

# SIMULATION ZUR OPTIMIERUNG DER FLUGLEISTUNG DURCH ADAPTIVE WÖLBKLAPPEN AM BEISPIEL EINES UNBEMANNTEN KLEINFLUGZEUGES

A. Scholtz, A. Kuzolap  
Institut für Luft- und Raumfahrtsysteme - Technische Universität Braunschweig  
Hermann-Blenk-Str. 23, 38108 Braunschweig, Deutschland

## Zusammenfassung

Die wissenschaftliche und kommerzielle Nutzung von unbemannten Flugsystemen erschließt mit ihrer größer werdenden Verbreitung immer neue Anwendungsgebiete. Mit den so permanent steigenden Anforderungen an Reichweite, Flugzeit und Nutzlastmasse wird die Entwicklung neuer leistungsfähigerer Flugzeugmuster notwendig. Das Institut für Luft- und Raumfahrtsysteme der Technischen Universität Braunschweig hat in der Vergangenheit bereits unbemannte Flugsysteme erfolgreich in der Forschung eingesetzt. Auf dieser Erfahrung aufbauend wird ein neues unbemanntes Mehrzweckflugzeug für die *CAROLO*-Familie entwickelt. Der hierbei verfolgte Ansatz einer modularen Konfiguration beinhaltet neben der Struktur auch eine rekonfigurierbare aerodynamische Auslegung, mit der eine Optimierung der Gleitzahl für verschiedene Massen und Fluggeschwindigkeiten untersucht wird. Hierzu wurde eine Simulationssoftware erstellt, mit deren Hilfe automatisiert verschiedene Wölbklappenstellungen analysiert und die optimalen Ruderausschläge identifiziert werden können. Für die Umsetzung wurde eine Untersuchung zur optimierten Modellerstellung durchgeführt und verschiedene Lösungsstrategien implementiert, um eine effizientes Management der Rechenzeit zu ermöglichen.

## 1. EINLEITUNG

Die Nutzung unbemannter Flugsysteme (Unmanned Aircraft Systems - UAS) hat in den letzten Jahren, nicht zuletzt für die wissenschaftliche und kommerzielle Anwendung, stark zugenommen. Dabei lässt sich feststellen, dass die Vorteile geringer Größe und niedriger Kosten häufig mit den Problemen geringer Nutzlastkapazitäten oder eingeschränkter Reichweite und Flugzeit einhergehen.

Das Institut für Luft- und Raumfahrtsysteme (ILR) der TU Braunschweig forscht seit 2001 an der Entwicklung von UAS. Dabei ist eine Flugzeugfamilie um den *CAROLO P200* und *T200* entstanden. Mit einer stetigen Erweiterung der Anwendungsgebiete, wie beispielsweise der Landwirtschaftsforschung, dem Pipeline Monitoring, der Meteorologie oder der Forstwirtschaft [1], erfolgt auch die Nachfrage nach größeren und leistungsfähigeren Nutzlasten. Aus diesen Gründen wurde die Flugzeugfamilie zuletzt um ein größeres modulares Flugzeugmuster mit maximal 25 kg Abflugmasse erweitert [2], den *CAROLO P360* (siehe Abb. 1). Dem Konzept der Modularität folgend, sollte dieses Flugzeug nicht nur eine größtmögliche Variabilität bezüglich der Nutzlast sondern auch des Einsatzbereiches bereitstellen, ohne signifikant an Flugzeit und Reichweite einzubüßen.

Bei herkömmlichen Auslegungsverfahren werden Flugzeuge nur für einen Arbeitspunkt optimiert, den sogen-

nanten Auslegungspunkt. Generell kann die Verwendung von Steuerflächen am Tragflügel durch gezielte Anpassung der Profilwölbung zu einer Reduktion des Widerstandsbeiwertes und damit zu einer Optimierung der für die Flugleistung relevanten Gleitzahl außerhalb des Auslegungspunktes genutzt werden. Durch die in Tabelle 1 angegebenen Anforderungen an das Beispielflugzeug ergibt sich ein außergewöhnlich großes Spektrum an Kombinationen von verschiedenen Abflugmassen und Fluggeschwindigkeiten, sodass für den *P360* im Folgenden eine solche Untersuchung durchgeführt wird.



Abbildung 1: Das UAS *CAROLO P360*

Die hier vorgestellte Simulationsumgebung wurde erstellt, um bereits bei zukünftigen Flugzeugauslegungen das Potential zur Optimierung abschätzen zu können und um im vorliegenden Fall eine Einschränkung der Möglichkeiten

vor nachfolgenden Flugversuchen zur Validierung vornehmen zu können. Da keine dreidimensionale Simulation für höherwertige numerische Verfahren zur Lösung des Strömungsfeldes mit zufriedenstellender Genauigkeit und vertretbarem Rechenzeitaufwand gefunden werden konnte, wurde diese im Weiteren durch eine Kombination von XFOIL [3] und einer Erweiterung des Programms Athena Vortex Lattice (AVL) [4] selbst erzeugt.

## 2. VORUNTERSUCHUNGEN

Für den neuen Flugzeugentwurf steht eine deutlich erhöhte Nutzlastkapazität zur Verfügung (siehe Tabelle 1). Das modulare Strukturkonzept erlaubt es, dass Packvolumen gering zu halten und ermöglicht darüber hinaus eine schnelle Montage auf dem Flugfeld mit einem minimalen Einsatz an benötigtem Werkzeug. Die Struktur wurde darauf ausgelegt, dass auch Landungen ohne Fahrwerk auf dem Rumpfboden möglich sind. Ein abwerfbares Fahrwerk bietet dabei ein großes Potential zur Widerstands- und Gewichtsreduktion, was sich leistungsteigernd auf die Gleitzahl auswirken würde. Aus operationellen Gründen findet diese Option in der vorliegenden Arbeit jedoch keine weitere Beachtung.

Tabelle 1: Technische Spezifikationen *CAROLO P360*

Parameter	Wert
Zulässige Abflugmasse	15 kg bis 25 kg
Maximale Nutzlast	3 kg in Nutzlastbucht
Betriebstemperatur	-20 °C bis 45 °C
Transportgröße	längstes Bauteil < 1,6 m
Höchstflugdauer	elektrischer Antrieb 45 min Verbrennungsmotor > 2 h
Reisegeschwindigkeit	20 m/s bis 30 m/s
Windgeschwindigkeit	< 15 m/s
Montagezeit	< 15 min

### 2.1 Aerodynamische Auslegung

In die aerodynamische Auslegung des *CAROLO P360* fließen die guten Erfahrungen in Bezug auf die Steuereigenschaften im Flug aus den früheren Modellen ein. Dies führt zu einem leicht überelliptischen Flügelentwurf, der die Vorteile des geringen induzierten Widerstands mit den Auftriebsreserven im Bereich der Flügelspitze vereint [5]. Daraus ergibt sich eine gute Kontrolle des Flugzeugs im Grenzbereich zum Strömungsabriss, sowie bei Start und Landung.

Eine wichtige Anforderung besteht darin, eine meteorologische Sensoreinheit zu transportieren, die auf eine Fluggeschwindigkeit von  $V = 22$  m/s kalibriert ist. Aus

diesem Grund wird die genannte Fluggeschwindigkeit und eine Abflugmasse von 22 kg als Auslegungspunkt verwendet [5]. Um eine Optimierung der Aerodynamik auf den Einsatzfall zu ermöglichen, wird der Tragflügel mit spannweitig sechs unabhängigen Steuerflächen ausgestattet, die eine individuelle Wölbungsverteilung ermöglichen. Dazu wird ein Profilstrak mit einem modifizierten Profil auf Basis der HQ/W-Familie verwendet, die auf den Einsatz mit Wölbklappen optimiert sind.

