
Aerodynamisches Projekt ASK-13 R

Das aerodynamische Projekt unserer ASK-13 basiert auf zwei Haupttrichtlinien. Die erste bezieht sich auf die Gleiteigenschaften: Da es sich um ein maßstabsgetreues Segelflugzeug handelt, sollte das Modell bei niedriger bis mittlerer Fluggeschwindigkeit äußerst effizient sein, um den realistischen Flug des Großflugzeugs nachzubilden. Zweitens wollten wir ein Modell erhalten, das trotz der beeindruckenden Abmessungen und des Gewichts unterhaltsam, schnell in den Manövern und in der Lage war, gute klassische Kunstflugfiguren auszuführen.

Aus diesen wenigen allgemeinen Konzepten haben wir die Projektspezifikationen definiert:

- Das Modell musste eine maximale Effizienz bei ausreichendem Auftriebsbeiwert aufweisen, um einen realistischen Flug und ein geringes Sinkverhältnis zu gewährleisten.
- Der maximale Auftriebsbeiwert musste ausreichend hoch sein, um das Modell sicher verlangsamen zu können, ohne das Risiko eines Strömungsabrisses.
- Im Langsamflug musste der Strömungsabriss kontrolliert, progressiv und in vordefinierten spezifischen Zonen der Tragflächen erfolgen.
- Das Modell sollte in der Lage sein, Kunstflugmanöver durchzuführen, ohne extreme Leistungen (typisch für Modelle einer anderen Kategorie) zu erfordern.
- Die Gesamtarchitektur des Modells (Positionierung der Tragflächen und Leitwerksflächen in Bezug auf den Rumpf) wurde wie beim Originalsegelflugzeug beibehalten.

Auswahl der Profilformen und vorläufiges Projekt

Aufgrund der Tatsache, dass die Tragflächen durch das Maßstabsverhältnis definiert sind, lag der erste Schritt des aerodynamischen Projekts in der Auswahl der Profilformen. Bei einer Flügelgeometrie wie bei der ASK-13 (Bandverhältnis 0,39; Vorwärts-V-Stellung von 6°) war es wichtig zu berücksichtigen, dass die Biegeverformung des Flügels (also die Verformung des Flügels entlang der Längsachse), verursacht durch den Auftrieb, auch eine Änderung des Anstellwinkels der Flügelprofile (Phänomen, das mit der Quergeschwindigkeit des Luftstroms entlang der Spannweite zusammenhängt) bewirkt, der von der Flügelwurzel zum Flügelende hin zunimmt.

Dies wirkt sich einerseits auf das Verhalten des Flügels im Strömungsabriss aus und andererseits auf mögliche Flattern-Phänomene.

Mit dem Ziel, ein hohes Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand (aerodynamische Effizienz) zu erreichen, haben wir 2 relativ dünnere und gleichzeitig sehr effiziente Profile ausgewählt: das Wortmann FX 60-100 (maximale Dicke 10%) und das S4062 (maximale Dicke 9%). Diese beiden Profile wurden aus einer Reihe anderer "Kandidaten"-Profilen ausgewählt, da sie das beste Gesamtverhalten während der verschiedenen Simulationen aufwiesen, wie im Folgenden beschrieben.

Alle Simulationen wurden bei einer Fluggeschwindigkeit von etwa 100 km/h durchgeführt, die als Referenzgeschwindigkeit für den charakteristischen Flug dieses Modells betrachtet wurde. Unter dieser Annahme wurden der Referenz-Reynoldszahl für die Profile an der Flügelwurzel und am Flügelende berechnet

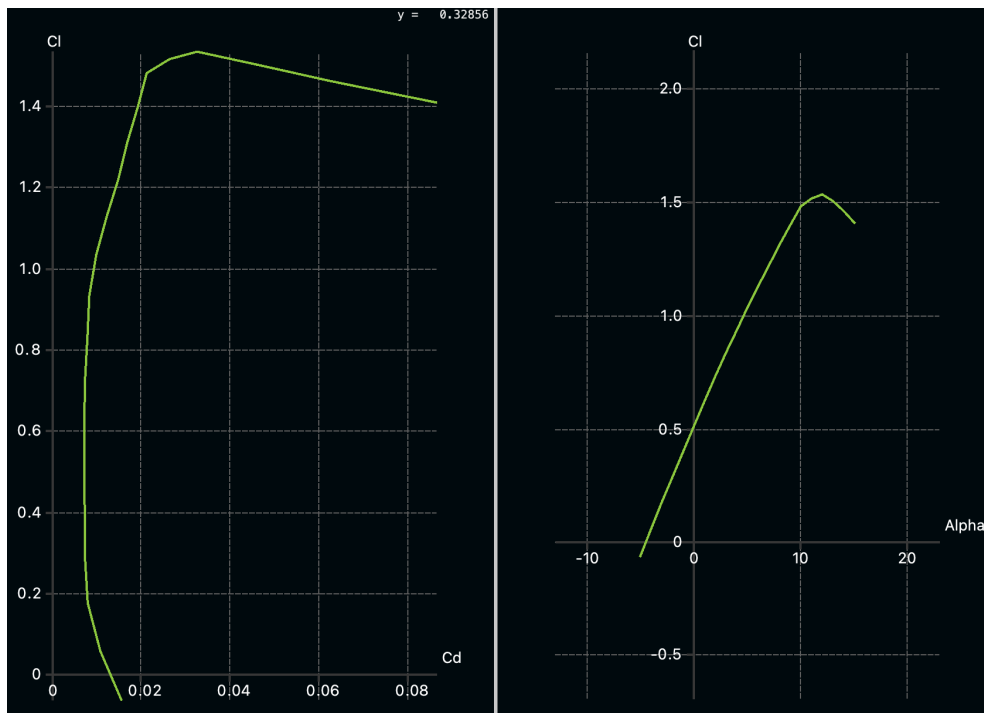


Abbildung 1: Polarkurve und e $CL(\alpha)$ des Profils FX 60-100 berechnet bei $Re\ 661.000$, was einer Geschwindigkeit von etwa 100 km/h an der Flügelwurzel entspricht.

