

# KONZEPTIONELLER FLÜGELENTWURF FÜR EINE BOX WING KONFIGURATION UNTER VERWENDUNG EINES WIRBELLEITERVERFAHRENS

Alexander Spohr, B.Eng.  
FH Aachen University of Applied Sciences  
Flight Systems, Flight Guidance and Control  
52064 Aachen, Deutschland

## Zusammenfassung

Diese Arbeit zeigt die Untersuchungen die im Rahmen eines Flugzeugentwurfs am Studentenprojekt „Advanced AC“ durchgeführt wurden, um das Optimierungstool LamDes an die erforderlichen Gegebenheiten anzupassen und für die Berechnung von nichtplanaren Flügelkonfigurationen zu optimieren. Es wird deutlich welche Probleme bei der Berechnung von Box Wing Konfigurationen in LamDes auftreten können und was die Ursachen dafür sind.

Im Rahmen des bisherigen Flügelentwurfs für die geplante Box Wing Konfiguration konnten die Winglets nicht berücksichtigt werden, da das verwendete Wirbelleiterverfahren (LamDes) in diesem Bereich keine plausiblen Werte lieferte. So musste bisher mit einer „Stagger Wing“ Konfiguration gearbeitet werden, um erste Erfahrungen bei der Berechnung der Aerodynamik zu sammeln. Diese Konfiguration entspricht bis auf die fehlenden Winglets dem Box Wing, sodass die bisherigen Ergebnisse durchaus in die richtige Richtung führen, jedoch die Einflüsse der geschlossenen Flügelkonfiguration vernachlässigt werden. Um die letzte Lücke zu schließen und die Berechnung von steilen Winglets in LamDes zu ermöglichen, muss der Quellcode analysiert und die Ursache für die Unstimmigkeiten gefunden werden. Dabei werden weitere Änderungen im Quellcode implementiert, um sowohl die Auflösung bei der Berechnung zu erhöhen als auch gleichzeitig einige Arbeitsschritte zur Erstellung eines CAD-Modells aus den gewonnenen Daten zu erleichtern.

Die mit der modifizierten Version von LamDes berechneten Werte für Wölbungs- und Verwindungsverteilung werden mit Hilfe einer CFD-Analyse validiert, sodass sie in Zukunft als Ausgangsbasis für weitere Berechnungen und Entwürfe genutzt werden können. Da die in SuMo erstellten CAD-Modelle des Flügels zu massiven Problemen bei der Vernetzung führen, wird eine Alternative entwickelt, die es ermöglicht die Modelle direkt in CATIA V5 zu generieren. Dazu wird der bestehende LamDes Code um ein Unterprogramm erweitert, welches die Profilkordinaten für jeden einzelnen Profilschnitt eines Flügels berechnet und formatiert ausgibt. Diese Koordinaten können mit Hilfe einer Excel-Tabelle und eines Makros direkt in CATIA V5 importiert werden, um daraus ein CAD-Modell zu erstellen.

## 1. LAMDES

### 1.1 Funktionsweise

LamDes ist ein frei verfügbares Computerprogramm, das es ermöglicht, die Auftriebsverteilung und den induzierten Widerstand für verschiedenste Konfigurationen zu berechnen. Dafür verwendet das Programm den Optimierungsalgorithmus von John E. Lamar, der mit Hilfe eines Wirbelleiterverfahrens den Flügel so optimiert, dass er den geringstmöglichen induzierten Widerstand erzeugt. Dafür wird im Programm eine optimale Abwindverteilung angenommen, aus der wiederum die Zirkulation und die dafür notwendigen geometrischen Werte, wie Wölbung und Verwindung resultieren. W.H. Mason stattete den FORTRAN-Code mit einer Eingabemaske aus, die es erlaubt diverse Einstellungen vorzunehmen.

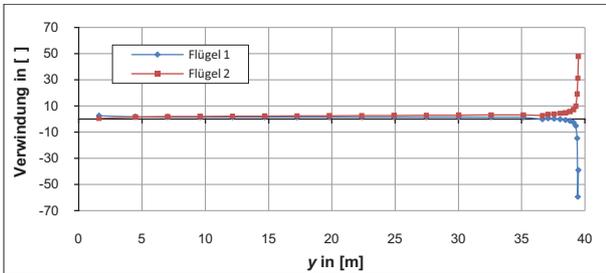
Die Ergebnisse werden in einer formatierten und sehr übersichtlichen Textdatei ausgegeben und können anschließend beispielsweise in Excel importiert und grafisch dargestellt werden. Ausgangsbasis für die Berechnung ist eine Eingabedatei, die neben der zu berechnenden Geometrie in Form von Koordinaten, auch wichtige Parameter wie Anströmgeschwindigkeit, Anzahl der Wirbel und den gewünschten Auftriebsbeiwert enthält. Die Berechnung erfolgt unter gewissen Randbedingungen bzw. vereinfachten Annahmen, wie reibungsfreier, inkom-

pressibler Strömung und einer Approximierung der Druckverteilung von Profilen aus der NACA 65-Serie. LamDes ist in der Lage bis zu zwei auftriebserzeugende Flächen zu berücksichtigen. Damit sind auch Berechnungen von Flügel-Leitwerk-Kombinationen, Entenflugzeugen oder Doppeldeckern möglich. Ein großer Vorteil gegenüber anderen Programmen wie beispielsweise iDrag stellt neben der Bestimmung der Auftriebsverteilung und des induzierten Widerstands die zusätzliche Berechnung von Wölbung und Verwindung dar.

### 1.2 Probleme bisheriger Berechnungen

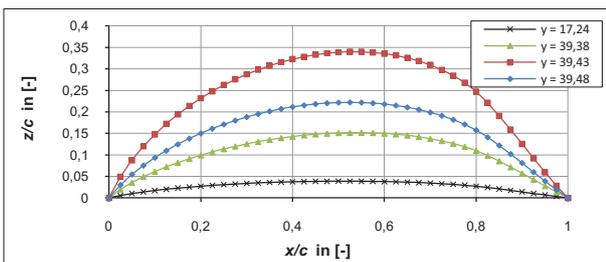
LamDes ist in der Lage Flächen zu berücksichtigen, die nicht in der xy-Ebene liegen, wie Flügel mit V-Stellung oder Winglets. Einzig die Berechnung von senkrechten Flächen ( $\varphi = 90^\circ$ ) wird in den zugehörigen Dokumentationen und Unterlagen aus dem Downloadbereich der NASA als Einschränkung genannt, nicht aber von Flächen mit  $\varphi < 90^\circ$ . Demzufolge sollte die Berechnung einer Box Wing Konfiguration, deren Winglets nicht steiler als  $\varphi_{\max} = 89^\circ$  sind, kein Problem darstellen. Erste Versuche mit einfachen Winglets zeigen jedoch, dass ab einem Winkel von mehr als  $20^\circ$  keine brauchbaren Ergebnisse mehr erzeugt werden können. Die folgenden Abbildungen zeigen den Verwindungsverlauf und einen Teil der Wölbungslinien, die aus einer Berechnung des

Box Wing mit der ursprünglichen Version von LamDes resultieren. Bild 1-1 zeigt, dass die lokalen Anstellwinkel im Bereich der Winglets nicht gegen 0° streben, um an der Schnittstelle übereinzustimmen, sondern betragsmäßig gegen unendlich konvergieren. Maximalwerte von 48° bzw. -60° zeigen, dass hier ein Berechnungsproblem vorliegt. Realistische Werte sollten erwartungsgemäß zwischen -5° und +5° liegen.