### 2.2 XFLR5 Simulationsergebnisse

In einem ersten Versuch [5] wurde auf Basis einer einfachen XFLR5-Simulation [6] ein erster Einblick in die Wirksamkeit der Verwölbung des Tragflügels erhalten. Es ist zu beachten, dass in dieser Simulation kein Rumpf- und Fahrwerkeinfluss berücksichtigt wurde und die Abflugmasse aus Gründen der Vergleichbarkeit mit den in Kapitel 2.3 folgenden Flugversuchen auf 18,4 kg festgelegt wurde. Die Gleitzahl  $E$  wird dabei aus den verfügbaren aerodynamischen Beiwerten für Auftrieb  $C_A$  und Widerstand  $C_W$ , respektive aus den im Flugversuch ermittelten horizontalen und vertikalen Geschwindigkeitskomponenten  $u$  und  $w$  wie folgt berechnet

$$(1) \quad E = \frac{C_A}{C_W} = \frac{u}{w} .$$

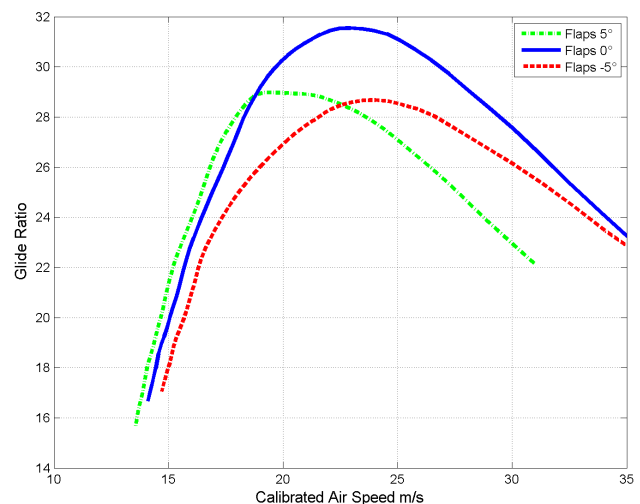


Abbildung 2: XFLR5 Simulationsergebnisse ohne Rumpf für  $\kappa_i = -5^\circ, 0^\circ$  &  $5^\circ$  aus [5]

Abbildung 2 zeigt den resultierenden Verlauf der Gleitzahl über der Fluggeschwindigkeit für die symmetrisch und betraglich gleich ausschlagenden Wölbklappen  $\kappa_i$  mit  $i = 1$  bis 3. Es wurden die Klappenwinkel  $\kappa_i = -5^\circ, 0^\circ$  &  $5^\circ$  untersucht. Die neutrale Klappenposition ist dabei die klar dominierende Konfiguration. Die strich-punktierte Linie der positiven Verwölbung zeigt im

Bereich von unter  $V = 18$  m/s einen geringen Vorteil, wogegen die negative Wölbung in dem gewählten Geschwindigkeitsbereich keinen positiven Effekt aufzeigt. Der fehlende Rumpfeinfluss äußert sich in allen Variationen in einer zu hohen Gleitzahl. Da bei der Widerstandsbestimmung das Superpositionsprinzip Gültigkeit hat, wird durch eine Berücksichtigung die Gleitzahl zu niedrigeren Beträgen verschoben, ohne einen Einfluss auf die Position im Geschwindigkeitsfeld zu haben. Die Interferenzeffekte mit dem Tragflügel sind dabei noch nicht beachtet.

## 2.3 Vorläufige Flugversuchsergebnisse

Um eine Validierung der XFLR5-Simulationsergebnisse zu ermöglichen, wurden Flugversuche zur Polarenmessung durchgeführt. Wie in [5] beschrieben, wurde aus einer Staudruck- und Statikdruckmessung des MINC-Autopilotensystems zunächst eine Geschwindigkeitspolare bestimmt. Diese ließ sich anschließend direkt in eine Gleitzahlpolare umrechnen, wie sie für diese Fälle in Abbildung 3 dargestellt sind. Die Daten wurden nach dem Höhenstufenverfahren erhoben, für das ein stationärer Gleitflug durchgeführt werden muss und die zu jeder Fluggeschwindigkeit gehörende Sinkrate ermittelt wird.

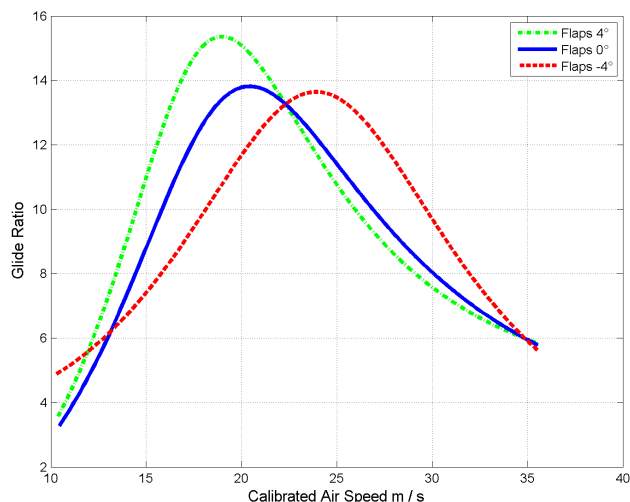


Abbildung 3: Mit dem Höhenstufenverfahren ermittelte Flugversuchsergebnisse für  $\kappa_i = -4^\circ, 0^\circ$  &  $4^\circ$  aus [5]

Die Abflugmasse des Flugzeugs lag bei den oben angegebenen 18,4 kg und die verwendeten Wölbklappenausschläge entsprachen hier  $\kappa_i = -4^\circ, 0^\circ$  &  $4^\circ$ . Die um ein Grad geringeren Klappenausschläge kamen durch den anliegenden Ruderdruck im Flug zu Stande, haben aber auf den qualitativen Verlauf der Polaren keinen großen Einfluss.

Im Vergleich zu den Simulationsergebnissen fällt die Verteilung der Gleitzahlmaxima der einzelnen Konfigurationen über die Geschwindigkeit auf. So steigert die po-

sitive Wölbung die Gleitzahl im unteren Geschwindigkeitsbereich und die negative Wölbung zeigt Vorteile bei erhöhter Fluggeschwindigkeit. Auch die Gewinne gegenüber der neutralen Klappenstellung fallen sehr deutlich aus, sodass die Wirksamkeit der Profilverwölbung signifikant erscheint. Die Höhe der Gleitzahl ist im Vergleich zur Simulation, wie vermutet, geringer. Einschränkend muss darauf hingewiesen werden, dass die verwendete Messensorik keine Korrektur der äußeren Umgebungsbedingungen zulässt und die Versuche manuell erfolgen werden müssen. Ebenso wären zur statistischen Absicherung mehrere Flüge mit der gleichen Klappenstellung nötig. Die Erkenntnisse aus diesen Versuchen rechtfertigen dennoch eine umfassendere Untersuchung mit anderen Verfahren, wie sie im Folgenden vorgestellt werden.

