

# Auswirkungen von Winglets auf die Aerodynamik eines Flugzeuges

Matura-Arbeit von Yves Mayer



Schuljahr 2007/08 (4na)

Betreut durch Hr. Peter Käser  
Kantonsschule Schaffhausen

# I. Inhaltsverzeichnis

<b>I.</b>	<b>Inhaltsverzeichnis .....</b>	<b>1</b>
<b>II.</b>	<b>Vorwort .....</b>	<b>4</b>
<b>III.</b>	<b>Zusammenfassung .....</b>	<b>6</b>
<b>Erster Teil: Physikalische Grundlagen und Strömungslehre .....</b>		<b>8</b>
<b>1.</b>	<b>Grundbegriffe der Strömungslehre .....</b>	<b>8</b>
	1.1. Stromlinien .....	8
	1.2. Stationäre Strömung .....	8
	1.3. Laminare Strömung .....	8
<b>2.</b>	<b>Grenzschicht .....</b>	<b>8</b>
<b>3.</b>	<b>Druck in Strömungen .....</b>	<b>10</b>
	3.1. Hydrostatischer Druck .....	10
	3.2. Hydrodynamischer Druck .....	10
<b>4.</b>	<b>Abhängigkeit von Druck und Geschwindigkeit .....</b>	<b>11</b>
	4.1. Venturi-Effekt .....	11
	4.2. Kontinuitätsgesetz .....	11
	4.3. Gesetz von Bernoulli .....	12
	4.4. Wichtige Erkenntnisse zusammengefasst .....	13
<b>5.</b>	<b>Auftrieb .....</b>	<b>13</b>
	5.1. Statischer Auftrieb .....	13
	5.2. Aerodynamischer Auftrieb .....	14
	5.2.1. Potentialströmung .....	14
	5.2.2. Anfahrwirbel .....	14
	5.3. Grösse des Auftriebs .....	15
<b>6.</b>	<b>Merkmale und Einfluss von Flügelprofilen .....</b>	<b>15</b>
	6.1. Wichtige Masse .....	16
	6.2. Formgebung .....	16
	6.3. Einstellwinkel .....	16
	6.4. Anstellwinkel .....	16
	6.5. Auftriebshilfen .....	17
	6.6. Kräfte am Tragflügel .....	18
	6.6.1. Wurzelbiegemoment .....	19
	6.6.2. Torsion und Torsionsmoment .....	19
<b>7.</b>	<b>Parasitärer Widerstand .....</b>	<b>20</b>
	7.1. Druck- oder Formwiderstand.....	20
	7.2. Reibungswiderstand .....	20
	7.3. Interferenzwiderstand .....	21
	7.4. Luftwiderstand .....	21
<b>8.</b>	<b>Induzierter Widerstand .....</b>	<b>21</b>
	8.1. Wirbelstruktur .....	23
	8.1.1. Gefahr und Potential von Wirbelschleppen .....	23
	8.1.2. Einzelwirbel .....	24

<b>9. Gesamtwiderstand</b> .....	<b>25</b>
<b>10. Bewerte und ihre Beziehungen</b> .....	<b>25</b>
10.1. Ermittlung .....	<b>25</b>
10.2. Gleitverhältnis .....	<b>25</b>
10.3. Polardiagramm .....	<b>26</b>
10.3.1. Lilienthalpolare .....	<b>26</b>
10.3.2. Aufgelöste Polare .....	<b>26</b>
<b>Zweiter Teil: Effizienzsteigerung durch Winglets</b> .....	<b>28</b>
<b>1. Reduktion des induzierten Widerstandes mit Winglets</b> .....	<b>28</b>
1.1. Natürliches Vorbild .....	<b>28</b>
1.2. Aktive Winglets .....	<b>29</b>
1.3. Passive Winglets .....	<b>29</b>
1.3.1. Geschichte und Motivation .....	<b>29</b>
1.3.2. Winglet nach Whitcomb .....	<b>30</b>
1.3.3. Ergebnisse und Weiterentwicklung .....	<b>32</b>
<b>2. Winglet versus Flügelverlängerung</b> .....	<b>34</b>
<b>3. Funktion und Aufgabe des Winglets</b> .....	<b>34</b>
3.1. Zusammenfassung der aerodynamischen Auswirkungen .....	<b>36</b>
3.2. Ästhetik .....	<b>37</b>
3.3. Auswirkungen auf die Wirtschaftlichkeit .....	<b>37</b>
<b>4. Geometrie des Winglets</b> .....	<b>38</b>
4.1. Profil .....	<b>38</b>
4.2. Höhe $h$ .....	<b>39</b>
4.3. Positionierung und Länge $l$ .....	<b>39</b>
4.4. Neigungswinkel $\theta$ .....	<b>39</b>
4.5. Zuspitzung $\lambda$ .....	<b>40</b>
4.6. Pfeilung $\varphi$ .....	<b>40</b>
4.7. Einstellung $\varepsilon$ .....	<b>40</b>
4.8. Übergang Flügel-Winglet .....	<b>40</b>
<b>5. Mechanische und aerodynamische Grenzen</b> .....	<b>41</b>
<b>6. Winglets an heutigen Flugzeugen</b> .....	<b>42</b>
6.1. Whitcomb-Winglet .....	<b>42</b>
6.2. Klassisches Winglet .....	<b>42</b>
6.3. Airbus Wingtip-Fence .....	<b>44</b>
6.4. Raked Wingtip .....	<b>45</b>
6.5. Blended Winglet .....	<b>46</b>
6.5.1. Flügelbelastung .....	<b>46</b>
6.5.2. Strukturelle Änderungen .....	<b>47</b>
6.5.3. Resultat – Zahlen und Fakten .....	<b>48</b>
6.5.4. Erfahrungen von Fluggesellschaften .....	<b>49</b>
<b>7. Ein Blick in die Zukunft der Winglets</b> .....	<b>50</b>
7.1. Spiroids .....	<b>50</b>
7.2. Winggrid .....	<b>50</b>
7.3. Aerodynamische Spielereien .....	<b>51</b>

<b>8. Analyse der Pilatus Produktpalette .....</b>	<b>52</b>
8.1. Pilatus PC-7/9 und PC-21 .....	52
8.2. Pilatus PC-6 Porter .....	53
8.3. Pilatus PC-12 .....	53
8.3.1. Typ 1 .....	54
8.3.2. Typ 2 .....	54
8.3.3. Typ 3 .....	54
 <b>Dritter Teil: Ermittlung einer Optimalen Wingletanordnung.....</b>	<b>55</b>
<b>1. Testvoraussetzungen .....</b>	<b>55</b>
1.1. Zielsetzung .....	55
1.2. Testmittel – Software .....	55
1.3. Versuchsgrundlage - Pilatus PC-21 .....	57
1.3.1. Definition des Einsatzgebietes .....	57
1.3.2. Technische Daten .....	58
1.4. Wingletkonfigurationen .....	59
1.5. Versuchsszenarien .....	60
1.6. Beurteilung und Auswertung der Ergebnisse .....	61
1.6.1. Beurteilung bei Start- und Landephassen .....	61
1.6.2. Beurteilung für den Horizontalflug .....	62
1.7. Prognose .....	62
<b>2. Resultate .....</b>	<b>63</b>
2.1. Startphase .....	63
2.2. Landephase .....	63
2.3. Horizontalflug .....	64
2.4. Wahl des Optimums .....	65
<b>3. Das Optimum – Zahlen und Fakten .....</b>	<b>66</b>
3.1. Geometrie .....	66
3.2. Leistung .....	67
3.3. Bedeutung der Ergebnisse in Bezug auf die Leitfrage.....	68
 <b>IV. Schlusswort .....</b>	<b>69</b>
<b>V. Danksagung .....</b>	<b>70</b>
<b>VI. Zeichenerklärung .....</b>	<b>71</b>
<b>VII. Quellenverzeichnis .....</b>	<b>72</b>
<b>VIII. Anhang .....</b>	<b>78</b>

## II. Vorwort



Als es an der Zeit war, ein geeignetes Thema für meine Matura-Arbeit zu finden, war für mich von Anfang an klar, dass sich meine Arbeit mit der Luftfahrt, insbesondere mit Aerodynamik, beschäftigen muss.

Seit meinem siebten Lebensjahr sind Flugzeuge aus meinem Leben nicht mehr wegzudenken, ja, ich würde sogar so weit gehen und behaupten, Flugzeuge sind mein Leben.

Eine Leidenschaft, welche ich während meines ersten Fluges für mich entdeckte, seither immer weiter ausbaute und mich somit immer mehr in die faszinierenden und anmutigen Maschinen vernarrte.

Flugzeuge, wie die gesamte Welt der Luftfahrt, bieten selbstverständlich eine Fülle an interessanten Themen, welche man in einer Arbeit behandeln könnte. Da Physik sowieso zu meinen Lieblingsfächern zählt, habe ich mich schlussendlich für die Aerodynamik als Rahmengenbiet entschieden.

Doch auch der Begriff Aerodynamik ist zu offen gewählt um allenfalls interessante Fragestellungen zu finden. In meiner grösser werdenden Verzweiflung, fielen meine Gedanken eines schönen Tages auf das Winglet, einer Flügelergänzung, welche dem „durchschnittlichen“ Fluggast wohl eher als ästhetische Vollendung der Tragflächen erscheint, ohne zu ahnen, welche komplexe Theorie und Gedankengänge dahinter stecken. Tatsächlich erscheinen sie äusserst unspektakulär und werden zusätzlich, aufgrund ihrer Verzerrungen in den Farben der jeweiligen Fluggesellschaft, oft als nutzlose, aber anmutende Ergänzung der altgedienten Flügelenden angesehen.

Ich selber war bisher meist von den atemberaubenden Bildern fasziniert, welche farbenprächtige Winglets vor atemberaubenden Landschaften zeigen<sup>1</sup>.

Zudem war ich mit oberflächlichen Informationen vertraut, welche besagten, das Winglet helfe, den Kerosinverbrauch zu vermindern und die Effizienz eines Flugzeuges zu steigern.

Beobachtet man die Flugzeuge, welche zurzeit im Einsatz sind, so fällt auf, dass die meisten Neuentwicklungen bereits von Anfang an mit Winglets ausgerüstet sind.

Für ältere Typen sind zudem „Bausätze“ erhältlich um die Flugzeuge nachträglich mit Winglets nachzurüsten.

Liest man Berichte in Zeitschriften, so fällt eine allgemeine Begeisterung für die Winglets und den, mit ihnen verbundenen Effizienzsteigerungen auf. Vor allem in der heutigen Zeit, wo

---

<sup>1</sup> Obiges Bild zeigt sehr schön, was mit „atemberaubender Landschaft in Kombination mit einem Winglet“ gemeint ist. Das Bild stammt aus meinem privaten Fundus und zeigt das Winglet eines Airbus A340-300 der Swiss International Air Lines, nach dem Start vom Los Angeles International Airport.

jeder gesparte Tropfen an fossilen Brennstoffen zählt und die Schonung der Umwelt grossgeschrieben wird, erfreuen sich Massnahmen zur Treibstoffverbrauchsreduktion grosser Beliebtheit. Es überrascht nicht, dass die Technologie der Winglets seit der Ölkrise im Jahre 1973 hoch im Trend ist und sich der Gebrauch von Winglets seither massiv erhöht hat.

Winglets sind aber nicht nur Effizienzsteigerer, auch der ästhetische Aspekt darf nicht verachtet werden. Unter Laien, gelten Winglets schlicht als sexy, sie sind der Inbegriff des modernen, futuristischen und umweltbewussten Flugzeuges des 21. Jahrhunderts.

Doch wie funktioniert ein Winglet überhaupt? Welche Effekte können mit Winglets erzielt werden und welche Parameter, insbesondere Formgebung, sind massgebend für die Grösse der Effizienzsteigerung? Gibt es allenfalls spezielle Flugzeugtypen und Einsatzgebiete für welche Winglets geeignet sind?

Dies sind Fragen, welche ich in einem ersten Theorieteil beantworten wollte.

Allerdings musste ich feststellen, dass Winglets, nicht wie andere Themen, nur mit EINEM Theorieteil hinreichend beschrieben werden können.

Um das Problem zu erkennen muss zuerst die ganze Strömungslehre erarbeitet werden, insbesondere die Funktionsweise einer Tragfläche und die angreifenden Kräfte wie Auftrieb und Widerstand.

Erst mit den aerodynamischen Grundlagen verfügt man überhaupt über das Wissen um die Komplexität der Funktionsweise von Winglets zu verstehen.

Ich war deshalb versucht, meine Arbeit so zu gestalten, dass ich am Anfang sehr oberflächlich und allgemein starte, so, dass jedermann, selbst ohne jegliche physikalischen Grundlagen fähig ist, langsam in die faszinierende Welt der Aerodynamik eingeführt zu werden, bis schliesslich die Grundlagen vorhanden sind, um zum eigentlichen Thema zu kommen und die Theorie der Winglets zu erarbeiten.

Schlussendlich soll das erarbeitete Wissen an einem praktischen und realitätsbezogenen Beispiel angewendet werden. Mein Ziel ist es, für ein, wenn möglich reales Flugzeug, Winglets zu entwickeln und möglichst optimale Ergebnisse zu erzielen.

Folgende Leitfrage gilt es dabei zu beantworten:

**Ist es möglich, für ein beliebiges Flugzeug, welches über normale Tragflächen verfügt, eine Wingletkonfiguration zu entwickeln, aus welcher deutliche Steigerungen der Effizienz resultieren?**

Nun, ob dies tatsächlich möglich ist, wird sich auf den folgenden Seiten zeigen!

### **III. Zusammenfassung**

Betrachtet man ein beliebiges Flügelprofil in einer Strömung, so kann man zwei angreifende Kräfte unterscheiden. Zum einen die aerodynamische Auftriebskraft, welche auf den theoretischen Grundlagen von Venturi und Daniel Bernoulli basiert und stark vereinfacht gesagt, aufgrund unterschiedlicher statischer Drücke, infolge von unterschiedlichen Strömungsgeschwindigkeiten auf Unter und Oberseite, entsteht.

Wie immer in der Natur liegt auch der Auftriebskraft ein verzögernder Gegenspieler – die Widerstandskraft zugrunde.

Am umströmten Flügel unterscheidet man zwischen parasitären und induzierten Widerständen. Die parasitären Widerstände wie Form- und Reibungswiderstand sind durch die Begebenheiten in unserem Lebensraum gegeben und können nicht zum verschwinden gebracht werden. Vergrössert man die umströmte Fläche so vergrössert sich auch der Anteil an parasitären Widerständen.

Unter dem induzierten Widerstand versteht man den Abzug an kinetischer Energie in Folge des Aufrollens eines Randwirbels an der Aussenkante der Tragfläche.

Bei Tragflächen endlicher Länge entsteht ein solcher induzierter Wirbel durch Querkräfte, welche durch den Druckausgleich zwischen Unter und Oberseite hervorgerufen werden.

Der Überdruck auf der Unterseite führt zu einer Bewegung in Richtung Unterdruck auf der Oberseite und die Überlagerung dieser Querkräfte mit der Vorwärtsbewegung des Flugzeuges führt zu einem kontinuierlichen Randwirbel.

Die Rotationsenergie, welche für die Aufrechterhaltung des Wirbels benötigt wird, wird dem System, somit dem Flugzeug, als kinetische Energie abgezogen und macht sich schlussendlich als induzierter Widerstand bemerkbar. Zu dem wird die Auftriebsverteilung gegen das Flügelende hin stark geschwächt und weicht vom elliptischen Optimum ab.

Der induzierte Widerstand ist, ganz im Gegensatz zu den parasitären Widerständen, in seinem Ausmass reduzierbar und kann rein theoretisch gegen Null gebracht werden.

Der Betrag des induzierten Widerstandes hängt einerseits vom Betrag der Auftriebskraft, andererseits von der Fluggeschwindigkeit ab. Dass heisst, der induzierte Widerstand wächst mit dem Quadrat des Auftriebs, verhält sich allerdings umgekehrt proportional zur Geschwindigkeit.

Die einfachste Möglichkeit den induzierten Widerstand zu reduzieren ist eine Verlängerung der Flügelspannweite, da so zusätzlicher Auftrieb erzeugt wird und sich die Auftriebsverteilung wieder ans elliptische Optimum nähert.

Da eine horizontale Erweiterung der Tragfläche die Manövrierfähigkeit auf Flughäfen stark einschränkt, kam der Gedanke, die Spannweite statt horizontal, vertikal zu erweitern.

Diese vertikale Erweiterung, als dessen Begründer Dr. R. T. Whitcomb angesehen werden kann, wird auch als Winglet bezeichnet.

Ein Winglet ist nicht anderes, als ein Flügel, welcher in einem bestimmten Neigungswinkel zur Tragfläche montiert wird.

Die Funktionsweise eines Winglets ist einerseits simpel, andererseits so komplex, dass deren Details bis heute immer wieder neue Fragen aufwerfen.

Durch ein Winglet wird der Randwirbel auseinander gerissen und verteilt sich neu entlang der Wingletfläche.

Man kann dies anschaulich beschreiben, in dem man sich den Randwirbel am Flügelende als einen Haufen einer verstreichbaren Masse vorstellt.

Bringt man nun ein Winglet an das Flügelende an, so wird diese Masse aufgebrochen und entlang der Wingletfläche verstrichen.

Ist man am Wingletende angelangt, so bildet die übrig gebliebene, nicht verstrichene Masse wiederum einen Randwirbel an der Spitze des Winglets, allerdings in weitaus geringerem Ausmass wie dies am Flügel ohne Winglet der Fall war.

Die Gesamtheit der Masse hat sich während dem Prozess zwar nicht verändert, doch ist der induzierte Widerstand, welcher durch die ursprünglich konzentrierte Masse hervorgerufen wurde, durch die Neuverteilung reduziert worden.

Die Wahl verschiedener geometrischer Parameter, welche nur durch empirischem Herantasten ermittelt werden können, entscheiden schlussendlich über die Qualität eines Winglets.

Es gibt allerdings kein „Allroundwinglet“, sondern nur Winglets welche für genau EINEN Flugabschnitt oder EIN Einsatzgebiet optimal sind.

Dass heisst, bei der Wahl eines geeigneten Winglets muss zuerst der Einsatzzweck eines Flugzeuges bestimmt werden.

Allgemein gilt, dass ein Winglet in Hochauftriebsphasen wie Start und Landung am besten eingesetzt ist, da dort der Anteil an induziertem Widerstand am grössten ist.

Aufgrund verschiedenster Verwendungszwecke machen Winglets nicht immer Sinn. Ein Beispiel stellt die Pilatus PC-21, ein Trainingsflugzeug für Kampfpiloten, dar.

Die PC-21 ist für Manöver gebaut, welche ständig ändernde Parameter wie Flughöhe, Auftriebskraft, Widerstandskraft und Geschwindigkeit aufweisen. Da ein Winglet nur auf eine Flugphase mit konstanten Rahmenbedingungen angepasst werden kann und sie zudem die Manövrierfähigkeit stark einschränken sind sie zum Beispiel für die PC-21 ungeeignet.

Allerdings kann für die PC-21 ein neues Einsatzgebiet definiert werden, für welches es möglich ist, eine optimale Wingletkonfiguration zu entwickeln.



# Erster Teil: Physikalische Grundlagen und Strömungslehre

## 1. Grundbegriffe der Strömungslehre

Als Strömungslehre wird die Lehre von physikalischen Gesetzmässigkeiten bei strömenden Fluiden<sup>2</sup> bezeichnet. Sie beinhaltet die Untersuchung von Geschwindigkeit, Druck und Dichte in Bezug auf Auftrieb und Widerstand.

### 1.1. Stromlinien

Stromlinien sind die Linien, welche in einem bestimmten Augenblick an jeder Stelle P von den Geschwindigkeitsvektoren tangiert werden. Eine Aneinanderreihung der verschiedenen Punkten P ergibt eine Stromlinie, also die Bahn eines Teilchens in stationärer Strömung<sup>3</sup>.

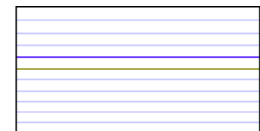
Der Abstand der Stromlinien verringert sich, mit grösser werdender Geschwindigkeit.

### 1.2. Stationäre Strömung

Eine stationäre Strömung liegt vor, wenn die Strömungsgeschwindigkeit in einem strömenden Fluid konstant bleibt und nicht von der Zeit  $t$  abhängt. Das heisst, innerhalb eines Strömungsverlaufes können unterschiedliche Geschwindigkeiten vorherrschen, jedoch nicht an ein und demselben Ort. An einem ausgewählten Punkt P ist der Geschwindigkeitsvektor stets konstant.

### 1.3. Laminare Strömung

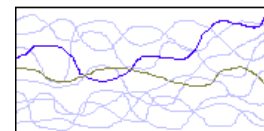
Eine Laminarströmung besteht, wenn die einzelnen Fluidteilchen sich geordnet auf parallelen Bahnen bewegen ohne sich untereinander zu vermengen.



laminar

### 1.4. Turbulente Strömung

Als turbulente Strömung wird das Gegenteil der laminaren Strömung bezeichnet. Die Teilchen „schwirren“ ohne Ordnung und Zusammenhalt umher.



turbulent

Bild 1: Strömungsarten

## 2. Grenzschicht

Umströmt ein Fluid einen Körper, so bildet sich an der Oberfläche eine Grenzschicht in der ein starkes Geschwindigkeitsgefälle herrscht. Die Geschwindigkeit eines Fluidteilchens, welches sich direkt an der Körperoberfläche befindet, ist gleich Null. Mit grösser werdendem Abstand wächst die Geschwindigkeit der Teilchen, bis sie die normale Geschwindigkeit der unbeeinträchtigten Strömung erreichen. Die Verzögerung der Fluidteilchen mit abnehmendem Abstand zur Oberfläche ist auf zunehmende Reibung in Körpernähe zurück zu führen. Der Bereich in dem die Geschwindigkeitsspanne von 0 bis 99% variiert nennt man Grenzschicht.

<sup>2</sup> Gas oder Flüssigkeit

<sup>3</sup> Stationäre Strömung siehe 1.2

Entstehung und Ausbildung der Grenzschicht lässt sich am besten anhand eines symmetrischen Körpers demonstrieren.

Die Anströmung kommt im Staupunkt (Bild 2, rot) zunächst völlig zur Ruhe. Aus diesem Zustand entwickelt sich dann die Grenzschicht auf der Unter- und Oberseite und nimmt in Strömungsrichtung laufend zu.

Die Grenzschichtströmung ist zunächst, ausgehend vom Staupunkt laminar. Nach einer bestimmten Strecke, im so genannten Umschlagpunkt (Bild 2, Nr. 3), schlägt sie dann in Turbulenz um. Bei turbulenter Strömung sind die auftretenden Reibungswiderstände wesentlich grösser als bei Laminarströmung, was negative Auswirkungen auf die Leistung des Flugkörpers hat.

Die Grenzschicht löst sich an einem bestimmten Punkt ganz ab, falls die bis gegen Null verzögerten Teilchen rückwärts strömen.

Eine Analogie zur Verdeutlichung stellt das Verhalten einer Kugel dar, welche angestossen wird und zunächst auf eine Ebene rollt. Wird die Ebene durch eine Senkung unterbrochen, beschleunigt die Kugel zunächst beim Herabrollen, wird dann beim Bergaufrollen stark verzögert, sodass die kinetische Energie nicht mehr ausreicht, um aus der Senkung zu kommen und die Kugel schliesslich zurückrollt.

Wie die Kugel, werden auch die Fluidteilchen aufgrund von Druckunterschieden durch die Geschwindigkeit (siehe 4.1 ff) immer weiter verzögert und bleiben stehen. Sie werden rückläufig beschleunigt, von der Wand abgelöst und in die Aussenströmung getragen. Dieser Vorgang führt zur Ablösung der Grenzschicht und der Bildung einer Drehbewegung am hinteren Ende des Körpers und ist mit einem grossen Verlust an Strömungsenergie infolge einer Verwirbelung, verbunden.

In der Luftfahrt sind vor allem der Umschlagpunkt und der mögliche Abreisspunkt von grosser Bedeutung. Sie müssen so liegen, dass ein möglichst kleiner Verlust an Energie auftritt.

Bei der Formung des Profils der Tragfläche spielen diese beiden Faktoren eine grosse Rolle.