**Bild 1-1:** Verwindungsverteilung laut LamDes

Auch die in Bild 1-2 gezeigten Wölbungslinien für drei verschiedene Profilschnitte im äußeren Bereich des Winglets (Raute, Quadrat, Dreieck), sind deutlich stärker gekrümmt als im Innenbereich des Flügels. Insbesondere im Bereich der Winglets sollte die Profیلwölbung erwartungsgemäß gering ausfallen. Zum Vergleich dient hier die schwarze Kurve (y = 17,24 m), die die Wölbungslinie in einem Profilschnitt in der Mitte des Flügels zeigt.



**Bild 1-2:** Wölbungslinien laut LamDes

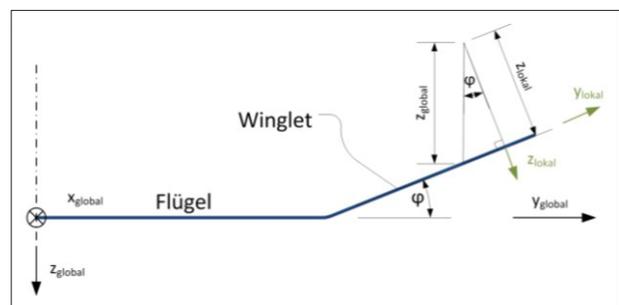
Vorangegangene Versuche im Rahmen des Projekts „Advanced AC“ und ähnlicher Projekte zum Thema Box Wing weisen auf dieselbe Problematik hin. In GOUZIN [1] beispielsweise wird gezeigt, dass bei steilen Winglets ( $\varphi > 20^\circ$ ) keine plausiblen Ergebnisse möglich sind. Auch die Berechnungen einer Box Wing Konfiguration im Rahmen eines Studentenprojekts der HAW Hamburg (vgl. KHAN [2]) zeigen, dass die Berücksichtigung der Winglets einer solchen Konfiguration mit der ursprünglichen Version von LamDes nicht möglich ist.

### 1.3 Anpassung des Quellcodes

Um die Ursache für die unrealistisch hohen Ergebnisse bei der Berechnung von Verwindung und Wölbung zu finden, wird der Quellcode untersucht und die einzelnen Rechenschritte nachvollzogen. Dabei fällt auf, dass in der Berechnung der Einfluss der lokalen V-Stellung nicht berücksichtigt wird, was wiederum bedeutet, dass sowohl für die Ausgabe der Wölbungslinie als auch für die darauf aufbauende Berechnung und Ausgabe der Verwindung das globale Koordinatensystem der Konfiguration verwendet wird. Sinnvollerweise sollte hier das lokale System der einzelnen Flächen verwendet werden, sodass die Wölbungslinien senkrecht auf dem jeweiligen Flächensegment stehen.

Um die Ergebnisse entsprechend zu formatieren, werden die Werte mit Hilfe einer Koordinatentransformation in das lokale Koordinatensystem übertragen. Eine nachträgliche Transformation reicht nicht aus, da die Ergebnisse bereits berechneter Flügelschnitte in die Berechnung der angrenzenden Schnitte mit eingeht. Die Korrektur muss in die Berechnungsschleife von LamDes integriert werden, da sich die Hufeisenwirbel untereinander beeinflussen. Wird also beispielsweise an der Flügelspitze ein fehlerbehafteter Wert berechnet, überträgt sich dieser Fehler auch auf die benachbarten Schnitte. Demnach muss der Quellcode entsprechend abgeändert werden, sodass alle Werte durch eine Winkelfunktion im richtigen Koordinatensystem ausgegeben werden.

Bild 1-3 zeigt den geometrischen Zusammenhang zwischen globalem und lokalem Koordinatensystem an einem Winglet. Hier wird deutlich, dass der Unterschied zwischen globaler und lokaler z-Koordinate mit steigendem Winkel  $\varphi$  immer gravierender wird, was das Auftreten der Abweichungen besonders bei steilen Winglets erklärt.



**Bild 1-3:** Geometrischer Zusammenhang am Winglet

LamDes gibt die z-Koordinaten der Wölbungslinie im globalen Koordinatensystem der Konfiguration aus. Diese Werte können mit Hilfe einer einfachen geometrischen Transformation ins lokale Koordinatensystem (grün) übertragen werden. Formel 1-1 zeigt den Zusammenhang zwischen dem Winkel des Winglets gegenüber der xy-Ebene und den betreffenden z-Koordinaten.

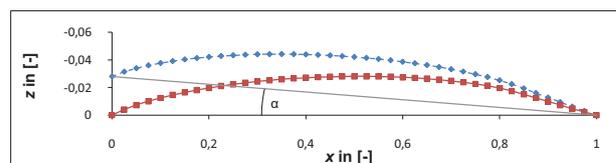
$$(1-1) \quad \cos(\varphi) = \frac{z_{\text{lokal}}}{z_{\text{global}}}$$

Umgestellt und nach  $z_{\text{lokal}}$  aufgelöst ergibt sich daraus:

$$(1-2) \quad z_{\text{lokal}} = z_{\text{global}} \cdot \cos(\varphi)$$

Die nachträgliche Multiplikation mit dem Kosinus des Winkels  $\varphi$  kann im Quellcode ergänzt werden und erfordert somit keinen tieferen Eingriff in den Programmablauf.

LamDes berechnet zuerst die z-Koordinaten, die sowohl die Wölbung als auch die Verwindung beschreiben (siehe Bild. 1-4, blaue Kurve; gestrichelt).