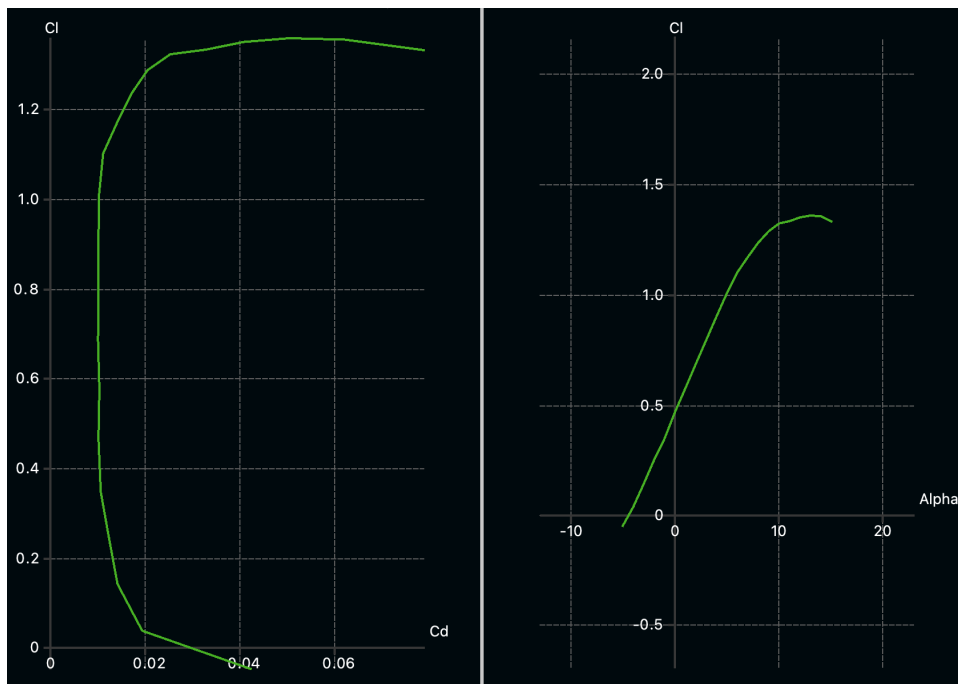


Abbildung 2: Polarkurve und e $CL(\alpha)$ des Profils S4062 berechnet bei $Re\ 260.000$, was einer Geschwindigkeit von etwa 100 km/h an der Flügelwurzel entspricht.

In den Abbildungen 1 und 2 (links) ist zu erkennen, dass die Profile die Fähigkeit haben, den Luftwiderstandskoeffizienten über einen ausreichend großen Bereich der Auftriebsbeiwerte niedrig und konstant zu halten. Dies deutet auf ein gutes Verhalten des Flügels in verschiedenen Flugbedingungen hin, bei einer Fluggeschwindigkeit, die mit der Natur des Modells selbst, einem Semimodell, übereinstimmt.

In den Abbildungen 1 und 2 (rechts) ist zu erkennen, dass der Auftriebsbeiwert über einen ausreichend großen Bereich der Anstellwinkel linear ansteigt und der Strömungsabriss bei einem ausreichend hohen Anstellwinkel (ca. 13°) erfolgt. Dies deutet auf ein gutes Verhalten bei langsamer Geschwindigkeit und während des Kunstflugs hin.

Um eine angemessene Auftriebsverteilung über die Spannweite zu erreichen, haben wir nach verschiedenen Simulationen beschlossen, das Profil FX 60-100 für die ersten 55 cm der Spannweite zu verwenden und dann das Profil kontinuierlich bis zum S4062 an der Spitze zu übergehen. Auf diese Weise haben wir die gewünschten Stallcharakteristiken und die Auftriebsverteilung erhalten, ohne einen geometrischen Verdrehungswinkel zu benötigen.

Diese Überlegungen wurden auch mit 3D-Aerodynamiksimulationen überprüft, die auf vereinfachten Berechnungsmodellen (3D-Panelmethode) basieren und dazu verwendet wurden, einige grundlegende Aspekte zu bewerten.

- Bewertung der globalen aerodynamischen Leistungen (maximale Effizienz, Polarkurve, Strömungsabrissverhalten, ...)
- Ermittlung der ungefähren Schwerpunktsposition
- Bewertung der Auftriebsverteilung entlang des Flügels und des Strömungsabrissverhaltens
- Bewertung der Leistungen des Modells mit und ohne Landeklappen

Der Vorteil dieser Simulationen besteht darin, dass sie uns ermöglichen, viele verschiedene Konfigurationen (Profile, Architekturen, Flugbedingungen) in relativ kurzer Zeit zu überprüfen. Die Ergebnisse, auch wenn sie nur ungefähre Angaben sind, geben dennoch einen guten Hinweis auf das Verhalten des Modells im Flug. Es muss jedoch darauf hingewiesen werden, dass die technische Kompetenz zur korrekten Interpretation der erzeugten Daten entscheidend ist, um ein gutes Endergebnis zu gewährleisten.

Die vorläufigen Simulationen haben ein optimales Verhalten des "vereinfachten Modells", bestehend aus Flügel und Leitwerken, bestätigt: eine maximale Effizienz von über 35 (im Einklang mit dem maßstabsgetreuen Segelflugzeug, unter Berücksichtigung des Beitrags des Rumpfes) und ein insgesamt geringer Luftwiderstand. Abbildung 3 zeigt eine Darstellung des für diese Tests verwendeten vereinfachten Modells.

