenten). Veel deelproblemen worden onder zijn begeleiding uitgewerkt door studenten in het kader van afstudeeropdrachten. Op deze wijze is Loek Boermans betrokken geweest bij de ontwikkeling van zo'n vijftien zweefvliegtuigen. Recente voorbeelden zijn: de ASH-26, ASW-27, ASW-28, Ventus 2, DG-800, DG-1000, Albatros en Antares.

Elektrisch aandrijfsysteem

De borstelloze elektromotor (zie foto) is bijzonder compact en tegelijkertijd met 42 kW (56 pk) zeer krachtig. Het aantal aan slijtage onderhevige onderdelen is, met slechts twee lagers, tot een minimum teruggebracht, hetgeen de bedrijfszekerheid ten goede komt en het onderhoud (TBO 1.000 uur) uitermate eenvoudig maakt. Met de grote relatief langzaam draaiende propeller is het testzweefvliegtuig – een gewijzigde DG-800 met 20 m spanwijdte, LF-20E genoemd (zie foto) – in staat met een zeer laag geluidsniveau van minder dan 40 dB te starten en te klimmen tot zo'n 1.750 m hoogte. De stijgsnelheid verloopt daarbij van 4.5 m/s naar 2.5 m/s. De krachtige nikkelmetaal-hydrid-batterijen uit Japan bevinden zich als twee staven op rails in de binnenvleugel. Voor koeling en afvoer van eventueel bij een defecte batterij vrijkomende

gassen zorgen kleine ventilatoren in de vleugelwortel en automatisch openende klepjes aan de vleugelonderkant. De bediening van de motor is uitermate eenvoudig.

Voorraanzicht van de compacte 42 kW sterke elektromotor.



Het openen en sluiten van de deurtjes, het hydraulisch in- en uitklappen van de motor met propeller en het regelen van het toerental gebeurt met slechts één hendel. Voordat de motor wordt ingeklapt, gaat de propeller automatisch in de juiste positie staan. Samengevat is het gelukt een bedrijfszekere, compacte, krachtige, trillingsarme en stille aandrijf-eenheid te realiseren, een ontwikkeling die tot voor kort nog voor onwaarschijnlijk werd gehouden.

Basisconcept Antares

Bij het begin van het ontwerp lagen alleen enkele hoofdafmetingen vast, te weten het oppervlak van de vleugels met 18 m en 20 m spanwijdte, die in een pakket worden aangeboden, enkele hoofdafmetingen van de cockpit, de afmetingen van de romp ter plaatse van het aandrijfsysteem en de doorsnede van de staartconus bij het verticale staartvlak. Op basis van gewichtsschattingen werd een zodanig vleugeloppervlak gekozen dat een gunstige vleugelbelasting resulteert. Bij gegeven spanwijdte ligt de slankheid dan vast. Dat is geoorloofd omdat prestatieberekeningen met verschillende weermodellen, d.w.z. combinaties van zwakke, sterke, enge en wijde thermiekbellen, laten zien dat het optimum ten aanzien van de slankheid zeer vlak is. De hoofdafmetingen van de cockpit lagen vast in verband met crashbestendighedsmaatregelen, waarover meer in het gedeelte over het ontwerp van de romp.

Vleugel met minimale weerstand

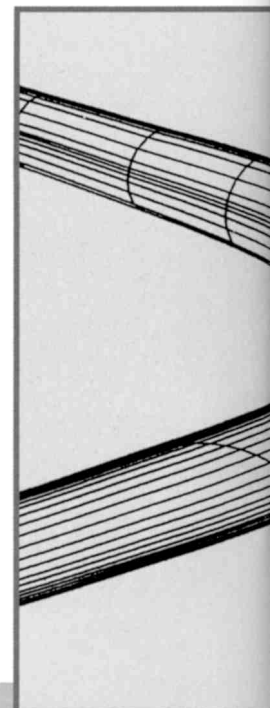
Bij de ontwikkeling van de vleugel werd een minimale weerstand bij alle praktische vliegsnelheden nastreeft. De weerstand van een vleugel is samengesteld uit *geïnduceerde weerstand* – de prijs die voor de draagkracht moet worden betaald – en de *profielweerstand*. Globaal bestaat de weerstand van de vleugel bij langzaam vliegen

(thermieken) voor ca. 60% uit geïnduceerde weerstand en bij snel vliegen voor ca. 60% uit profielweerstand. Anders gezegd: bij langzaam vliegen ligt het accent vooral op het realiseren van een lage geïnduceerde weerstand en bij snel vliegen op een lage profielweerstand.