## 3. DIE BEIWEERTSIMULATION

Die Berechnung der Gleitzahl erfordert die Kenntnis der Flugzeugumströmung, die heutzutage mit diversen Methoden ermittelt werden kann. Für die Wahl der Berechnungsmethode ist die Genauigkeit der Modellierung physikalischer Effekte in der Strömungsmechanik, als auch die Rechenzeit ausschlaggebend. Um eine durch ein Programm gesteuerte widerstandsarme Wölbklappenstellung zu identifizieren, sind mehrere Rechnungen notwendig. Da sich zusätzlich ein ganzes Feld von Flugzuständen für unterschiedliche Fluggeschwindigkeiten und Gesamtabflugmassen ergibt, wird für die Umsetzung des automatisierten Programms das Wirbelleiterverfahren, im folgenden als Vortex Lattice Method (VLM) bezeichnet, verwendet. Die VLM ermöglicht eine schnelle und zuverlässige Berechnung von Beiwerten, die näherungsweise gute Übereinstimmungen für Flugzustände mit kleinen Anstell-, und Schiebewinkeln, sowie geringen Fluggeschwindigkeiten liefert. Im Gegensatz zu höherwertigen Verfahren, die die Navier-Stokes Gleichungen mit verschiedenen Diskretisierungsmethoden und Turbulenzmodellen numerisch lösen, ist die VLM für eine unbeaufsichtigte Anwendung gut automatisierbar und benötigt deutlich weniger Rechenzeit.

Die Berechnung mit der VLM basiert auf Lösungen der Potentialtheorie [7], mit der der Auftrieb und der induzierte Widerstand ermittelt werden können. Es ist zu beachten, dass die Potentialtheorie eine reibungs- und drehungsfreie Strömung voraussetzt. Zusätzlich wird die Dicke des Profils in der VLM vernachlässigt und die Skelettlinie verwendet, da die Profildicke für die Auftriebsverteilung unerheblich ist. Dabei wird die Tragflügelfläche mit viereckigen Flächenelementen diskretisiert und jedes Element mit einem Hufeisenwirbel belegt. Dieser Hufeisenwirbel besteht aus einer beidseitig endlichen tragenden Wirbellinie mit der Zirkulation  $\Gamma$ , die an der  $\frac{l}{4}$ -Linie des Elementes angeordnet wird. An deren Ende ist jeweils eine semi-

unendliche nicht tragende Wirbellinie angeschlossen, die am Ende des Flächenelementes stromabwärts ausgerichtet ist und die gleiche Zirkulation wie die gebundene Wirbellinie besitzt [7]. Eine Berechnung des Druckfeldes mit den einzelnen Zirkulationen vereinfacht sich mit Hilfe der Superposition, welche aufgrund der Eigenschaften der linearen Laplaceschen Potentialgleichung angewendet werden kann [8]. Mit der kinematischen Strömungsbedingung und dem Biot-Savartschen Gesetz wird ein lineares Gleichungssystem, welches mit numerischen Verfahren gelöst werden kann, für die unbekanntes Zirkulationen aufgestellt. Der Satz von Kutta-Joukowski ermöglicht die Berechnung eines Auftriebsbeiwertes zu jedem tragenden Wirbel anhand der Zirkulation [7]. Der induzierte Widerstand ergibt sich aus der spannungsweitigen Auftriebsverteilung und Abwindgeschwindigkeit. Die induzierte Abwindgeschwindigkeit für einen Elementarflügel resultiert aus den nicht tragenden Wirbellinien der einzelnen lokalen Flächenelemente und lässt sich mit der Zirkulation und dem Biot-Savartschen Gesetz ermitteln.

### 3.1 Auswahl eines geeigneten Programms

Es sind zahlreiche Implementationen der VLM verfügbar, wie beispielsweise Athena Vortex Lattice (AVL) [4] des Massachusetts Institute of Technology (MIT), XFLR5 [6], Tornado, Surfaces (Flight Level Engineering) und VORLAX, die unterschiedliche Erweiterungen und Optionen bieten.

Das VLM Programm soll aus Gründen der Automatisierung einerseits durch Matlab gesteuert werden können und andererseits möglichst genaue Ergebnisse zum Flugversuch liefern, sodass diese im Anschluss validiert werden können. Da die Anwendung von XFLR5 und Surfaces über eine grafischen Benutzeroberfläche erfolgt und keine Steuerung durch andere Programmiersprachen oder der Kommandozeile geboten wird, entfallen diese beiden Programme aus der näheren Auswahl. Der AVL Quelltext beruht auf Arbeiten von J.E. Lamar der National Aeronautics and Space Administration (NASA) Codes [9] und dem von E. Lan, sowie L. Miranda entwickeltem Programm VORLAX [4]. Da AVL fortwährend gewartet wird und Verbesserungen, sowie Erweiterungen erfolgen, wird das Programm VORLAX nicht in Betracht gezogen.

In dem Handbuch Surfaces [10] ist eine Bewertung unterschiedlicher VLM und dreidimensionaler Panelverfahren zu finden. Als Basis für die Bewertungen dienten Berechnungen von 12 Derivativa für die Cessna 172 mit den unterschiedlichen Programmen im Vergleich zu den veröffentlichten Daten der Cessna Aircraft Company, wobei eine Vielzahl von Berechnungen aus [11] stammen. Für die Bewertung wurde jeweils die relative Abweichung des ermittelten Wertes zu den Daten der Cessna Aircraft Company und auf diese bezogen ermittelt. Den Abwei-

chungen der fünf Programme wurden Ganzzahlen von 5 für die geringste und 1 für die größte Abweichung zugeordnet. Aus [10] ergab sich ein Wert von 40 für AVL und 31 für Tornado, sodass für die erstellte Anwendung AVL selektiert wird.

## 3.2 AVL

### 3.2.1 Grundlagen

Da AVL auf der Potentialtheorie beruht, kann nur der induzierte Widerstandsanteil berechnet werden, der für ein Flugzeug nur einen Teil des Gesamtwiderstandes darstellt. Um realistische Ergebnisse erzielen zu können, wird zusätzlich der viskose Profilwiderstand ermittelt, da beide Anteile ungefähr 90 % des Gesamtwiderstandes entsprechen. Gerade bei größeren Wölbklappenaus schlägen steigt der Formwiderstand erheblich an und beeinflusst die resultierende Gleitzahl maßgeblich. Für die Berücksichtigung des Profilwiderstands innerhalb AVL sind zwei Funktionen verfügbar.

Es besteht die Möglichkeit einen Nullwiderstand  $C_{W0}$  der Form

$$(2) \quad C_W = C_{W0} + \frac{C_A^2}{\pi \Lambda e}$$

anzugeben, wobei  $\Lambda$  der Streckung und  $e$  der Oswald-Zahl entspricht. Dieser Nullwiderstand wird unverändert zum induzierten Widerstand addiert und besitzt keinerlei Einfluss auf die Auftriebsverteilung oder die Berechnung des induzierten Widerstandsanteils. Dieser Nullwiderstand wird in AVL als  $CD_{vis}$  angezeigt.