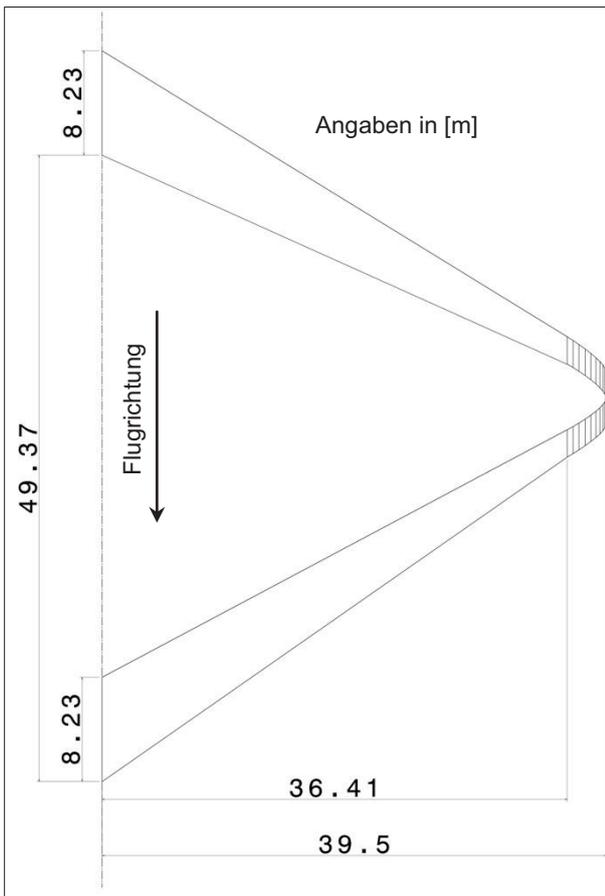
**Bild 1-4:** Zusammenhang zwischen Wölbungslinie und Verwindung in LamDes

Erst in einem zweiten Schritt wird der Offset an der Vorderkante subtrahiert, woraus sich zum einen die eigentliche Wölbungslinie (rote Kurve) und zum anderen der lokale Anstellwinkel  $\alpha$  bzw. die Verwindung ergibt. Dadurch muss an der Berechnung der Verwindung keine Veränderung vorgenommen werden, da die Koordinatentransformation bereits an einer früheren Stelle im Quellcode integriert werden kann und somit auch die Ausgabe der Verwindung korrigiert wird.

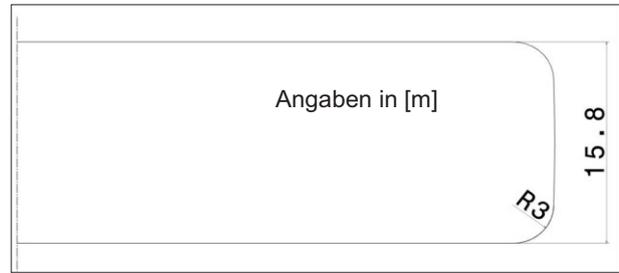
## 2. VALIDIERUNG

### 2.1 Input Geometrie in CATIA V5

Nachdem LamDes für die Belange des Box Wing angepasst wurde, soll eine CFD-Analyse bestätigen, dass die Änderungen korrekt sind. Als Ausgangsbasis dafür, dient die Geometrie und der Flügelgrundriss des Stagger Wing von Julian Schirra (vgl. SCHIRRA [3]). Für die Box Wing Konfiguration müssen zusätzlich die Winglets als Verbindung der beiden Flügelenden integriert werden. Dabei soll sich die gewählte Spannweite von 79 m nicht ändern, weshalb nicht am Flügelende angesetzt werden kann, sondern ein Teil des vorhandenen Flügels entfernt werden muss, um einen runden Übergang in die senkrechten Winglets zu gewährleisten. Die Abmessungen sind den Abbildungen 2-1 und 2-2 zu entnehmen.

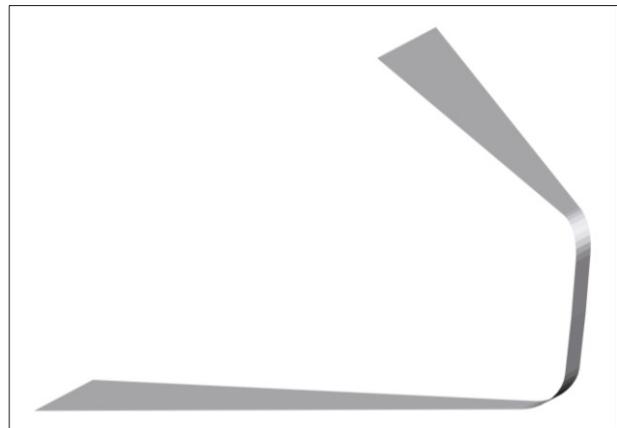


**Bild 2-1:** Abmessungen des Box Wing in der Draufsicht



**Bild 2-2:** Abmessungen des Box Wing in der Vorderansicht

Als Input für LamDes müssen die Eckpunkte in Form von Koordinaten der äußeren Konfiguration angegeben werden. Dazu wird zuerst ein Modell in CATIA V5 aus mehreren, ebenen Segmenten erstellt (siehe Bild 2-3). Auch hier muss beachtet werden, dass es eine Limitierung seitens LamDes gibt, was die maximale Anzahl der verwendeten Linien pro Fläche angeht. Die Grenze liegt in der Standardversion bei 24 Linien bzw. 25 Punkten pro Flügel und dieser Wert wird auch vorerst eingehalten. Es werden also zwei Flügel erstellt, die in den äußeren Abmessungen mit dem des Stagger Wing übereinstimmen und zusätzlich mit einem Winglet ausgestattet sind, das an beiden Flügeln aus zehn einzelnen Elementen besteht, um die Rundung möglichst präzise abzubilden. Der maximale Winkel gegenüber der xy-Ebene beträgt  $89^\circ$  und beide Flügelenden treffen sich in der Mitte bei  $z = 7,9$  m und  $y = 39,5$  m. Aus diesem CATIA-Modell können die Koordinaten der einzelnen Eckpunkte ausgelesen und in eine Textdatei übertragen werden.



**Bild 2-3:** Input Geometrie des Flügelpaares

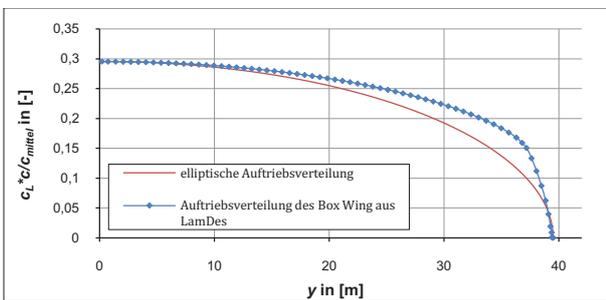
### 2.2 Berechnung mit LamDes

Zur Validierung der Anpassungen im Quellcode wird die Box Wing Konfiguration mit annähernd senkrechten Winglets ( $\varphi_{\max} = 89^\circ$ ) mit der veränderten Version von LamDes berechnet. Die Auswertung zeigt, dass der angestrebte Auftriebsbeiwert von  $c_L = 0,5$  erreicht wird und sich in gleichen Teilen auf die beiden Flügel verteilt. Demzufolge ist auch die Auftriebsverteilung für beide Flügel gleich. Der Verlauf (siehe Bild 2-4) ähnelt dem einer Ellipse, ist aber vor allem im Außenbereich deutlich fülliger.

Die rote Kurve zeigt die elliptische Auftriebsverteilung nach Formel 2-1, die das Optimum für planare Flügelkonfigurationen bezüglich des induzierten Widerstands darstellt (vgl. SCHLICHTING [4]).