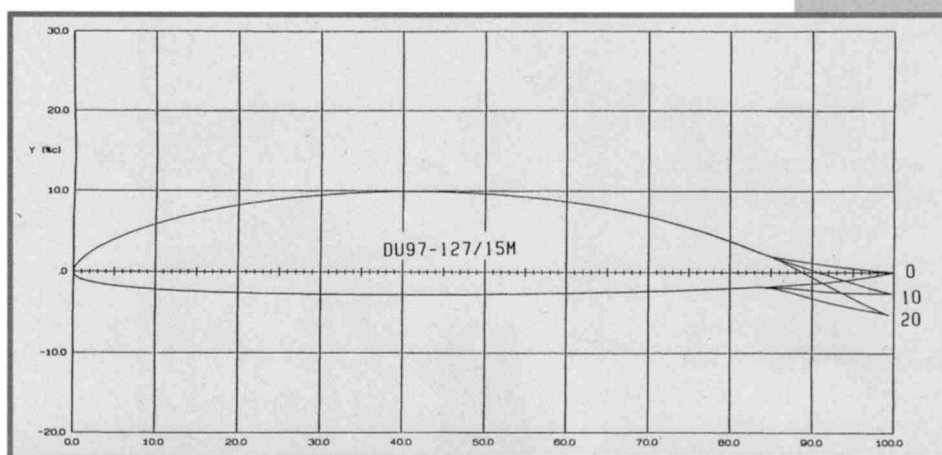
De laagste *geïnduceerde weerstand* bij alle vliegsnelheden is te realiseren met een elliptische vleugelvorm. Een dergelijke vleugel is in spanwijdte- én in koorde-richting gekromd en met de hand moeilijk te bouwen. Vandaar dat de ideale elliptische vorm tot nu toe met enkel- of meervoudige tapse vleugels benaderd werd. Met de moderne computergestuurde freesmachines kunnen echter uiterst nauwkeurige en gecompliceerde bouwmallen worden gefabriceerd en deze mogelijkheid werd aangegrepen om voor de Antares een vleugel met werkelijk minimale geïnduceerde weerstand te ontwerpen. De vleugelprofielen, waarover meer in het volgende, werden van aanvang aan ontworpen met een welvingklep waarvan de draaias op 85% van de koorde ligt. Aangezien de draaias van deze klep recht moet zijn, is dat de enige rechte lijn in een vleugel met elliptische koordeverdeling. De draaias ligt in de buurt van de (licht gekromde) achterrand, zodat de vleugelvoorzand een verlopende pijlstelling heeft, hetgeen de richtingstabieliteit ten goede komt.

Een nadeel van een elliptische vleugel is dat de koorde nabij de tip erg smal wordt, hetgeen in verband met de andere weerstandsbijdrage, de profielweerstand, ongunstig is. Om dit probleem op te lossen werd een superelliptische (overelliptische) vleugelvorm toegepast en kreeg de