Eine weitere Methode berücksichtigt die Angabe von drei Punkten der Lilienthalpolare. Hierbei müssen die Werte für den maximalen und minimalen Auftrieb, sowie minimalen Profilwiderstand für jede definierte Flügelsektion angegeben werden. AVL approximiert mit diesen Stützpunkten die Widerstandspolare mit Hilfe einer parabolischen Funktion. Für den ermittelten lokalen Auftriebsbeiwert innerhalb der Flügelsektion wird ein zugehöriger viskoser Widerstandsanteil aus der zweidimensionalen Polare mit der Näherung ermittelt und zum induzierten Widerstandsanteil addiert. Wenn der maximale Auftrieb überschritten oder der minimale Auftrieb unterschritten wird, erfolgt anhand einer in AVL hinterlegten Funktion ein starker Widerstandsanstieg. Mit der potentialtheoretischen Betrachtung ist ein Auftriebszusammenbruch nicht ermittelbar, jedoch stellt die in AVL hinterlegte Methode, den Widerstandsbeiwert verstärkt zu erhöhen, eine geeignete Lösung für die Ermittlung einer widerstandsarmen Klappenstellung dar.

### 3.2.2 Modifikationen in AVL

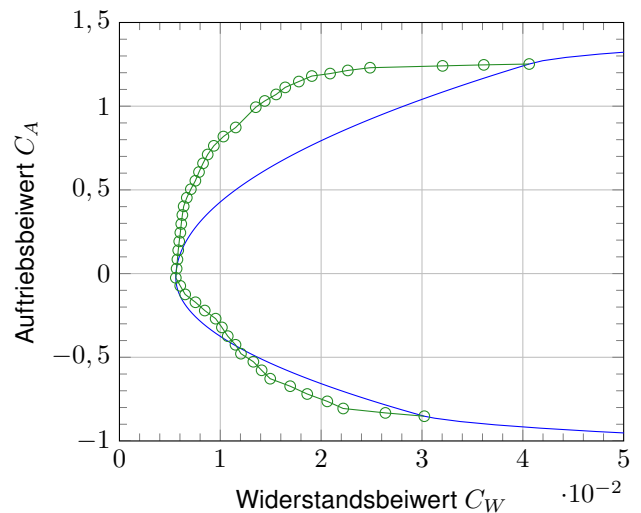
Untersuchungen ergaben, dass die in AVL näherungsweise ermittelten viskosen Widerstände sowohl Klappenausschläge als auch Effekte von geringen Reynoldszahlen nicht korrekt abbilden [12]. Abbildung 4 stellt exemplarisch gewählte Profilpolaren einzelner Sektionen für unterschiedliche Flugzustände, sowie Wölbklappenausschläge  $\kappa$  dar. Hierfür wurden Profilpolaren mit XFOIL ermittelt und mit den in AVL hinterlegten Funktionen interpoliert. Die sich ergebende Reynoldszahl wurde mit der Anströmgeschwindigkeit und der jeweiligen Flügeltiefe der Sektion gebildet. Für die Angabe der Mach-Zahl wurde die Schallgeschwindigkeit in 0 m Höhe der Standardatmosphäre zugrunde gelegt. Der kritische Amplifikationsfaktor wurde bei dem in XFOIL hinterlegtem Standardwert von  $N_{crit} = 9$  belassen. Eine Recherche bestätigte, dass dieser Wert in Höhen von ungefähr 900 m mit dem größten anzunehmendem Turbulenzgrad und der Korrelation nach Mack [13] realistisch ist [12].

In Abbildung 4a ist eine Profilpolare bei einer von der Auslegung abweichenden höheren Geschwindigkeit von 33 m/s und einem Klappenausschlag von  $\kappa = -5,0^\circ$  dargestellt. Es ist eine Laminardelle erkennbar, die mit drei Punkten und parabolischen Funktionen nur näherungsweise beschrieben werden kann, selbst wenn die Polarpunkte einer bestimmten Auswahl unterliegen, bei denen die Abweichungen möglichst gering ausfallen. Für die Auswahl der Polarpunkte in der Abbildung wurde die Matlab interne `max()` und `min()` Funktion verwendet.

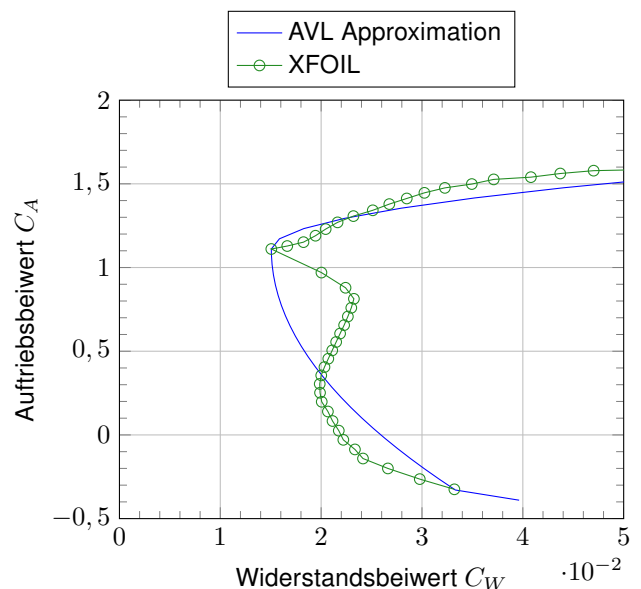
Der Profilpolarenverlauf in Abbildung 4b zeigt die Effekte geringer Reynoldszahlen an der Flügelspitze mit einem Klappenausschlag von  $\kappa = 15,0^\circ$ . Für unterschiedliche Anstellwinkel verschiebt sich die Lage der Transition sowohl auf der Ober- als auch der Unterseite sprunghaft, sodass starke Änderungen im Widerstand auftreten. Der minimale Widerstandsbeiwert ergibt sich für einen Auftriebsbeiwert von  $C_A = 1,1106$ , welcher einem Anstellwinkel von  $\alpha = 1,5^\circ$  entspricht. Für diesen Wert liegt die Transition auf der Ober- und Unterseite bei ca. 70 % der Profiltiefe. Dabei ist zu beachten, dass die Transitions-lage sich nicht linear und sehr stark zum Anstellwinkel ändert. Es ist ersichtlich, dass trotz der Auswahl bestimmter Polarpunkte der Verlauf des Graphen unzureichend wiedergegeben wird und die Deviationen gerade in dem für ein Flugzeug üblichen Auftriebsbereich zu groß ausfallen.

Um die gerade bei geringen Reynoldszahlen entstehenden Verläufe der Polaren in der Berechnung zu berücksichtigen, wurde eine Funktion in AVL implementiert, die es ermöglicht gesamte Profilpolaren zu übergeben. Zuvor wurden die Profilpolaren für die spannweite Lage der Elementarflügel linear zu den charakteristischen drei Punkten interpoliert. Jedoch ist eine solche Interpolati-

on für unterschiedlich verlaufende Polaren nicht möglich, da beispielsweise verschiedene Profilformen für die Flügelsektionen möglich sein müssen. Gerade im Bereich des Randbogens ändern sich die lokalen Reynoldszahlen aufgrund der Flügeltiefe erheblich, sodass unterschiedliche Profilverläufe nicht vermeidbar sind. Unter der Annahme, dass die in Abbildung 4 dargestellten Polaren zwei in Spannweitenrichtung aufeinanderfolgende Verläufe darstellen, ist eine Interpolation zwischen den zwei Polarpunkten bei minimalem Widerstand nicht sinnvoll. Zusätzlich ist eine unterschiedliche Anzahl angegebener Polarpunkte für die einzelnen Flügelsektionen zu beachten.