Mit folgenden Methoden versucht man die Grenzschicht am Flugzeugflügel zu beeinflussen:

- Absaugen von Luft: Bewirkt ein Erhalten der Laminarströmung und verhindert ein Abreissen der Strömung. Versuche ergaben, dass man durch dieses Prinzip eine Verringerung des Widerstandes von bis zu 80% erreichen könnte.
  
- Wirbelstrombleche: Wirbelstromgeneratoren sind an Flugzeugflächen montierte Bleche, welche den Wandel von Laminar- zu Turbulenzströmung gezielt und zu Gunsten eines verringerten Widerstandes herbeiführen.

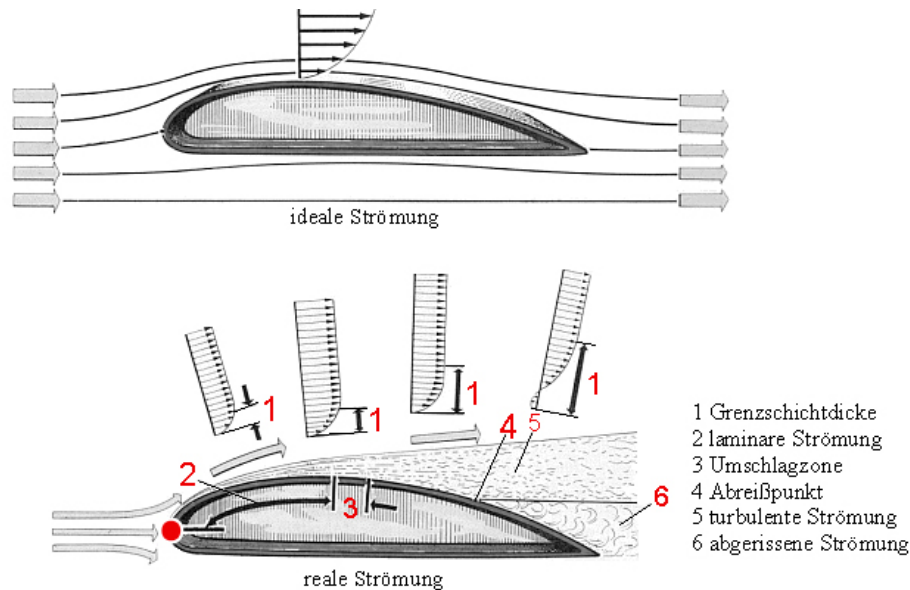


Bild 2: Grenzschicht und Vorgang bis zum Abreißen der Strömung. Die abnehmende Geschwindigkeit bis zum Beginnen des Rückflusses der Fluidteilchen ist anhand der gezeichneten Geschwindigkeitsvektoren klar ersichtlich. Die Idealströmung weist keinen Umschlagpunkt und kein Abreißen der Strömung auf.

### **3. Druck in Strömungen**

Es ist zu beobachten, dass sich der Gesamtdruck in jeder Strömung aus den folgenden zwei Teildrücken zusammensetzt:

#### **3.1. Hydrostatischer Druck**

Als hydrostatischer Druck wird der, aufgrund der Schwerkraft hervorgerufene Druck (Schweredruck) einer Säule mit Höhe  $h$  (Fluid) auf deren Grundfläche  $A$  bezeichnet. Die Grösse des Druckes verhält sich proportional zur Grösse der Grundfläche – je grösser die Fläche, umso grösser der ihr zu Grunde liegende Druck. Der hydrostatische Druck ist direkt messbar und geht aus der potentiellen Energie hervor, welche von der Höhe  $h$  und der Masse  $m$  abhängt.

#### **3.2. Hydrodynamischer Druck**

Der hydrodynamische Druck folgt aus der kinetischen Energie eines Körpers mit Masse  $m$  (Fluid), welcher sich mit der Geschwindigkeit  $V$  fortbewegt.

Der hydrodynamische Druck ist nicht direkt messbar und wird oft zur Geschwindigkeitsmessung verwendet.

Folgendes ist zu beachten:

- Mit zunehmender Strömungsgeschwindigkeit wächst der dynamische Druck, dafür sinkt der statische Druck.
- In einem ruhenden Fluid ist der dynamische Druck gleich Null und der statische Druck gleich dem Gesamtdruck.

## 4. Abhängigkeit von Druck und Geschwindigkeit

### 4.1. Venturi-Effekt:

Der italienische Physiker Venturi stellte im 18. Jahrhundert die Grundlagen für den Verlauf der Arbeiten an einer Erklärung der Abhängigkeit von Druck und Geschwindigkeit in einem strömenden Fluid bereit.

Er experimentierte mit einem Rohr, welches Stellen mit unterschiedlichen Querschnitten aufwies.

In dem er ein Fluid durch das Rohr fließen liess, hat er folgende Beobachtungen gemacht:

- Die Geschwindigkeit  $V$  eines durch ein Rohr fließenden Fluids verhält sich umgekehrt proportional zur Querschnittsfläche  $A$  des Rohres. Das heisst, an der Stelle wo das Rohr den engsten Querschnitt aufweist, ist die gemessene Geschwindigkeit des Fluids am grössten.
- Es tritt dieselbe Fluidmenge aus dem Rohr-Ende, welche anfangs eingeführt wurde.

Venturi begründet somit die Grundlage für die Forschungen des äusserst berühmten Mathematikers Bernoulli, welcher den Beobachtungen eine Gesetzmässigkeit zu Grunde legte.

### 4.2. Kontinuitätsgesetz:

Das Kontinuitätsgesetz besagt, dass in einem durch ein Rohr fließenden Fluid die Masse pro Zeiteinheit für jeden Querschnitt konstant ist. Das heisst, dass ein Fluid eine Engstelle mit der gleichen Durchflussmenge pro Zeit passiert, wie Stellen mit grösseren Querschnittsflächen.

Kurz: „Was reingeht, kommt auch wieder hinaus.“

**Kontinuitätsgleichung:**  $A_1 \cdot v_1 = A_2 \cdot v_2$  ;  $A_1, A_2$  Querschnittsflächen  
 $v_1, v_2$  Volumen

**Daraus folgt, dass sich die Geschwindigkeit  $V$  des Fluides zwingend erhöhen muss.**

Für folgende Grafik gilt nach obigem Gesetz:

$$A_1 \cdot v_1 = A_2 \cdot v_2 = A_3 \cdot v_3$$

$$V_1 < V_2 < V_3$$

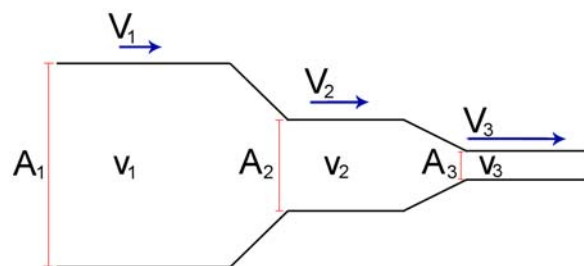


Bild 3: Verhalten einer Fluidströmung in einem Rohr unterschiedlicher Querschnittsflächen.

### 4.3. Gesetz von Bernoulli



Der Schweizer Wissenschaftler Daniel Bernoulli (1700-1782) gilt als Begründer der Grundprinzipien der Hydrodynamik.

Bernoulli entdeckte, aufbauend auf den von Venturi erarbeiteten Grundkenntnissen, den Zusammenhang von Druck und Geschwindigkeit in einem strömenden Fluid.

Bild 4: D. Bernoulli

Nach der Kontinuitätsgleichung (4.2) folgt, dass sich bei Änderung der Querschnittsfläche eines Rohres die Geschwindigkeit des Fluids ebenfalls verändert.

Die Veränderung der Geschwindigkeit  $V$  ist umgekehrt proportional zur Querschnittsfläche  $A$  - das heisst, die Geschwindigkeit  $V$  nimmt zu, wo der Querschnitt  $A$  abnimmt. Demnach muss mit abnehmendem Querschnitt auch die kinetische Energie des Fluids zunehmen.

Wenn jedoch von aussen dem System keine Energie zugeführt wird, muss die Frage auftauchen, woher dieser Energiezuwachs herrührt.

Das Bernoulli Prinzip besagt, dass die Summe aus dynamischem Druck, Schweredruck und statischem Druck konstant ist.

Für *horizontale* Strömungen:  $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 + p = p_0 = \text{konstant}$

$\rho$	Dichte
$V$	Geschwindigkeit
$p$	statischer Druck
$p_0$	Gesamtdruck

→ „In einer stationären Strömung ist die Summe aus statischem und dynamischem Druck konstant. Sie entspricht dem Gesamtdruck.“<sup>4</sup>

→ Die Gleichung gilt nur für folgende Annahmen:

- reibungsfreies Fluid
- inkompressibles Fluid; d.h. die Dichte ist konstant.

→ Da der Satz von Bernoulli die Kompressibilität der Luft nicht in Betracht zieht, kann er nur für Geschwindigkeiten bis ca. Mach 0.4<sup>5</sup> herangezogen werden.

Der wichtigste Inhalt des Bernoulischen Gesetzes besteht somit in der Beschreibung der in einer Strömung herrschenden Druckverhältnisse. Grundsätzlich folgt aus den Erkenntnissen, dass in einem strömenden Fluid ein Anstieg der Geschwindigkeit von einem Druckabfall begleitet ist, beziehungsweise umgekehrt.

<sup>4</sup> Zitat: Taschenbuch der Physik; Horst Kuchling; 6. Auflage 1984; Verlag Harry Deutsch

<sup>5</sup> Verhältnis von Geschwindigkeit  $V$  eines Körpers und Schallgeschwindigkeit  $C$  im jeweiligen Umfeld → Machzahl

Praktische Veranschaulichung:

Mit einem einfachen Versuch lässt sich die Richtigkeit von Bernoullis' Satz beweisen. Hält man ein Papier an einer Seite fest, hängt das Blatt in einem Bogen an der anderen Seite nach unten. Bläst man jedoch auf der Oberseite über den Papierstreifen, dann wölbt sich das Blatt nach oben. Nach obiger Erkenntnis ist diese Wölbung auf die erhöhte Luftgeschwindigkeit über dem Papier zurückzuführen. Der Druck auf der Oberseite wird herabgesetzt. Durch den auf der Unterseite herrschenden Überdruck und den Sog auf der Oberseite, wird das Blatt nach oben gebogen.

Das Prinzip von Bernoulli beschreibt demnach auch die Strömung entlang einer Oberfläche, wie dies zum Beispiel bei einer Flugzeugtragfläche der Fall ist.

#### **4.4. Wichtige Erkenntnisse zusammengefasst**

- 4.1: Mit zunehmender Geschwindigkeit einer Strömung wächst der dynamische Druck, der statische sinkt hingegen.
- 4.2: Die Geschwindigkeit  $V$  eines fließenden Fluids verhält sich umgekehrt proportional zur Querschnittsfläche  $A$  eines Rohres.
- 4.3: Der Druck in einem strömenden Fluid verhält sich umgekehrt proportional zur Geschwindigkeit.

### **5. Auftrieb**

#### **5.1. Statischer Auftrieb**

Der statische Auftrieb beschreibt warum Schiffe schwimmen und Ballone fliegen können. Grundsätzlich, lässt sich sagen, dass der statische Auftrieb mit der Dichte  $\rho$  und der Masse  $m$  eines Körpers zusammenhängt. Ein Heissluftballon fliegt, weil die Dichte in seinem inneren aufgrund grösserer Molekülabstände geringer ist als die Umgebungsdichte. Ein Gasballon fliegt mit Hilfe von Helium, da dieses eine geringere Dichte als Luft aufweist und die Masse der Ballonhülle zu schwer wäre um nur mit normaler Luft angefüllt zu schweben.

Ein Schiff schwimmt vereinfacht ebenfalls aufgrund einer geringeren Dichte (insgesamt) als das Wasser.

**Zitat: „Die Auftriebskraft eines Körpers in einem Medium ist genau so groß wie die Gewichtskraft des vom Körper verdrängten Mediums.“<sup>6</sup>**

Aus obigen Erkenntnissen folgt, dass ein Flugzeug unmöglich fliegen dürfte, würde nicht eine andere Form des Auftriebs erzeugt werden.

---

<sup>6</sup> siehe: archimedisches Prinzip; [http://de.wikipedia.org/wiki/Archimedisches\\_Prinzip](http://de.wikipedia.org/wiki/Archimedisches_Prinzip); 9.9.2007

## 5.2. Aerodynamischer Auftrieb

Der aerodynamische Auftrieb wird durch die Wahl eines geeigneten Flügelprofils hervorgerufen.

Entgegen der allgemeinen Annahme, ist das Gesetz von Bernoulli (4.3) nicht hinreichend um den Auftrieb an einer Tragfläche zu erklären. Anfänglich sind zwei Tatsachen zu beachten:

### 5.2.1. Potentialströmung

Als Potentialströmung bezeichnet man die Vorstellung der Stromlinien bei Annahme, das System sei reibungsfrei. Hierbei entstehen zwei Staupunkte  $S_1$  und  $S_2$ , bei welchen die Strömung in Ruhe ist. Die übrigen Fluidteilchen wandern von  $S_1$  entweder nach rechts oder links und umströmen das Profil an der jeweiligen Seite. Zieht man nun noch die in der Realität auftretende Reibung hinzu, löst sich die Strömung am hinteren Staupunkt aufgrund eines zu kleinen Druckes ab und erzeugt einen Wirbel, den Anfahrwirbel.

### 5.2.2. Anfahrwirbel

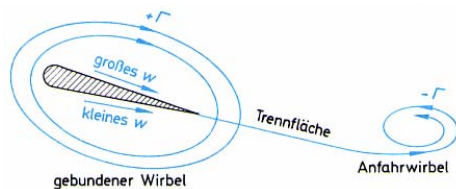


Bild 5: Anfahrwirbel und Zirkulation.

Beim Anfahren eines Flugzeuges, beziehungsweise der vorwärts Bewegung der Tragfläche, entsteht am hinteren Ende des Profils ein Wirbel, der so genannte Anfahrwirbel. Aus dem Drehimpulserhaltungssatz folgt, dass Wirbel immer paarweise auftreten, das heisst, jedem Wirbel liegt ein gleichgrosser entgegen gesetzter Gegenspieler zu Grunde.

Sobald der Anfahrwirbel zu drehen beginnt, entsteht zugleich eine ihm entgegen gerichtete Zirkulation um den Flügel. Kommt nun die Luft von vorne hinzu, entsteht insgesamt eine Strömung nach hinten, bei welcher sich nun die endgültige Strömung um das Profil ausbildet.

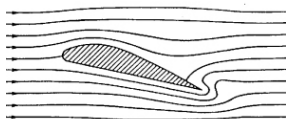


Bild 6: Potentialströmung

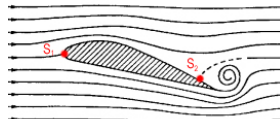


Bild 7: Anfahrwirbel und Potentialströmung

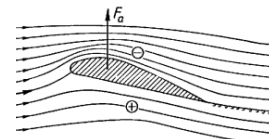


Bild 8: Überlagerung und Auftrieb

Das heisst: Erst die Überlagerung von Potentialströmung mit der durch den Anfahrwirbel hervorgerufenen Zirkulation führt zur wichtigen Strömungsbildung, welche nun zum eigentlichen Auftrieb führt.

Nun kann Bernoulli herbeigezogen werden:

Durch die höhere Geschwindigkeit entsteht auf der Oberseite ein höherer dynamischer Druck als auf der Unterseite der Tragfläche. Nach Bernoulli (2.3.3.) ist der statische Druck auf der Oberseite jedoch geringer, als jener auf der unteren Seite.

An der Oberseite wird ein „Sog“ erzeugt, welcher durch den Überdruck auf der Unterseite zusätzlich unterstützt wird. Als resultierende Kraft, geht die aufwärtsgerichtet Auftriebskraft hervor.

Der „Sog“ auf der Oberseite trägt zwei Drittel der Auftriebskraft bei, während dem der Unterdruck auf der unteren Seite einen Drittel beisteuert.

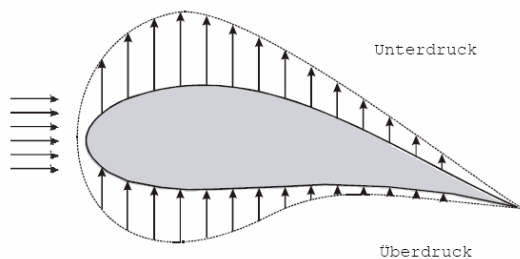


Bild 9: Druckverhältnisse an einer Tragfläche

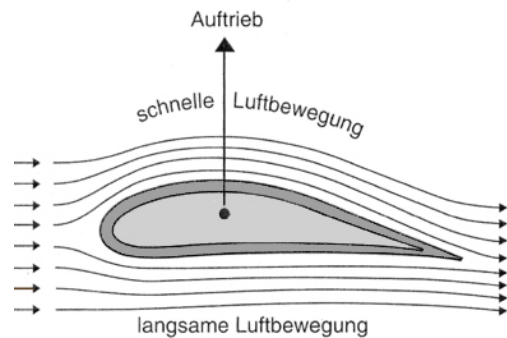


Bild 10: Auftrieb nach Bernoulli

### **5.3. Grösse des Auftriebs**

Die Grösse des Auftriebs ist abhängig von Geschwindigkeit, Anstellwinkel und Geometrie des Flügelprofils.

Auch bestimmt die Dauer der anliegenden Luftströmung den Betrag des Auftriebes. Je länger die Strömung laminar um die Tragfläche fliesst, desto weiter hinten befindet sich der Punkt, an dem sie sich in turbulente Strömung umwandelt. Am so genannten Umschlagpunkt wird die Strömung turbulent, was den einen Energieverlust darstellt.

Ein Mittel um diese Punkte zu verschieben und so den Auftrieb trotz kleiner Geschwindigkeit zu gewährleisten stellen die Auftriebshilfen<sup>7</sup> dar, welche die Tragflächeoberfläche und somit den Auftrieb massiv vergrössern.

## **6. Merkmale und Einfluss von Flügelprofilen**

Als Profil wird in der allgemeinen Strömungslehre der Querschnitt eines Körpers bezeichnet. Man entwickelt speziell geformte Profile um aerodynamische (oder auch hydrodynamische-) Kräfte, wie beispielsweise die Auftriebskraft zu erzeugen. Da an Flugzeuge unterschiedlichste Anforderungen gestellt werden, erfordert dies die Entwicklung individueller Tragflächenprofile, welche dem jeweiligen Einsatzgebiet optimal angepasst sind.

<sup>7</sup> Unter 6.5 erklärt



Da die Entwicklung und Vermessung von Profilen äusserst aufwendig ist, hat man schon früh Kataloge erstellt, in welchen man bewährte Profile erfasst hat. Ein Beispiel sind die NACA Profile, welche heute noch im Gebrauch sind.

### 6.1. Wichtige Masse

Für den Verlauf der Arbeit sind folgende Grössen von grosser Wichtigkeit:

- Profiltiefe	$t$
- Profildicke	$d$
- Flügelspannweite	$b$
- Anstellwinkel	$\alpha$

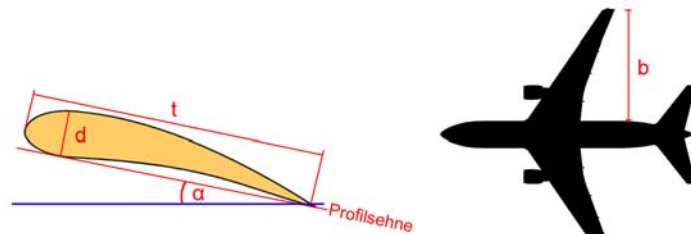


Bild 11: Wichtige Masse am Tragflügel.

### 6.2. Formgebung

Die Profile werden hauptsächlich aufgrund der jeweiligen Einsatzgeschwindigkeit gewählt. Je höher die Einsatzgeschwindigkeit umso dünner das Profil. Das Ziel ist zudem, den grösstmöglichen Auftrieb mit dem kleinstmöglichen Widerstand zu kombinieren.

### 6.3. Einstellwinkel:

Der Einstellwinkel ist der Winkel zwischen Profelsehne und Längsachse des Flugzeuges. Er ist durch die Konstruktion festgelegt und nicht veränderbar. Die Tragfläche eines Flugzeuges muss immer in einem bestimmten Einstellwinkel montiert werden um überhaupt Auftrieb zu erzeugen.

### 6.4. Anstellwinkel:

Der Anstellwinkel ist der Winkel zwischen Profelsehne und anströmender Luft. Er ist über die Steuerflächen des Flugzeuges regulierbar.

Durch Vergrösserung des Anstellwinkels kann der Auftrieb beeinflusst werden. Der Auftriebsbeiwert<sup>8</sup> hängt direkt vom Anstellwinkel ab und steigt proportional mit dem Winkel. Jedoch wird durch Anstellen der Flügel der Luftwiderstand massiv erhöht, was mit einer grösseren Leistung kompensiert werden muss. Grundsätzlich kann man sagen, dass Auftrieb und Widerstand grösser werden, je schneller das Flugzeug fliegt.

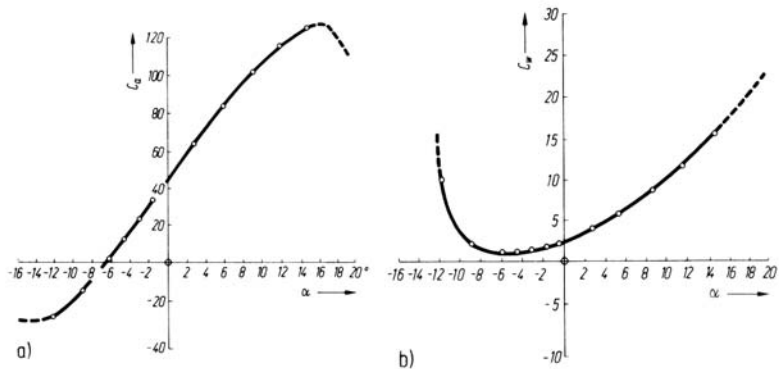
Daraus folgt, dass schnelle Flugzeuge nur schlanke Flügelprofile benötigen um den Auftrieb zu erzeugen.

Dem Vergrössern des Anstellwinkels sind allerdings Grenzen gesetzt. Die allgemeingültige Obergrenze liegt bei etwa 18°. Erhöht man den Anstellwinkel weiter kommt es zu einem Strömungsabriss infolge einer Strömungsablösung auf der Oberseite. Das heisst, die Strömung

<sup>8</sup> Siehe Formel der Auftriebskraft, 6.6

fließt nicht mehr entlang des Profils, sondern bildet Wirbel und turbulente Strömung. Die Widerstandskraft (Bild 12, rot) ist grösser als die Auftriebskraft (Bild 12, grün) und es kann zum Absturz kommen.

Folgende Grafik veranschaulicht Die Grenzwerte für Auftrieb und Widerstand mit wachsendem Winkel  $\alpha$ :



Grafik 1: Abhängigkeit vom Anstellwinkel  $\alpha$ . a.) Auftrieb; b.) Widerstand.

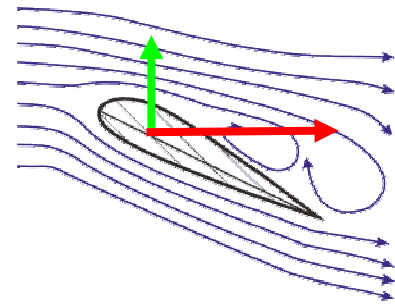


Bild 12: Strömungsabriss

## 6.5. Auftriebshilfen

Als Auftriebshilfen werden Vorrichtungen an einer Flugzeugtragfläche bezeichnet, welche in bestimmten Flugabschnitten den Auftriebsbeiwert der Tragflächen erheblich vergrössern.

Auftriebshilfen erhöhen –wie der Name schon sagt- den Auftrieb einer Tragfläche. Sie werden insbesondere beim Steig- und Sinkflug eingesetzt um Start- und Landegeschwindigkeiten zu verringern. Klappenvorrichtungen werden auch zur Verringerung der Geschwindigkeit herabgesetzt, da nebst dem positiven Aspekt der Auftriebserhöhung auch der Widerstand erhöht wird.

Man unterscheidet drei Typen des Einflusses von Auftriebsvorrichtungen:

- Vergrösserung der Flügelfläche
- Vergrösserung der Flügelwölbung
- Beeinflussen der Grenzschicht

Bei Kleinflugzeugen wird meistens nur die Wölbung an der Hinterkante vergrössert, womit bereits beträchtliche Ergebnisse erzielt werden.