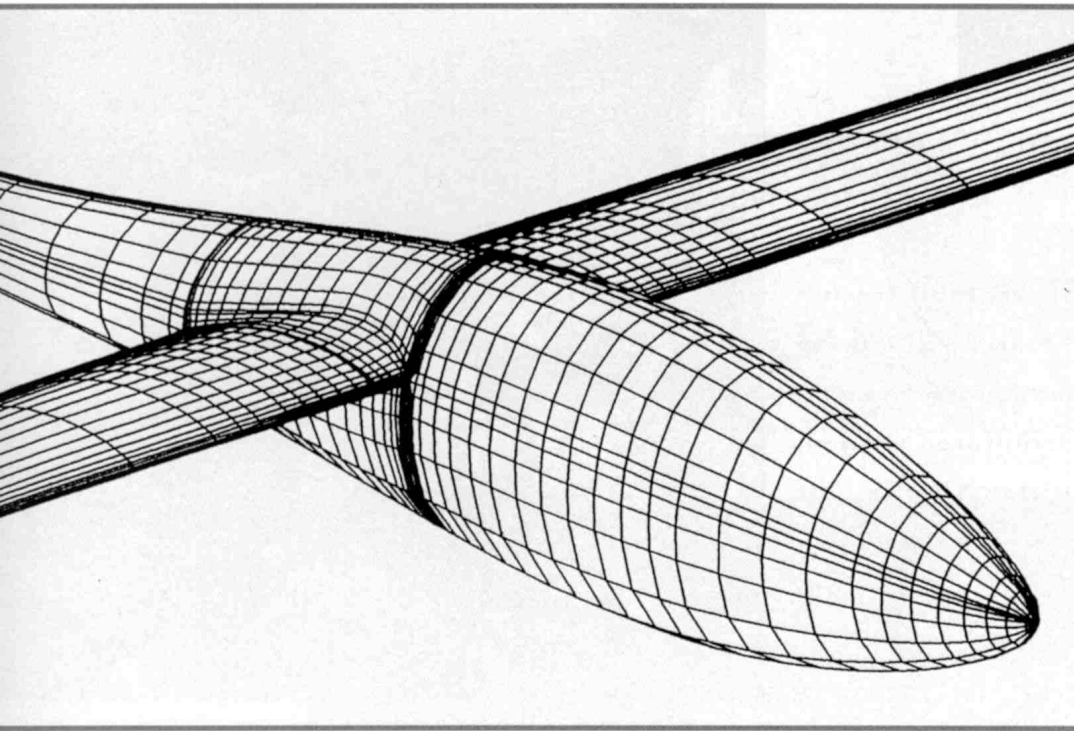
achterrand van de opsteektippen bij de 20 m versie een achterwaartse pijlstelling. Uit berekeningen blijkt dat de ideale minimale geïnduceerde weerstand met deze vleugel tot op een verwaarloosbare 0.1% gehaald wordt, terwijl de voorwaarde voor een lage profielweerstand geschapen is. Zoals gezegd heeft de elliptische koordeverdeling de laagste geïnduceerde weerstand. Dit resultaat geldt voor zover het vlakke vleugels betreft. Door de vleugel omhoog te buigen kan de geïnduceerde weerstand verder verlaagd worden. Het meest effectief blijkt in dit verband het toepassen van *winglets* te zijn, die een bepaalde zijwaarts gerichte draagkracht moeten opwekken. Aangezien ook een prijs moet worden betaald – namelijk de eigen profielweerstand van de winglets – en het netto resultaat een weerstandsverlaging moet opleveren, dienen winglets zeer zorgvuldig ontworpen te worden. Uit windtunnelonderzoek en prestatie metingen van zweefvliegtuigen met en zonder winglets is gebleken dat de in Delft gevolgde ontwerp methode succesvol is. Voor zowel de 20 m spanwijdte als de 18 m spanwijdte versie is het gelukt winglets te ontwerpen die de geïnduceerde weerstand met het theoretisch maximaal haalbare bedrag reduceren. De prijs – de eigen profielweerstand – speelt pas de overhand bij onpraktisch hoge vliegsnelheden en daarvoor is de vleugel niet ontworpen.



Figuur 4: Vleugel-romp combinatie Antares.