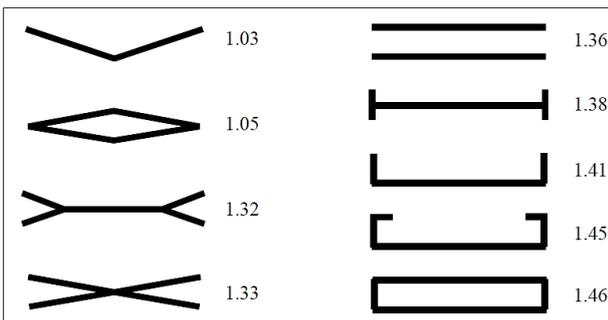
$$(2-1) \quad \Gamma(y) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2}$$

Um den induzierten Widerstand eines Flügels möglichst gering zu halten, muss die Abwindgeschwindigkeit in der Trefftz-Ebene in z-Richtung entlang der Hinterkante konstant sein (vgl. MUNK [5]). Dies berücksichtigt auch der Optimierungsalgorithmus von LamDes, um von der somit gegebenen Abwindverteilung auf die Auftriebsverteilung zurück rechnen zu können. Bei der hier berechneten Box Wing Konfiguration führen die Winglets dazu, dass die Auftriebsverteilung fülliger wird und damit der induzierte Widerstand gegenüber dem Stagger Wing weiter sinkt.



**Bild 2-4:** Auftriebsverteilung des Box Wing

Für den Vergleich der neuen Box Wing Konfiguration mit der Referenzkonfiguration und den Ergebnissen des Stagger Wing sind vor allem der Oswaldfaktor e und damit auch der induzierte Widerstandsbeiwert  $C_{Di}$  von Interesse. Der Oswaldfaktor ist ein „Wirkungsgrad“ für Flügel und setzt die Qualität der Auftriebsverteilung ins Verhältnis zur elliptischen Auftriebsverteilung einer planaren Konfiguration. Laut KROO [6] ergibt sich für eine Box Wing Konfiguration mit einem Abstandsverhältnis der Flügel zueinander von  $h/b = 0,2$  ein Oswaldfaktor von  $e = 1,46$  (Bild 2-5).



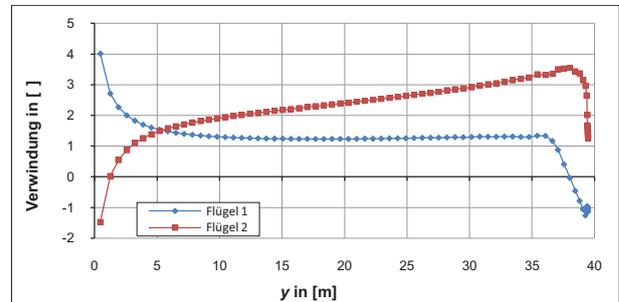
**Bild 2-5:** Oswaldfaktor e für diverse nichtplanare Konfigurationen nach KROO [6]

Dieser Wert wird nicht ganz erreicht, jedoch ist eine deutliche Steigerung im Vergleich zum Stagger Wing (vgl. Bild 2-5:  $e = 1,36$ ) erkennbar (siehe Tab. 2-1). Auch der Beiwert für den induzierten Widerstand fällt beim Box Wing etwas geringer aus.

Konfiguration:	Stagger Wing	Box Wing
Oswaldfaktor e:	1,3681	1,4233
Widerstandsbeiwert $C_{Di}$ :	0,00728	0,00701

**Tabelle 2-1:** Ergebnisse für e und  $C_{Di}$  aus LamDes

Von besonderem Interesse ist die Verwindungsverteilung, die mit der angepassten Version von LamDes erzielt wird. Bild 2-6 zeigt diese für den Box Wing bei  $M = 0,3$  und einem Gesamtauftriebsbeiwert von  $c_L = 0,5$ . Dieser Flugzustand spiegelt keinen realistischen Betriebspunkt wieder, vereinfacht jedoch die ersten Berechnungen entscheidend, da ab  $M = 0,3$  mit Fehlern in der Auftriebsverteilung zu rechnen ist, die das Resultat einer unpräzisen Berücksichtigung von Kompressibilitätseffekten sind. Im Vergleich zu Bild 1-1 ist zu erkennen, dass sich die Werte für den lokalen Anstellwinkel betragsmäßig in einem realistischeren Rahmen bewegen. Im Bereich der Winglets streben die Werte wie erwartet gegen  $0^\circ$ . Aufgrund der Tatsache, dass die Winglets nicht exakt senkrecht ( $\varphi_{max} = 89^\circ$ ) angeordnet sind und LamDes keinen Schnitt an der Flügelspitze vorsieht, ergibt sich keine genaue Übereinstimmung der beiden Flügel im Nulldurchgang. Für die nachfolgende Erstellung eines CAD-Modells auf Basis dieser Daten, werden an der Schnittstelle der beiden Flügel ein symmetrisches Profil und eine Verwindung von  $0^\circ$  angenommen. Der Verlauf der beiden Kurven vor dem Beginn des Winglets bei  $y = 36,414$  m stimmt mit den Berechnungen des Stagger Wing von Julian Schirra (siehe SCHIRRA [3]) überein.

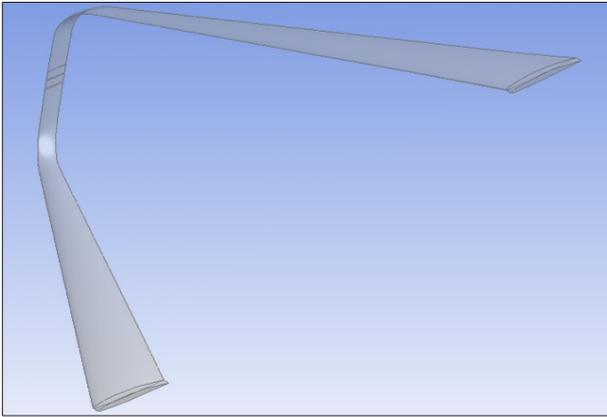


**Bild 2-6:** Verwindungsverteilung des Box Wing

### 2.3 Geometrieerstellung

Mit Hilfe der gewonnenen Daten für Verwindung und Profilwölbung kann nun ein CAD-Modell des Box Wing Flügels erstellt werden. Dazu wird die frei verfügbare Software SuMo verwendet, die es ermöglicht das benötigte Profil aus einem Katalog auszuwählen, um sich die Profilerzeugung zu erleichtern. Der anschließende Import des CAD-Modells in den Design Modeler von Ansys Workbench 13.0 spielt eine entscheidende Rolle für die Qualität der Netze und der anschließenden Berechnungen. Unstimmigkeiten, die beim Import auftreten, können nicht ohne Weiteres korrigiert werden und führen bei der Vernetzung sehr schnell zu qualitativ schlechten Elementen. Das CAD-Modell, das zuletzt in CATIA V5 überarbeitet wurde, wird als IGES-Datei importiert (siehe Abb. 2-7). Für das vorliegende Halbmodell der Box Wing Flügel wird ein „Flow Room“ mit

den Maßen  $400\text{ m} \times 200\text{ m} \times 300\text{ m}$  gewählt. Die Ursprungskoordinaten des Quaders sind so gewählt, dass die Symmetrieebene des Modells der des Quaders entspricht. Vor dem Flügelpaar stehen  $100\text{ m}$  freie Anlaufstrecke und ober- und unterhalb der Flügel jeweils  $150\text{ m}$  zur Verfügung. Zum Schluss wird mit Hilfe einer booleschen Operation das Flügelpaar vom Quader subtrahiert, um für die Vernetzung nur das Volumen freizugeben, das durchströmt werden soll.