Bei Passagierflugzeugen werden so genannte Spaltklappen oder Fowlerklappen (dreifach Spaltklappensystem) eingesetzt, welche beide, die Wölbung und die Flügelfläche erhöhen.

Wie bei den einfachen Landeklappen wird das hintere Ende der Tragfläche nach unten geklappt, jedoch sind dies bis zu drei Einzelteile, welche durch Luftspalten unterbrochen sind.

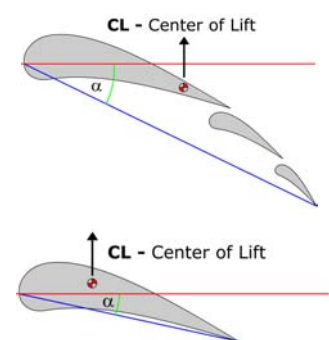


Bild 13: Einfluss von Klappen.

Durch die, durch die Luftspalten strömende Luft kann ein Strömungsabriss verhindert werden.

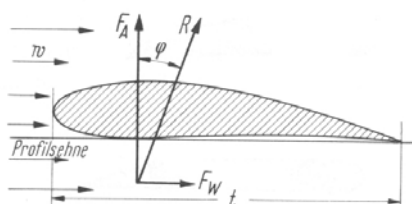
Der Anstellwinkel der Tragfläche vergrössert sich mit ausgefahrenen Klappen, wodurch eine Nachtrimmung der nun hecklastigen Maschine nötig wird. Ausserdem verschiebt sich der Auftriebsschwerpunkt nach hinten.

Beim stufenweisen Ausfahren der Klappen erhöhen sich wie schon erwähnt sowohl Auftrieb als auch Widerstand. Bei leicht ausgefahrenen Klappen ist die Auftriebsvergrösserung nur von minimalen Widerstandsvergrösserungen begleitet, was sich aber mit zunehmendem Ausfahrwinkel der Klappen umkehrt.

Deshalb werden die Klappen beim Start nur gering ausgefahren und für den Anflug und die Landung zwecks Erhöhung des Luftwiderstands voll ausgefahren (Bremseffekt).

Diesen Effekt bemerkt man, wenn das Flugzeug beim Landeanflug steil nach oben geneigt ist, die Klappen voll ausgefahren sind und dies von unangenehmen Gefühlen infolge starker Höhenverluste begleitet ist.

## 6.6. Kräfte am Tragflügel



Auf einen angeströmten Tragflügel wirken Auftriebskraft und Widerstandskraft, welche sich zu einer resultierenden Luftkraft R zusammensetzen.

Links: Bild 14: Kräfte am Tragflügel

Auftriebskraft:

$$F_A = C_A \cdot \frac{\rho}{2} \cdot w^2 \cdot A_F$$

$A_F$ : Grundrissfläche =  $b \cdot t$ ;  $b$  = Spannweite

$C_A$ : Auftriebsbeiwert

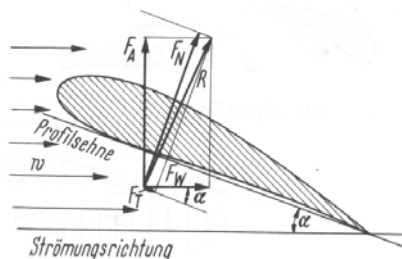
$w$ : Anströmgeschwindigkeit

Widerstandskraft:

$$F_W = C_W \cdot \frac{\rho}{2} \cdot w^2 \cdot A_F$$

$A_F$ : Grundrissfläche =  $b \cdot t$ ;  $b$  = Spannweite

$C_W$ : Beiwert abhängig von der Reynoldszahl<sup>9</sup>.



Die Tragflügelkräfte ändern sich, wenn der Flügel mit dem Anstellwinkel  $\alpha$  gegen die Anströmrichtung geneigt wird.

Grundsätzlich steigt der Auftrieb mit grösser werdendem Anstellwinkel. Allerdings steigt der Widerstand proportional zum Auftrieb. (Bild 15: Links)

<sup>9</sup> Die **Reynolds-Zahl** (Formelzeichen:  $Re$ ) ist eine nach dem Physiker Osborne Reynolds benannte dimensionslose Kennzahl. Sie wird in der Strömungslehre verwendet und stellt das Verhältnis von Trägheits- zu Zähigkeitskräften dar (bzw. das Verhältnis von spezifischer Impulskonvektion zu Impulsdiffusion im System). Für eine ideale Flüssigkeit ohne Viskosität ist das Verhältnis unendlich.

### 6.6.1 Wurzelbiegemoment

Ein Biegemoment entsteht durch eine Kraft (z.B. durch Gewicht), welche senkrecht auf einen Körper (z.B. Balken oder Platte) wirkt. Es ist die Summe der links oder rechts an einem Schnitt durch den Körper angreifenden (Dreh-)Momente<sup>10</sup> aller Kräfte.

Die aus einer Biegung resultierenden Kräfte erzeugen auf der einen Seite des Körpers eine Zug- und auf der anderen eine Druckspannung. Die Achse eines Körpers wird durch ein Biegemoment verkrümmt, respektive verbogen, wobei das Material stark beansprucht wird.

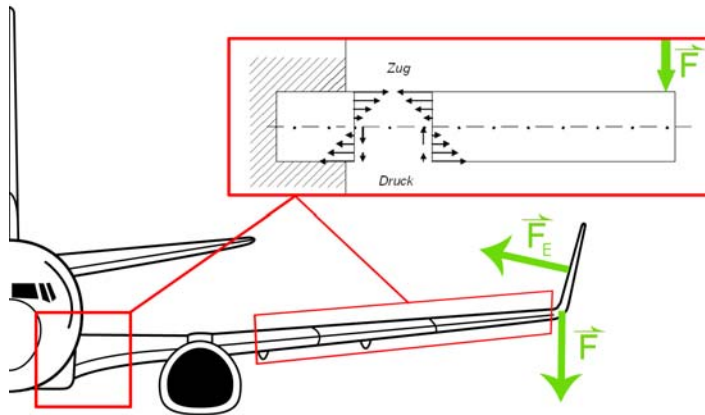


Bild 16: Wurzelbiegemoment an der Flügelwurzel und Flügelbelastung.

Bei einem Flugzeug greift an der Flügelwurzel ein Biegemoment an, das so genannte Wurzelbiegemoment.

Verlängert man eine Tragfläche und somit den Arm oder gibt man zusätzliches Gewicht auf die Tragfläche, also erhöhte Kraft auf den Arm, so steigt das Wurzel-

biegemoment und die Tragfläche wird zu stark beansprucht. Allenfalls muss, wenn nötig, die Struktur verstärkt werden.

Eine weitere Belastung der Tragfläche in Form eines Biegemomentes entsteht durch Anbringen von vertikalen flügelähnlichen Objekten, so genannten Winglets, welche wie die horizontalen Tragflächen durch ein geeignetes Profil eine, der Auftriebskraft gleiche, Kraft erzeugen. Diese „horizontale Einwärtskraft“  $F_E$  beansprucht die Flügelstruktur zusätzlich und kann ebenfalls eine Strukturverstärkung zur Folge haben.

### 6.6.2. Torsion und Torsionsmoment:

Das Torsionsmoment ist die Bezeichnung eines Drehmomentes, in der technischen Mechanik. Als Torsion wird der durch ein Torsionsmoment hervorgerufene Effekt, also die Verbiegung eines Körpers durch ein Wirken von zwei entgegengesetzten Kräften bezeichnet,

Bei einer Torsion tritt keine Verzerrung auf, das heisst, die Querschnitte eines Körpers bleiben erhalten.

Die Querschnitte verdrehen sich gegeneinander. Statt wie vorher parallel, stehen sie durch Einwirken eines Torsionsmomentes in einem gewissen Winkel zu einander. Bei einer Tragfläche kann eine Verdrehung des Flügels eines Flugzeuges (Bild 17) durch zusätzliches Gewicht an den Flügelspitzen hervorgerufen werden und zu massiven Schwächungen sowie Schädigungen der Struktur führen.

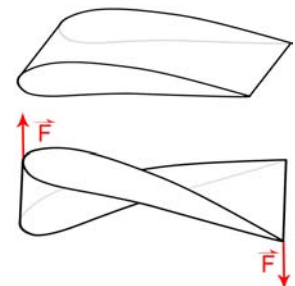


Bild 17: Torsion

<sup>10</sup> Ein Moment ist das Produkt aus und Länge eines Hebelarmes und auf ihn senkrecht wirkende Kraft.  $\rightarrow M=Fl$

## 7. Parasitärer Widerstand am umströmten Flugkörper

Mit der im vorausgehenden Teil beschriebenen Auftriebskraft ist nur eine Kraft, welche am Flugzeug angreift hinreichend erklärt. Schlussendlich unter realen Bedingungen muss eine verzögernde Kraft und somit der Widerstand berücksichtigt werden. Dies führt unausweichlich zu einer Kraftkomponente welche je nach Grösse den letztlich nützlichen Effekt des Auftriebs durch Einfluss des Widerstandes auf eine resultierende Kraft der beiden reduziert. Parasitäre Widerstände werden durch die Formgebung sowie Oberflächenbeschaffenheit der Materialien erzeugt.

Am Flugzeug unterscheidet man zwischen 4 Arten des parasitären Widerstandes, welche unumgänglich und lediglich in ihrer Grösse beeinflussbar sind.

### 7.1. Druck- oder Formwiderstand

Der Druckwiderstand entsteht in Folge von unterschiedlicher Druckverteilung entlang eines Flugkörpers. Druck im Ablösegebiet am Heck von Körpern ist geringer als der Gesamtdruck im Staupunkt. Strömungsablösung sowie allgemeine Verwirbelungen, welche aufgrund von Druckunterschieden zum Beispiel auch in der Grenzschicht entstehen, werden ebenfalls zum Druckwiderstand gezählt.

Der Druckwiderstand kann im Wesentlichen nur experimentell ermittelt werden.

Die Formel für den Druckwiderstand ergibt sich durch Integration über die Druckkomponenten in Strömungsrichtung vor und hinter dem Körper.

$$F_D = C_D \cdot \frac{\rho}{2} \cdot w^2 \cdot A_p$$

$A_p$ : Projektionsfläche des Körpers (Schattenfläche)

$C_D$ : Beiwert ist durch Messung zu ermitteln

Es gilt:

- Der Formwiderstand nimmt proportional mit der Fläche zu.
- Der Formwiderstand nimmt mit dem Quadrat des Auftriebs zu.

### 7.2. Reibungswiderstand

Der Reibungswiderstand entsteht durch Reibung der Luft an der Flugkörperoberfläche. Der Reibungswiderstand ist auf Geschwindigkeitsspannungen und somit der Reibung der Luftteilchen an der Oberfläche in der Grenzschicht zurückzuführen und mit dieser Theorie (2) weitgehend erklärbar.

$$F_R = C_R \cdot \frac{\rho}{2} \cdot w^2 \cdot A_0$$

$A_0$ : Gesamtoberfläche des umströmten Körpers

$C_R$ : Widerstandsbeiwert

### 7.3. Interferenzwiderstand

Um den Gesamtwiderstand eines Flugkörpers zu ermitteln, reicht es nicht, alle Widerstandskomponenten zu addieren. Es muss zusätzlich die gegenseitige Beeinflussung einzelner Baukomponenten, die Interferenz, mit einbezogen werden, welche das Strömungsbild verändern. Ein Beispiel wären ein Flugzeugrumpf und eine Flugzeugtragfläche vor dem Zusammenbau und beide Luftfahrzeugbauteile nach der Montage aneinander.

Der Interferenzwiderstand kann wie folgt errechnet werden:

$$F_{W \text{ Interferenz}} = F_{W \text{ gesamt}} - \sum F_{W \text{ einzel}}$$

Der Gesamtwiderstand, sowie die einzelnen Widerstandskomponenten sind mit Hilfe von Formeln und praktischen Versuchen im Windkanal ermittelbar.

### 7.4. Luftwiderstand

Der Luftwiderstand von bewegten oder angeströmten Körpern ist überwiegend Druckwiderstand, da die Oberflächenreibung der Luft bei üblichen Strömungsgeschwindigkeiten anteilmässig gering ist.

Der Reibungswiderstand bei Luftströmung wächst mit Annäherung an die Schallgeschwindigkeit. Der Luftwiderstand wächst mit dem Quadrat der Geschwindigkeit, daher ist die Formgebung je nach Einsatzbereich für einen möglichst kleinen Luftwiderstand zu wählen.

## 8. Induzierter Widerstand

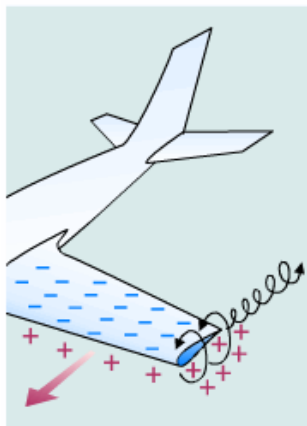


Bild 18a: Wirbelbildung

Als induzierter Widerstand wird derjenige Widerstandsanteil bezeichnet, welcher durch die aerodynamische Auftriebserzeugung erzielt wird (5.2.). Am Flügel entsteht Auftrieb, wenn der Druck auf der Oberseite geringer ist als auf der Unterseite. Bei Tragflächen **endlicher** Spannweite tritt die gleichmässige Umströmung, welche bisher angenommen wurde, nicht auf. Wie in Bild 18a ersichtlich, erzwingt der Druckunterschied zwischen Unter- und Oberseite (nach Bernoulli 2.4) eine Ausgleichsströmung zu den Flügelenden hin, da dort der

Druckunterschied Null sein muss. Infolge des immer grösser werdenden Einflusses des Druckgefälles und dessen Ausgleichströmung, weicht die Auftriebsverteilung gegen das Flügelende massiv von der optimalen elliptischen Verteilung ab. Durch Überlagerung der Parallelströmung in Flugrichtung bilden sich so genannte Randwirbel (Bild 18a/b). Am Flügelende entsteht dabei dauernd eine Zirkulation, die in Form freier Wirbel und einer induzierten Abwärtsgeschwindigkeit abschwimmt und den „induzierten Widerstand“ hervorruft.

Die Bildung und Aufrechterhaltung der Randwirbel verbraucht Energie, welche von der kinetischen Energie des Flugzeuges abgezogen wird. Deren Verlust macht sich als zusätzlicher Widerstand bemerkbar. Der induzierte Widerstand macht während dem **Reiseflug rund 30 % und während Start- und Landephase rund 50% des Gesamtwiderstandes** eines Flugzeuges

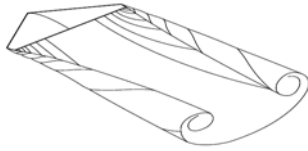


Bild 18b:

Downwash und Randwirbel.

aus, welches im oberen Unterschallgrenzbereich von Mach 0,85 fliegt. Induzierter Widerstand in Folge von Druckausgleich entsteht jedoch nicht nur an den Aussenkanten der Tragflächen, sondern auch an der Abrisskante entlang der gesamten Spannweite. Man spricht vom so genannten „Downwash“.

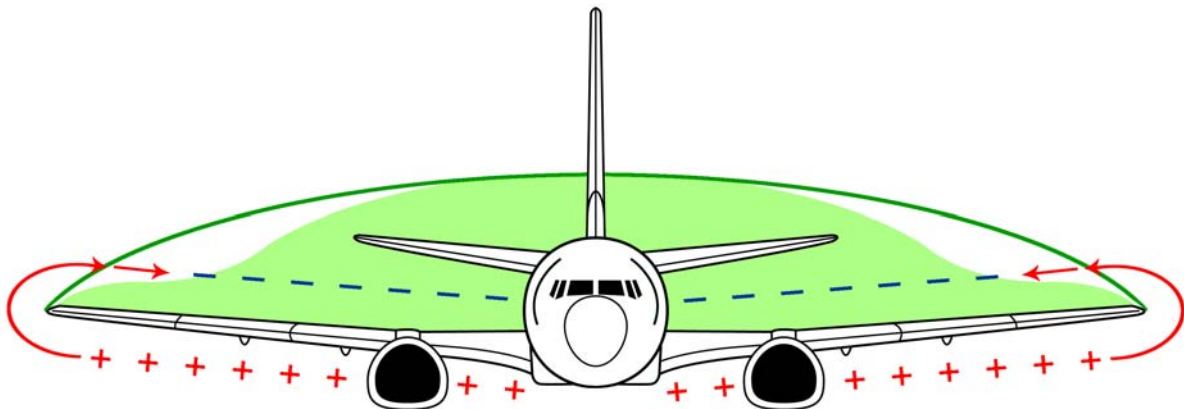


Bild 19: Druckausgleich und Einwirkungen auf die erwünschte, optimale elliptische Auftriebsverteilung infolge dessen.  
Hellgrün: realer Auftrieb; Dunkelgrün: Optimale Auftriebsverteilung, ohne induzierten Widerstand.

Es gilt:

$$F_{wi} = \frac{F_A^2}{\left(\pi \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot w^2 \cdot b^2\right)}$$

$F_A$ : Auftriebskraft

$b$  = Flügelspannweite

Führt man obige Beziehung entsprechend den üblichen Luftgleichungen ein

$$F_{wi} = C_{wi} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot w^2 \cdot A_F \quad A_F = b \cdot t$$

so ergibt sich als Widerstandsbeiwert für den induzierten Widerstand

$$C_{wi} = \frac{C_A^2}{\pi} \cdot \frac{A_F}{b^2}$$

$\frac{A_F}{b^2}$  ist das Seitenverhältnis eines Tragflügels mit beliebigem Umriss. Für **Rechteckflügel** kann

an derer Stelle  $\frac{t}{b}$  eingesetzt werden.

Aus obigen Beziehungen lässt sich folgendes schliessen:

- Der induzierte Widerstand wird kleiner, wenn das Seitenverhältnis der Tragfläche kleiner wird. → Schmale, lange Flügel sind also von Vorteil!
- Der induzierte Widerstand nimmt linear mit dem Seitenverhältnis beziehungsweise quadratisch mit dem Auftrieb zu.
- Der induzierte Widerstand wächst umgekehrt proportional zur Strömungsgeschwindigkeit. → Je Geringer die Geschwindigkeit, umso höher der Widerstand.
- Je höher der Auftriebsbeiwert, umso grösser der induzierte Widerstand. Das heisst, im Reiseflug ist der Anteil an induziertem Widerstand erheblich kleiner wie bei Start- und Landephase.

## **8.1. Wirbelstruktur**

Um alle Aspekte der Wirbelbildung zu berücksichtigen, muss man die Wirbel und die Gründe einer Wirbelschwächung in zwei Kategorien einteilen. Nur ein Teil, der vom Verkehrsflugzeug erzeugten Wirbel und zugehörige Massnahmen zur Reduzierung, sind im Verlauf meiner Arbeit von Wichtigkeit.

Wie folgendes Bild veranschaulicht, entstehen einerseits an den Auftriebshilfen, welche bei Start und Landung eingesetzt werden, als auch an den Flügelenden zirkulierende Wirbelstrukturen. Alle Einzelwirbel sind jedoch auf das Phänomen des induzierten Widerstandes zurückzuführen.

### **8.1.1 Gefahr und Potential von Wirbelschleppen**

Ein verdrehen der Einzelwirbel ineinander führt zu so genannten Wirbelschleppen, welche aus vier grossen Wirbeln bestehen. Wirbelschleppen sind in der heutigen Luftfahrt ein aktuelles Thema, da man in ihnen den Schlüssel zur umweltverträglichen Vergrösserung des Luftfahrtaufkommens sieht. Grosse Verkehrsflugzeuge ziehen beträchtliche Wirbelschleppen hinter sich her, welche sich mit zunehmendem Abstand abschwächen.

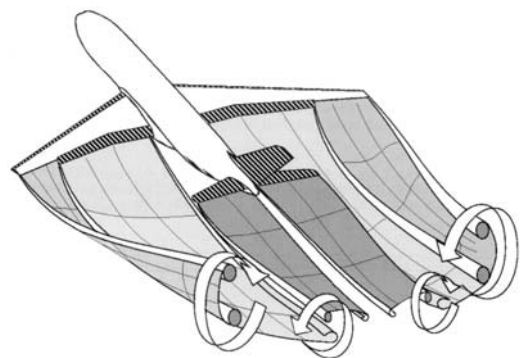


Bild 20: Entstehung der Wirbelschleppen.

Daher ist es nötig bei Starts und Landungen gewisse Sicherheitsabstände einzuhalten und ein Einfliegen in die äusserst gefährlichen Wirbel zu verhindern.

Wie Bild 21 zeigt, könnte ein Einflug in die Wirbelschleppen im Nahfeld eines Flugzeuges zu einer Katastrophe führen. Durch die Zirkulation der Wirbel entstehen induzierte Geschwindigkeiten, welche je nach Position zu Ab- oder Aufwinden führen. Die Kontrolle über



das Flugzeug ist nicht mehr gewährleistet und es kann, wie die Geschichte gezeigt hat, zum Absturz kommen.

Könnte man die durch Grösse und Gewicht des Flugzeuges vorgegebenen Abstände reduzieren, könnte dadurch die Frequenz der Flughäfen und somit das Passagieraufkommen vergrössert werden.

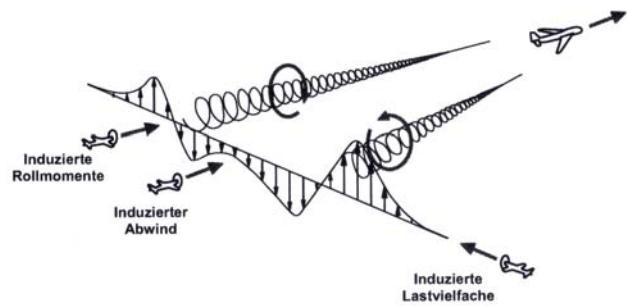


Bild 21: Auswirkungen von Wirbelschleppen

### 8.1.2 Einzelwirbel

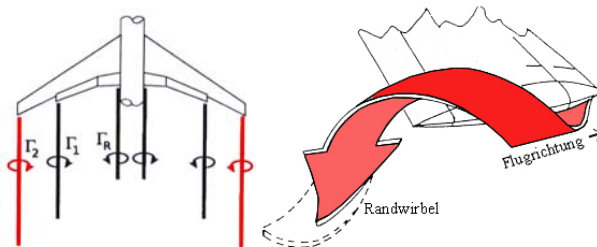


Bild 22: Wirbelsystem mit Randwirbel (rot)

eines Flugzeuges. Da Landung und Start nur kurze Phasen eines Fluges ausmachen, können die durch Auftriebshilfen erzeugten Wirbel ebenfalls vernachlässigt werden.

Die vorliegende Arbeit konzentriert sich nicht auf die Problematik der Wirbelschleppen und den mit ihnen verbundenen Gefahren und Lösungen, sondern vielmehr mit den durch den Druckausgleich hervorgerufenen Einzelwirbeln und deren Einfluss auf die Effizienz

Grundlage für die folgenden Ausführungen ist jedoch das in Bild 22 rot eingezeichnete Wirbelpaar, die Randwirbel, welche an den Flügelaussenkannten entstehen und während der ganzen Flugphase einen beträchtlichen induzierten Widerstand erzeugen.

In Bild 23 werden die Wirbelfäden an den Landeklappen sowie die Wirbelschleppen im



Bild 23: Wirbel mit Zirkulation im Nahfeld.

Nahfeld des Flugzeuges durch erhöhte Luftfeuchtigkeit sichtbar. Die sichtbaren Wirbelfäden bilden jedoch nur den konzentrierten Kern der Wirbel, welche hinter dem Flugzeug in wahrer Grösse sichtbar werden. Weitere Bilder zur Verdeutlichung dieses Effektes sind im Anhang 1 zu finden.

## 9. Gesamtwiderstand

Der Gesamtwiderstand setzt sich aus Reibungs-, Druck- und induziertem Widerstand zusammen (allenfalls Interferenzwiderstand):

$$\mathbf{F_W = F_R + F_D + F_{Wi}}$$

analog für die Beiwerte:

$$\mathbf{C_W = C_R + C_D + C_{Wi}}$$

nach 6.6 gilt auch:

$$\mathbf{F_W = C_{Wi} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot w^2 \cdot A_F}$$

$A_F$ : Grundrissfläche =  $b \cdot t$ ;  $b$  = Spannweite

$C_W$ : Beiwert abhängig von der Reynoldszahl<sup>11</sup>.