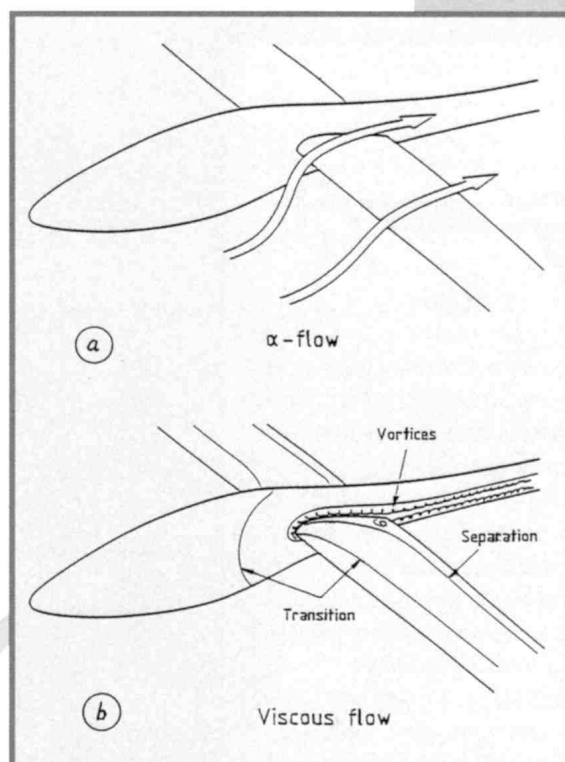
Figuur 2: Basisvleugelprofiel Antares (dikte 12.7%, klepdiepte 15% van de koorde).



Veel aandacht werd besteed aan de ontwikkeling van *vleugelprofielen* met een zo laag mogelijke weerstand. Essentieel daarbij is, door passende vormgeving de grenslaag op de boven- en onderkant van het profiel zo lang mogelijk laminair te houden. Ook de dikte van het profiel is van belang en daarom werd gestreefd naar een zo dun mogelijk profiel waarmee een gewenst bereik van draagkrachtscoëfficiënten kon worden gerealiseerd. Dankzij ervaring en geschikte ontwerpprogrammatuur is het gelukt – zoals windtunnelmetingen hebben laten zien – om een 12.7% dun profiel te ontwerpen (*figuur 2*) waarvan de *onderkant* bij de klepstand voor snel vliegen tot 95% van de koorde laminair is. Bij de benodigde draagkrachtcoëfficiënten is dat het maximaal haalbare. De flexibele afdichting van de klepspleet blijkt de laminaire grenslaag niet te verstoren. Om vervolgens loslating van de laminaire stroming en daarmee een toename van de weerstand te voorkomen, wordt deze op 95% van de koorde kunstmatig turbulent gemaakt door straaltjes lucht, die uit een rij kleine gaatjes wordt geblazen. De holle klep dient als kanaal voor de blaaslucht en de lucht komt de klep in via kleine NACA inlaatjes. Dit systeem wordt reeds met succes toegepast bij de ASH-26 en de ASW-27, waarvan de profielen ook in Delft werden ontworpen en getest. Op de bovenkant van het profiel is

de grenslaag laminair tot 75% van de koorde. Een nog langere laminaire grenslaag zou een dermate steile drukgradiënt erachter opleveren dat bij het vliegen in thermiek (variaties van de invalshoek) door loslating van de stroming op de klep draagkrachtverlies en daardoor een slecht vlieggedrag zou optreden. De windtunnelresultaten laten zien dat het huidige profiel onder deze omstandigheden geen draagkracht verliest, en bij alle klepstanden de laagste weerstand heeft van alle in Delft gemeten profielen voor zweefvliegtuigen. Uitgaande van dit uitstekende basisprofiel werd de

Figuur 3:
Interferentie-effecten bij de vleugelrompverbinding:
 a: *Dwarsstroming verandert de invalshoek bij de wortel.*
 b: *Turbulente stroming bij de wortel, wervelvorming en loslating.*



bovenkant aangepast voor toepassing in de binnen- en buitenvleugel waar wegens de verschillende koorde lengten iets andere stromings-situaties heersen. Voor de winglet werden twee profielen ontworpen: voor de wortel en voor de tip van de winglet. De benodigde draagkrachtcoëfficiënten zijn van dien aard dat de onderkant van de winglets (de naar buiten gekeerde zijde) wel volledig laminair is. Op de bovenkant moet de laminaire grenslaag op 55% van de koorde door middel van zigzag tape kunstmatig turbulent gemaakt worden, om schadelijke laminaire loslaatblazen te voorkomen.