(a)  $Re = 7,480 \cdot 10^5$ ,  $\kappa = -5,0^\circ$ ,  $Mach = 0,097$



(b)  $Re = 4,290 \cdot 10^5$ ,  $\kappa = 15,0^\circ$ ,  $Mach = 0,097$

Abbildung 4: Darstellung der lokalen mit AVL approximierten und XFOIL berechneten Widerstandspolaren

Es wurde eine flexible Methode gefunden die sich in Spannweitenrichtung dreidimensional ergebende Kurve aus Polaren zu interpolieren, sodass unterschiedliche Verläufe und Polarpunkte ordnungsgemäß wiedergegeben werden. Es wird die maximal angegebene Anzahl von Polarpunkten für das gesamte AVL Modell ermittelt, welche verwendet wird, um eine neue Lage von Polarpunkten in jeder Sektion mit der Akima Interpolation zu berechnen. Die Methode nach Akima [14] ermöglicht eine kubische Spline Interpolation, die frei von Oszillationen ist. Dabei wird der globale Einfluss von gegebenen Stützstellen gemieden und mit einer heuristischen Funktion die Steigung an den Übergängen anhand von fünf Punkten geschätzt. Für Profilpolaren einzelner Elementarflügel zwischen zwei Sektionen werden die einzelnen Polarpunkte abhängig von der Lage linear interpoliert.

#### 4. MODELLERSTELLUNG

In Abbildung 5 ist das AVL Modell des *CAROLO P360* dargestellt. Es wurde die Annahme getroffen, dass die Leitwerksanbindung keinen merklichen Einfluss auf die Auftriebsverteilung am Höhenleitwerk ausübt. Aus diesem Grund wurde sie in der Modellierung vernachlässigt. Da in AVL die Berücksichtigung von zusätzlichen Elementen, wie das starre Fahrwerk oder die für Forschungszwecke angebrachten Messinstrumente, nicht vorgesehen ist, werden diese im Modell nicht modelliert. Ihr Einfluss beschränkt sich auf den parasitären Widerstand und würde die Polare hin zu geringeren Gleitzahlen verschieben.

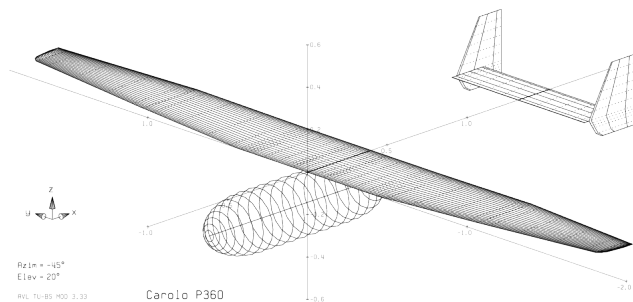


Abbildung 5: Darstellung des *CAROLO P360* Modells

##### 4.1 Rumpf

Bei Flügel-Rumpf Anordnungen findet eine wechselseitige aerodynamische Interferenz statt, die die Auftriebsverteilung des Tragflügels im Bereich des Rumpfes signifikant beeinflusst. Durch den Rumpf werden am Tragflügel Geschwindigkeiten induziert, die einem Abwind entsprechen und den Auftrieb vermindern. Eine Analyse für den Anstellwinkel  $\alpha = 10,0^\circ$  mit einem zum *CAROLO P360* vergleichbaren Modell, bei dem der Rumpfdurchmesser,

sowie die Flügelhoch- und Rücklage übereinstimmt, ergab eine Änderung der Gleitzahl  $E$  von  $-5,27\%$  bezogen auf den reinen Flügel [12]. Weitere Vergleiche von Flügel-Rumpf Einflüssen zu experimentell ermittelten Auftriebsverteilungen [15] zeigten, dass der Einfluss des Rumpfes innerhalb von AVL aufgrund der potentialtheoretischen Betrachtung geringer ausfällt. Da AVL nur rotationssymmetrische Rumpfe berücksichtigen kann, bei denen die Dicke eines Profils um die Skelettlinie rotiert wird [4], wurde zu jeder Rumpfposition ein Radius bestimmt, der durch Rotation der Querschnittsfläche des *CAROLO P360* entspricht, um die Verdrängungswirkung des Rumpfes bestmöglich wiederzugeben.

##### 4.2 Tragflügel

In Abbildung 6 ist die Diskretisierung des Flügels mit Flächenelementen dargestellt, welche individuell mit Wirbellinien belegt werden. Diese Flächenelemente werden auch als Panels bezeichnet. In [4] und [6] sind einige Einschränkungen und Vorschriften zur Diskretisierung mit Flächenelementen bei der VLM gegeben, da die Form der viereckigen Flächenelemente, deren Anzahl, sowie die Lage der Aufpunkte die Beiwerte und das Ergebnis maßgeblich beeinflussen. AVL bietet die Möglichkeit die Panelverteilung der Tragflügelfläche in Spannweiten- und Tiefenrichtung mit einem Biasfaktor zu beeinflussen [4].

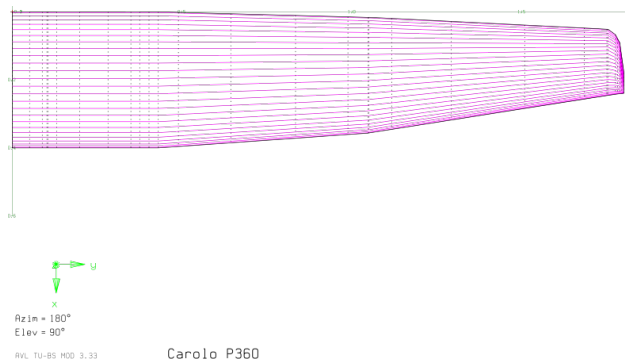


Abbildung 6: Diskretisierung der rechten Tragflügelfläche des *CAROLO P360* mit Flächenelementen

Bei der Panelierung wurde darauf geachtet, dass eine Verdichtung der Panels an den Stellen erfolgt, an denen hohe Druckgradienten, respektive Änderungen der Zirkulationsstärke auftreten. Diese Basis stellt eine genaue Erfassung der Auftriebsverteilung sicher und beschleunigt die Rechenzeit, da mit einer geringeren Panelanzahl bessere Ergebnisse erzielt werden. Es muss beachtet werden, dass eine minimale Panelgröße existiert [6]. Wird diese unterschritten liefert die VLM fehlerhafte Resultate oder führt sogar zu einer instabilen Berechnung. Dieser Effekt entsteht aufgrund der mathematischen Beschreibung der Wirbellinien, die Singularitäten entsprechen,

sodass ohne genügend großen Abstand des Aufpunktes zur Wirbellinie unendlich große Geschwindigkeiten induziert werden können.

Die größten Druckgradienten am Tragflügel ergeben sich in der Nähe der Steuerflächen, an der Flügelvorderkante und an den Flügelenden. In Tiefenrichtung wurde als Parameter  $C_{space} = -1.3$  angegeben, welcher einer Mischung von Kosinus- und Minus-Sinusverteilung entspricht, sodass etwas mehr Flächenelemente an der Steuerfläche als an der Vorderkante angeordnet werden. Die einzelnen Verteilungen von Flächenelementen und möglichen Parametern sind in [4] ausführlich erläutert.