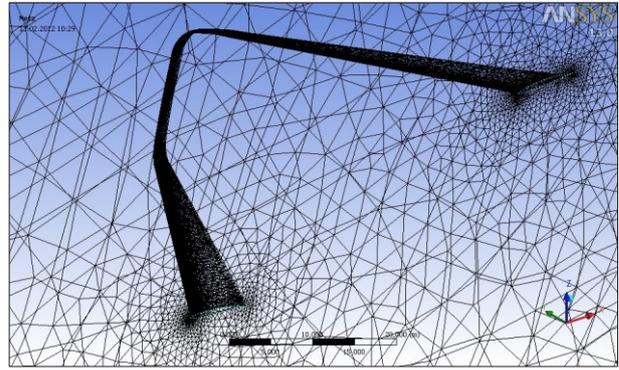
**Bild 2-7:** Flügelpaar nach Import in Ansys Workbench

### 2.4 Vernetzung

Für die Vernetzung der importierten Geometrie wird der integrierte Vernetzer von Ansys Workbench 13.0 verwendet. Dabei hat sich die automatische Vernetzungsfunktion als besonders geeignet erwiesen, dessen Einstellungen speziell für CFD-Berechnungen angepasst werden. Abgesehen von der „minimalen Elementgröße“ und des „Winkels der Krümmungsnormalen“ können alle Einstellungen auf den Standardwerten belassen werden. Die „minimale Elementgröße“ wird auf  $5\text{ mm}$ , der „Winkel der Krümmungsnormalen“ auf  $12^\circ$  geändert.

Bei der Vernetzung der CAD-Modelle aus SuMo werden manche Elemente verzerrt, was zu einer niedrigen Netzqualität führt. Dies wiederum verursacht bei den anschließenden Berechnungen Fehler bzw. führt zum Abbruch der Simulation, da einige Konvergenzkriterien unter- bzw. überschritten werden. Auch die Variation diverser Parameter führt nicht zu besseren Ergebnissen, da die Ursache für die fehlerhafte Vernetzung von der Geometrie ausgeht. Beim Import in Ansys Workbench 13.0 sind immer wieder Unstetigkeiten in der Oberfläche zu erkennen, die weder in CATIA V5, noch in SuMo zu sehen sind. Da die Geometrie in CATIA V5 nur nachbearbeitet wird und keine Änderungen an der Oberfläche vorgenommen werden, kann die Geometrieerstellung in SuMo als Ursache identifiziert werden. In Kapitel 3 ist beschrieben, wie eine Möglichkeit gefunden wurde, SuMo zu umgehen und die komplette Erzeugung der Geometrie in CATIA V5 zu realisieren.

Schon beim Import zeigt sich, dass diese direkt in CATIA V5 erstellten CAD-Modelle qualitativ hochwertiger sind, was zu deutlich besseren Netzen führt (siehe Bild 2-8). Auch bei den anschließenden Berechnungen treten keinerlei Konvergenzprobleme auf.



**Bild 2-8:** Detailansicht des vernetzten Flügelpaares

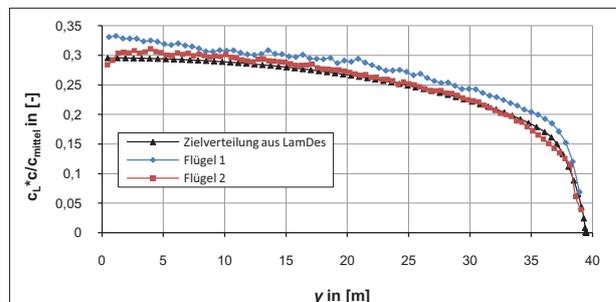
### 2.5 Ergebnisse der CFD-Analyse

Die CFD-Analyse soll zeigen, dass sich die tatsächliche Auftriebsverteilung mit der gewünschten Zielverteilung aus LamDes deckt, was wiederum bedeutet, dass die Verwindungsverteilung korrekt ist. Die Ergebnisse der CFD-Analyse sind in Tabelle 2-2 zusammengefasst. Die Abweichung des tatsächlichen Auftriebsbeiwerts vom angestrebten Auftriebsbeiwert ist nicht auf die Änderungen im Quellcode zurückzuführen, da diese Tendenzen auch bei vorangegangenen Berechnungen auftreten (vgl. SCHIRRA [3]). Die Gründe dafür werden im Rahmen dieser Arbeit jedoch nicht weiter betrachtet.

Angestrebter Auftriebsbeiwert:	0,5
Auftriebsbeiwert Flügel 1:	0,2817
Auftriebsbeiwert Flügel 2:	0,2605
Auftriebsbeiwert gesamt:	0,5422
Absoluter Fehler:	0,0422
Relativer Fehler:	8,44 %

**Tabelle 2-2:** Ergebnisse der CFD-Analyse

Mit Hilfe eines Makros im Postprocessing wird die Auftriebsverteilung für beide Flügel ermittelt. Die daraus resultierenden Werte sind in Bild 2-9 grafisch dargestellt. Abgesehen von dem bereits angesprochenen Offset, entsprechen die Kurven der Zielverteilung. Insbesondere im Bereich der Winglets ist die Übereinstimmung sehr gut, was für eine korrekte Verwindungsverteilung und entsprechende Profilwölbungen spricht.



**Bild 2-9:** Auftriebsverteilung des Box Wing

Die im Rahmen dieser Arbeit berechneten Werte sind nicht die endgültigen Werte für die Box Wing Konfiguration, sondern sollen in erster Linie Erkenntnisse über grundlegende Gesetzmäßigkeiten für diese wenig erforschte Flugzeugkonfiguration bringen. Sie können jedoch als Ausgangsbasis bzw. als Anhaltspunkt für zukünftige Flügelentwürfe betrachtet werden. Desweiteren zeigen die Ergebnisse, dass die Berechnung des Box Wing mit der angepassten Version von LamDes (LamDes 4) möglich ist und somit ein „Werkzeug“ für die Flügelauslegung zur Verfügung steht.