Het *vleugelwortelgebied* werd ook veel aandacht aan besteed. De romp veroorzaakt een dwarsstroming die de invalshoek in het vleugelwortelgebied bij langzaam vliegen vergroot en bij snel vliegen verkleint (*figuur 3a*). Bovendien is de stroming bij de vleugelrompovergang altijd turbulent (*figuur 3b*). Voor deze stromingssituaties is het binnenvleugelprofiel niet ontworpen; bij ongewijzigde toepassing in de vleugelwortel (zoals bij menig zweefvliegtuig het geval is) zou de laminaire grenslaag op de boven- en onderkant vroegtijdig turbulent worden en op de bovenkant bovendien loslaten. In de windtunnel zijn deze effecten goed waarneembaar in de stromingspatronen die ontstaan, als een dunne in – UV licht fluorescerende – olie op het oppervlak wordt aangebracht. De weerstandsverhoging die het gevolg is van deze vleugelromp interferentie effecten vergroot de daalsnelheid bij zowel langzaam vliegen (thermieken) als snel vliegen (steken). Bij het ontwerpen van het vleugelwortelgebied kon vruchtbaar gebruik worden gemaakt van een uniek ontwerpreeksenprogramma, ontwikkeld aan de TU van Warschau en in samenwerking met Delft verder verfijnd en toegepast op het ontwerpen van

Vervolg op pag. 22

Antares

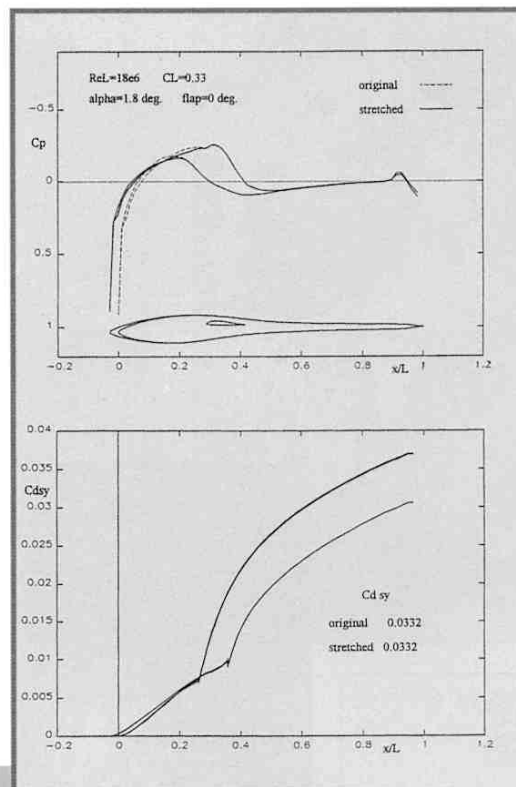
vleugel-romp overgangen en winglets. Het oppervlak wordt daarbij met paneeltjes belegd en de stroming wordt uitgerekend in het midden van elk paneeltje (figuur 4). Bij het ontwerpen wordt, net als bij profielen, niet gemanipuleerd met de geometrie maar met de drukverdeling, die een gewenst gedrag van de grenslaag moet opleveren. In dit geval een zo lang mogelijke laminaire grenslaag en geen loslating in het vleugelwortelgebied. De computer zoekt uit in hoeverre dit te realiseren is en hoe de vorm er dan uit moet zien. Dat levert vaak onverwachte en onpraktische vormen op, zoals een zeer dik of zeer dun vleugelwortelgebied. Via een iteratieproces van aanpassingen wordt gezocht naar de best mogelijke oplossing. Bij de Antares is het gelukt om de profilering van het vleugelwortelgebied zo uit te voeren dat de grenslaag op de boven- en onderkant inderdaad niet vroegtijdig turbulent wordt en loslaat van het oppervlak. Dit succes heeft mogelijkserwijs ook een nadeel. Omdat loslating van de stroming uitblijft, wordt de piloot niet door trillingen gewaarschuwd als de overtreknelheid wordt genaderd, zoals de luchtwaardigheidsvoorschriften eisen. Uit vliegproeven zal moeten blijken of een overtrek-

waarschuwingssysteem nodig is. Enkele jaren geleden is aan de TU Delft zo'n systeem ontwikkeld en met succes op het eigen ASW-19X testbed zweefvliegtuig beproefd.