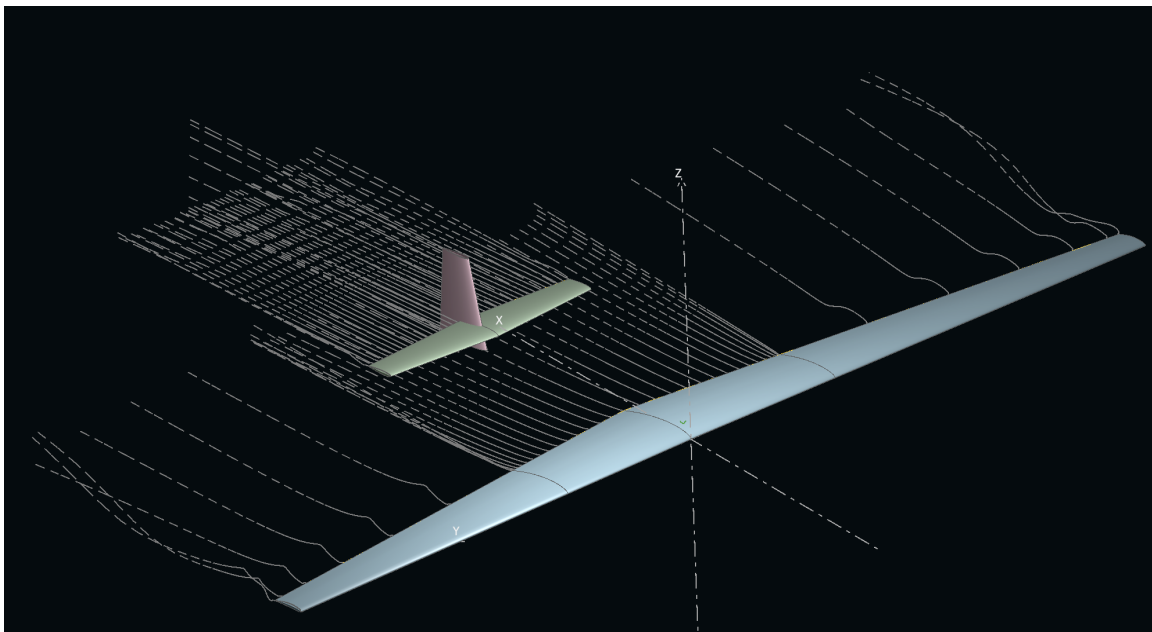


Abbildung 3: Darstellung des vereinfachten Modells. Die Abbildung enthält auch einige der Stromlinien, die deutlich den Wirbelstrahl zeigen, der sich von der Hinterkante des Flügels bildet.

Durch Simulationen bei verschiedenen Anstellwinkeln ist es möglich, abzuschätzen, wie der Strömungsabriss entsteht und sich entlang der Spannweite ausbreitet. Der durch den Strömungsabriss erzeugte turbulente Nachlauf bleibt außerhalb des Bereichs, in dem sich das Höhenruder befindet. Dies deutet auf eine gute Manövrierfähigkeit des Modells auch unter Strömungsabriss-Bedingungen hin.

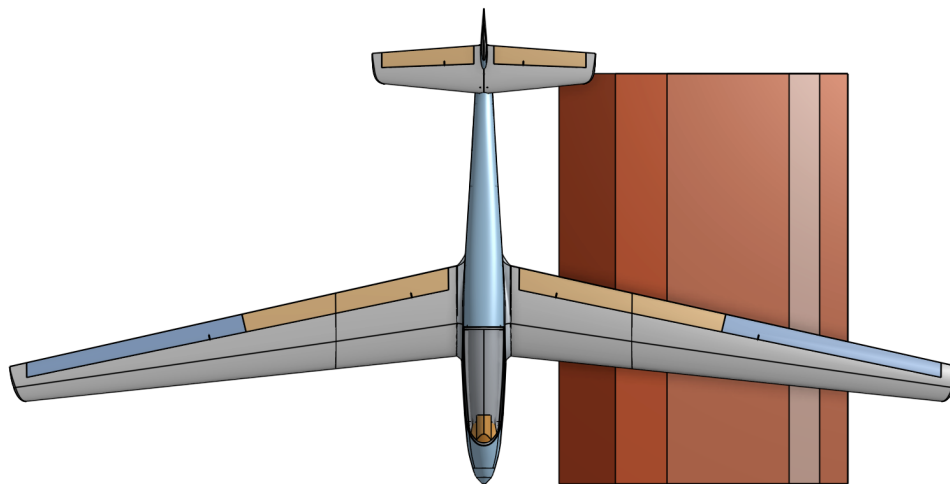


Abbildung 4: Strömungsabrissausbildung bei einem Anstellwinkel zwischen $11,5^\circ$ (Bereich hellrot) bis $13,5^\circ$ (Bereich dunkelrot). Das Höhenruder bleibt immer außerhalb des Nachlaufs des abgestürzten Flügelbereichs.

Um das Verhalten der Profile mit und ohne Landeklappen bei verschiedenen Ablenkwinkeln zu überprüfen, haben wir spezifische Simulationen an den modifizierten Profilen durchgeführt und verschiedene Ablenkwinkel für Landeklappen und Querruder angenommen.

Wir haben festgestellt, dass die Landeklappen ihre maximale Effektivität (den besten Kompromiss zwischen maximalem Auftrieb, Widerstand und maximalem Anstellwinkel) bei einer Ablenkung von 7° haben. Dies war die grundlegende Konfiguration für den Flugmodus "Thermik". Die folgenden Abbildungen zeigen einen Vergleich zwischen dem Verhalten der Profile mit und ohne Landeklappen.

Die Kurven der Profile mit Landeklappen zeigen offensichtlich eine gewisse Erhöhung des maximalen Auftriebsbeiwerts und einen steileren Anstieg des Auftriebsbeiwerts mit dem Anstellwinkel. Diese Faktoren zeigen, wie die Landeklappen nützlich sind, um das Modell mit niedriger Geschwindigkeit zu fliegen. Der Preis dafür ist jedoch ein erhöhter Luftwiderstand, da die abgelenkte Landeklappe eine Störung des aerodynamischen Strömungsverhaltens um das Profil herum erzeugt.