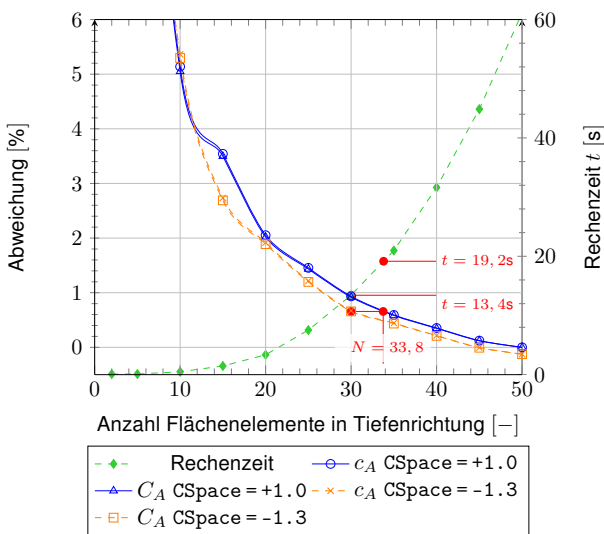


Abbildung 7: Abweichung des lokalen und Gesamtauftriebsbeiwertes mit unterschiedlicher Anzahl von Flächenelementen, sowie Flächenverteilungen in Tiefenrichtung

Abbildung 7 zeigt die Abweichung bei einer unterschiedlichen Anzahl von Flächenelementen, sowie Flächenverteilungen in Tiefenrichtung für einen Rechteckflügel mit einem Wölbklappenausschlag von  $\kappa = 15,0^\circ$  bei einem Anstellwinkel von  $\alpha = 0,0^\circ$ . Die Abweichungen sind auf Auftriebsbeiwerte mit 50 Flächenelementen pro spannwitigen Flügelsegment und einer Kosinusverteilung ( $C_{space} = +1.0$ ) bezogen. Die AVL Berechnung erfolgte reibungsfrei. Man kann erkennen, dass bei gleicher Panelanzahl und einer geschickten Verteilung dieser, sowohl für den lokalen Auftriebsbeiwert  $c_A$ , als auch für den Gesamtauftriebsbeiwert  $C_A$ , eine geringere Abweichung zur Referenz erzielt werden kann. Abbildung 7 visualisiert, dass eine Panelverteilung mit  $C_{space} = -1.3$  gegenüber der Kosinusverteilung einen rechnerischen Vorteil von 3,8 Panels bei gleicher Genauigkeit und einer 30,2-prozentigen Reduktion der Rechenzeit bietet. Dieser Vorteil gewinnt dadurch noch mehr an Bedeutung, da er in jedem spannwitigen Panelsegment zu tragen kommt. Durch eine höhere Anzahl von Panels resultiert ein größere

res Gleichungssystem, wodurch ein progressiver Verlauf für die benötigte Rechenzeit festgestellt werden kann. Analoge Untersuchungen wurden für die spannwitige Panelverteilung am Flügel des *CAROLO P360* durchgeführt und zeigten einen ähnlichen Rechenzeitanstieg mit steigender Panelanzahl [12].

Da der vollständige Lösungsraum für die Abflugmasse von 18,26 kg ermittelt werden soll, musste ein Kompromiss zwischen der Rechenzeit und der erzielbaren Genauigkeit getroffen werden. Für das AVL Modell wurden 25 Panels in Tiefenrichtung und 58 in Spannweitenrichtung gewählt.

## 5. DAS STEUERUNGSPROGRAMM - IDEAL GLIDE RATIO ALGORITHM (IGRA)

Das Hauptprogramm besteht aus separaten Matlab Skripten, die alle nötigen Prozesse beinhalten, um eine ideale Wölbklappenstellung zu ermitteln. Die sequentiell ausführbaren Skripte ermöglichen dabei eine frühzeitige Kontrolle der Zwischenlösungen auf Konsistenz und helfen so fehlerhafte Rechnungen zu vermeiden. Prinzipiell lassen sich die einzelnen Skripte ohne Änderungen in ein Programm zusammenführen. Der Programmablauf ist in Abbildung 8 dargestellt.

Das Programm kann über eine Parameterdatei eingestellt werden, die physikalische Referenzgrößen, XFOIL und AVL Programmeinstellungen, Pfade der Modell- und Binärdateien, sowie Geometrieinstellungen beinhaltet. Es besteht die Möglichkeit eine Bandbreite von Geschwindigkeiten und Abflugmassen anzugeben, für die jeweils eine ideale Wölbklappenstellung ermittelt werden soll. Zusätzlich besteht die Möglichkeit die Permutation von allen Wölbklappenausschlägen zu berechnen, um den gesamten Lösungsraum zu erfassen.

Im ersten Schritt folgt eine Vorausberechnung des Anstellwinkelbereichs der Profilpolaren für die geringste und größte Reynoldszahl. Diese Funktion dient dazu, den gesamten Bereich der Profilpolaren für alle Profiltiefen und Fluggeschwindigkeiten zu erfassen. Im Anschluss erfolgt eine Berechnung der Profilpolaren, wobei alle Klappenstellungen in der angegebenen Bandbreite und des zugehörigen Inkrementes parallel berechnet werden. Zusätzlich besteht die Möglichkeit die Berechnung manuell anhand des anzugebenden Geschwindigkeitsbereichs zu separieren, um die Berechnung auf mehrere Computer zu verteilen und die Ergebnisse im Anschluss zu fusionieren. Nach dem Import der in XFOIL berechneten Profilpolaren in Matlab bereitet ein Programm diese auf, sodass sie eine Eineindeutigkeit im Auftriebsbeiwert besitzen. Diese Prozedur ist sehr wichtig, da einerseits die in Fortran hinterlegte Interpolation nach Akima eine Eineindeutigkeit voraussetzt und andererseits innerhalb AVL ein eindeu-

tiger viskoser Widerstandsbeiwert aus der Profilpolaren bestimmt werden muss. Ablöseblasen oder ein Wiederanlegen der Strömung im Bereich maximaler oder minimaler Auftriebsbeiwerte kann innerhalb der Berechnung nicht berücksichtigt werden, da bei einer Mehrdeutigkeit weitere Informationen zur Verfügung stehen müssen. Dabei existiert kein Zusammenhang zwischen dem reibungsfrei mit AVL ermittelten Auftriebsbeiwert, der außerhalb der Profilpolaren liegt und dem mit XFOIL ermittelten, zweidimensionalen und viskosen Auftriebsbeiwert selber. Einige Profilpolaren können durch das Programm nicht automatisiert korrigiert werden, sodass anhand einer menügeführten Kommandozeile und zugehörigen Graphen eine manuelle Korrektur durchgeführt werden muss.