Romp

Ook bij het ontwerp van de romp hebben windtunnelervaring en rekengereedschappen een grote rol gespeeld. In de loop der jaren werden inmiddels veertien vleugel-romp combinaties in de windtunnel beproefd, zodat duidelijk is welke maatregelen en ideeën weerstandverlagend werken. De vele crashproeven met zweefvliegtuig-cockpits en dummypoppen bij TüV Rheinland en de Fachhochschule Aachen hebben laten zien welke constructieve maatregelen de crashbestendigheid verhogen. Verlenging en verhoging van de cockpit zijn in dit opzicht gunstig. Berekeningen hebben uitsluitsel gegeven omtrent het effect van een verlenging en verhoging van de cockpit en ook van de rompinsnoering op de weerstand.

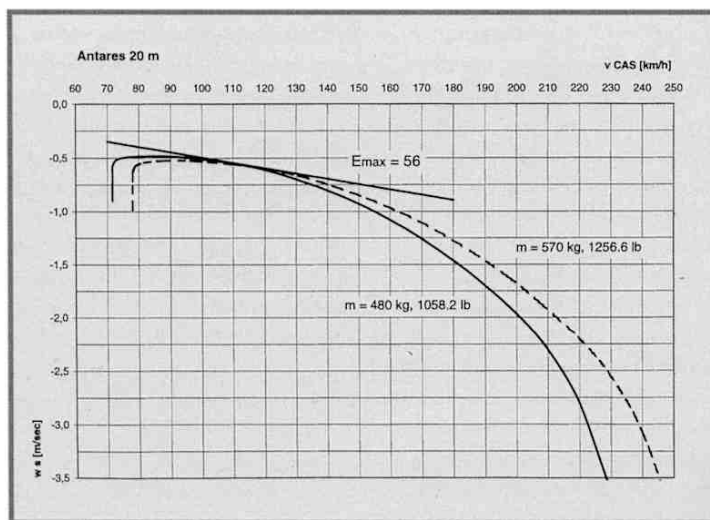
Verrassend is het effect van een verlenging van de cockpit: het bespoelde oppervlak neemt weliswaar toe, maar de wrijvingsweerstand over de cockpit groeit in stromingsrichting minder snel aan door de verminderde drukgradiënt, zodat de weerstand van de romp uiteindelijk niet verandert (figuur 5). Met een vergroting van de cockpithoogte moet daarentegen uit weerstandsoogpunt zuinig worden omgesprongen. Zeer effectief voor een weerstandverlaging werkt de insnoering van de romp. De grens ligt hier bij



Figuur 5: Ontwikkeling van de weerstand langs de boven- en onderkant van de romp bij verlenging van de cockpit. Omslag vindt plaats op respectievelijk 37% en 27% van de romplengte. De weerstand verandert bij verlenging niet.

een zodanig sterke insnoering dat loslating van de stroming optreedt indien door regen gevlogen wordt en de romp volledig turbulent is.

Naast weerstand en crashbestendigheid is bij het ontwerp van de romp en cockpit (kap) het uitzicht van de piloot bij met name start en landing essentieel. De stand van de romp op de grond (onderstelhoogte) in combinatie met de instelhoek van de vleugel is voor de rolroereffectiviteit in de start van belang. Met al deze aspecten werd bij het ontwerp van de Antaresromp rekening gehouden. Allereerst werd voor verschillende vliegsnelheden het stroomlijnenpatroon vóór en achter de vleugel berekend. Om de weerstand – en ook de eerder genoemde dwarsstroming die de invalshoek bij de vleugelwortel verandert – te minimaliseren, dient de romp zo goed mogelijk in het stroomlijnenpatroon van de vleugel te passen. Gunstig daarbij is dat de invalshoek van vleugel en romp bij elke klepstand slechts enkele graden varieert als de snelheid wordt veranderd door uitslag van het hoogteroer. De romp is daarom veel beter in het stroomlijnenpatroon van de vleugel te passen dan bij een zweefvliegtuig zonder welvingskleppen, waar de snelheid alleen wordt geregeld via het hoogteroer en de