### 3. PROFIL GENERATOR „NACA456“

#### 3.1 Grundlegendes

Für alle Berechnungen und auch zur Erstellung der CAD-Modelle werden Profile aus der NACA 65A-Serie verwendet. Dies wird nicht dem endgültigen Profil des Flugzeugs entsprechen, eignet sich aber für die ersten Vorauslegungen sehr gut, da LamDes mit einer vereinfachten Druckverteilung arbeitet, die mit einem „chordwise loading“ von  $a = 0,8$  einem NACA 65A sehr nahe kommt. Ein Nachteil dieser Profilsreihe besteht darin, dass es keine einfache Formel zur Berechnung der Profilkordinaten gibt, wie beispielsweise bei der NACA 3er und 4er Serie. Daher musste anfangs für die Erstellung der CAD-Modelle auf SuMo zurückgegriffen werden, da hier ein Profilkatalog intern hinterlegt ist, der es ermöglicht die Profilschnitte automatisch generieren zu lassen. Da die erzeugten CAD-Modelle aber beim Import in Ansys Workbench 13.0 teilweise Fehler in der Geometrie aufweisen, soll diese Schnittstelle möglichst umgangen werden. Beispielsweise treten Interpolationsfehler zwischen den einzelnen Profilschnitten auf, sodass die Oberfläche des Flügels Vertiefungen aufweist. Trotz vieler Versuche und der Nachbereitung in CATIA V5 lässt sich dieses Problem nicht beheben. Andererseits ist es auch nicht möglich mit Hilfe einer Exceltabelle die Profilkordinaten für jeden Schnitt basierend auf den Auftriebsbeiwerten aus LamDes zu berechnen, da es wie bereits erwähnt, keine Formel für die Dickenverteilung der NACA 65A Serie gibt. Es wäre zwar möglich, jeden einzelnen Schnitt mit einem Profildgenerator wie beispielsweise JavaFoil zu berechnen und die Koordinaten in eine Tabelle einzutragen, um sie anschließend mit Hilfe eines Makros in CATIA V5 zu importieren, doch der Arbeitsaufwand wird bei einer Box Wing Konfiguration mit bis zu 60 Schnitten pro Flügel zu groß. Ziel ist es also, LamDes um ein Unterprogramm zu erweitern, das die Profilkordinaten für jeden Profilschnitt automatisch berechnet und so ausgibt, dass die Punkte in CATIA V5 importiert werden können.

Der eigenständige Profildgenerator „naca456“ von Ralph L. Carmichael, der in der zugehörigen Unterlagen auch als „Algorithm for calculating coordinates of cambered NACA Airfoils at specified chord locations“ bezeichnet wird, basiert auf einem FORTRAN-Code und ist somit bestens für die Implementierung in LamDes geeignet. Auch dieses Programm arbeitet wie LamDes mit einer Textdatei für die Eingabe und erzeugt mehrere Ausgabedateien in Textform. Darunter ist neben einer Datei für die grafische Auswertung unter Linux eine Ausgabedatei, die die Profilkordinaten der Wölbungslinie, der Dickenverteilung und des daraus resultierenden Profils enthält. Wie aus dem beigefügten „Input Guide“ ersichtlich, wird in der

Eingabedatei der gewünschte Profiltyp, die prozentuale Dicke, die Form der Wölbungslinie, der gewünschte Auftriebsbeiwert und ein Wert für die Auflösung hinterlegt.

#### 3.2 Implementierung in LamDes

Bevor der Profildgenerator in LamDes integriert werden kann, wird er als eigenständiges Programm ausgiebig getestet, um die Syntax für die Ein- und Ausgabe kennenzulernen. Außerdem wird geprüft, ob das Programm in der Lage ist, auch dünne Profile im Bereich von 3 % - 4 % relativer Dicke korrekt zu berechnen, da hier bei anderen Programmen, wie beispielsweise LADSON Fehler auftreten, bzw. die Berechnung schlichtweg nicht möglich ist. Für diese Tests wird beispielsweise ein NACA 65A Profil, mit einer relativen Dicke von  $t/c = 4\%$  und einem Auftriebsbeiwert von  $c_L = 0,5$  gewählt und dessen Koordinaten in der größten Auflösung (insgesamt 52 Punkte) erzeugt. Die berechneten Werte werden in Excel importiert und grafisch dargestellt (vgl. Bild 3-1).



Bild 3-1: NACA 65A504, erzeugt mit „naca456“

Nach erfolgreicher Testphase und der Validierung mit dem Profildgenerator von Javafoil wird der Quellcode des Profildgenerators als Unterprogramm NacaGen in den Quellcode von LamDes implementiert. Der Aufruf des Unterprogramms erfolgt direkt nach der Berechnung der Verwindung und ist somit Teil der Schleife, die jeden einzelnen Profilschnitt nacheinander berechnet. Anschließend muss die Syntax so angepasst werden, dass der Profildgenerator seine Eingabewerte nicht aus einer externen Datei bezieht, sondern die vorgegebenen Werte aus LamDes verwendet. So können einige Programmzeilen, die in der ursprünglichen Version für das Einlesen der Daten benötigt werden, gelöscht und der Ablauf so angepasst werden, dass der Aufruf des Unterprogramms alle benötigten Werte enthält. Außerdem wird das Erzeugen von Ausgabedateien auf eine einzige Datei reduziert, die nur noch die endgültigen Koordinaten enthält. Diese wird beim Ausführen des Programms automatisch erstellt bzw. überschrieben. Der Dateiname setzt sich aus dem Namen der normalen Ausgabedatei und dem Suffix „\_coords.out“ zusammen. Die Formatierung der Datei ist so gewählt, dass die Punkte nach dem Importieren in eine Exceltabelle mit einem Makro in CATIA V5 übertragen werden können. Das verwendete Makro stammt aus einer Excel-Tabelle (GSD\_PointSplineLoftFromExcel.xls) die standardmäßig im Installationsverzeichnis von CATIA V5 unter „...\\intel\_alcommand\\“ zu finden ist. Es ermöglicht den Import von Punkten und die direkte Erstellung von Splines und „Lofts“. Letztere sind in ihrer Handhabung in CATIA V5 etwas schwierig, sodass vorerst nur die automatische Erzeugung von Splines verwendet wird. Um festzulegen, welche Punkte jeweils zu einem Spline verbunden werden sollen, werden zwischen den Punkten Sprungmarken, wie „StartCurve“ und „EndCurve“ gesetzt, die automatisch von LamDes erzeugt und vom Makro erkannt werden (siehe Bild 3-2). Bei einfachen Flügeln funktioniert auch das automatische Erstellen der Lofts. Beim Box Wing mit den großen Winglets ist das Erstellen von Hand jedoch deutlich unkomplizierter.