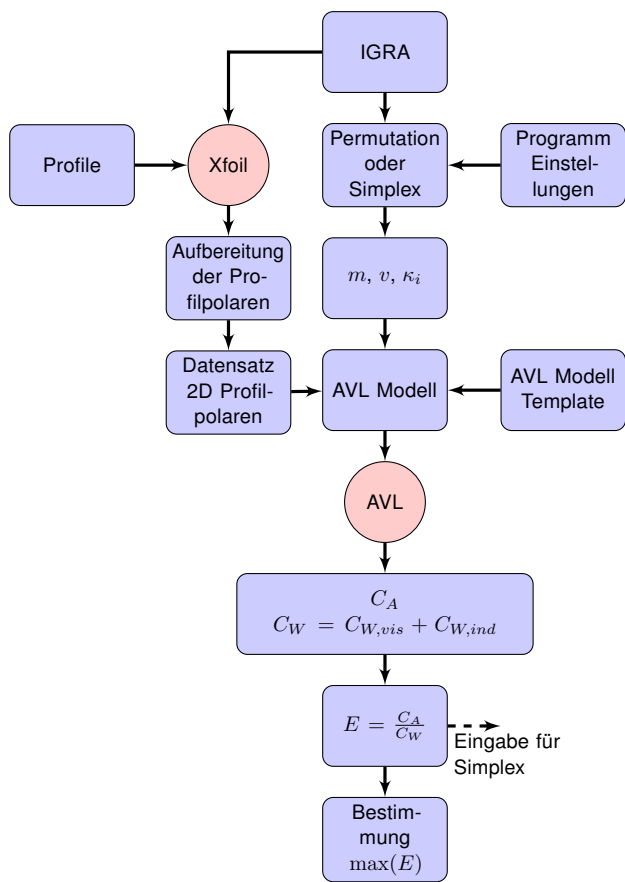


Abbildung 8: Programmablauf von IGRA

In dem anschließenden Schritt erfolgt die AVL Simulation für unterschiedliche Abflugmassen und Fluggeschwindigkeiten, wobei ein stationärer Horizontalflug angenommen wird, bei dem das Nickmoment in einer Trimmrechnung durch Höhenruderausschläge kompensiert wird. Die Berechnung der Permutation aller Klappenstellungen erfolgt dabei parallel, da abhängig von der Genauigkeit des Klappen Ausschlages mehrere Millionen Rechnungen resultieren. Dieses Vorgehen deckt zwar alle Lösungen ab und bietet ein sicheres Ergebnis in Bezug auf eine optimale Klappenstellung, jedoch ist dieses Verfahren sehr

rechenintensiv und kann erst durch Nutzung mehrerer Rechner bewältigt werden. Die Ermittlung der optimalen Gleitzahl stellt ein Optimierungsproblem mit den Eingabeparametern Masse, Geschwindigkeit und Ausschlag der Wölbklappen dar. Zur Lösung dieses Problems wurde ein Simplex Algorithmus verwendet. Mit diesem Optimierungsverfahren der Numerik konnte die Rechenzeit deutlich verkürzt werden, wobei nur 3118 Rechnungen mit der Genauigkeit von  $0,5^\circ$  bei 20 Geschwindigkeiten für die Abflugmasse von 18,26 kg benötigt wurden. Das Programm wurde entsprechend so implementiert, dass der Simplex ebenfalls parallel gestartet wird. Dieses Verfahren lieferte für die gewählte Abflugmasse im vorgegebenen Geschwindigkeitsbereich im Vergleich zum gesamten Lösungsraum 17 von 20 passende Gleitzahlen, wobei die mit dem Simplex-Suchverfahren ermittelten, abweichenden Gleitzahlen um 0,05 % geringer ausfielen. Zur Erzielung sichere Resultate ohne Abweichungen, untersucht das Programm mit einem gewählten Inkrement alle möglichen Klappenstellungen im Umfeld der Lösung des Simplex. Mit dieser Methode konnten alle Ergebnisse der Permutationsrechnung bestätigt werden.

## 6. ERGEBNISSE

Die resultierenden Gleitzahlpolaren sind für Abflugmassen von 18,26 kg und 25,00 kg in Abbildung 9 dargestellt. Dabei basieren die hier gezeigten Ergebnisse der optimalen Gleitzahl auf Gleichklappenausschlägen  $\kappa_i$ , da Untersuchungen in [12] für differenzierte symmetrische Ruderwinkel nur marginale Verbesserungen im Promillebereich ergaben.

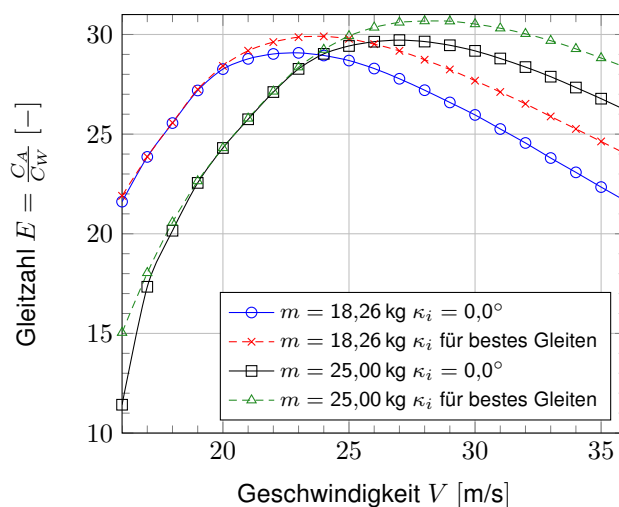


Abbildung 9: Optimierte Gleitzahlverläufe für zwei verschiedene Abflugmassen

Es ist ersichtlich, dass für beide Massen die maximale Gleitzahl durch Verwendung der Wölbklappen in einem großen Bereich der Fluggeschwindigkeiten erhöht werden kann. Die größten Gewinne sind hierbei im Schnellflug zu verzeichnen, da die Grundwölbung des gewählten Profils auf die relativ niedrige Auslegungsgeschwindigkeit angepasst ausgewählt wurde. Dies wird dadurch belegt, dass für die hohe Masse im Bereich zwischen 19 – 23 m/s die neutrale Klappenstellung die beste Gleitzahl ermöglicht.

Der Einfluss der Masse auf den Verlauf der Gleitzahlpolaren äußert sich darin, dass bei geringeren Geschwindigkeiten mit steigender Masse die Gleitzahl von 22 auf 15 abnimmt, wobei sich die Gleitzahlpunkte bei neutraler Klappenstellung sogar halbieren. Für höhere Fluggeschwindigkeiten kehrt sich der Verlauf ab einem bestimmten Punkt um, der in diesem Vergleich bei 23 m/s liegt. Bei maximaler simulierter Fluggeschwindigkeit steigt die optimierte Gleitzahl damit von 24 auf 28. Eine ähnliche Differenz ergibt sich für die Grundkonfiguration mit  $\kappa_i = 0,0^\circ$ .

Die Begründung für diesen Effekt ist auf die Umströmung von Körpern und dem daraus resultierenden Auftriebsbeiwert

$$(3) \quad C_A = \frac{A}{\frac{\rho}{2} V^2 S}$$

zurückzuführen. Bei stationärem Horizontalflug muss der Auftrieb  $A$  gleich der Gewichtskraft  $G$  sein. Um diesen Flugzustand bei einer Geschwindigkeitserhöhung  $\Delta V$ , sowie konstanter Flächenbelastung  $A/S$  und Flughöhe, respektive Dichte  $\rho$ , aufrecht zu erhalten, muss der Gesamtauftriebsbeiwert  $C_A$  entsprechend reduziert werden. Dieser kann durch eine Änderung der Profilverwölbung oder des Anstellwinkels variiert werden, wobei ohne den Einsatz der Wölbklappenausschläge nur die Anstellwinkeländerung für eine konstante Geschwindigkeit verwendet werden kann. Durch die Änderung des Anstellwinkels wird der Arbeitspunkt in der Flugzeugpolaren verschoben und kann durch steigende Widerstandsanteile, wie beispielsweise des Trimmwiderstands, die Gleitzahl entsprechend negativ beeinflussen. Für größere Massen ist eine erhöhte Geschwindigkeit von Vorteil, da in diesem Bereich geringere Anstellwinkel erforderlich sind und der Arbeitspunkt dichter am Gleitzahlmaximum zu liegen kommt. Die Nutzung von Wölbklappenausschlägen verschiebt die gesamte Flugzeugpolare und nimmt auf diese Weise Einfluss auf die Gleitzahl.