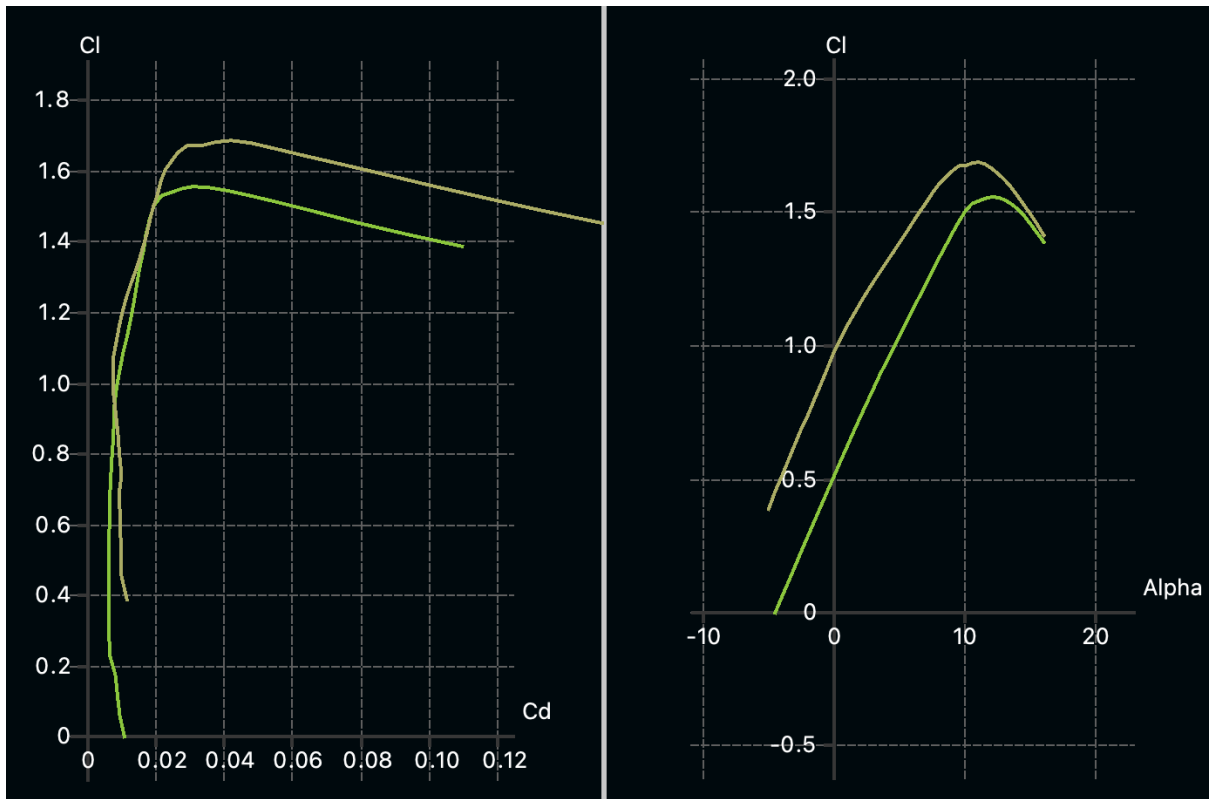


Abbildung 5: Polarkurve und $Cl(\alpha)$ des Profils FX 60-100 mit und ohne Landeklappen bei 7° Ablenkung, berechnet bei $Re\ 661.000$ (grüne Kurve: Standard-Profil; gelbe Kurve: Profil mit Landeklappen)

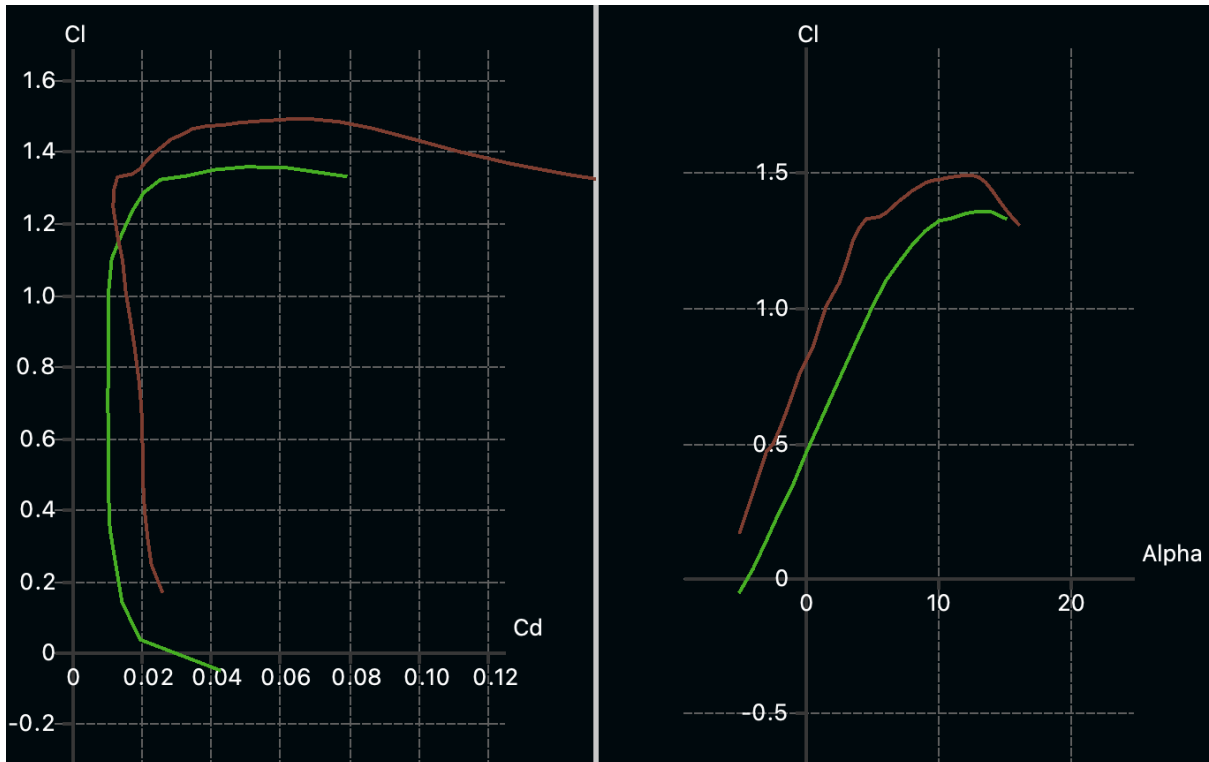


Abbildung 6: Polarkurve und $CL(\alpha)$ des Profils S4062 mit und ohne Landeklappen bei 7° Ablenkung, berechnet bei $Re\ 260.000$ (grüne Kurve: Standard-Profil; rote Kurve: Profil mit Landeklappen)

Auf ähnliche Weise haben wir auch Simulationen mit nach oben abgelenkten Steuerflächen durchgeführt. Diese haben es uns ermöglicht, den Flugmodus "Geschwindigkeit" zu definieren, durch den die ASK-13R einen dynamischen und unterhaltsamen Flug zeigt, bis hin zur Ausführung der wichtigsten Kunstflugfiguren. Die folgenden Abbildungen zeigen die Polarkurven und die Auftriebsbeiwertkurven im "Geschwindigkeits"-Modus: Wie erwartet hat die nach oben abgelenkte Landeklappen und das Querruder den Effekt, die Kurven des Standardprofils nach unten zu verschieben. Das bedeutet praktisch, dass das Modell bei gleichem Anstellwinkel schneller fliegen wird.