	A	B	C	D	E	F	G	H
1	StartLoft							
2	StartCurve							
3	28164,93	39456,18	6959,34					
4	28061,91	39445,29	6959,53					
5	27958,90	39434,71	6959,71					
6	27855,89	39424,32	6959,89					
7	27752,88	39414,08	6960,07					
8	27649,89	39404,71	6960,24					
9	27546,92	39396,34	6960,38					
10	27443,97	39389,15	6960,51					
11	27341,04	39383,27	6960,61					
12	27238,14	39378,93	6960,69					
13	27135,27	39376,54	6960,73					
14	27032,45	39376,32	6960,73					
15	26929,66	39378,18	6960,70					
16	26826,90	39381,90	6960,63					
17	26724,18	39387,35	6960,54					
18	26621,48	39394,55	6960,41					
19	26518,83	39403,68	6960,25					
20	26416,21	39415,07	6960,05					
21	26313,64	39429,44	6959,80					

**Bild 3-2:** Ausschnitt aus der fertigen Excel-Tabelle

Für das Einlesen der relativen Flügeldicke wird ein weiteres Eingabefeld am Ende der Input-Datei erstellt, in dem die relative Dicke in Prozent hinterlegt werden kann. Wird der Wert „0“ angegeben, wird keine Profilerzeugung durchgeführt und die Ausgabedatei für die Koordinaten bleibt leer.

Auf das Einlesen verschiedener Profiltypen und Wölbungslinien wird vorerst verzichtet, da die Berechnung in LamDes auf dem NACA 65A basiert und die bisherige Variante für die ersten Vorauslegungen völlig ausreicht. Daher werden der Profiltyp und die Art der Wölbungslinie im Quellcode definiert.

Neben der Generierung der Profilkordinaten, spielt auch die Aufbereitung dieser Werte eine große Rolle für die Erstellung des CAD-Modells. Um die Koordinaten später in CATIA V5 zur Erzeugung des kompletten Flügels nutzen zu können, müssen die Schnitte bzw. die zugehörigen Punkte richtig skaliert, ausgerichtet und positioniert werden. Dazu gehört neben der korrekten Position am Flügel auch die Ausrichtung aufgrund der Verwindung und eventuell vorhandener V-Stellung. Für die Berücksichtigung dieser Faktoren im Unterprogramm NacaGen müssen alle notwendigen Werte an das Unterprogramm übergeben werden.

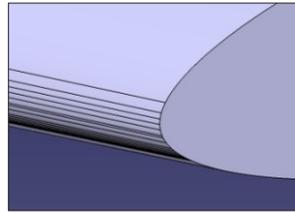
Folgende Schritte müssen durchgeführt werden:

- Hochskalierung aufgrund der lokalen Flügeltiefe
- Rotation aufgrund des lokalen Anstellwinkels (Verwindung)
- Rotation aufgrund von V-Stellung bzw. Winglets (Flächen außerhalb der xy-Ebene)
- Positionierung im Raum
- Multiplikation mit Faktor 1000, für den Import in CATIA V5 in [m]

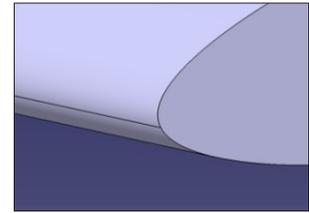
Bei den ersten Tests stellte sich heraus, dass die „Loft-Funktion“ von CATIA V5 bei verwundenen Flügeln nicht das gewünschte Ergebnis erzeugt. Das Programm bestimmt vor der Verbindung der Schnitte für jeden Spline einen Start- und einen Endpunkt. Bei der anschließenden Berechnung des „Lofts“ werden die Vorder- und die Hinterkante des Profils senkrecht zur Schnittfläche extrudiert. So entsteht an beiden Kanten eine Vielzahl von Verbindungslinien, die bei der späteren Vernetzung zu Problemen führen können (siehe Bild 3-3).

Eine Möglichkeit, dieses Problem zu beheben ist das Angeben von Führungselementen. Wenn dafür ein Spline bestehend aus den Extrempunkten an Vorder- und

Hinterkante verwendet wird, ergibt sich eine definierte Begrenzungslinie (siehe Abb. 3-4). Um auch diesen Arbeitsschritt zu automatisieren, wird die Ausgabe der notwendigen Punkte mit den entsprechenden Sprungmarken in den Quellcode integriert.

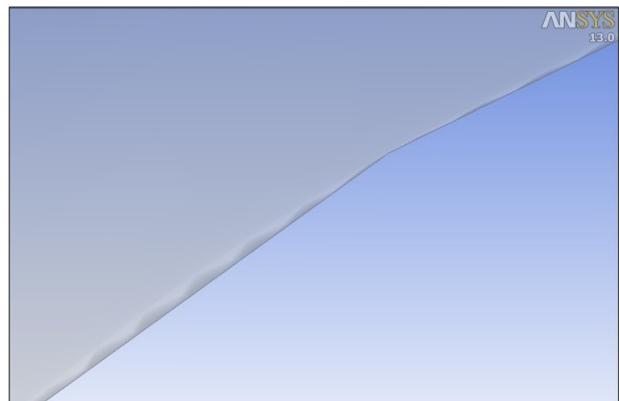


**Bild 3-3:** Loft ohne Führungselemente



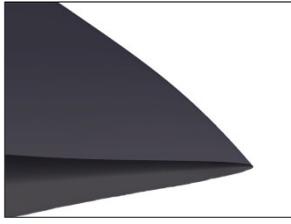
**Bild 3-4:** Loft mit Führungselementen

Nachdem die ersten CAD-Modelle erfolgreich in CATIA V5 erstellt wurden, soll das Ergebnis in Ansys Workbench 13.0 eingelesen werden. Das als IGES gespeicherte CAD-Modell wird dazu in den Design Modeler von Ansys Workbench 13.0 importiert. Aufgrund der Führungselemente ergibt sich eine fehlerfreie Profilverkante, die eine problemlose Vernetzung ermöglicht. Die Hinterkante hingegen, ist trotz der Führungselemente sehr unregelmäßig und entspricht nicht dem erstellten CAD-Modell (siehe Bild 3-5). Der Versuch ein solches Modell testweise zu vernetzen, scheitert bereits daran, dass die „minimale Kantenlänge“ den Wert „0“ annimmt. Dieser Wert ist grau hinterlegt und kann nicht verändert werden, da er auf Basis der Geometrie automatisch bestimmt wird.

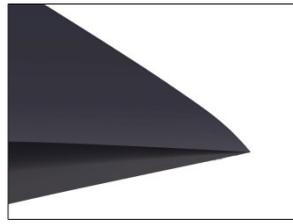


**Bild 3-5:** Fehlerhafte Hinterkante im Design Modeler

Die Ursache für die fehlerhafte Hinterkante, welche erst nach dem Import in Ansys Workbench 13.0 diese Fehler aufweist, sind die Splines der einzelnen Profilschnitte. Anfangs wurde das Makro so eingestellt, dass jeder Spline automatisch als geschlossen definiert wird, da damit die beste Geometrie zu erwarten war. In CATIA V5 ist die Hinterkante optisch einwandfrei und der kleine Radius erscheint geeigneter für eine Vernetzung als eine spitz zulaufende Kante (siehe Bild 3-6). Bei sehr spitzen Ecken und dünnen Profilen ist es je nach Elementgröße bei der Vernetzung nicht möglich den Verlauf der Geometrie exakt abzubilden, da die Kantenlänge der Elemente in diesem Bereich größer ist als die eigentliche Geometrie.