$w$ : Anströmgeschwindigkeit

Grundsätzlich gilt:

- Parasitärer Widerstand steigt proportional mit der Geschwindigkeit.
- Induzierter Widerstand verhält sich umgekehrt proportional zur Geschwindigkeit.
- Parasitärer Widerstand steigt mit dem Auftrieb im Quadrat.
- Induzierter Widerstand steigt mit dem Auftrieb im Quadrat.

## 10. Beiwerte und ihre Beziehungen

### 10.1. Ermittlung

Die Beiwerte  $C_A$ ,  $C_W$  sind beide nur experimentell im Windkanal zu ermitteln. Allenfalls können bekannte Daten zum Beispiel aus NACA Katalogen herbeigezogen werden.

Nach Punkt 8.0 kann auch der Beiwert des induzierten Widerstandes  $C_{Wi}$  errechnet werden.

Sämtliche Beiwerte sind proportional zu ihren zugehörigen Kräften und können somit als Interpretationsgrundlagen von Experimenten verwendet werden

### 10.2. Gleitverhältnis

Das Gleitverhältnis ist ein Maß für die aerodynamische Güte eines Flugzeugs. Es ist dimensionslos und wird definiert als das Verhältnis von Auftriebsbeiwert  $C_A$  zu Widerstandsbeiwert  $C_W$ . Im Englischen wird die Zahl als **Lift-Drag-Ratio (L/D)** bezeichnet.

Definition Gleitverhältnis:

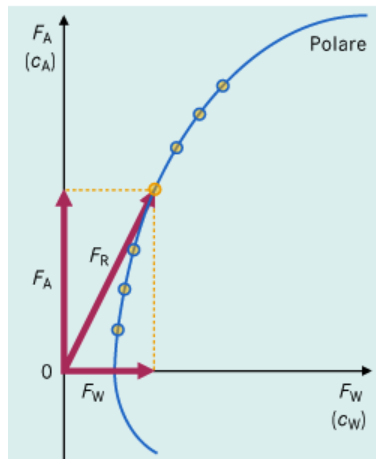
$$\frac{F_A}{F_W} = \frac{C_A}{C_W}$$

<sup>11</sup> Die **Reynolds-Zahl** (Formelzeichen:  $Re$ ) ist eine nach dem Physiker Osborne Reynolds benannte dimensionslose Kennzahl. Sie wird in der Strömungslehre verwendet und stellt das Verhältnis von Trägheits- zu Zähigkeitskräften dar (bzw. das Verhältnis von spezifischer Impulskonvektion zu Impulsdiffusion im System). Für eine ideale Flüssigkeit ohne Viskosität ist das Verhältnis unendlich.

### 10.3. Polardiagramm

Ein Polardiagramm wird in der Strömungslehre dazu verwendet, die auftretenden Kräfte für verschiedene Anström- oder Anstellwinkel an einem angeströmten Körper grafisch darzustellen. Die Idee dieser Darstellung stammt ursprünglich von Otto Lilienthal<sup>12</sup>. Unter den verschiedenen Versuchen, die Kräfteverhältnisse am Tragflügel grafisch darzustellen, ist diese Form der Darstellung als brauchbarste hervorgegangen und findet heute noch in der Profil- und Flugzeuggeometrie Anwendung.

#### 10.3.1. Lilienthalpolare



Das ursprüngliche Lilienthalpolar stellt die Auftriebskraft  $F_A$  oder meistens den Auftriebsbeiwert  $C_a$  als Funktion der Widerstandskraft  $F_w$  beziehungsweise des Widerstandswertes  $C_w$  dar.

Man trägt die für jeden Winkel  $\alpha$  gemessenen Werte als Punkte in das Diagramm. Der Auftriebsbeiwert wird an der y- und der Widerstandsbeiwert auf der x-Achse abgetragen.

Verbindet man nun diese, für unterschiedliche Winkel entstandenen Punkte, so erhält man einen Polstrahl.

Der Vorteil dieser Darstellungsmethode liegt vor allem darin,

Grafik 2: Polardiagramm

das die Verbindungslinie vom Nullpunkt zu einem Punkt der

Kurve den **Gleitwinkel  $\delta$**  (antriebsloses Flugzeug; Segelflugzeug) bildet. Massstabsbedingt kann der Winkel  $\delta$  jedoch nicht immer direkt abgelesen werden und muss daher über die Beziehung  **$\tan(\delta) = \mu$**  berechnet werden.  $\mu$  ist der Wert der Gleitzahl und ergibt sich aus

dem Verhältnis  $\frac{F_w}{F_A}$  beziehungsweise  $\frac{C_w}{C_A}$ .

Um sinnlosem Rechnen zu entgehen, hat man sich jedoch angewöhnt, den jeweiligen Winkel neben den Zugehörigen Punkt zu schreiben.

#### 10.3.2. Aufgelöste Polare

Aus dem obigen Diagramm nach Lilienthal, hat sich mit der Zeit eine neue Darstellungsmethode entwickelt. Bei aufgelösten Polaren erfolgt die Darstellung der Kraftkoeffizienten an der y-Achse direkt über dem Winkel  $\alpha$  auf der x-Achse.

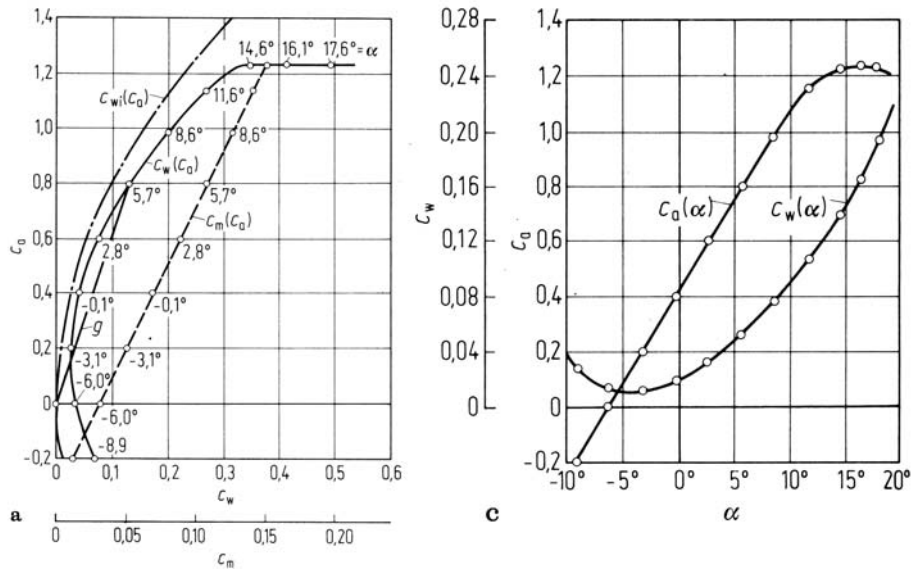
Im Kapitel 6.4 ist eine solche grafische Darstellung ersichtlich, welche nun genau Aufschluss darüber gibt, wie sich Auftrieb und Widerstand bei Ändern des Anstellwinkels verhalten. Am Scheitelpunkt beispielsweise, sinkt die Auftriebskraft infolge eines Strömungsabrisses.

Überlagert man nun diese Art der Kurve für Auftriebs-, Widerstands- und Momentenbeiwert (allenfalls Beiwert des induzierten Widerstandes) im Bezug auf den Anstellwinkel, so erhält

<sup>12</sup> Deutscher Luftfahrtpionier

man ein einziges Diagramm welches sämtliche wichtigen und aussagekräftigen Daten über einen aerodynamischen Körper oder ein Flügelprofil enthält.

Im Allgemeinen erlauben Polardiagramme einen anschaulichen und allumfassenden Rückschluss auf die aerodynamische Güte eines Körpers. Aus einem Diagramm sind die Optimalwerte herauszulesen, welche beim späteren Bau eines Flugzeuges von grösster Wichtigkeit sind. Beispielsweise sind bei Tragflügelprofilen im Segelflugzeugbau das Einsatzgebiet, Schnellflug oder gute Thermikeigenschaften anhand des Kurvenverlaufes deutlich ersichtlich.



Grafik 3: Links: Ursprüngliches Lilienthalpolardiagramm. Rechts: aufgelöstes Polardiagramm.

## Zweiter Teil: Effizienzsteigerung durch Winglets

### 1. Reduktion des induzierten Widerstandes mit Winglets

Wie in allen Bereichen des Verkehrswesens der heutigen Zeit, ist man auch in der Luftfahrt mehr denn je bemüht, den Rohstoffverbrauch zu vermindern und die Umwelt zu schonen. Mit einer gleichermassen genialen wie einfachen Idee, welche allgemein als Winglets bekannt ist, wurden in jüngster Zeit bemerkenswerte Erfolge erzielt.

Im folgenden Kapitel wird das Phänomen Winglet auf seine Feinheiten untersucht und die wichtigsten Parameter erläutert.

Ausserdem ist bekannt, dass man durch Schränkung, das heisst verändern des Flügelprofils entlang der Tragfläche, ebenfalls gewisse Steigerungen erzielen könnte. Aufgrund der hohen Kosten und der Komplexität erfreut sich diese Technik jedoch keiner grossen Beliebtheit und kann sich nicht gegen die futuristischen Winglets behaupten. Eine weitere Möglichkeit stellt der Bau von möglichst schlanken und langen Tragflächen oder die horizontale Verlängerung der Spannweite an bereits bestehenden Modellen dar, was aber, wie noch gezeigt wird zu unbefriedigenden Ergebnissen führt.

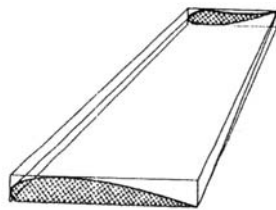


Bild 24: **aerodynamische Schränkung:**  
Verändern des Profils entlang der Tragfläche.

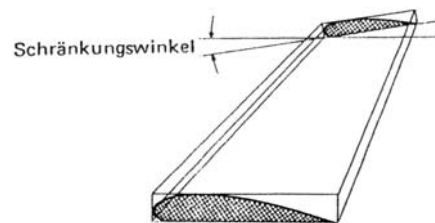


Bild 25: **geometrische Schränkung:**  
Verändern des Einstellwinkels

#### 1.1. Natürliches Vorbild



Bild 26: Kondor im Gleitflug.

Das Vorbild für die Winglets stammt aus der Natur. Beobachtet man Vögel wie Adler, Storch oder Milan beim Gleitflug, so erkennt man gespreizte und nach oben gebogene Flügelenden. Die in ihrer Form und Positionierung veränderbaren „mini-Flügel“ reduzieren den Widerstand und ermöglichen den Vögeln einen effektiveren und leiseren Gleitflug. Der zugrunde liegende Effekt ist ganz simpel: **Ein Mehrfachwirbelsystem enthält weniger Verlustenergie (Widerstand), als der einzelne Flügel eines konventionellen Flügels.**

Dieses Wunderwerk der Natur stellt zwar rein theoretisch ein effektives Modell dar, kann jedoch nicht einfach in die Luftfahrt übernommen werden, da mehrere starre Endungen den Reibungswiderstand zu sehr erhöhen würden. Als Näherung an die Natur, ist aus der Geschichte schliesslich das Winglet hervorgegangen.

## **1.2. Aktive Winglets**

Unter aktiven Winglets, versteht man Flügelergänzungen, welche mit zusätzlichen steuerbaren Flächen ausgerüstet sind. Ähnlich wie das Seitenruder der Heckflosse eines Flugzeuges, können sie vom Pilot zum Auslenken gebracht werden. Allerdings mit dem primären Ziel, durch gezielt erzeugte Verwirbelungen die Rotation der Wirbelschleppen zu unterbrechen und sie frühzeitig aufzulösen. Das Ziel dieser Flügelergänzungen ist die Verkürzung der Startintervalle auf den heutigen Flughäfen. Als willkommenen Nebeneffekt bringen aktive Winglets, gleich wie ihre passiven Verwandten, auch eine Effizienzsteigerung in Form einer Reduktion des induzierten Widerstandes mit sich. Die folgenden Kapitel gehen nicht weiter auf die, sich noch in der Testphase befindliche Technik ein, sondern konzentriert sich auf die Entwicklung der höchst erfolgreichen passiven Winglets. Die viel versprechenden aktiven Winglets gelten aber bereits als potenzielle Nachfolger der heutigen Wingletgeneration.

## **1.3. Passive Winglets**

Wie der Name schon sagt, handelt es sich bei den passiven Winglets, im Gegensatz zu den aktiven Winglets, um starre, unbewegliche Ergänzungen an den Tragflächen. Das Hauptaugenmerk der Winglets liegt auf der Reduktion des induzierten Widerstandes und somit der Steigerung der Effizienz von Flugzeugen. Zusätzlich reduzieren Winglets die gefährlichen Wirbelschleppen und erweisen sich so als erster Meilenstein auf dem Weg zur Verkürzung der Startintervalle auf Flughäfen und zum modernen zukunftsweisenden Flugzeug des 21. Jahrhundert.

Wird im Folgenden der Ausdruck Winglet verwendet, so bezieht sich dieser immer auf passive Winglets!

### **1.3.1. Geschichte und Motivation**

Im Jahre 1897 tauchte die Idee von Flügel ergänzenden Endplatten zur Reduktion des induzierten Widerstandes zum ersten Mal auf. Wohlgermerkt, rund 6 Jahre bevor den Gebrüder Wright der erste Flug überhaupt gelang.

F.W. Lanchester fand durch experimentieren heraus, dass es mit simplen Platten, welche vertikal an die Flügelenden montiert werden, gelingt, den durch Wirbel erzeugten Widerstand massiv zu reduzieren. Allerdings hatte diese Innovation, so fortschrittlich sie auch war, einen kleinen Schönheitsfehler: Die Endplatten lieferten zwar äusserst bemerkenswerte Reduktionen während Hochauftriebsphasen wie Start und Landung, jedoch war der erzeugte Formwiderstand beim Geradeausflug so hoch, das die Idee keine Verwendung finden konnte.

In den Anfängen des 20. Jahrhunderts wurden laufend neue Konfigurationen erfunden und getestet. Die aktuelle Begeisterung geht allerdings auf die Forschungen von NASA Wissenschaftler Dr. Richard T. Whitcomb zurück, welcher von den Vögel und früheren



Bild 27: Dr. Whitcomb

Kollegen inspiriert, die Grundlage für das moderne Winglet bereitstellte. Whitcomb führte 1970 einen bedeutenden Faktor zur geometrischen Gestaltung, der von ihm erstmals als Winglets bezeichneten Flügelergänzungen ein. Er meinte, dass das Profil (bisher lag den Ergänzungen ein symmetrisches Profil zugrunde) der Winglets, sowie ihre Lage am Flügelrand äusserst genau auf die Aerodynamik und das Einsatzgebiet angepasst werden müssen, um den induzierten Widerstand optimal zu reduzieren. Durch genaues Abstimmen dieser Faktoren, auf gleiche Weise wie bei der Gestaltung einer Tragfläche, sollte schlussendlich Kerosin gespart werden, sowie Reichweite gewonnen werden. Dies stiess, angesichts des Anstiegs der Ölpreise im Jahre 1973, auf grösser werdendes Interesse.

Bis heute basieren beinahe sämtliche Winglettypen auf den Forschungsergebnissen von Whitcomb, welcher ohne Weiteres den Titel „Begründer des Zeitalters der Winglets“ verdient hat.

**1.3.2. Winglet nach Whitcomb**

Whitcomb unternahm eine Reihe von Versuchen, indem er verschiedenste Wingletkonfigurationen im Unterschall Windkanal von Langley (NASA Forschungsanlage in Hampton, Virginia) testete. Als Grundlage diente das Modell, beziehungsweise die Tragfläche einer KC-135, der Militärvariante der Boeing 707. Die folgende Grafik zeigt diejenige Zusammenstellung, welche die besten Ergebnisse erzielt hat. Dieses Winglet gilt als das Whitcomb-Winglet und ist bis heute Vorbild für alle Neuentwicklungen.



Bild 28: Windkanalmodell in Langley

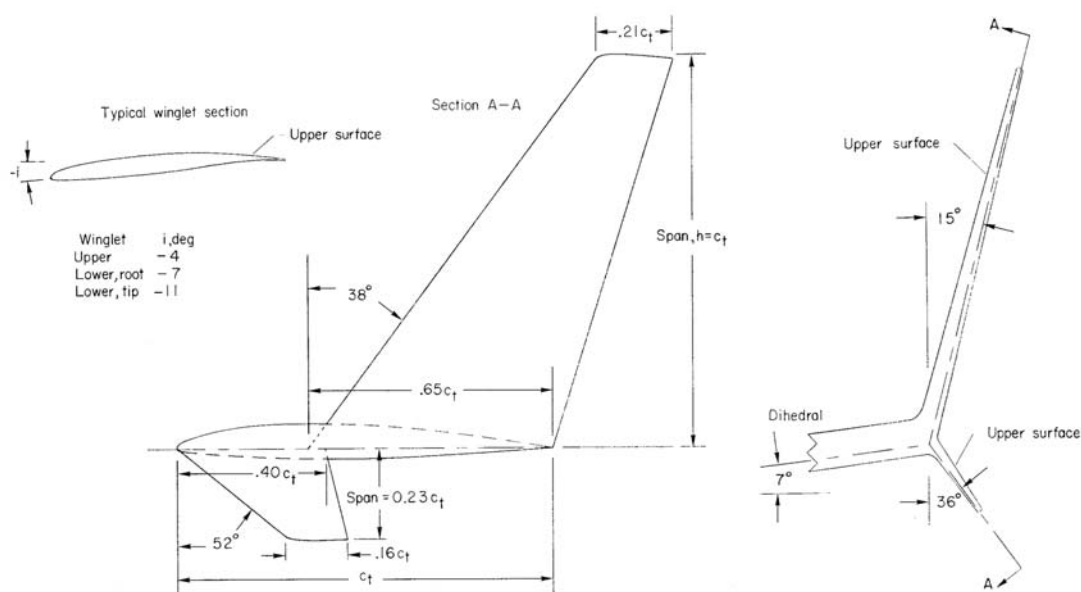


Bild 29: Winglet nach Whitcomb.

Das ursprüngliche Whitcomb Winglet ist aus zwei Komponenten aufgebaut. Das obere Hauptwinglet kombiniert mit der kleineren Komponente unterhalb, ergeben nach Whitcomb die optimale Konfiguration. Wieso schlussendlich diese Konfiguration als Optimum hervorgeht, ist den Originalunterlagen von Whitcomb nicht zu entnehmen. Es fällt lediglich auf, dass bereits kurz nach den ersten Versuchen, das obere Winglet übernommen, das untere jedoch weggelassen wurde. Als einziger Grund wird die erschwerte Zugänglichkeit und Wendigkeit auf dem Flughafen genannt, was jedoch keine rundum befriedigende Erklärung liefert. Möglich wäre, dass das vordere Winglet weggelassen wurde, da man damals versucht war hauptsächlich auf Reiseflughöhe den induzierten Widerstand zu dämpfen. Das kleine Winglet erzeugt jedoch erst bei hohen Auftriebswerten einen bemerkbaren Einfluss, also bei Start- und Landephase. Jedoch ist zu erwähnen, dass bereits das kleine Winglet bemerkenswerte Ergebnisse in Bezug auf die Wirbelstärke des induzierten Widerstandes liefern würde.

Es wäre ebenfalls möglich, die ganze Konfiguration umzukehren, da es keine Rolle spielt, ob ein Winglet nach unten oder nach oben gebogen ist. Lediglich der Aspekt der Wendigkeit auf dem Boden muss bei der Wahl des Winglets beachtet werden.

Die Gründe für die Wahl der geometrischen Parameter wie Winkel, Höhe, Pfeilung und so weiter, welche sowohl dem Whitcomb-Winglet als auch den heutigen Winglets zugrunde liegen, werden vorerst noch nicht beschrieben, sondern in den nachfolgenden Kapiteln (4.0) zusammenfassend erklärt.

Vorerst interessiert lediglich das Ergebnis, welches mit dem allerersten professionellen Experiment mit Winglets erzielt worden ist. Dies zeigte nämlich, dass Winglets einiges an Potential aufweisen.

Whitcomb untersuchte insgesamt drei verschiedene Konfigurationen im Vergleich mit dem standard Randbogen:

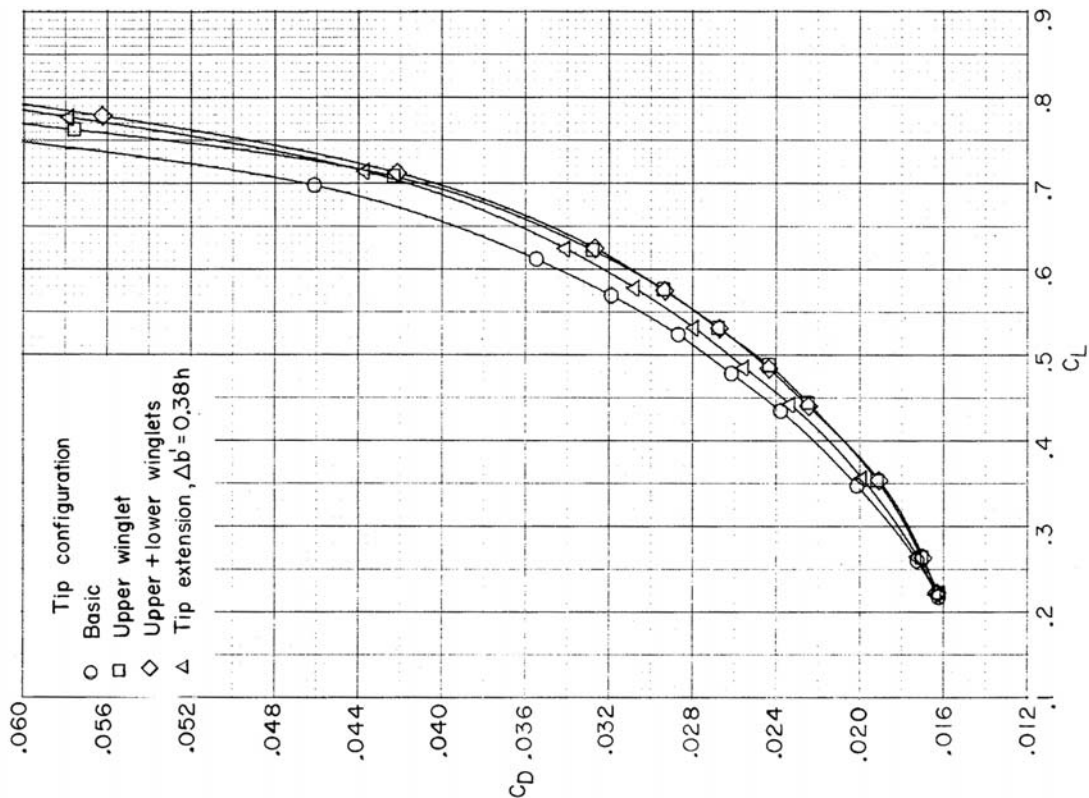
- Winglet oberhalb
- Winglet Kombination
- Vergrößerung der Spannweite ohne Winglet (einfache horizontale Ergänzung)

Die Untersuchungen ergaben, dass der Widerstandsbeiwert bei Auftriebsbeiwerten bis zu 0.7 für Einzelwinglet und Kombination annähernd identisch sind.

Ursprungsflügel und horizontale Erweiterung schneiden bis zu diesem Punkt wesentlich schlechter ab. Allerdings zeichnet sich bei hohen Auftriebsbeiwerten über 0.7 ein Vorteil der Flügelvergrößerung und der Kombination der zwei Winglettypen ab.



Folgendes Polardiagramm mit Widerstandsbeiwert ( $C_D$ ) und Auftriebsbeiwert ( $C_L$ ) veranschaulicht die Ergebnisse:



Grafik 4: Widerstandsbeiwert ( $C_D$ ) und Auftriebsbeiwert ( $C_L$ ) für verschiedene Konfigurationen. (Die Grafik ist quer zu betrachten).