Figuur 6: Berekende snelheids-polaire Antares met 20 m. spanwijdte.

invalshoek veel meer varieert. De buiklijn, ruglijn en lijn van de grootste breedte van het cockpitrompdeel werden afgeleid van vleugelprofielen via een methode waarmee een tweedimensionaal vleugelprofiel kan worden getransformeerd in een driedimensionaal lichaam. De insnoering na hoofd en zitvlak van de piloot kon dankzij de kleine afmetingen van de elektromotor, de zwenkbare bladen van de drukpropeller en de compacte afmetingen van het hydraulisch in trekbare onderstel, worden ontworpen alsof deze elementen niet aanwezig zijn. De insnoering van de rompbreedte kreeg bijzondere aandacht vanwege het effect daarvan op de drukverdeling van de vleugelwortel. De dwarsdoorsneden van de romp tenslotte, bestaan uit gedeformeerde ellipsen die de bijzondere eigenschap hebben dat de kromming lang de omtrek continu verloopt, net als langs de buiklijn, ruglijn en breedtelijn. Deze eigenschap is van belang voor een gladde drukverdeling en daardoor storingsvrije ontwikkeling van de grenslaag op de romp. Alles bij elkaar genomen kon de romp volgens de huidige inzichten worden ontworpen voor een

minimum aan weerstand en een maximum aan veiligheid.

Staartvlakken

De staartvlakken hebben in combinatie met de romplengte normale afmetingen en zijn voorzien van nieuwe profielen die een laminaire grenslaag hebben tot aan het richting- en hoogteroer. Daar voorkomt een zigzagtape het ontstaan van laminaire loslaatblazen op de staartvlakken, die de weerstand verhogen en de roereffectiviteit verslechteren. Bij het ontwerpen van deze profielen was de moeilijkheid niet het realiseren van een zo laag mogelijke weerstand, maar het voorkomen van loslating op de roeren in geval van situaties als kabelbreuk, afvangmanoeuvres en slippen.

Slotopmerking

De berekende prestaties zien er veelbelovend uit (figuur 6). Het revolutionaire aandrijfsysteem heeft zijn waarde inmiddels bewezen. De mallen voor de vleugel zijn gefreesd en zien er uitstekend uit. Aan de mallen voor de romp wordt momenteel hard gewerkt. Dit jaar zijn de vliegproeven met het prototype van de Antares gepland en in

TABEL: GEGEVENS VAN DE ANTARES

Afmetingen		
Spanwijdte	18 m	20 m
Oppervlak	11.9 m ²	12.6 m ²
Slankheid	27.2	31.7
Romplengte	7.4 m	7.4 m
Hoogte	1.45 m	1.45 m
Gewichten		
Leeggewicht	405 kg	410 kg
Max. gewicht	570 kg	570 kg
Max. vleugelbel.	47.9 kg/m ²	45.2 kg/m ²
Min. vleugelbel.	39.6 kg/m ²	38.1 kg/m ²
Max. waterballast	100 kg	100 kg
Prestaties		
Max. snelheid	270 km/u	270 km/u
Max. stijgsnelheid		
bij 45 kg/m ²	4.8 m/s	4.8 m/s
Klimhoogte bij 45 kg/m ²	1890 m	1890 m
Klimhoogte		
bij max. vleugelbel.	1510 m	1510 m
Min. vliegsnelheid	73 km/u	71 km/u
Min. daalsnelheid	0.51 m/s	0.48 m/s
Beste glijgetal	>52	>56

2001 gaat de serieproductie van start. Met spanning wordt in Delft uitgezien naar de resultaten van de vliegproeven met dit bijzondere vliegtuig, waaraan met veel plezier is gewerkt.

Loek Boermans

*Foto's Lange Flugzeugbau GmbH
Figuren Fac. Lucht- en Ruimtevaart, TU Delft*