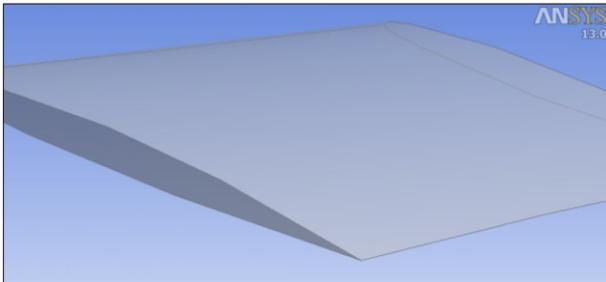


**Bild 3-6:** runde  
Hinterkante



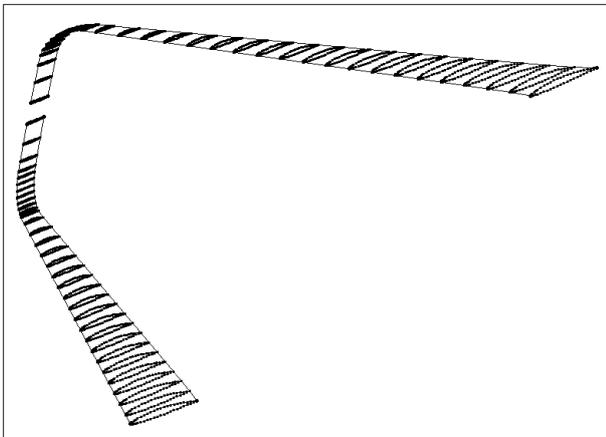
**Bild 3-7:** spitze  
Hinterkante

Wird der Spline nicht mittels „Spline schließen“ geschlossen, sondern als Start- und Endpunkt derselbe Punkt gewählt, ergibt sich in CATIA V5 eine spitze Hinterkante (siehe Bild 3-7), die beim Import in Ansys Workbench 13.0 zu deutlich besseren Ergebnissen führt, als bei der runden Version (siehe Bild 3-8). Daher wird das Makro wieder entsprechend umgestellt, sodass alle „Splines“ nach ihrer Erstellung als „offen“ definiert werden. Außerdem wird im Quellcode von LamDes die Anweisung ergänzt, dass der Punkt an der Hinterkante zweimal erstellt werden soll, um ihn sowohl als Anfangs- als auch als Endpunkt verwenden zu können.



**Bild 3-8:** Geometrie mit spitzer Hinterkante

Das Ergebnis des automatischen Imports in CATIA V5 ist in Bild 3-9 zu sehen. Die Profilschnitte können nun mit Hilfe der Führungskurven in wenigen Arbeitsschritten zu einem Volumenkörper des Flügelpaars verbunden und beispielsweise als IGES-Datei exportiert werden. Dieses Vorgehen ermöglicht es CAD-Modelle direkt aus den Ergebnissen einer Berechnung mit LamDes zu generieren und erspart somit viele Arbeitsschritte.



**Bild 3-9:** Punkte und Splines nach automatischem Import mit Excel-Makro in CATIA V5

#### 4. FAZIT UND AUSBLICK

Das Ziel der Arbeit wurde erreicht. Die Berechnung von Box Wing Konfigurationen bzw. allgemein von Flügeln mit steilen Winglets ist mit der angepassten Version von LamDes problemlos möglich und die Richtigkeit der Verwindungsverteilung und der Profilwölbungen wurde erfolgreich validiert. Damit ist ein beachtlicher Schritt, hin zur ersten Vorauslegung gemacht, indem ein wichtiges Werkzeug für den Flügelentwurf geschaffen bzw. für den Box Wing angepasst wurde. Da es sich in dieser Arbeit um einen konzeptionellen Flügelentwurf handelt, werden die hier gezeigten Ergebnisse nicht für die erste Vorauslegung verwendet, sondern dienen in erster Linie dazu, die komplizierten Sachverhalte einer Box Wing Konfiguration zu verstehen und wichtige Informationen für den Bau des ersten flugfähigen Demonstrators zu sammeln. Voraussichtlich wird sich die Grundgeometrie des Flügelpaars noch entscheidend ändern, sodass neue Berechnungen durchgeführt werden müssen. Dafür kann nun LamDes 5 verwendet werden, welches neben der Berücksichtigung der Winglets auch die automatische Geometriearstellung in CATIA V5 unterstützt. In Zukunft wird sich auch der Quellcode von LamDes noch weiterentwickeln, sodass die nötigen Arbeitsschritte zwischen Eingangsgeometrie und fertigem CAD-Modell weiter vereinfacht und optimiert werden. Dazu gehört zum einen die automatische Fertigstellung des CAD-Modells in CATIA V5 mit Hilfe eines optimierten Makros, zum anderen die Implementierung des ganzen Ablaufs in einen Optimierungsprozess. Außerdem wäre es von großem Interesse eine variable Gestaltung der Druckverteilung zu integrieren und durch eine angepasste Prandtl-Glauert-Approximation die Kompressibilitätseffekte besser abbilden zu können. Mit Hilfe der verbesserten Programme und den gewonnenen Erfahrungen, wird in Zukunft der erste flugfähige Demonstrator mit einer Spannweite von 3 m entstehen und der erste offizielle Vorentwurf durchgeführt werden.

#### LITERATURVERZEICHNIS

- [1] **GOUZIN, Pierre-Antoine.** *Verwendung eines Wirbelleitervfahrens zur Untersuchung einer Flügel-Winglet Konfiguration.* Diplomarbeit : FH Aachen University of Applied Sciences, 2012.
- [2] **KHAN, Fahad Aman.** *Preliminary Aerodynamic Investigation of Box-Wing Configurations using Low Fidelity Codes.* Masterthesis : Luleå University of Technology, Dept. of Space Science, Kiruna, 2010.
- [3] **SCHIRRA, Julian Claudius.** *Aspects of a Conceptional Aerodynamic Wing Design for an Advanced Aircraft Configuration.* Masterthesis : FH Aachen University of Applied Sciences, 2011.
- [4] **SCHLICHTING, H. und TRUCKENBRODT, E.** *Aerodynamik des Flugzeuges.* Berlin : Springer Verlag, 2001. Bd. II. 3-540-67375-X.
- [5] **MUNK, Max M.** *The minimum induced Drag of Aerofoils:* National Advisory Committee for Aeronautics, Report No. 121, 1923
- [6] **KROO, Ilan.** *Drag due to Lift: Concepts for Prediction and Reduction.* Stanford : Annual Review Fluid Mechanics, 2001.