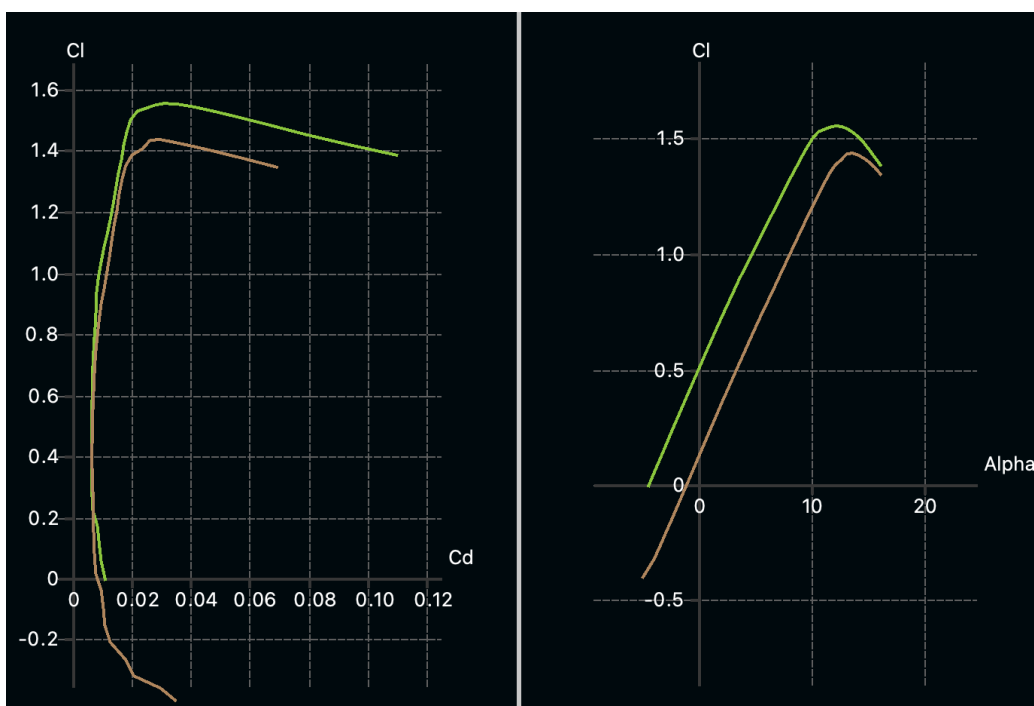


Abbildung 7: Polarkurve und $CL(\alpha)$ des Profils FX 60-100 mit und ohne Landeklappen in der "Speed"-Position (5° nach oben abgelenkt), berechnet bei $Re\ 661.000$ (grüne Kurve: Standard-Profil; braune Kurve: Profil mit Landeklappen)

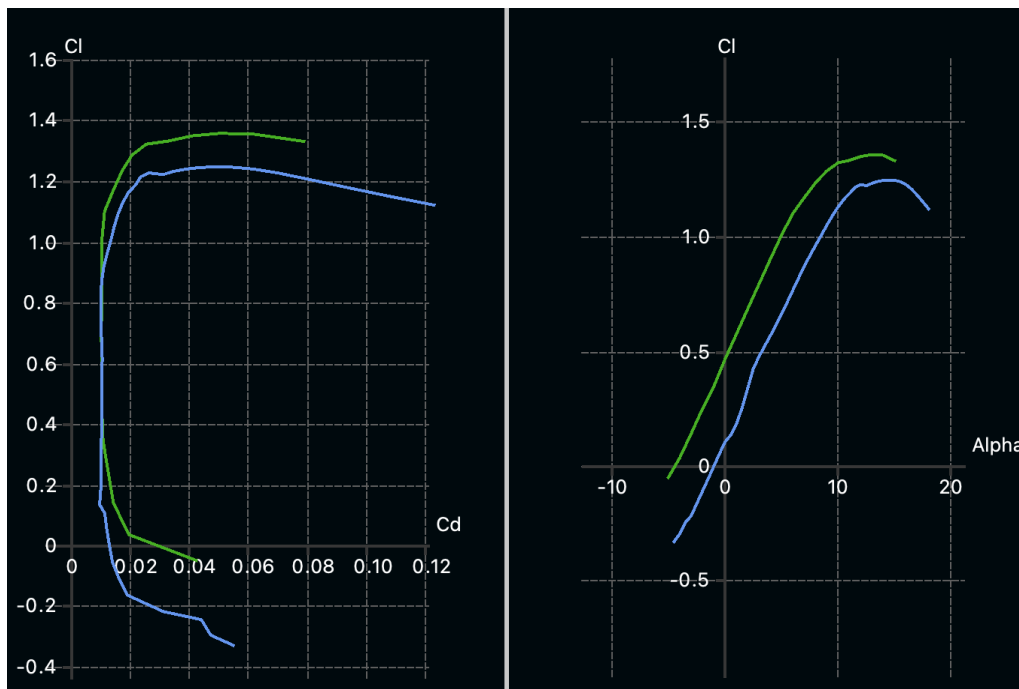


Abbildung 8: Polarkurve und $CL(\alpha)$ des Profils S4062 mit und ohne Landeklappen in der "Speed"-Position (5° nach oben abgelenkt), berechnet bei $Re\ 260.000$ (grüne Kurve: Standard-Profil; blaue Kurve: Profil mit Landeklappen).