### 1.3.3. Ergebnisse und Weiterentwicklung

Aus den Experimenten unter Punkt 1.3.2. sind folgende Ergebnisse verzeichnet worden:

- reine Reduktion des induzierten Widerstandes um bis zu 20 % (ohne in Betracht ziehen der Strukturellen Einflüsse<sup>13</sup> des Winglets)
- Reduktion des Widerstandes zwischen 4 und 5 %, wenn man die strukturellen Einflüsse auf das Wurzelbiegemoment und den zusätzlichen Reibungswiderstand einbezieht.
- bemerkenswerte Zunahme des Auftrieb/Widerstand -Verhältnisses um 9 %
- Mit dem Winglet konnten doppelt so hohe Verbesserungen erzielt werden wie mit einer Flügelverlängerung deren Fläche 90% der Wingletfläche ausmachte. Die Verbesserungen des Verhältnisses von Auftrieb und Widerstand betragen dort lediglich 4%.

Die obigen Ergebnisse stammen aus den ersten Versuchen im Windkanal.





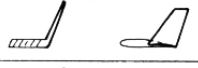

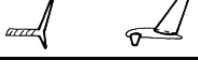
Kurz nach Entdeckung dieser äusserst viel versprechenden Verbesserungen stieg das Interesse an den futuristischen Winglets rapide.

Das Whitcomb-Winglet wurde praktisch untersucht, in dem man sie jeweils an ein Versuchflugzeug anbrachte. Die damals führenden Flugzeugfabrikanten Boeing, Douglas und

<sup>13</sup> Strukturelle und mechanische Grenzen, siehe Kapitel 5.0.

Lockheed stellten je ein Versuchsobjekt zur Verfügung (Boeing 707 resp. KC-135; Douglas DC-10 und Lockheed L1011).

Bei allen drei Flugzeugtypen konnten immense Effizienzsteigerungen beobachtet werden. Die Firma Lockheed verzichtete jedoch schon früh auf die Entwicklung der Winglets um sich den

Flugzeugtyp	Erstflug	Wingletkonfiguration
Learjet 28/29	1977	
Arava IAI 202	1977	
Learjet 54/55	1979	
Westwind II	1979	
Gulfstream III	1979	
KC-135	1979	
DC-10	1981	

Forschungen auf dem Gebiet der aktiven Winglets zu widmen. Die Kandidaten Boeing und Douglas waren hingegen derart begeistert, dass sie sich entschieden die Winglettechnologie für ihre Neuentwicklungen zu übernehmen.

Ergebnisse sind die Boeing 747-400 und die MD-11, welche beide eine Reduktion des induzierten Widerstandes um 3% gegenüber ihren Vorgängermodellen verzeichneten.

Das erste seriengefertigte Flugzeug mit Winglets war der Privatjet Learjet 28 der Firma Bombardier aus Kanada.

Der Learjet erfuhr aufgrund der neuen Winglets eine Steigerung der Reichweite um 6.5%.

Tab. 1: Nachfolger des Whitcomb-Winglets

Die US Air Force, welche die Winglets von Whitcomb an ihren KC-135 Tankern testete, konnte die allgegenwärtige Begeisterung nicht teilen und entschied sich schlussendlich ihre betagten Flugzeuge durch neue effizientere Triebwerke aufzurüsten.



Bild 30: KC-135: Testflug mit Whitcomb-Winglets ohne untere Komponente.



Bild 31: DC-10: Testflug mit ursprünglichen Whitcomb-Winglets.



Bild 32: Learjet 28 während eines Testfluges. Erste Serienfertigung eines Flugzeuges mit Winglets.

## **2. Winglet versus Flügelverlängerung**

Aus der Formel unter 8.0 (erster Teil) folgt, dass schmale und lange Flügel die Reduktion des induzierten Widerstandes begünstigen. Im eigentlichen Sinne hat sich die Verlängerung der Spannweite bis heute als bevorzugte Lösung erhalten. Winglets sind nichts anderes, wie eine Verlängerung der Tragflächen, nur statt horizontal, vertikal an die Tragflächen montiert.

Ausserdem sind Winglets mit einem individuell ausgewählten Profil versehen, welches vom Flügelprofil abweicht. Das heisst, ein Winglet kann als Kombination einer aerodynamischen Schränkung und einer Platz sparenden Tragflächenverlängerung angesehen werden. Es zeichnen sich jedoch massive Unterschiede in den Testergebnissen ab, welche in den meisten Fällen für Winglets sprechen. Der Anbau einer Flügelverlängerung ist mit einer Vergrösserung des Biegemomentes an der Flügelwurzel verbunden. Das heisst, durch einen längeren Hebel und eine zusätzliche Last, wird die Struktur mehr belastet. Die Belastung muss durch Verstärken der Struktur kompensiert werden. Schlussendlich führt dies zu einer Gewichtszunahme und einer Zunahme des gesamt Widerstandes.

Ein Winglet beeinflusst das Wurzelbiegemoment ebenfalls, allerdings nicht annähernd so stark wie eine horizontale Verlängerung gleichen Gewichts. Die strukturellen Veränderungen sind in den meisten Fällen äusserst gering, da das Winglet oft nicht mehr horizontale Ausdehnung und Gewicht beansprucht wie der ursprüngliche Randbogen. Unter dem Strich, erweisen sich Winglets in jeder Hinsicht als bevorzugte Variante. Dies nur rein theoretisch, da sich noch zeigen wird, dass mit modernen Technologien auch die Idee der Verlängerung der Tragfläche durchaus von Vorteil sein kann.

Ein Aspekt, welcher nicht vernachlässigt werden darf ist auch die Manövrierfähigkeit auf dem Flughafen. Winglets verbrauchen in horizontaler Richtung nicht mehr Platz wie herkömmliche Randbögen an Tragflächen. Horizontale Erweiterungen führen jedoch zu Platznot, was kontraproduktiv ist, da man schlussendlich neben Effizienzsteigerung auch die Flughafennutzung optimieren will.

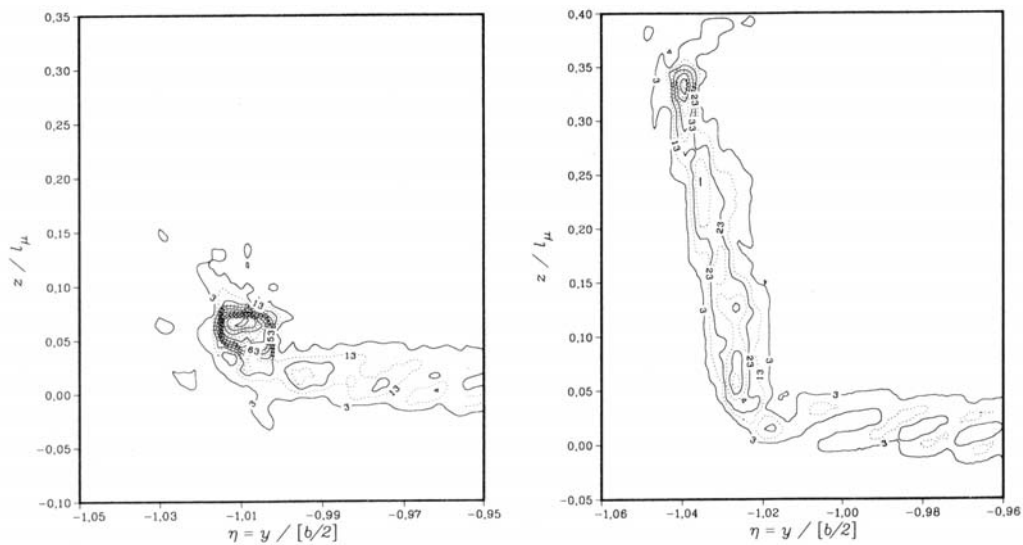
## **3. Funktion und Aufgabe des Winglet**

Der einfachste Weg zur Reduktion des induzierten Widerstandes ist die Verlängerung der Tragfläche eines Flugzeuges. Das heisst, man hat eine längere Tragfläche als eigentlich theoretisch benötigt. Praktisch wird so durch zusätzliche Spannweite mehr Auftrieb erzeugt. Wie bereits gezeigt, entsteht durch den induzierten Widerstand und den damit verbundenen Randwirbel eine Abnahme des Auftriebs in Richtung Flügelende, welche massiv von der theoretischen elliptischen Auftriebsverteilung abweicht.

Das Ziel ist es also, entweder den Wirbel zu reduzieren und so den Einfluss auf die Auftriebsverteilung zu minimieren, oder durch mehr Tragfläche und somit mehr Auftrieb, den Verlust an Auftrieb durch den induzierten Widerstand zu kompensieren.

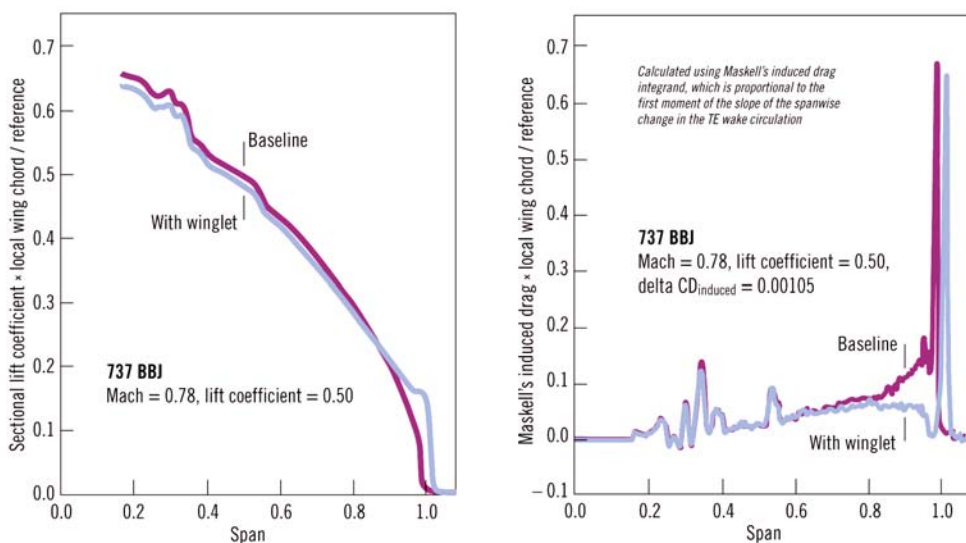
Die Lösung des Problems sind die Winglets, welche dafür sorgen, dass der Wirbel des induzierten Widerstandes auseinander gerissen wird und sich vertikal verteilt oder „verschmiert“.

An einer Tragfläche ohne Winglet entsteht wie gezeigt ein grosser Randwirbel. Durch den Effekt des Winglets wird die Rotation im Zentrum des Wirbels aufgebrochen und der Wirbel entlang des Winglets aufgeteilt. Schliesslich bildet sich an der Wingletspitze ein neuer Wirbel, welcher jedoch massiv kleinere Dimensionen aufweist wie der ursprünglich induzierte Randwirbel. Folgende Grafik verdeutlicht die Stärke des induzierten Widerstandes mit und ohne Winglet:



Grafik 5: Stärke des induzierten Widerstandes bei  $C_o = 0.6$ . Links: ohne Winglet ; rechts: mit Winglet

Das Winglet dient zur Aufspaltung des ursprünglichen Randwirbels und zugleich als „Barriere“ um die Auftriebsverteilung der Tragfläche zu erhalten. Folgende Grafik zeigt einerseits den induzierten Widerstand und andererseits den Auftriebswert in Abhängigkeit der Spannweite bei einer Boeing 737 mit und ohne Winglet:



Grafik 6: links: Auftriebsbeiwert- ; rechts: induzierter Widerstand in Abhängigkeit der Spannweite

Eine Verkleinerung der Wirbelgrösse hängt mit einer Verminderung der Rotationsgeschwindigkeit des Wirbels zusammen. Daraus folgt, dass der Wirbel weniger kinetische Energie benötigt um sich zu erhalten. Dem System wird also weniger kinetische Energie entzogen und somit sinkt der induzierte Widerstand, welcher schlussendlich den Verlust an kinetischer Energie in Form von Wirbel angibt.

Durch Verschieben des Druckgefälles an die Spitze des Winglets und durch Reduktion des Gesamtwiderstandes infolge einer Reduktion des induzierten Widerstandes wird die Auftriebsverteilung der Tragfläche weniger beeinflusst und nähert sich ihrer theoretischen elliptischen Verteilung an. Je kleiner der Widerstand umso besser die Auftriebsverteilung.

Das folgende Bild verdeutlicht den Effekt der Winglets. Die Wirbel an den Landeklappen zeigen die ursprüngliche Grösse der Flügelrandwirbel, welche massiv grösser sind wie die „neuen“ Wirbel an den Winglets.



Bild 33: Vergleich einer Wirbelbildung an Winglets und unveränderter Randwirbel.

### **3.1. Zusammenfassung der aerodynamischen Auswirkungen**

Anhand des folgenden Bildes sollen alle Einflüsse von Winglets auf den induzierten Widerstand und dessen Randwirbel zusammenfassend verdeutlicht werden:

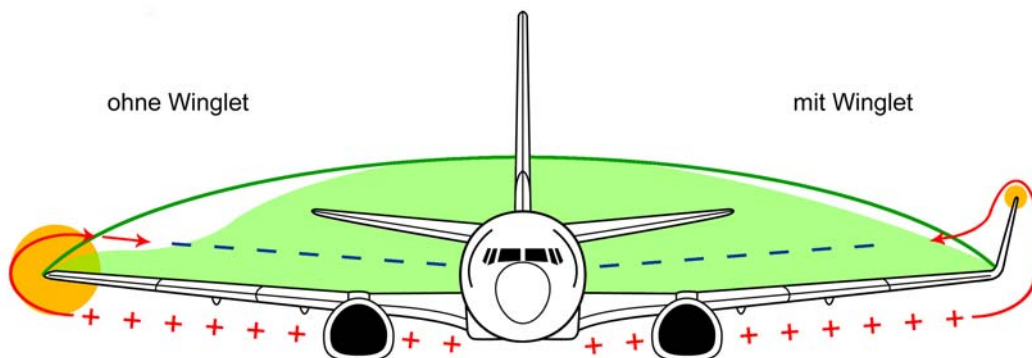


Bild 34: Auftrieb (grün), Druckausgleich (rot/blau) und Wirbelgrösse (orange) mit und ohne Winglet.

- Aufspaltung des ursprünglichen Randwirbels
- Wirbel verlagert sich und tritt in kleiner Form an der Wingletspitze wieder auf.
- Kleinerer Wirbel
  - Kleinere Rotationsgeschwindigkeit und kinetische Energie
  - dem System wird weniger kinetische Energie entzogen
- Aus einem kleineren Verlust an kinetischer Energie folgt eine Minderung des induzierten Widerstandes.
- Infolge des gedämpften induzierten Widerstandes sinkt der Einfluss auf den Auftrieb. Somit nähert sich die Auftriebsverteilung mit abnehmendem Widerstand an die optimale elliptische Verteilung an.
- Die Dämpfung des Wirbels resultiert in einer Abschwächung der gefährlichen Wirbelschleppen im Nahfeld des Flugzeuges.
- Zusätzlich zu den oben genannten Auswirkungen verringert ein Winglet die Abrissgeschwindigkeit, also die Geschwindigkeit, die mindestens vorhanden sein muss, um einen nutzbaren Auftrieb zu erzeugen. (6.4;erster Teil)

Die genannten Effekte sind rein auf das optimale Winglet bezogen, unter Vernachlässigung der restlichen Einflüsse, welche schlussendlich in der Realität vom reinen Gewinn des Winglets subtrahiert werden müssen. Die Faktoren, welche den Effekt des Winglets dämpfen, werden im weiteren Verlauf der Arbeit erläutert.

### **3.2. Ästhetik**

Bei Verkehrsflugzeugen spielt der Faktor der Ästhetik keine grosse Rolle und die Winglets dienen dort dem rein funktionellen Aspekt. Es kommt aber durchaus vor, dass Privatjets auf Wunsch mit Winglets ausgerüstet werden, wo solche gar keinen Sinn machen. Wie bei den Autos zum Beispiel die Felgen, ist bei den Besitzern von privaten Luxusjets die Grösse und Form der Winglets ein Statussymbol. Winglets sind sexy und gelten als Inbegriff des modernen, futuristischen und umweltbewussten Flugzeuges.

### **3.3. Auswirkungen von Winglets auf die Wirtschaftlichkeit eines Flugzeuges**

Aus den oben aufgezählten Effekten, welche durch Winglets hervorgerufen werden, resultieren Verbesserungen, welche sich sowohl auf die Effizienz, als indirekt auch auf die Natur auswirken. Man verspricht folgenden Leistungssteigerungen:

#### **Ursprung: Reduktion des induzierten Widerstandes:**

- Reduktion der Wirbelschleppen
  - grössere Start- und Landefrequentierung
  - bessere Ausnutzung der Flughäfen

- geringerer Kerosinverbrauch
  - grössere Reichweite
  - grössere Maximalzuladung
- höhere Gipfelhöhe
  - effizienteres Arbeiten der Triebwerke
  - geringere Triebwerkswartungskosten
- kürzere Startstrecken
  - reduzierte Geräuschemissionen
- höhere Steigfluggeschwindigkeiten
- verbesserte Flug- und Strömungseigenschaften
  - Verlagerung des Punktes eines Strömungsabrisses
- modernes und ästhetisches Aussehen

Alles in Allem kann nicht nur enorm Geld gespart werden, sondern je nach Nutzung der gewonnenen Reserven auch zur Schonung der Umwelt beigetragen werden.

## **4. Geometrie des Winglets**

Es gibt kein Allround-Winglet, welches für jedes Flugzeug passt. Es ist vielmehr das Zusammenspiel unzähliger komplizierter Faktoren in Zusammenhang mit der vorgegebenen Geometrie und Aerodynamik eines Flugzeuges, welches zum passenden und optimalen Winglet führt. Winglets müssen unter Berücksichtigung aller Zielvorstellungen und gegebenen Parameter wie Geschwindigkeit und gewünschtes Auftriebsverhalten (z.B. bei Segelflugzeugen) entwickelt werden.

Es ist nicht möglich direkt auf die optimale Geometrie zu schliessen. Das Optimum kann nur durch eine Reihe von praktischen Versuchen empirisch ermittelt werden.

Grundsätzlich sind aber hohe Gleitzahlen und kleine Wurzelbiegemomente gesucht.

Ein Winglet wird immer für denjenigen Bereich konstruiert, in welchem sich ein Flugzeug am längsten aufhält. Das heisst, für Kurzstreckenflugzeuge Start- und Landephase mit hohen Auftriebswerten und für Langstrecken die Reiseflughöhe mit geringen Auftriebswerten.

### **4.1. Profil**

Da der Profilwiderstand mit steigender Fluggeschwindigkeit zunimmt, haben Winglets ihren optimalen Einsatzbereich bei hohen Auftriebswerten wie sie bei Start- und Landephase auftreten. Wie bereits gezeigt nimmt jedoch der induzierte Widerstand mit zunehmender Geschwindigkeit ohnehin ab, was den Einsatz von Winglets beispielsweise bei Überschallflugzeugen sinnlos macht. Ein Wingletprofil sollte demnach einen vorzugsweise geringen Formwiderstand aufweisen.

Als optimale Profile für Winglets haben sich folgende zwei Varianten aus dem NACA-Katalog ergeben:

- NACA 2412 (sowie dünnere Varianten des gleichen Typs)



- NACA 0016 (sowie dünnere Varianten des gleichen Typs)



## 4.2. Höhe h



Bild 35: Höhe h

Grundsätzlich gilt, je höher das Winglet, umso höher die Effizienz. Das heisst, die Effizienz steigt linear mit der Höhenzunahme.

Mit zunehmender Höhe wächst auch das Wurzelbiegemoment, wodurch der Höhenzuwachs begrenzt wird.

Die optimale Höhe kann über ein optimales Verhältnis von Auftrieb und Widerstand ermittelt werden.

## 4.3. Positionierung und Länge l

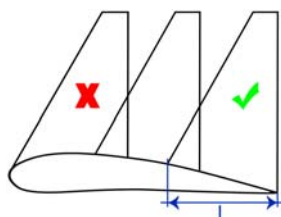


Bild 36: Länge, Position

Das Winglet darf erfahrungsgemäss nicht bündig mit der Vorderkante der Tragfläche sein, sondern muss in einem gewissen Abstand  $s$  angebracht werden, da es sonst zu einem Strömungsabriss am Flügelende kommen kann.

Die Hinterkante des Winglets muss zwingend mit der Hinterkante des Flügels zusammentreffen, da dort aufgrund des Druckausgleiches die höchsten induzierten Quergeschwindigkeiten<sup>14</sup> auftreten. Eine Positionierung am hinteren Ende wirkt auch einem Abriss der Strömung entgegen.

## 4.4. Neigungswinkel $\theta$

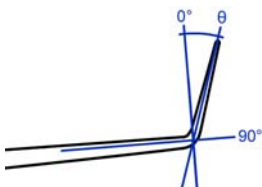


Bild 37: Neigungswinkel

Der Scheitel eines Winglets sollte nicht direkt vertikal ( $0^\circ$ ) über der Kante der Tragfläche zu liegen kommen. Dies würde einen immensen Zuwachs des Wurzelbiegemomentes nach sich ziehen. Dieser Effekt stellt sich ebenfalls bei einer horizontalen Ausrichtung von  $90^\circ$  ein. Der Winkel sollte also vorzugsweise im Bereich  $0^\circ > \theta < 90^\circ$  liegen.

**Es gilt: Grössere Neigungswinkel bringen:**

- **Steigerung der Gleitzahl**
- **Stetige Zunahme des Wurzelbiegemoments**

Allgemein wird jedoch ein höheres Wurzelbiegemoment als Opfer für einen grösseren Neigungswinkel in Kauf genommen, da dies trotzdem zu einem Gewinn an Effizienz führt.

<sup>14</sup> Querbewegungen beim Druckausgleich an der Tragflügelspitze. Siehe 2.8.



Es ist zu beachten: Der Neigungswinkel kann allenfalls für eine Fluglage als optimal gewählt werden und muss somit anhand der gewünschten Ziele gewählt werden.

Für Winkel über  $90^\circ$ , also Winglets, welche abwärts gebogen sind, gelten dieselben Regeln wie für die normalen aufwärts gerichteten Winglets.

#### 4.5. Zuspitzung $\lambda$

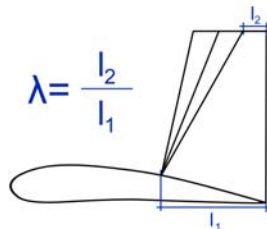


Bild 38: Zuspitzung

Mit zunehmender Zuspitzung wird der örtliche Auftriebswert im oberen Bereich des Winglets erhöht und bei der Wurzel verringert.

Es hat sich gezeigt, dass keine signifikanten Unterschiede bestehen, welche allenfalls begünstigend für einen Strömungsabriss sein könnten.

**Zu beachten ist jedoch: Je kleiner die umflossene Fläche, umso kleiner der Profilwiderstand.**

#### 4.6. Pfeilung $\varphi$

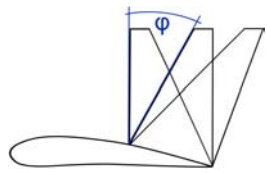


Bild 39: Pfeilung

Bei Versuchen um die optimale Pfeilung zu ermitteln, konnten keine bemerkenswerten Änderungen der Gleitzahl oder des Wurzelbiegemomentes festgestellt werden. Die Pfeilung bisheriger Winglettypen hat den gleichen Winkel wie die Pfeilung der Tragfläche.

#### 4.7. Einstellung $\epsilon$

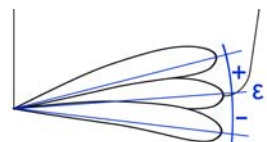


Bild 40: Einstellung

Über die die Auswirkungen der Einstellung des Winglets sind bisher keine genauen Ergebnisse bekannt. Man geht davon aus, dass das Optimum bei  $0^\circ$  liegt.

#### 4.8. Übergang Flügel-Winglet



Bild 41: Wurzelübergang

Der Übergang von Flügelende zu Wingletwurzel weist bessere Strömungsverhältnisse auf, wenn er einen Bogen beschreibt, statt eines kantigen Winkels. Als neue und noch

effizientere Form erweist sich das elliptische Winglet, welches

von der Wurzel bis zur Spitze kontinuierlich gebogen ist und einen optimalen Übergang bietet.

Auf die Effizienz erweist sich ein weicher Übergang als leicht optimaler und vermindert die Gefahr eines Strömungsabrisses am Flügelende.