In Abbildung 10 ist auf der Abszisse die Fluggeschwindigkeit und auf der Ordinate die Masse aufgetragen. Dieses Feld ist mit dem Gleitzahlzuwachs von optimierten Gleichklappenausschlägen  $\kappa_i$  gegenüber der neutralen Klappenstellung in Prozent überlagert. Man kann erkennen, dass im Langsamflugbereich bis zur Auslegungsgeschwindigkeit von  $V = 22$  m/s nur geringe Gleitzahlstei-

gerungen möglich sind. Dies entspricht den schon zuvor formulierten Erwartungen. Mit steigender Fluggeschwindigkeit konnten mit dem Optimierungsalgorithmus IGRA analog zu Abbildung 9 für alle Massen Gleitzahlzuwächse errechnet werden. Der maximale Zuwachs von 13% konnte für die geringste Masse und höchste Geschwindigkeit bestimmt werden. Betrachtet man die in Tabelle 1 definierten Reisegeschwindigkeiten, so lässt sich in der Analyse für die höchste zulässige Geschwindigkeit ein Gleitzahlzuwachs zwischen 4 – 8% finden.

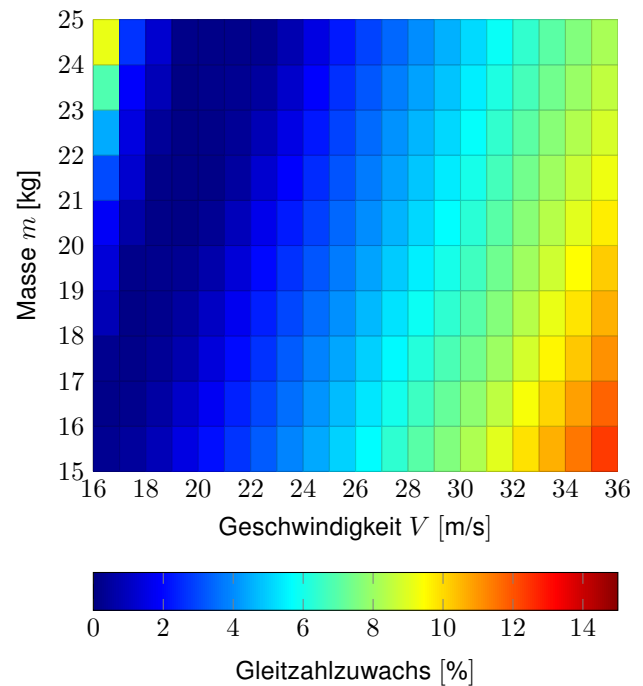


Abbildung 10: Gleitzahlzuwachs über Referenzgleitzahl für variable Masse und Geschwindigkeitskombinationen

## 7. ZUSAMMENFASSUNG

In dieser Arbeit wurden zunächst die Auslegungskriterien für das unbemannte Flugsystem *CAROLO P360* vorgestellt, die zu einer Konstruktion mit sechs über den Tragflügel verteilten unabhängigen Wölbklappen führte. In einer Voruntersuchung wurde eine erste einfache Simulation mit Flugversuchen verglichen. Die in der Analyse aufgezeigten Abweichungen wiesen auf die Notwendigkeit einer genaueren Simulation zur Optimierung der Gleitzahl durch adaptive Wölbklappen hin.

Hierzu musste das VLM-Programm AVL modifiziert werden, um viskose Widerstandspolaren zu implementieren, die eine realistische Abschätzung der Gleitzahl erst ermöglichen. Diese wurden im vorliegenden Fall mit XFOIL ermittelt. Im nächsten Schritt wurde auf die in der Modellerstellung relevanten Parameter der Panelierung eingegangen und eine daraus folgende Abschätzung der

Rechenzeit durchgeführt. Die Vielzahl an verschiedenen möglichen Modellpermutationen führte zu der automatisierten Steuerung durch das Matlab-basierte Steuerungsprogramm IGRA. Darüber hinaus wurde mit einem Simplex Algorithmus eine Suchstrategie implementiert, mit der die optimalen Gleitzahlen in Abhängigkeit der Wölbklappenausschläge schnell und zuverlässig identifiziert werden können.

Die vorgestellten Ergebnisse der neuen Simulation deuten auf signifikante Verbesserungen der Gleitzahl hin und konnten den Auslegungspunkt bestätigen. Sollten sich diese Optimierungen in den anstehenden Flugversuchen belegen lassen, so steht hiermit ein Verfahren zur Verfügung, welches auch in der bemannten Luftfahrt für Treibstoffeinsparungen oder eine Steigerung der Reichweite verwendet werden könnte.

## LITERATUR

- [1] A. Scholtz, C. Kaschwich, T. Krüger, K. Kufieta, P. Schnetter, C.-S. Wilkens, and P. Voersmann. *Development of a New Multi-Purpose UAS for Scientific Application*. In Proceedings of the International Conference on Unmanned Aerial Vehicle in Geomatics (UAV-g), Zürich, September 2011, ISSN 1682-1777 Vol XXXVIII-1/C22.
- [2] A. Scholtz. *Design and Construction of a UAV-Prototype with Emergency Landing System*. Diplomarbeit, Technische Universität Braunschweig, Institut für Luft- und Raumfahrtsysteme, July 2009.
- [3] M. Drela and H. Youngren. *XFOIL 6.9 User Primer*, November 2001.
- [4] M. Drela and H. Youngren. *AVL 3.30 User Primer*, August 2010.
- [5] A. Scholtz, K. Kufieta, and Voersmann P. *Optimization of a New Multi-Purpose UAS for Scientific Applications Using Aerodynamic Reconfiguration*. In Proceedings of the 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2012), Brisbane, September 2012, paper no 949.
- [6] A. Deperrois. *XFLR5 - Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers*, February 2013.
- [7] J. J. Bertin and M. L. Smith. *Aerodynamics for engineers*. Third Edition. Prentice Hall, 1989.
- [8] E. Truckenbrodt. *Lehrbuch der angewandten Fluidmechanik*, volume 249. Springer-Verlag, 1 edition, 1988.
- [9] R.J. Margason and J.E. Lamar. *Vortex-Lattice Fortran program for estimating subsonic aerodynamic characteristics of complex planforms*. Technical Report NASA TN D-6142, National Aeronautics and Space Administration and Langley Research Center, Febraur 1971.
- [10] Flight Level Engineering. *Surfaces Vortex Lattice Module*, August 2009.
- [11] T. Melin. *A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing Applications*. Master's thesis, Royal Institute of Technology (KTH), December 2000.
- [12] A. Kuzolap. *Simulation der optimalen Wölbklappenausschläge für bestes Gleiten am Beispiel des unbemannten Kleinflugzeuges Carolo P360*. Studienarbeit, Technische Universität Braunschweig, Institut für Luft- und Raumfahrtsysteme, 2014. In Vorbereitung.
- [13] L.M. Mack. *Transition and laminar instability*. *Jet Propulsion Laboratory Publication*, 78, 1977.
- [14] A. Hiroshi. *A New Method of Interpolation and Smooth Curve Fitting Based on Local Procedures*. *J. ACM*, 17(4):589–602, October 1970.
- [15] H. Schlichting and E. Truckenbrodt. *Aerodynamik des Flugzeugs Band II.*, volume 514. Springer-Verlag, 3 edition, 2001.