Zuletzt haben wir die Steuerflächen dimensioniert (Querruder, Landeklappen, Seitenruder und Höhenruder). Diese wurden nicht nach dem Maßstab des Original-Segelflugzeugs definiert, sondern wurden vergrößert, um Proportionen zu erhalten, die für Kunstflugsegelflugzeuge typischer sind. Diese Wahl ermöglicht eine optimale Roll-, Nick- und Giergeschwindigkeit, die während des Kunstflugs sehr nützlich ist.

Für das Höhenruder wurde das Profil NACA0012 gewählt. Diese Profile erwiesen sich in Bezug auf den Widerstand, den internen Platz (Möglichkeit, den Servo im Höhenruder selbst zu installieren) und die Stallcharakteristik als die besten.

Schließlich verfügt das Seitenleitwerk über ein symmetrisches Profil, das speziell für dieses Modell entwickelt wurde, um das Modell auch bei hohen Gierwinkeln (z. B. während Manövern oder bei seitlichem Wind) steuern zu können, ausreichend Platz für die Installation eines Servos (falls erforderlich) zu bieten und gleichzeitig die Scharniere des Seitenruders optimal zu integrieren.

An diesem Punkt war das vorläufige Projekt abgeschlossen.

Detailliertes Projekt

Um das detaillierte lokale aerodynamische Verhalten in bestimmten Bereichen des Modells zu überprüfen, haben wir einige fortgeschrittene numerische Simulationen mit Hilfe von CFD-Berechnungsmodellen (Computational Fluid Dynamics) durchgeführt. Da die Modelle für diese Art von Simulationen in Bezug auf die Rechenleistung des Computers recht anspruchsvoll sind, wurden mehrere Prozessoren parallel zur Berechnung der Lösungen verwendet. Diese Simulationen wurden hauptsächlich für folgende Zwecke verwendet:

- Bewertung möglicher Bereiche mit Luftstromablösung in besonders komplexen Zonen (Fuselage-Flügel-Übergang, Rumpf-Heck). Diese Zonen sind aus aerodynamischer Sicht besonders komplex aufgrund der Interferenz, die durch die Wechselwirkung des Luftstroms um den Flügel und den Rumpf entsteht. Wenn diese Bereiche nicht optimiert sind, können sie eine große Quelle des Widerstands sein.
- Bewertung des Strömungsabrisses am Flügel bei mittleren bis hohen Anstellwinkeln, wo die vereinfachten Modelle, die im Rahmen des vorläufigen Projekts verwendet wurden, weniger genau sind (es ist daher notwendig, die mit einer genaueren Berechnungsmethode erzielten Ergebnisse zu validieren).
- Visualisierung der Strömung, Druck- und Geschwindigkeitsfelder um das Modell herum, um das aerodynamische Verhalten des Modells in jedem Teilbereich eingehend zu verstehen.
- Visualisierung von Elementen des Modells, die den Widerstand erzeugen, und Überprüfung, ob es möglich ist, ihre Form weiter zu optimieren.
- Schätzung der Auftriebskurve des vollständigen Modells, um sie mit derjenigen zu vergleichen, die mit den vereinfachten Modellen erhalten wurde, und auf diese Weise die erzielten Lösungen zu validieren.

Die folgenden Abbildungen zeigen nur einige der erzielten Ergebnisse. Für eine ausführlichere Erklärung zu bestimmten Themen laden wir unsere Follower ein, sich mit uns in Verbindung zu setzen: Wir freuen uns, mit Ihnen jedes Detail unseres ASK-13R zu besprechen!