## **5. Mechanische und aerodynamische Grenzen**

Im vorausgehenden Kapitel sind die wesentlichen geometrischen Parameter vorgestellt worden, welche für ein optimales Winglet individuell aufeinander abgestimmt werden müssen. Bei den meisten veränderbaren Grössen wurde das Wurzelbiegemoment als Grenzbereich erwähnt.

Das Wurzelbiegemoment ist nebst weiteren Momenten wie dem Torsionsmoment und den Querkraften entlang der Tragfläche der wichtigste mechanische Faktor, welcher geometrischen Parameter und Effizienz eines Winglets auf einen gewissen Bereich einschränkt. Wird das Torsionsmoment erhöht, so kann es zu einem „Flattern“ des Winglets, mit ungewollten Turbulenzen in der Strömung und struktureller Belastung kommen.

Wird das Wurzelbiegemoment erhöht, so muss die Tragfläche durch zusätzliche Struktur verstärkt werden, was schlussendlich die Effizienzsteigerung der Winglets wieder auslöscht.

Deshalb muss eine Wingletkonfiguration gefunden werden, welche unter Berücksichtigung aller Faktoren unter dem Strich einen Gewinn bringt.

Mit den mechanischen Einflüssen sind aber längst noch nicht alle „Effizienzfresser“ erwähnt. Aerodynamische Beeinflussung der Wingletkonstellation auf die übrigen Steuerflächen wie Seiten, Höhenruder und umgekehrt spielt ebenso eine Rolle. Es kann vorkommen, dass ein Winglet zwar nur auf die Tragfläche bezogen äusserst effizient ist, jedoch durch die Beeinflussung der Ruder zu einem katastrophalen Strömungsabriss auf sämtlichen Auftriebsflächen führen kann.

Die Gesamtheit aller Parameter führt, im Falle einer Wingletanordnung, je nach dem zu einem verschlechterten oder verbesserten Flugverhalten.

Alle mechanischen Faktoren werden im zweiten Teil meiner Arbeit weitgehend vernachlässigt. Die folgenden Experimente und Effizienzstudien konzentrieren sich lediglich auf die Tragfläche und den Effekt des passiven Winglets auf den induzierten Widerstand, mit Berücksichtigung des Wurzelbiegemoments im Hinterkopf.

## 6. Winglets an heutigen Flugzeugen

In der heutigen Zeit verlässt kaum ein Flugzeug die Montagehalle der Flugzeughersteller ohne dass die Tragflächen durch Winglets individueller Form ergänzt werden. Seien es modernste Grossraumverkehrsflugzeuge von Boeing und Airbus, luxuriöse Businessjets oder private Propellermaschinen. Sie alle sind Teil einer neuen und zukunftsweisenden Flugzeuggeneration. In den folgenden Kapiteln soll ein Überblick über die aktuellen Winglettypen und ihre Einflüsse auf die Effizienz eines Flugzeuges gegeben werden.

### 6.1. Whitcomb-Winglet

Das originale Winglet nach Whitcomb, welches aus einem oberen und einem unteren Teilwinglet kombiniert wird, wurde in seiner ursprünglichen Form nur für einen Flugzeugtyp verwendet. Die Douglas MD-11, wurde als neu entwickelte Version der DC-10 mit den überaus erfolgreichen Winglets der ersten Testreihe (siehe 1.2.3.) ausgerüstet und erzielte damit eine Reduktion des induzierten Widerstandes um **2 bis 3%**. Wie auf Bild 41 zu erkennen ist, entspricht die Geometrie des Winglets jedoch nicht in jeder Hinsicht mit dem ursprünglichen Winglet aus Bild 29 (Seite 30) überein, da sich diese Form aus einer Testreihe mit verschiedenen Konfigurationen als beste ergeben hat.



Bild 41: MD-11 Winglet nach Whitcomb

#### Wichtige Daten:

<b>Reduktion des <math>W_i</math>:</b>	$\approx 2-3\%$
<b>Höhe <math>h</math>:</b>	$\approx 2\text{ m}$
<b>Länge <math>l</math>:</b>	$\approx 3,35\text{ m}$
<b>Neigungswinkel <math>\theta</math>:</b>	$\approx 15^\circ$
<b>Zuspitzung <math>\lambda</math>:</b>	$\lambda \approx 1,68\text{ m}/3,35\text{ m} \approx 0,5$
<b>Pfeilung <math>\varphi</math>:</b>	$\approx 38^\circ$
<b>Einstellung <math>\varepsilon</math>:</b>	$\approx 0^\circ$

### 6.2. Klassisches Winglet

Das klassische Winglet wurde nach den Ergebnissen von Whitcomb als erstes Winglet überhaupt an Serienflugzeugen angebracht und stimmt in der Geometrie mit den Theorien von Whitcomb überein. Jedoch variiert die Form je nach Flugzeugtyp in den unter 4.0 erläuterten Faktoren. Es hat sich ausserdem ergeben, dass aus unbekanntem Gründen bei sämtlichen Konstruktionen auf die untere Komponente der ursprünglichen Version verzichtet wurde.

Das klassische Winglet ist der älteste und zugleich meist verwendete Winglettyp.

Die derzeit bekanntesten Vertreter des klassischen einfachen Winglets nach Whitcomb finden sich an der Boeing 747-400 und an den Airbus Flugzeugen des Typs A330 und A340.

Die Daten der folgenden Gegenüberstellung basieren auf Messungen an Modellflugzeugen im Massstab 1:250 und stimmen deshalb nur ungefähr mit den unzugänglichen Originalmassen überein.

**Wichtige Daten:**

	<b>Boeing 747-400</b>	<b>Airbus A330/340</b>
<b>Reduktion des <math>W_i</math>:</b>	$\approx 3,5 \%$	$\approx 3,5 \%$
<b>Höhe <math>h</math>:</b>	$\approx 5 \text{ m}$	$\approx 3,25 \text{ m}$
<b>Länge <math>l</math>:</b>	$\approx 4,54 \text{ m}$	$\approx 3,52 \text{ m}$
<b>Neigungswinkel <math>\theta</math>:</b>	$\approx 35^\circ$	$\approx 50^\circ$
<b>Zuspitzung <math>\lambda</math>:</b>	$\lambda \approx 2,27 \text{ m}/4,54 \text{ m} \approx 0,5$	$\lambda \approx 1,62 \text{ m}/3,52 \text{ m} \approx 0,46$
<b>Pfeilung <math>\varphi</math>:</b>	$\approx 55^\circ$	$\approx 40^\circ$
<b>Einstellung <math>\varepsilon</math>:</b>	$\approx 0^\circ$	$\approx 0^\circ$



Bild 42: A330 Winglet



Bild 43: Detailansicht A330 Winglet



Bild 44: Innenansicht

Das klassische Winglet wird nebst den erwähnten Modellen auch häufig an älteren Propellermaschinen und an Privatjets verwendet. Beispiele sind Canadair Challenger /CRJ-200, Bombardier Learjet, Piper 31 und unzählige weitere.



Bild 45: Winglet der Boeing 747-400



Bild 46: Detailansicht Boeing 747-400



Bild 47: CRJ-200 Winglet

### 6.3. Airbus Wingtip-Fence

Nebst den klassischen Winglets, wie sie an den beiden Langstreckenflugzeugen der Airbusfamilie zu finden sind, hat Airbus für die Kurzstreckenflugzeuge der A320-Familie und den neuen Doppeldecker A380 eine einzigartige Version der Winglets verwendet. Ursprünglich tauchten die so genannten Wingtip Fences zum ersten Mal am Airbus A300 auf, wo sie zu bemerkenswerten Erfolgen führten. Auch an der Schwestermaschine des A300, der A310, ist die zweiteilige Wingletkonfiguration verwendet worden. Über die Vorteile und Funktionsweise der Wingtips sind von Airbus bisher keine Informationen bekannt. Es kann jedoch gesagt werden, dass die Grundfunktion den normalen Winglets entspricht.

Über die Originalmasse, sowie verwendete Profile sind ebenfalls keine Angaben bekannt, sie können nur anhand von Modellen und Bildern ungefähr ermittelt werden. Die Reduktion des induzierten Widerstandes durch die Wingtip Fences liegt bei circa **1 bis 1,5 %**.

#### Wichtige Daten:

	<b>Oberteil</b>	<b>Unterteil</b>
<b>Höhe h:</b>	≈ 1,30 m	≈ 1,40 m
<b>Länge l:</b>	≈ 2 m	≈ 2,10 m
<b>Neigungswinkel <math>\theta</math>:</b>	≈ 0°	≈ 0°
<b>Zuspitzung <math>\lambda</math>:</b>	$\lambda \approx 0,5 \text{ m} / 2,0 \text{ m} \approx 0,25$	$\lambda \approx 0,5 \text{ m} / 2,1 \text{ m} \approx 0,25$
<b>Pfeilung <math>\varphi</math>:</b>	≈ 70°	≈ 50°
<b>Einstellung <math>\varepsilon</math>:</b>	≈ 0°	≈ 0°



Bild 48: Ursprung an der Airbus A300.



Bild 49: Wingtip Fence an der A320.



Bild 50: Innenansicht Airbus A320.

Airbus ist versucht, die in die Jahre gekommenen Wingtips des Airbus A320 durch modernere und effizientere Winglets zu ersetzen und so den A320 für kommende Jahre zu erhalten.

Kürzliche Tests mit zwei verschiedenen Wingletkonfigurationen haben jedoch äusserst enttäuschende Ergebnisse geliefert. Grund für die unzureichenden Ergebnisse sind zu hohe Wurzelbiegemomente oder zu hohe Strukturverstärkungen um diesen auszuweichen. Schlussendlich geht der ganze Gewinn des Winglets durch zusätzliches Gewicht wieder verloren. Die Entwicklung eines Winglets für den A320 ist zwar derzeit noch am Laufen, allerdings lässt sich sagen, dass sich das Unterfangen als schwer erweist, da die Tragflächen möglicherweise nicht für grössere Winglets konstruiert sind.

## **6.4. Raked Wingtip**

Die so genannten Raked Wingtips basieren auf einem Patent, welches von Boeing im Jahre 2000 angemeldet wurde und fallen unter die Kategorie der horizontalen Spannweitenverlängerungen. Sie sind keine Winglets im eigentlichen Sinne und werden deshalb nicht ausführlich thematisiert.

Wie in 2.0 erläutert sind horizontale Verlängerungen der Tragfläche mit grossen Wurzelbiegemomenten und erschwertem Manövrieren und Parken auf dem Flughafen verbunden.

Trotz allen negativen Aspekten, setzt Boeing bei den Typen Boeing 767-400, B 777-200/300 und B 787-8/9 auf horizontale Flügelergänzungen.

Über die Funktionsweise und Vorteile der Raked Wingtips lassen sich nur Vermutungen aufstellen, da bisher keine genaueren Informationen an die Öffentlichkeit gedrungen sind. Bestätigt ist, dass die Verlängerungen aus äusserst leichtem und zugleich stabilem Kohlefaser verstärktem Kunststoff gefertigt sind und aufgrund der hohen Stabilität über kein kompliziertes Innenleben aus den üblichen Verstrebungen verfügen. Dass heisst, sie werden lediglich an die Flügelaussenkante genietet, ohne irgendeine Änderung an der Struktur der Tragfläche, wie dies bei Winglets der Fall wäre.

Keine Änderung an der Struktur bedeutet, kein grosses zusätzliches Gewicht durch die leichten Karbonteile und zugleich kein grösseres Wurzelbiegemoment.

Boeing hat also, so scheint es, bewiesen, dass mit modernster Technologie auch die Flügelverlängerung in horizontaler Ausrichtung möglich ist.

Raked Wingtips sind zudem nicht so anfällig auf verschiedene Fluglagen wie die vertikalen Winglets. Winglets sind immer für eine bestimmte Flugphase optimiert und wirken je nach dem bei Reiseflug oder Lande- und Startphasen am besten.

Die neuen Raked Wingtips sind für beide Flugphasen geeignet und erzielen vor allem bei Langstreckenflügen bessere Ergebnisse als ihre vertikalen Gegenstücke, welche bei hohen Auftriebswerten brillieren.



### **Wichtige Daten:**

<b>Reduktion des <math>W_i</math>:</b>	$\approx 5\%$
<b>Höhe <math>h</math>:</b>	$\approx 2,4\text{ m}$
<b>Länge <math>l</math>:</b>	$\approx 2,25\text{ m}$
<b>Neigungswinkel <math>\theta</math>:</b>	$\approx 90^\circ$
<b>Zuspitzung <math>\lambda</math>:</b>	$\lambda \approx 0,8\text{ m}/2,25\text{ m} \approx 0,33$
<b>Pfeilung <math>\varphi</math>:</b>	$\approx 60^\circ$
<b>Einstellung <math>\epsilon</math>:</b>	$\approx 0^\circ$

Bild 51: Raked Wingtip an der B767-400.

## **6.5. Blended Winglet**

Die so genannten Blended Winglets stellen die neuste und zugleich erfolgreichste Generation der Winglets dar. Sie laufen an der Wingletwurzel im Gegensatz zu ihren Vorgängern in einem Radius in die Tragfläche über und bringen so eine bessere Umströmung als die kantigen Winglets früherer Generationen. Die Blended Winglets erlangten ihre Beliebtheit als sie zum ersten Mal am Boeing Business Jet BBJ verwendet wurden. Der BBJ ist nichts anderes als eine Luxusvariante der Boeing 737-800 und der Kürzeren 737-700, welche zurzeit die meist verkauften Flugzeug überhaupt sind.

Durch die Winglets erhoffte man sich eine Vergrößerung der Reichweite.

Im Vordergrund stand jedoch vor allem die Ästhetik und die Einzigartigkeit, welche den BBJ von den herkömmlichen Businessjets abheben sollte.



Bild 52: Boeing Business Jet mit Blended Winglets

Heutzutage fliegt jede zweite Boeing 737 mit Winglets, wobei weitaus mehr als 50% dieser Maschinen erst Jahre nach ihrer Endmontage mit den Winglets nachgerüstet wurden. Die Nachrüstung erfordert nur einige wenige Handgriffe und ist innert kürzester Zeit vollzogen.

Die Blended Winglet - Technologie hat sich als Spitzenreiter unter den Wingletnachrüstungen ergeben, da sie mit Minimalständerungen und Anpassungen beinahe für jeden Flugzeugtyp Vorteile bringt. Nebst vielen Businessjets werden für Passagiermaschinen wie die Boeing 737, 767-300ER und die Boeing 757-200 Winglets zur Nachrüstung angeboten.

Fabrikant der Blended Winglets ist die Firma Aviation Partners und die Firma Aviation Partners Boeing, welche mit Boeing einen exklusiv Vertrag hat, was die Winglets für andere Hersteller von Passagierflugzeugen unzugänglich macht.

In den folgenden Kapiteln sollen Aspekte aufgezeigt werden, welche bei der Entwicklung des geeigneten Winglets für die Boeing 737 beachtet werden mussten.

### **6.5.1. Flügelbelastung**

Bei der Wahl des Designs für das Blended Winglet mussten sowohl bereits erläuterte geometrische, als auch strukturmechanische Aspekte sorgfältig studiert und aufeinander abgestimmt werden. Ein Kriterium für das Winglet war die Erhaltung des normalen Wurzelbiegemomentes. Um dieser Zielvorgabe entgegenzukommen, wurde der



Neigungswinkel von 0 auf 2° erhöht, so dass die vom Winglet ausgeübte Gewichtskraft nicht senkrecht auf die Flügelspitze wirkt.

Ein weiteres Problem war die allgemeine Stabilität des Flugzeuges bei so genannten 2.5 g Manövern, das heisst bei abrupten Höhenverlusten oder steilen Kurven wo die Erdbeschleunigung 2.5 mal auf die Struktur wirkt und die Tragfläche bis an ihre Stabilitätsgrenzwerte gebogen werden kann.

Dies ist auch der Fall bei normalen Turbulenzen, wo die Struktur des Flugzeuges mehr oder weniger stark belastet werden kann und eine falsche Wingletkonstruktion im schlimmsten Fall zu einem Flattern und sogar Zerstören der Tragfläche führt.

Der mittlere Teil der Tragfläche, dort wo die so genannten Spoiler-Klappen angebracht sind, ist bereits von Grund auf für den oberen Grenzwert von 2.5 g verstärkt worden, da aufgrund der Klappen, welche zum Steuern und Bremsen benutzt werden, die Belastung für die Struktur bei Kurven und Bremsmanövern oder Kombinationen beider besonders gross ist.

Ergänzt man nun die Tragfläche mit Winglets, so bringen diese eine zusätzliche Belastung auf den mittleren und äusseren Bereich der Tragfläche, was den Grenzwert unter die vorherigen 2.5-g setzt. Schlussendlich führt dies dazu, dass die Tragfläche im Falle eines 2.5 g Manövers nicht ausreichend stabil ist und somit die Klappen nicht mehr in ihrer ursprünglichen Form ausgelenkt werden dürfen um nicht in eine kritische Belastung über zu gehen.

Somit werden gewisse strukturelle Änderungen nötig, welche im folgenden Teil erläutert werden.

### **6.5.2. Strukturelle Änderungen**

Um die unter 6.5.1. erläuterten Probleme mit der Belastung der Tragfläche zu lösen, sind zurzeit mehrere Lösungen bekannt. Bei der BBJ Variante, welche ausschliesslich für Privatpersonen fabriziert wird, wird die ursprüngliche Tragfläche nicht verstärkt, sondern lediglich an deren Ende mit den nötigen zusätzlichen Teilen ergänzt, welche Winglet und Tragfläche verbinden.

Um dem Problem mit den Spoiler-Klappen entgegen zu kommen, wurde das Betriebssystem umprogrammiert, so dass die Klappen eine um 50% reduzierte Maximalauslenkung haben und somit die Belastung für die Tragfläche jederzeit wieder unter dem Grenzwert von 2.5 g liegt.

Bei den Zivilvarianten der Boeing 737-700/800, welche mit den neuen Winglets nachgerüstet werden, gelten strengere Vorschriften, welche vorschreiben, dass ein Flugzeug im Falle eines Notsinkfluges die volle Auslenkung der Klappen benötigt. Um einer umständlichen Verstärkung der Flügelstruktur zu entgehen wurde die Software so umprogrammiert, dass sie für die jeweilige Fluglage die optimale Maximalauslenkung der Klappen bestimmt und begrenzt, wodurch die Belastungen unter dem Grenzwert bleibt, die Klappen aber für den Notfall immer noch bis an ihr Maximum auslenkbar bleiben.



Für neu produzierte Modell der 737-Serie, welche von Grund auf mit Winglets gebaut werden, sind gewisse Elemente der Tragfläche verstärkt und ergänzt worden, so dass die ursprüngliche Software und Maximalauslenkung der Klappen erhalten bleibt.

Zudem wurde die Vorderkante der Tragfläche an der Wingletwurzel mit Ballast ergänzt um ein Flattern, also Torsion zu verhindern. Aufgrund unterschiedlicher Sicherheitsvorschriften wurde bei der BBJ kein Gewicht, bei nachgerüsteten B737-800 34kg und bei neuen Versionen mit Winglet ein Gewicht von 40kg ergänzt.

### 6.5.3. Resultat - Zahlen und Fakten

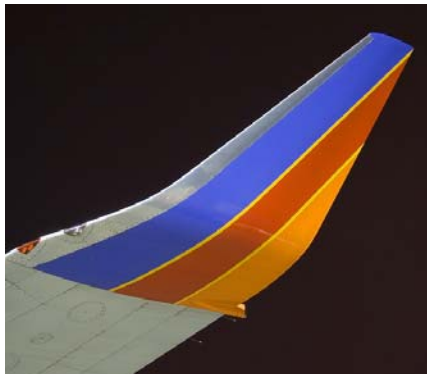


Bild 53: Blended Winglet B737-700

#### Wichtige Daten zum Blended Winglet:

<b>Gewicht:</b>	100-152 kg, je nach Version
<b>Höhe h:</b>	≈ 2,4 m
<b>Länge l:</b>	≈ 1,50 m
<b>Neigungswinkel <math>\theta</math>:</b>	≈ 2°
<b>Zuspitzung <math>\lambda</math>:</b>	$\lambda \approx 0,5 \text{ m} / 1,5 \text{ m} \approx 0,33$
<b>Pfeilung <math>\varphi</math>:</b>	≈ 30°
<b>Einstellung <math>\varepsilon</math>:</b>	≈ 0°
<b>Material:</b>	Karbon, Aluminium, Titan

Durch die Blended Winglets können zum Beispiel bei einer Boeing 737-700 folgende Auswirkungen verzeichnet werden:

- 415'800 Liter weniger Kerosinverbrauch pro Jahr und Flugzeug (5%)
- 6,5% oder 1900 Tonnen weniger Kohlendioxidausstoß pro Jahr und Flugzeug
- 300 km mehr Reichweite
- 600 m höhere Maximalflughöhe
- 5-7 % Reduktion des induzierten Widerstandes
- 30 m weniger Start- und Landestrecke
  - Zusätzliches Gewicht möglich
  - neue Anflugziele möglich
- nur 6 Stunden zusätzliche Wartung pro Jahr
- bessere Auftriebswerte
  - 3% tiefere Startgeschwindigkeit nötig
  - 4% tiefere Reisegeschwindigkeit nötig
  - Schonung der Triebwerke
  - tiefere Triebwerkswartungskosten
- 6,5% Reduktion der Lärmemissionen bei Start und Landung



Bild 54: Falcon 2000 mit Blended Winglets.



Bild 55: Hawker 800 mit Blended Winglets.

Die Effizienzsteigerungen bei anderen Flugzeugtypen sind im jeweilig gleichen Prozentbereich wie bei der Boeing 737-700. Die Preise für die Wingletsätze sind je nach Flugzeugtyp zwischen 800'000 und bis zu 1,8 Millionen US Dollar.



Bild 56: Gulfstream II mit Blended Winglets.

Weitere Flugzeugtypen, welche sich neben den Boeing Typen 737,757 und 767 der Blended Winglettechnologie von Aviation Partners bedienen sind die Businessjets Falcon 2000, Hawker 800 und Gulfstream II, welche ebenfalls äusserst bemerkenswerte Effizienzsteigerungen aufweisen.

#### **6.5.4. Erfahrungen von Fluggesellschaften**



Um möglichst realistische Zahlen zu den Auswirkungen von Winglets auf die Effizienz der Boeing 737 zu erhalten, habe ich an 20 verschiedene Fluggesellschaften sowohl in Europa, als auch in Amerika Briefe verschickt, in welchen ich um ihre Erfahrungen, sowie Zahlen und Fakten zu den Winglets bat.

Lediglich von drei Fluggesellschaften sind Antworten bei mir eingegangen. Wie es der Zufall will, sind die drei Fluggesellschaften Air Berlin, Continental Airlines und Southwest Airlines Paradebeispiele, welche den erfolgreichen Einsatz von Winglets durch langjährige Erfahrung bestätigen können.

Die genannten Fluggesellschaften haben ihre ganze Flotte von Boeing 737 Flugzeugen auf die Blended Winglet Technologie umgerüstet. Selbst neue Flugzeuge werden bereits vom Werk aus mit Winglets geliefert.

Aus den äusserst informativen Unterlagen, welche ich von den Fluggesellschaften bereitgestellt bekam, geht hervor, dass sie sämtliche vorausgehende Zahlen zu den Verbesserungen in den Verschiedenen Gesichtspunkten bestätigen können. Die Erwartungen wurden umfänglich erfüllt und entsprechen den Versprechungen des Herstellers Aviation Partners.

Kopien der Originaldokumente sind im Anhang 2 zu finden.

## 7. Ein Blick in die Zukunft der Winglets

Schon heute wird an Nachfolgern der heutigen Wingletgeneration geforscht. Zum Teil sind bereits äusserst viel versprechende Entwicklungen entstanden, welche im Folgenden aufgezeigt werden.

### 7.1. Spiroids

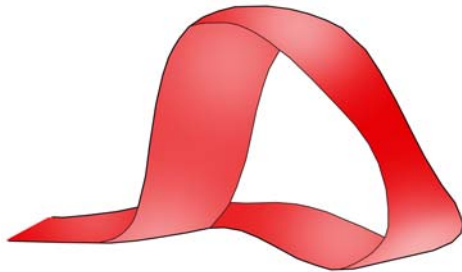
Es konnte gezeigt werden, dass mit zunehmender Anzahl der Winglets auch die Widerstandsverminderung wächst. Nun kann man die Theorie aufstellen, dass man die Flügelenden in beliebig viele Winglets unterteilen kann um so den induzierten Widerstand gegen Null zu bringen.