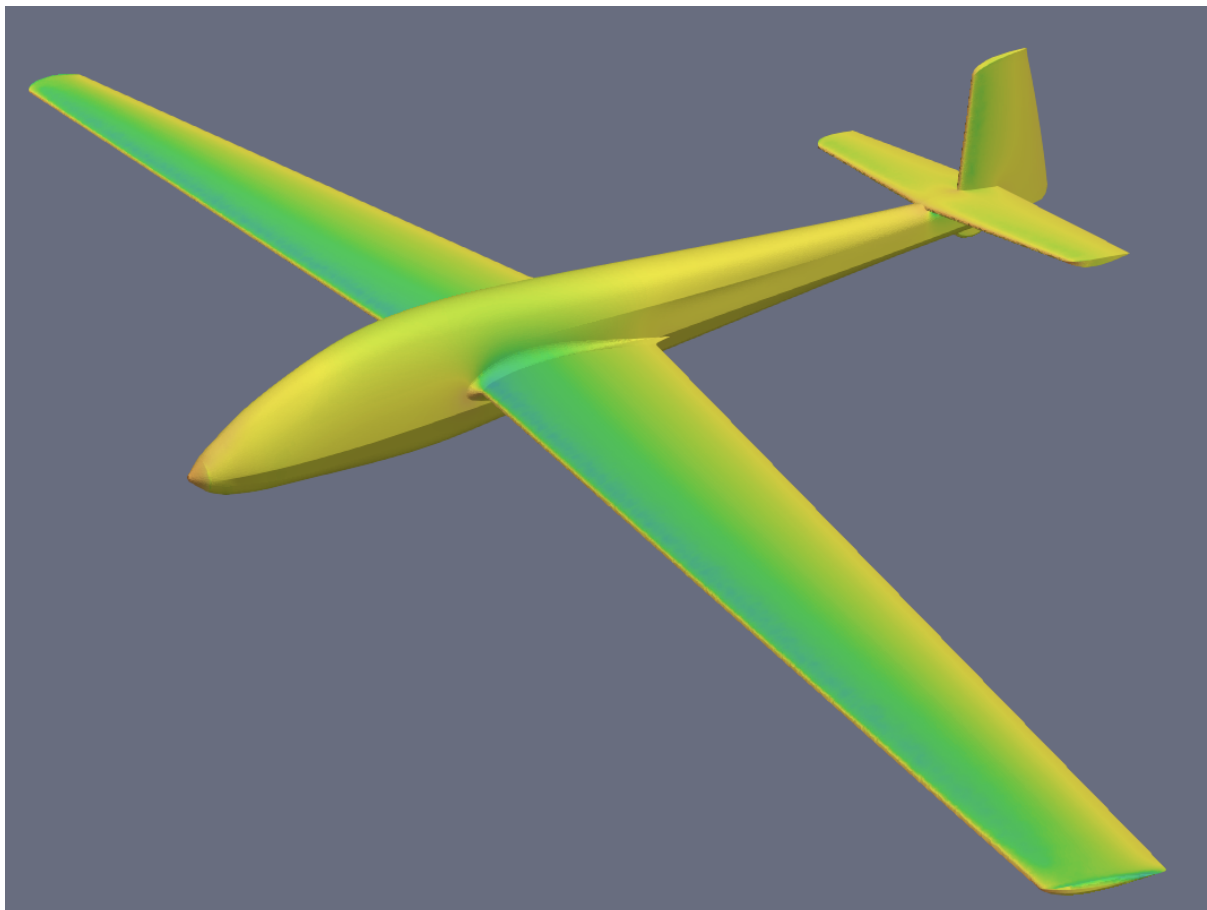


Abbildung 9: Druckverteilung auf dem Modell für einen bestimmten Anstellwinkel und Geschwindigkeit. (in Rot die Zonen mit niedriger Geschwindigkeit / hohem Druck, in Grün und Blau die Zonen mit höherer Geschwindigkeit / niedrigem Druck). Die Druckverteilung um das Modell herum entspricht den Erwartungen, die auch aus den vorläufigen Simulationen hervorgehen: Wir können die Stagnationspunkte an der Nase des Rumpfes,

an der Hinterkante des Flügels und der Leitwerke erkennen. Zusätzlich gibt es auf der Oberseite des Flügels eine Niederdruckzone (in Grün), die mit der Erzeugung von Auftrieb zusammenhängt



Abbildung 10: Geschwindigkeitsverteilung um das Modell herum. Es ist deutlich erkennbar, dass sich oben auf der Kanzel eine Zone mit leicht höherer Geschwindigkeit befindet (in den Farben Orange/Rot) und sich hinter dem Modell eine Niederdruckzone mit geringerer Geschwindigkeit (in der Farbe Grün (Hellgelb)) bildet. Es ist wichtig, die Geschwindigkeitsverteilung um den Rumpf zu bewerten, um sicherzustellen, dass der Strömungsfluss an der Modelloberfläche in jedem Teil des Rumpfes haftet. Darüber hinaus geben die Form und die Geschwindigkeitsverteilung innerhalb der Niederdruckzone einen Hinweis auf den Gesamtwiderstand des Rumpfes und des gesamten Modells



Abbildung 11: Darstellung der Geschwindigkeitsverteilung um eine Flüge-Abschnitt, 50 cm von der Flügelwurzel entfernt. Die grün/blau gefärbte Zone um den Luftfoil repräsentiert die Grenzschicht, die in dieser Simulation sehr dünn ist. Generell ist das Ziel, diese Art von Strömungsverlauf für eine breite Palette von Flugbedingungen zu erreichen, um sicherzustellen, dass das Flügelprofil immer unter optimalen Bedingungen arbeitet

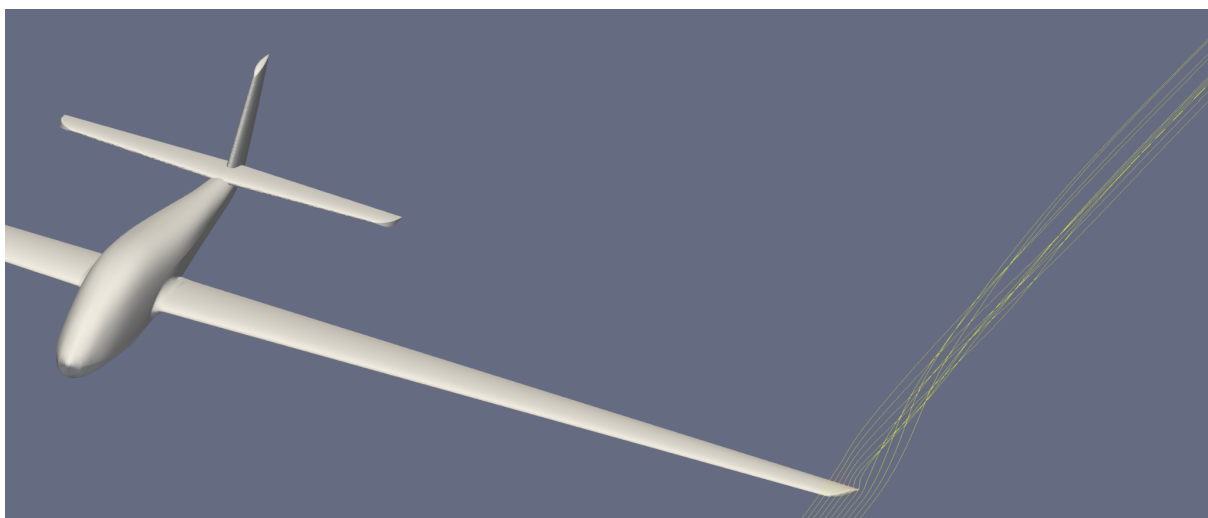


Abbildung 12: Darstellung des Wirbelschleiers an der Flügelkante. Diese Wirbel entstehen aufgrund des Druckunterschieds zwischen der Ober- und Unterseite des Flügels nahe der Flügelspitze. Die hier gezeigten Ergebnisse sind sehr kohärent mit den vereinfachten

Simulationen, die während des vorläufigen Projekts durchgeführt wurden. Auch diese Kohärenz trägt zur Validierung der durchgeführten Simulationen bei