Bild 57: Aufteilung in beliebig viele Winglets.

Eine Weiterentwicklung dieser Idee stellt das Spiroid-Winglet dar, welches zurzeit von Aviation Partners getestet wird.

Die schlaufenförmige Form der Spiroids verbinden Druck- und Saugseite ohne einen Formsprung und sorgen damit für ein kontinuierliches Verschmieren des Randwirbels.



58: Spiroid-Winglet

Es wurden bereits Tests mit Spiroids durchgeführt, welche zu einer Reduktion des induzierten Widerstandes von bis zu **15%** führten.

Ausserdem werden durch Spiroids die Wirbelschleppen massiv reduziert, was einer verbesserten Nutzung der Start- und Landebahnkapazitäten der Flughäfen zur Folge hätte. Zurzeit befindet sich der Spiroid noch in

der Testphase und hat noch keine Zulassung für die Serienfertigung erlangt.

### 7.2. Winggrid



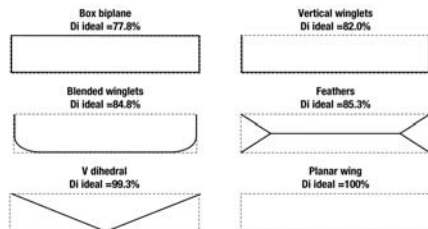
Bild 59: Winggrid Prototyp

Wie sich gezeigt hat, erzeugt ein Mehrfachwirbelsystem weitaus weniger Verlustenergie als ein einziger grosser Wirbel. Bisher galt es als unmöglich, die Flügelenden von Flugzeugen in viele kleine Flügel zu unterteilen, da dies mit grössen strukturellen Problemen verbunden wäre.

Die Lösung des Problems liefert die Schweizer Firma La Roche aus Zürich, welche in Zusammenarbeit mit der ETH das Winggrid Konzept entwickelte. Winggrid ist nichts anderes, als die Auffächerung des Flügelendes in vier kleine Tragflächen, also ein Mehrdeckersystem. Durch die Konstruktion

kann die Spannweite eines Flugzeuges bei gleich bleibendem Auftrieb um 50% reduziert werden und der induzierte Widerstand ebenfalls um bis zu 50% vermindert werden. Winggrid ist jedoch kein direkter Nachkomme der heutigen Winglets und fällt unter die Kategorie der horizontalen Flügelergänzungen.

### 7.3. aerodynamische Spielereien



Nebst den bereits praktisch getestet und erfolgreichen Konstruktionen Spiroid und Winggrid, gibt es auch mehrere theoretischer Ansätze um den induzierten Widerstand zu reduzieren. Bild 60 zeigt verschiedene Flügelkonfigurationen mit übrig bleibendem induzierten Widerstand an induziertem Widerstand in Prozent.

Bild 60: Flügelkonfigurationen mit  $W_{ind}$  in%. Es ist allerdings zu vermerken, dass sich die Zahlen nur auf die Differenz des induzierten Widerstandes beziehen und den Form- und Reibungswiderstand zusätzlicher Tragflächenelemente nicht mit einbeziehen, welcher schlussendlich unter dem Strich negative Auswirkungen auf das ganze System hat. Die Ansätze sind vorerst nur theoretisch zu gebrauchen.

## 8. Analyse der Pilatus Produktpalette



Zu meinen umfangreichen Recherchen zum Thema Winglets, gehört auch ein äussersts faszinierender und interessanter Besuch der Pilatus Flugzeugwerke in Stans.

Im Gespräch mit meiner Kontaktperson Alberto Baraldi, welcher in der Abteilung für Flugmechanik und Aerodynamik arbeitet, konnte ich mich einerseits vergewissern, dass ich die Theorie und Funktionsweise der Winglets verstanden habe und andererseits konnten offene Fragen geklärt werden.

Nebst meinen Fragen zur Theorie und Funktionsweise, habe ich mich über die Produktpalette der Flugzeugwerke informiert und wollte unter anderem wissen, wieso man nicht für jeden Flugzeugtyp Winglets anbietet, da diese ja, wie aus der Theorie hervorgeht, immer zu einer Effizienzsteigerung führen.

Im Folgenden soll kurz anhand der Pilatus Produkte gezeigt werden, was mögliche Gründe sein könnten wieso in der Realität schlussendlich nicht jedes Flugzeug mit Winglets ausgerüstet wird.

### 8.1. Pilatus PC-7/9 und PC-21



Bild 61: PC-7

Die PC-7 sowie deren moderner Nachfolger die PC-9 sind Trainingsflugzeuge, welche den Piloten die Grundprinzipien des Fliegens näher bringen sollen und im Training dafür sorgen, jeden Handgriff im Cockpit zur Routine zu machen.

Die neue PC-21 ist ebenfalls ein Trainingsflugzeug, allerdings nicht um das fliegerische Können der Kampfpiloten zu schulen, sondern um Luftkampfmanöver und taktische Luftkampsituationen zu trainieren. Das innere der PC-21 birgt ein hypermodernes Cockpit, welches den Kampfflugzeugen der neusten Generation nachempfunden ist. Ausserdem, verfügt das einmotorige Trainingsflugzeug über ein Kampfsimulationsprogramm, welches, ähnlich wie in einem Videospiele, feindliche Flugzeuge simuliert und so zur Routinierung des Piloten beiträgt.

Die neue PC-21 ist ebenfalls ein Trainingsflugzeug, allerdings nicht um das fliegerische Können der Kampfpiloten zu schulen, sondern um Luftkampfmanöver und taktische



Bild 62: PC-21 Prototyp

Die Flugzeuge aus der Trainerfamilie von Pilatus, müssen sehr wendig sein und in jedem beliebigem Manöver äusserste Stabilität in der Handhabung aufweisen.

Die Flugzeuge sind nicht auf einer bestimmten Höhe oder bei einem konstanten Auftriebsbeiwert eingesetzt, sondern ändern laufend ihre Fluglage und somit die Werte, welche den induzierten Widerstand beeinflussen.

Nebst dem Faktor, das die Armee grundsätzlich kein Geld sparen muss, und somit ein kleinere Benzinverbrauch der Trainingsflugzeuge überflüssig ist, machen es die eben erwähnten Faktoren sinnlos, ein Trainingsflugzeug für die Luftwaffe mit Winglets auszurüsten. Winglets sind jeweils für einen bestimmten Einsatztyp am besten geeignet und beeinflussen oft die Handhabung und Wendigkeit eines Flugzeuges negativ.

## **8.2. Pilatus PC-6 Porter**



Bild 63: Pilatus PC-6 Porter

Die Pilatus PC-6 Porter, oder der Allrounder, wie sie auch genannt wird, ist eine vielseitig einsetzbare Legende aus dem Hause Pilatus. Die PC-6 kann überall und jederzeit eingesetzt werden.

Dadurch, dass die Tragflächen der Porter ohnehin schon überdimensioniert sind, wären Winglets nicht von grossem Vorteil.

Das primäre Mittel um induzierten Widerstand zu reduzieren ist die Erhöhung des Auftriebsbeiwertes und somit eine Annäherung der Auftriebsverteilung an die elliptische Optimalform. Dies kann sowohl durch eine Flügelverlängerung in horizontaler Richtung, als auch in vertikaler Form durch Winglets erreicht werden. Bei der PC-6 hat man sich für die horizontale Überdimensionierung der Tragfläche entschieden und diese von Anfang an so gebaut.

## **8.3. Pilatus PC-12**



Bild 64: Pilatus PC-12

Unter der PC-12 versteht man das zurzeit erfolgreichste einmotorige Privatflugzeug auf dem Markt. Seit ihrem Erstflug im Jahre 1991 wurde die PC-12 mit 3 verschiedenen Winglettypen produziert.

Im Folgenden sollen die drei Typen und ihre jeweiligen Merkmale kurz beschrieben werden.



### **8.3.1. Typ 1**



Bild 65: 1.Gen. PC-12 Winglet

Das Winglet der ersten Generation weist eine äusserst bemerkenswerte Reduktion des induzierten Widerstandes auf und hat somit rein theoretisch seinen Zweck erfüllt. Kommen aber weitere Faktoren hinzu, wie weitere Widerstände und die Handhabung des Flugzeuges, so schneidet das Winglet nicht sehr überzeugend ab.

Durch extrem hohen zusätzlichen Form- und Reibungswiderstand wird die Effizienzsteigerung durch Reduktion des induzierten Widerstandes praktisch ganz ausgelöscht.

Ausserdem werden durch das monströse Winglet die Flugeigenschaften des Flugzeuges negativ beeinflusst und die Handhabung wird äusserst zäh.

Aufgrund dieser ernüchternden Ergebnisse wurde schliesslich ein neues Winglet für die PC-12 entworfen.

### **8.3.2. Typ 2**



Bild 66: 2. Gen. PC-12 Winglet

Das Winglet der zweiten Generation überzeugt nicht durch Grösse, sondern durch einen weitaus geringeren zusätzlichen Form- und Reibungswiderstand, kombiniert mit einer grösseren Reduktion des induzierten Widerstandes als beim Winglet der ersten Generation.

Das zweite Winglet konnte also weitaus besser in die bereits bestehende Aerodynamik der PC-12 integriert werden und die verschiedenen Parameter sind perfekt aufeinander abgestimmt, um zu einer überzeugenden Steigerung der Effizienz bei zu steuern.

### **8.3.3. Typ 3**



Bild 67: 3. Gen. PC-12 Winglet

Das Winglet der dritten Generation, welches an der neusten Version der PC-12 angeboten wird, verfügt über die gleichen Leistungsmerkmale wie das vorausgehende zweite Winglet.

Man war nicht versucht die Aerodynamik zu verbessern, sondern das Flugzeug durch ein „Facelifting“ attraktiver zu gestalten.

Das neue Winglet weist im Gegensatz zu den Vorgängern einen geringen Neigungswinkel auf und erinnert deshalb eher an eine horizontale Verlängerung der Spannweite als an ein herkömmliches Winglet.

## **Dritter Teil: Ermitteln einer optimalen Wingletanordnung**

Nachdem im theoretischen Teil erläutert wurde, welche geometrischen und aerodynamischen Parameter auf die Leistung eines Winglets einwirken, soll nun im praktischen Teil anhand eines realistischen Beispiels gezeigt werden, wie man bei der Ermittlung einer aerodynamisch optimalen Wingletkonfiguration für einen beliebigen Flugzeugtyp vorgehen könnte. Ich möchte auch das interessante und oft Nerven zerreissende empirische Herantasten an das Optimum verdeutlichen.

Die bekannte Theorie in Kombination mit einem einfachen wie genialen Werkzeug, einer Windkanalsimulationssoftware bietet die ideale Grundlage, aussagekräftige Resultate zu erzielen, welche ohne Weiteres als Basis für eine Wingletentwicklung dienen könnten.

Es bleibt zu erwähnen, dass sämtliche Überlegungen und Ergebnisse auf die aerodynamischen Auswirkungen ausgelegt sind und die mechanischen Faktoren entweder vernachlässigt werden oder allenfalls in stark vereinfachter Form unter spezieller Erwähnung in die Überlegungen mit einbezogen werden.

### **1.0 Testvoraussetzungen**

#### **1.1. Zielsetzung**

Das Ziel meiner praktischen Testreihe ist, für einen ausgewählten Flügel eine Wingletkonfiguration zu entwickeln, welche in definierten Flugsituationen mit vorausgesetzten Rahmenbedingungen für ein Optimum sorgt. Das Winglet soll zudem in allen anderen Fluglagen und Situationen zu Effizienzsteigerungen führen und keine negativen Beeinflussungen bewirken.

#### **1.2. Testmittel - Software**

Als Hauptwerkzeug für die Auswertung der verschiedenen Wingletkonfigurationen diene eine Software der Firma Hanley Innovations aus Florida USA, welche mir freundlicherweise zu einem äusserst zuvorkommenden Preis angeboten wurde, da mein Unterfangen, wie mir mitgeteilt wurde, interessant sei und die Firma Studenten mit begrenztem Budget gerne unterstütze.

Die Firma, welche von Dr. Patrick Hanley gegründet wurde, unterstützt beinahe 500 Kunden mit ihren Softwarelösungen, darunter namhafte Universitäten, bekannte Flugzeughersteller sowie Forschungsinstitute.

Die Software „Multi Surface Aerodynamics“ stellt die Kernkomponente der Produktpalette der Firma dar und bietet eine umfangreiche Plattform für die Analyse von Tragflächen und deren Einfluss auf die verschiedenen aerodynamischen Grössen welche in der Luftfahrt von grosser Bedeutung sind. Die Software ist allerdings auch leicht auf die Fluidynamik anwendbar.

Durch Eingabe verschiedener Parameter, wie Länge, Breite an Wurzel und Spitze, Zuspitzung, Pfeilung, verschiedene Flügelprofile aus dem NACA Katalog und viele weitere Einflussgrössen,



kann eine Tragfläche über eine bedienerfreundliche Maske mit einfachsten Eingaben und nur per Knopfdruck als dreidimensionales Modell generiert werden. Die Tragfläche kann durch weitere Flächen ergänzt werden, was die Software als ideal für die Untersuchung von Wingletanordnungen gestaltet. Selbst ergänzende Details wie Flughöhe, Fluggeschwindigkeit, Aussentemperatur, Anstellwinkel und Landeklappenauslenkung können über eine Eingabe beeinflusst werden um so die Versuche in realitätsnaher Umgebung zu machen.

Das fertige Modell dient schliesslich als Basis für die aerodynamischen Untersuchungen, welche von sämtlichen Widerstandstypen über Auftrieb bis zum Druck entlang der Spannweite alle Informationen umfassen, welche die aussagekräftige Analyse und Beurteilung der Effizienz einer Tragfläche unterstützen. Per Knopfdruck können die Ergebnisse zuletzt in Tabellenform angezeigt werden und einander gegenübergestellt werden. Sogar Grafiken oder Polardiagramme können erzeugt werden.

Ohne den Einsatz dieser genialen Software wäre es mir niemals gelungen, mein Ziel zu erreichen und zu umfassenden und stimmigen Resultaten zu kommen.

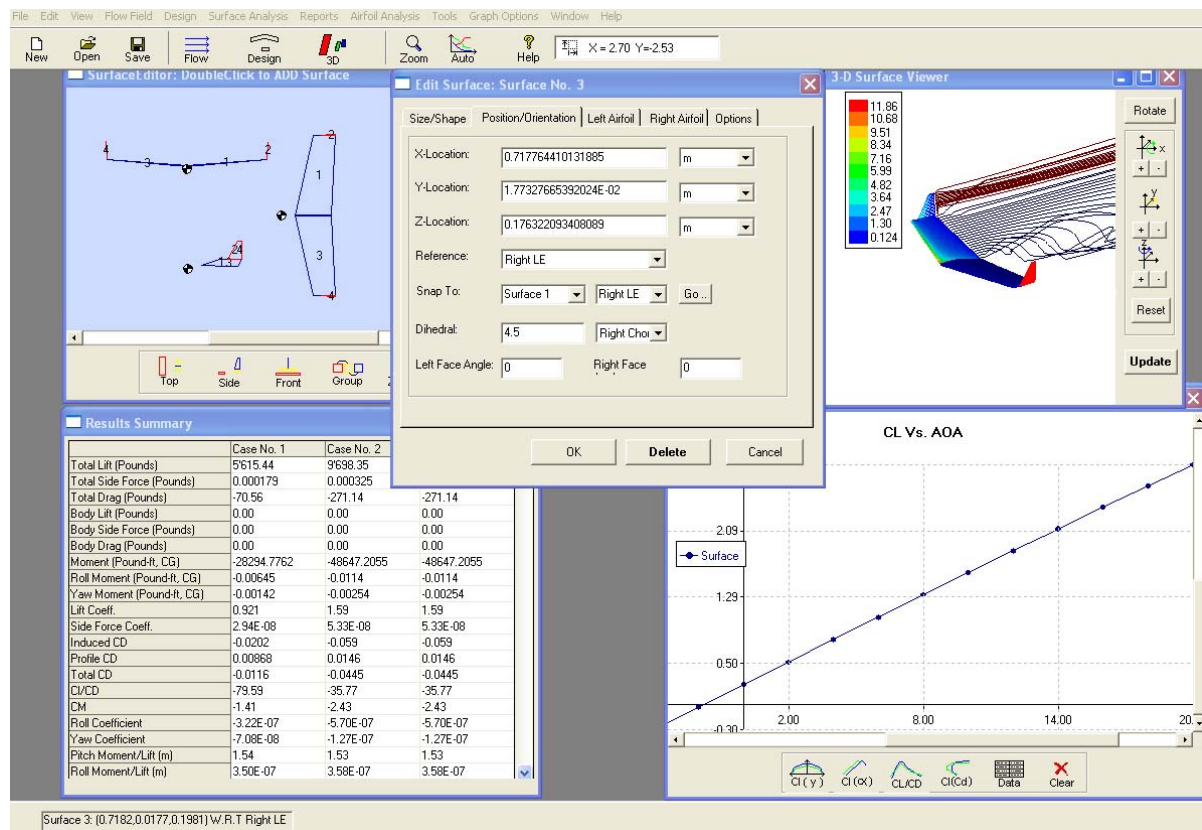


Bild 68: Bildschirmausschnitt aus der Software „Multi Surface Aerodynamics“, mit allen grundlegenden Features.

### 1.3. Versuchsgrundlage – Pilatus PC-21

Bei meinem Besuch bei den Pilatus Werken in Stans, sind mir – sehr zu meiner Überraschung sämtliche Daten zur Geometrie der PC-21 bereitgestellt worden, womit es mir möglich wurde, meine Testreihe viel realitätsnäher zu gestalten. Bei der Analyse der Pilatus Produktpalette unter 8.0 (zweiter Teil) bin ich bereits eingehend auf die Kompatibilität der PC-21 mit Winglets eingegangen.

**Fazit:** An einem Trainingsflugzeug sind Winglets aufgrund von dauernd ändernden Rahmenbedingungen nicht von Vorteil und können das Flugzeug zudem in seiner Manövrierfähigkeit einschränken.

#### 1.3.1. Definition des Einsatzgebietes

Grundsätzlich können Winglets an jedes Flugzeug angebracht werden, allerdings nur dann, wenn dieses in einem klar definierten Einsatzgebiet tätig ist und somit konstante Bedingungen vorherrschen. Das Winglet wird dann auf diejenige Phase angepasst, welche den verhältnismässig grössten Anteil einer bestimmten Zeitspanne ausmacht.

Folgendes Bild veranschaulicht das Verhältnis von Horizontalflug und Hochauftriebsphasen bei Lang- und Kurzstreckenflügen.

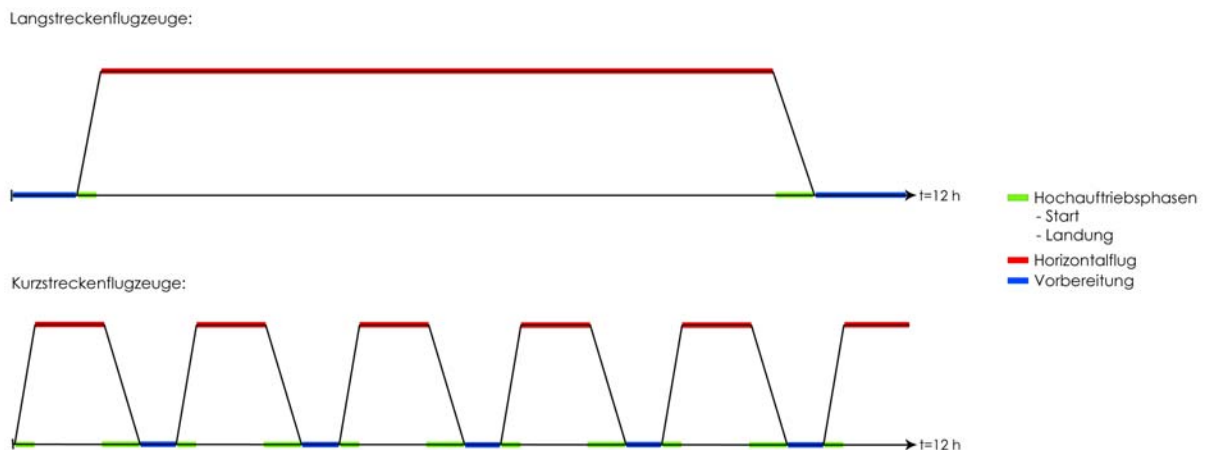


Bild 69: Verhältnis von Horizontalflug und Hochauftriebsphasen bei Lang- und Kurzstreckenflügen.

Das heisst, für Langstreckenflüge sollte das Winglet auf die Begebenheiten der Horizontalphase auf Reiseflughöhe angepasst werden respektive für Kurzstrecken auf die Hochauftriebsphasen welche bei Start und Landung vorherrschen.

Zudem muss man allerdings sagen, dass der induzierte Widerstand bei zunehmender Geschwindigkeit anteilmässig kleiner wird und der parasitäre Widerstand die Oberhand gewinnt, wie aus 9.0 (erster Teil) folgt. Das heisst, bei langsamen Hochauftriebsphasen ist viel mehr Verbesserungspotenzial für Winglets vorhanden, als bei Hochgeschwindigkeitsphasen mit horizontaler Flugrichtung.

### **Für die PC-21 wird nun ein neuer Einsatzzweck definiert:**

Die folgenden Testreihen basieren auf der Annahme, die PC-21 sei ein einmotoriges Privatflugzeug für zwei Passagiere respektive Piloten. Das heisst, das Flugzeug ist auf einem kleinen Regionalflugplatz stationiert und wird von Privatpiloten meist während kurzer Zeit für einen Rundflug gemietet. Bei grosser Frequentierung unternimmt das Flugzeug an einem Tag also beispielsweise sieben Flüge.

Mit dieser Definition steht fest, dass das Winglet vor allem in Hochauftriebsphasen ein Optimum an Effizienzsteigerung erreichen muss, immer mit der Bedingung, im Horizontalflug keine negativen Einflüsse zu haben.

Bevorzugterweise sollte das Winglet sogar in der Horizontalphase eine minimale Effizienzsteigerung hervorrufen, oder zumindest nicht unterhalb der Basis liegen!

### **1.3.2. Technische Daten**

#### **Allgemein:**

Länge:	11.233 m
Höhe:	2.014 m
Propellerdurchmesser:	2.388 m
Leergewicht:	2280 Kg
Maximale Flughöhe:	10000 Ft. / 3048 m
Horizontalfloggeschwindigkeit auf 10000 Ft.:	624 km/h
Startgeschwindigkeit:	195 km/h
Landegeschwindigkeit:	195 km/h



Bild 70: Dreiseitenansicht der Pilatus PC-21.

#### **Tragfläche:**

Spannweite:	9.108 m
Flügelfläche:	15.221 m <sup>2</sup>
Pfeilung:	12.71 °
Wurzelprofil:	NACA 64A015
Aussenprofil:	NACA 64A012
t-Wurzelprofil:	2 m

t-Aussenprofil:	1.235 m
d-Wurzelprofil:	0.28 m
d-Aussenprofil:	0.14 m
Einstellwinkel-Wurzel:	2.5 °
Einstellwinkel-Aussen:	0 °
Flügel-V-Stellung:	4.5 °
Klappenlänge:	2.36 m
Klappentiefe:	27 % der Flügelbreite
Start-Klappenposition:	20°
Lande-Klappenposition:	34°

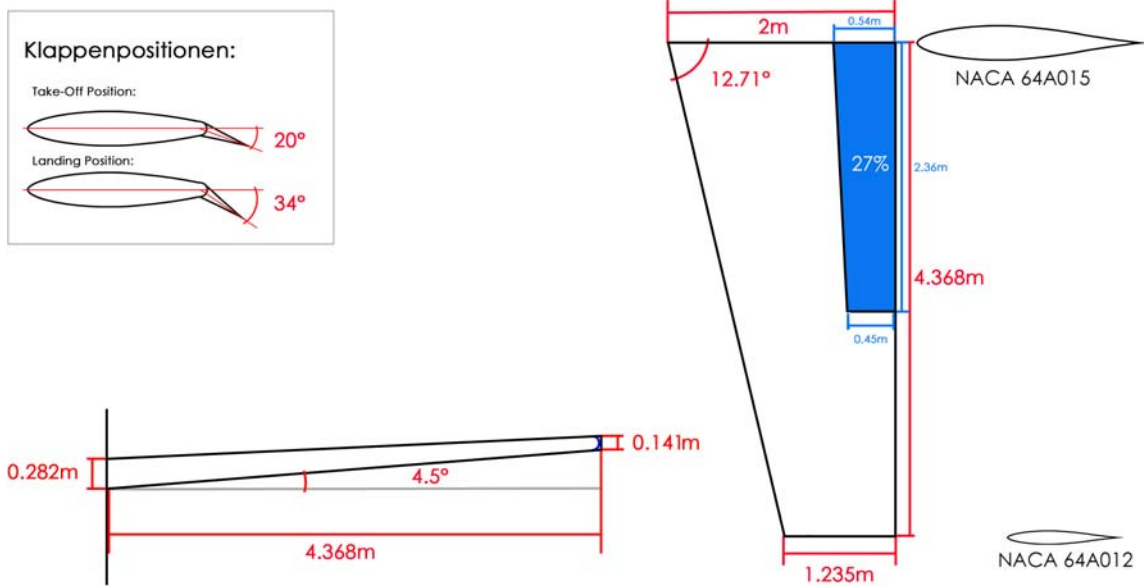


Bild 71: PC-21 Flügel im Detail.