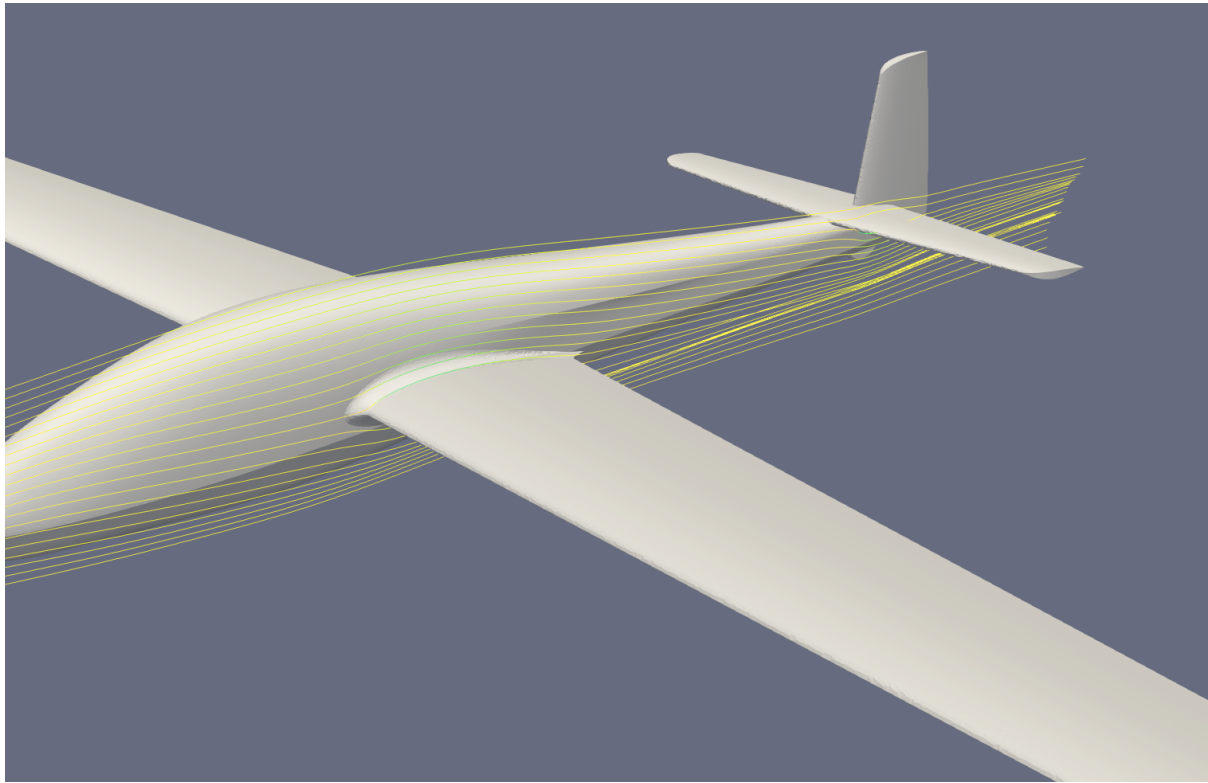


Abbildung 13: Darstellung einiger Stromlinien im Bereich der Flügel-Rumpf-Schnittstelle.

Die Luftströmung bleibt immer an der Modelloberfläche haften, was bedeutet, dass es weder zu Ablösungen noch zu separierten Bereichen kommt. In dieser Abbildung ist auch zu sehen, wie das Höhenruder innerhalb der von der Tragfläche "gestörten" Luftströmung arbeitet (in diesem Fall wurde das Modell in einer Flugbedingung simuliert, die weit entfernt vom Strömungsabriss liegt).

Die angewandten aerodynamischen Verbesserungen am Design umfassen:

Die vollständige aerodynamische Studie und die Analyse aller gesammelten Daten haben uns dazu veranlasst, einige spezifische Designänderungen im Vergleich zum Original-Segelflugzeug vorzunehmen. Diese Änderungen haben es uns einerseits ermöglicht, das ursprüngliche Design zu modernisieren und andererseits die Aerodynamik des Flugzeugs zu optimieren. Natürlich wurden die charakteristischen Designmerkmale der ASK-13 beibehalten:

- Das Höhenleitwerk befindet sich vor dem Seitenruder.
- Die Tragfläche hat einen Vorwärts-Pfeilungswinkel von 6°.

Andere für die ASK-13R typische Designlösungen wurden modifiziert:

- Der Rumpf hat weiterhin gerade, vertikale Seiten, jedoch wurde die Querschnittsform optimiert, um den Rumpfwiderstand zu verringern.
- Das Seitenruder hat eine neue, moderne Form, wobei die Flächenproportionen beibehalten wurden, um eine schnelle Reaktion auf das Rudern zu gewährleisten.
- Das Hecksporn unter dem Rumpf hat ein neues Design, das optimiert wurde, um den lokalen aerodynamischen Fluss zu verbessern und den Widerstand zu minimieren.

-
- Die Steuerflächen an den Tragflächen und dem Höhenleitwerk wurden vergrößert, um eine optimale Manövrierfähigkeit zu gewährleisten.

Schließlich wurden einige neue moderne Designkonzepte in das Gesamtdesign integriert. Dadurch konnten die Gesamtaerodynamik verbessert und der Gesamtwiderstand verringert werden, um ein höheres Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand (aerodynamische Effizienz) zu erreichen:

- **Kabinenform:** Die ursprüngliche Kabinenform erzeugt zusätzlichen Widerstand aufgrund der "Blasenform". Daher haben wir für die neue ASK-13R eine neue Kabinenform mit einem durchgehenden Profil entworfen, das den Luftstrom entlang des oberen Teils des Rumpfes vom Bug bis zum Heck stabilisiert.
- **Rumpfheck:** Der Teil des Rumpfes hinter der Tragfläche bis zum Seitenruder wurde neu gestaltet, um die Grenzschicht möglichst dünn zu halten, unabhängig von der Fluggeschwindigkeit.
- **Flügelspitzen:** Der spezifische Winkel der Flügelspitzen wurde optimiert, um die Flügelwirbel auch ohne den Einsatz von Flügelenden zu reduzieren.
- **Höhenleitwerk:** Das Höhenleitwerk hat im Vergleich zum Original-Segelflugzeug ein erhöhtes Streckungsverhältnis, um den induzierten Widerstand zu verringern und zu einem kleineren Gleitwinkel beizutragen.
- **Tragflächenprofile:** Für diesen Segelflieger wurden speziell ausgewählte Tragflächenprofile verwendet, wie ausführlich in der Aerodynamik-Studie beschrieben.