### 1.4. Wingletkonfigurationen

Um möglichst aussagekräftige Ergebnisse zu erhalten habe ich die Auswahl der Wingletkonfigurationen auf folgende drei Typen reduziert.

Ziel ist es, durch drei markant unterschiedliche Winglettypen, ähnlich wie in einem Näherungsverfahren, das Optimum in einem bestimmten Bereich einzugrenzen.

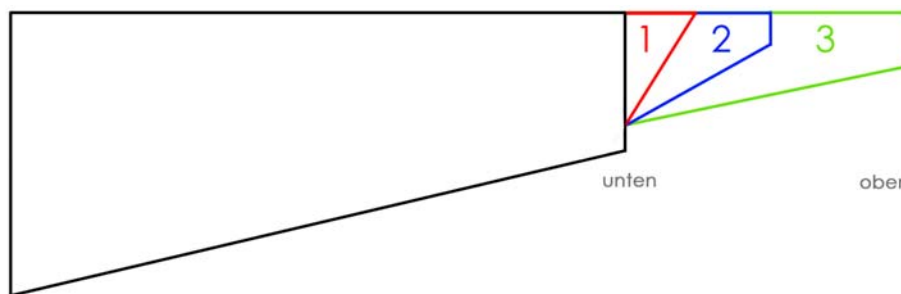


Bild 72: PC-21 Tragfläche mit drei verschiedenen Winglettypen. Ansicht in horizontaler Ebene.

	Typ 1	Typ 2	Typ 3
<b>Höhe:</b>	0.5 m	1 m	2 m
<b>Länge unten:</b>	0.8 m	0.8 m	0.8 m
<b>Länge oben</b>	-	0.25 m	0.4 m
<b>Neigung [°]:</b>	15,30,45,60,75,90	15,30,45,60,75,90	15,30,45,60,75,90
<b>Pfeilung:</b>	56°	30°	12.71°
<b>Einstellung:</b>	0°	0°	0°
<b>Profil unten:</b>	NACA 0015	NACA 0015	NACA 0015
<b>Profil oben:</b>	NACA 0012	NACA 0012	NACA 0012

Mit Ausnahme des Neigungswinkels sind alle geometrischen Parameter fest, da aus der Theorie hervor geht, dass diese die Aerodynamik des Winglets leicht bis gar nicht beeinflussen. Der Neigungswinkel hingegen kann, unter weitgehender Vernachlässigung der mechanischen Einflüsse wesentlich zur Effizienz einer Wingletanordnung beitragen.

### 1.5 Versuchsszenarien

Für die folgenden Versuche habe ich drei Versuchsszenarien festgelegt, für welche jedes Winglet getestet wird.

	Startphase	Horizontalfly	Landephase
<b>Geschw.:</b>	195 Km/h	624 Km/h	195 Km/h
<b>Flughöhe:</b>	1640 Ft.	10000 Ft.	1640 Ft.
<b>Klappen:</b>	20°	0°	34°
<b>Anstellwinkel:</b>	0°, 5°, 10°	-5°, 0°, 5°	-5°, 0°, 5°

Ziel der Unterteilung ist, durch übersichtliche Darstellung schnell zu erkennen, wie sich die Aerodynamik in verschiedenen Fluglagen, mit verschiedenen Anstellwinkeln verhält. Durch den variablen Anstellwinkel sind äusserst realitätsnahe und aussagekräftige Ergebnisse garantiert, da ein Winglet nicht in einem ganz genau bestimmten Bereich innerhalb des definierten Einsatzgebietes wirken darf, sondern gewissen Spielraum freilassen muss, um bei allfälligen Anomalitäten während des Fluges nicht negativ zu wirken.

## **1.6 Beurteilungskriterien und Auswertung der Ergebnisse**

Folgende Grössen sind zur Beurteilung der Effizienz eines Winglets in Betracht zu ziehen:

- L/D-Ratio (Verhältnis von Auftrieb und Widerstand)
- Beiwert des Gesamtwiderstandes  $C_w$
- Beiwert des induzierten Widerstandes  $C_{wi}$
- Beiwert des Formwiderstandes  $C_D$
- Auftriebsbeiwert  $C_A$

Im Folgenden sollen die Bewertungskriterien in sinnvoller Reihenfolge und für die verschiedenen Flugphasen definiert werden, so dass eine Art „Checkliste“ für die Beurteilung der Ergebnisse entsteht.

### **1.6.1. Beurteilung bei Start- und Landephasen**

Die Reihenfolge der Kriterien entspricht ihrer Priorität bei der Wahl der optimalen Kombination aller Faktoren.

1. L/D-Ratio:
  - Muss höher sein als der Wert der Basis<sup>15</sup>.
  - Je höher, desto besser.
2.  $C_w$ :
  - Muss unterhalb des Ursprungswertes liegen.
  - Je tiefer, desto besser.
3.  $C_{wi}$ :
  - Muss unterhalb des Ursprungswertes der Basiskonfiguration liegen.
  - Je tiefer, umso besser.
4.  $C_D$ :
  - Tiefe Werte bevorzugt.
  - Kompromiss: Wenn  $C_w$  und  $C_{wi}$  kleiner sind wie im Ursprung, dann hat das Winglet seinen Zweck erfüllt. Der Betrag des Formwiderstandes kann somit vernachlässigt werden.
5.  $C_A$ :
  - Sollte so nahe am Wert des Ursprungsflügels sein wie möglich.
  - Kompromiss: Ist aus den Punkten 1 bis 4 ein übereinstimmendes Optimum hervorgegangen so kann der Auftriebsbeiwert vernachlässigt werden.

---

<sup>15</sup> Die Basis ist die PC-21 Tragfläche aus 1.3.2, welche über kein Winglet verfügt und somit als Referenz dient.

### **1.6.1. Beurteilung für den Horizontalflug**

Wie aus der Definition unter Punkt 1.3.1 hervorgeht, ist das Optimum bei den Hochauftriebsphasen zu suchen. Allerdings gilt es auch für die horizontale Phase mindestens den Basiswert nicht zu unterschreiten und bevorzugt kleine Verbesserungen zu erzielen.

Nachdem man in Punkt 1.6.1 aus der Reihe von Beurteilungskriterien ein optimales Winglet für Hochauftriebsphasen evaluiert hat, also ein Winglettyp, kombiniert mit einem optimalen Neigungswinkel, müssen diese Werte nach obiger Bedingung im Horizontalflug geprüft werden.

Das heisst, die Punkte 1 bis 4 müssen die gleichen Kriterien erfüllen wie bei den Hochauftriebsphasen. Hier kann man allerdings Kompromisse eingehen, da nicht zwingend das beste Ergebnis gesucht ist, sondern das best mögliche positive Ergebnis, welches mit der optimalen Wingletkonfiguration für Hochauftriebsphasen in horizontaler Fluglage erzielt werden kann.

### **1.7. Prognose**

Für die folgenden Softwareversuche ist zu erwarten, dass sich mit ziemlicher Wahrscheinlichkeit ein Optimum im Bereich des ersten und zweiten Winglets ergeben wird.

Für die Reduktion des induzierten Widerstandes ist ein Optimum in der Region des dritten und grössten Winglets zu erwarten. Wie aus der Theorie folgt, sind Winglets, je grösser je wirkungsvoller, in Bezug auf die Reduktion des induzierten Widerstandes.

Zieht man allerdings die parasitären Widerstände hinzu, sollte sich das Gegenteil einstellen: Je grösser die umströmte Wingletfläche umso grösser wird der Profilwiderstand. Schlussendlich wirkt sich dies negativ auf den Gesamtwiderstand aus, welcher unter dem Strich, trotz schlechtester Reduktion an induziertem Widerstand, für das kleinste Winglet ein Optimum aufweist, während das grösste Winglet am schlechtesten abschneidet.

Eine betragsmässig grosse Widerstandskraft bewirkt schlussendlich ein schlechtes Verhältnis von Auftrieb und Widerstand, womit grossflächige Winglets wiederum benachteiligt sein sollten.

Doch genug der Vorhersagen, lassen wir die Resultate für sich sprechen!

## **2. Resultate**

Die für die Auswertung und Verdeutlichung der Ergebnisse relevanten Daten und Grafiken sind vollständig im Anhang 3 enthalten und werden im Folgenden auf ihre markanten Merkmale und aussagekräftigen Resultate erläutert.

### **2.1. Startphase**

Analysiert man die Daten der Testreihe für die Startphase, so kristallisiert sich ein deutliches Optimum heraus. Das erste Winglet überzeugt durch ein herausragendes Verhältnis von Auftrieb und Widerstand sowie dem vergleichsweise höchsten Auftriebsbeiwert.

In Bezug auf die Reduktion des induzierten Widerstandes schneidet das kleinste Winglet hingegen am schlechtesten ab. Wie in der Prognose vorhergesagt, überzeugt vor allem das dritte und grösste Winglet mit einer überdurchschnittlich hohen Reduktion an induziertem Widerstand von durchschnittlich 25%, wohingegen das erste Winglet lediglich eine Verminderung von 11% bewirkt.

Da der parasitäre Widerstand, insbesondere der Profilwiderstand, der Prognose entsprechend reagiert, sind die Werte des gesamten Widerstandes für das kleinste Winglet am besten, und somit die totale Reduktion an Widerstand mit durchschnittlich 22% führend.

Die Werte des zweiten Winglets befindet sich für sämtliche Grössen ziemlich genau zwischen den Werten der Extremas 1 und 2 und bieten keine Grundlage für ein Optimum.

Schlussendlich fällt die Wahl des Optimums für die Startphase auf das erste Winglet mit einer Neigung im Bereich von 60° bis 75°.

### **2.2. Landephase**

Die Ergebnisse für die Startphase lassen sich auch in Bezug auf die Landekonfiguration bestätigen. Unter Einfluss der stark ausgefahrenen Landeklappen überzeugt das erste Winglet wiederum mit überdurchschnittlichen Werten für sämtliche Parameter. Mit einer durchschnittlichen Reduktion des Gesamtwiderstandes von rund 20%, der zwar vergleichsweise geringsten Reduktion des induzierten Widerstandes um 7% und einem minimalen Anstieg an Profilwiderstand sind die Werte insgesamt weit über den grösseren Varianten. Winglet drei reduziert zwar den induzierten Widerstand erwartungsgemäss um stolze 23.5% im Schnitt, kann diese herausragende Qualität jedoch aufgrund eines sehr hohen Profilwiderstandes für den gesamten Widerstandswert, mit lediglich 6% Verminderung, nicht behaupten. Insgesamt sind die Ergebnisse wiederum in der gleichen Reihenfolge, wo in jedem Bewertungskriterium das erste Winglet mit einer Neigung zwischen 60° und 75° führend ist, gefolgt vom leicht schlechteren zweiten Winglet und schliesslich dem grossen „Effizienzfresser“.



Abweichungen von der Konstanz der Resultate sind lediglich bezüglich des Gesamtwiderstandes und des Verhältnis von Auftrieb und Widerstand für einen Anstellwinkel von minus  $5^\circ$  aufgetaucht, wo das erste Winglet alles in allem führt, jedoch sein Optimum bei einer Neigung von  $0^\circ$  aufweist. Allerdings muss hier logischerweise ein Kompromiss eingegangen werden, da die Neigung im Bereich von  $60^\circ$  und  $75^\circ$  für alle anderen Anstellwinkel optimal ist und ausserdem die Werte innerhalb dieser Anormalitäten immer noch weit unter den Werten der konkurrierenden Winglets liegen.

### **2.3. Horizontalflug**

Nach Diskussion der Ergebnisse für die Hochauftriebsphasen bei Start und Landung hat sich ein klares Optimum ergeben. Das erste Winglet mit einer Neigung von  $60^\circ$  bis  $75^\circ$  überzeugt in jeder Hinsicht und liefert eine deutliche Effizienzsteigerung im Vergleich mit der Konkurrenz und der Basistragfläche.

Nun gilt es, die für dieses Ergebnis im horizontalen Flug ebenfalls Verbesserungen zu erhalten. In welchem Bereich diese ausfallen ist allerdings sekundär, da in der Zielsetzung vorausgesetzt wird, dass eine Verbesserung für Hochauftriebsphasen zu erreichen ist.

Doch anders als bei den Hochauftriebsphasen, sind die Ergebnisse für den Horizontalflug noch konkreter und lassen keinen Spielraum für allfällige Kompromisse.

Das erste Winglet liefert für das wichtigste Kriterium, das Verhältnis von Auftrieb und Widerstand, als einziges einen positiven Wert, während die grösseren Versionen leicht unter der Basisversion zu liegen kommen.

Spätestens mit einem Blick auf die Ergebnisse für den Gesamtwiderstand fällt das dritte Winglet endgültig weg, da die grosse Fläche im horizontalen Flug zum Verhängnis wird und der gesamte Widerstand schlussendlich trotz obligat grösster Reduktion an induziertem Widerstand, rund 0.5 % über dem Basiswert liegt.

Es versteht sich von selbst, dass somit auch die Werte für Auftriebsbeiwert und Profilwiderstand weit unter den kleineren Winglets sind.

Zum dritten Mal triumphiert das erste und kleinste Winglet, für eine Neigung zwischen  $60^\circ$  und  $75^\circ$ , mit einer Reduktion des gesamten Widerstandes von führenden 3% und einem um 6% verminderten induzierten Widerstand.

Wie erwartet liegen die Werte der Winglets konstant unter den Werten der Ergebnisse für die Hochauftriebsphasen, da ein Winglet prinzipiell bei hohen Auftriebswerten und somit hohen induzierten sowie parasitären Widerständen sein optimales Einsatzgebiet hat, egal ob es für Lang- oder Kurzstrecken konzipiert wurde.

## **2.4. Wahl des Optimums**

Wie bereits ausgiebig diskutiert, liegt das Optimum für sämtliche Fluglagen beim kleinsten Winglet mit einer Neigung zwischen  $60^\circ$  und  $75^\circ$ .

Nun soll, der Neigungswinkel endgültig mit einem Winkel von  $60^\circ$  definiert werden.

Dies, da sich die Werte qualitativ für beide Winkel bei allen Parametern gleich verhalten, somit aerodynamisch keinen Unterschied machen und nur noch die mechanischen Einflüsse als entscheidendes Kriterium gelten können.

Die mechanischen Einflüsse eines Winglets sind zwar nicht gewichtig in meiner Arbeit, doch will ich trotzdem bei der Wahl eines optimalen Winglets das Wurzelbiegemoment und allenfalls Torsion bedenken, um noch realistischere Ergebnisse zu erhalten.

Aus der Theorie und dem erläuterten Beispiel für die Boeing 737 (5.5.1) wird klar, dass ein Winglet mit Extremalneigungen von entweder  $0$  oder  $90^\circ$  eine verheerende Auswirkung auf die Stabilität der Tragfläche haben kann.

Nahe der  $90^\circ$  Marke ist der Hebelarm um beinahe die ganze Winglethöhe verlängert und belastet die Struktur immens, bei einer Neigung von  $0^\circ$  hingegen wirkt die Gewichtskraft senkrecht auf die Tragfläche und verstärkt die totale Kraft auf den Arm, also die Tragfläche, was auch hier negativ für die strukturelle Stabilität sein kann.

Zusammenfassend bedeutet dies, für die PC-21 wie sie in meinen Versuchen definiert ist, dass sich auf einfachste Weise aerodynamisches Optimum und mechanische Bedenken zu einem gesamten „Topwinglet“ kombinieren lassen.

Das zweite Winglet ist für sämtliche Neigungswinkel führend, und weist ein Optimum für den Neigungsbereich von  $60^\circ$  bis  $75^\circ$  auf.

Aufgrund obiger Argumente aus der Mechanik fällt die Wahl innerhalb dieses optimalen Bereiches auf einen Winkel von  $60^\circ$ .

Dass heisst, für den Umfang meiner Arbeit liegt die aerodynamisch optimale Wingletkonfiguration beim ersten Winglet mit einer Neigung von  $60$  Grad.

Allerdings kann ich weiterführende Grundlagen bereitstellen, welche auch in Bezug auf die Mechanik zu effizienten Lösungen anhand des aerodynamischen Optimums führen könnten, Doch dies nur am Rande, da diese Überlegung bereits wieder Grundlage für eine weitere äusserst interessante und umfassende Arbeit wäre.

Im Rahmen meiner Arbeit war das Ziel, ein aerodynamisches Optimum zu finden und dies soll im Folgenden kurz vorgestellt werden.

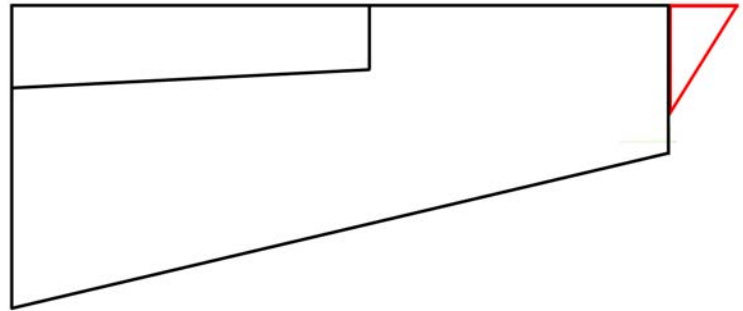
### 3. Das Optimum - Zahlen und Fakten

In diesem Kapitel sollen anhand eines Steckbriefes mit Daten und Grafiken, sowohl Geometrie als auch Leistung der optimalen Wingletkonfiguration, welche sich aus vorangehenden Versuchen ergeben hat, anschaulich gezeigt werden.

#### 3.1. Geometrie

	<b>Typ 1</b>
<b>Höhe:</b>	0.5 m
<b>Länge unten:</b>	0.8 m
<b>Länge oben</b>	-
<b>Neigung:</b>	60°
<b>Pfeilung:</b>	56°
<b>Einstellung:</b>	0°
<b>Profil unten:</b>	NACA 0015
<b>Profil oben:</b>	NACA 0012

Ansicht von oben:



Ansicht von vorne:



Bild 73: Optimale Wingletkonfiguration am PC-21 Flügel.

Ungefähr so könnte das fertige Winglet, auf Basis des ursprünglichen „Typ 1“, am Tragflügel aussehen:

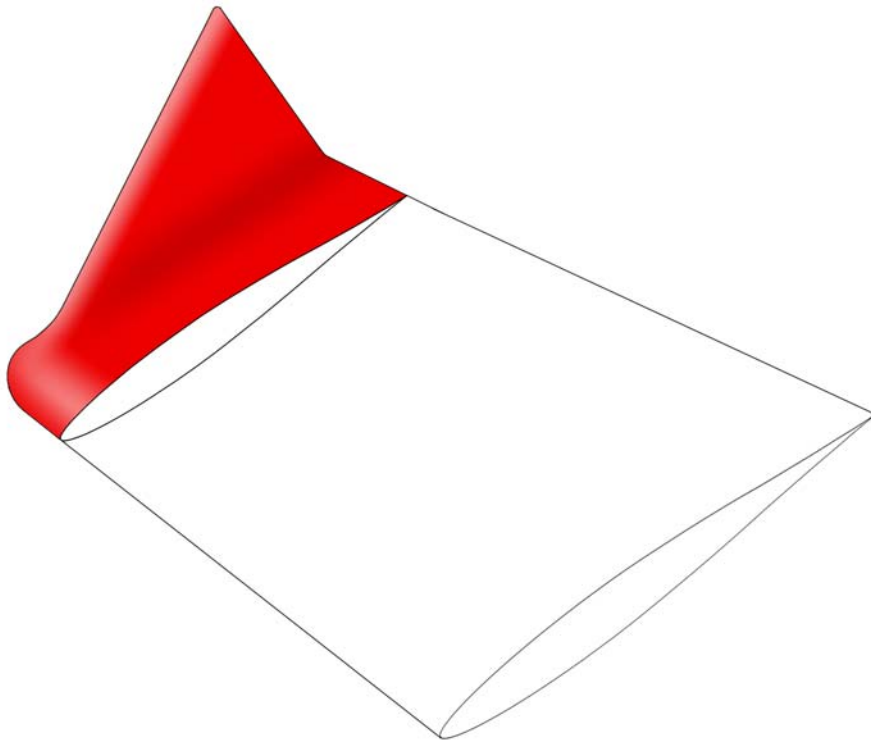
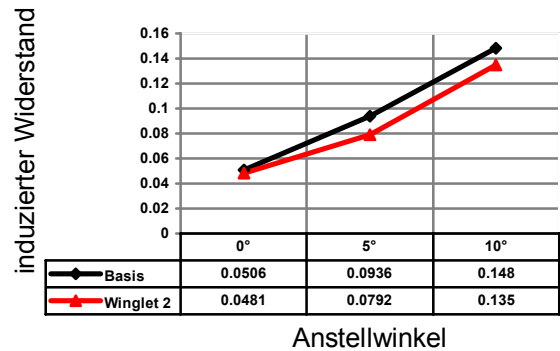
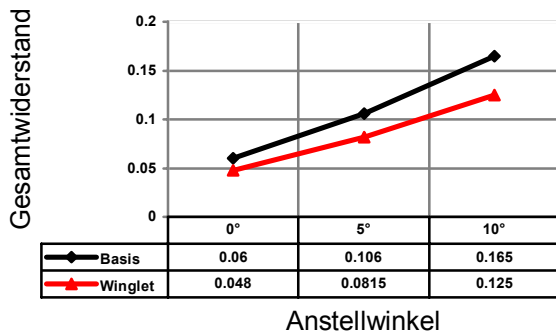
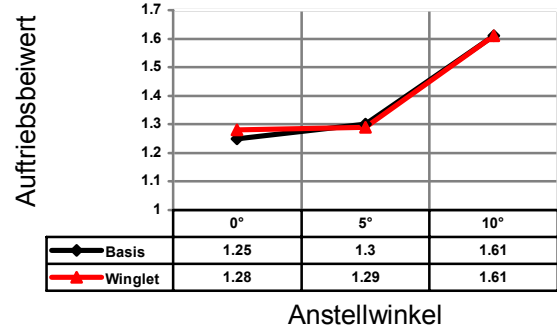
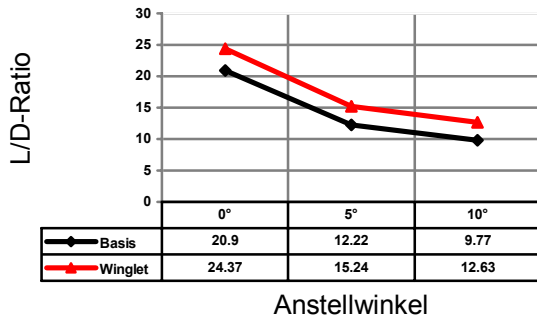


Bild 74: Das Optimum.

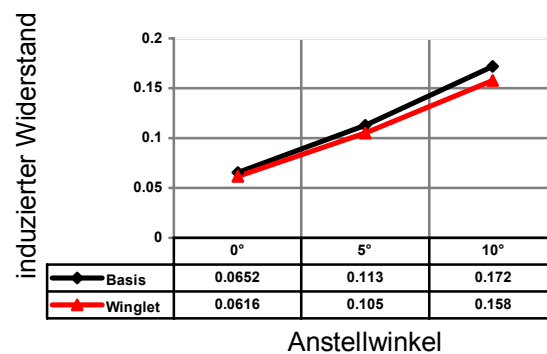
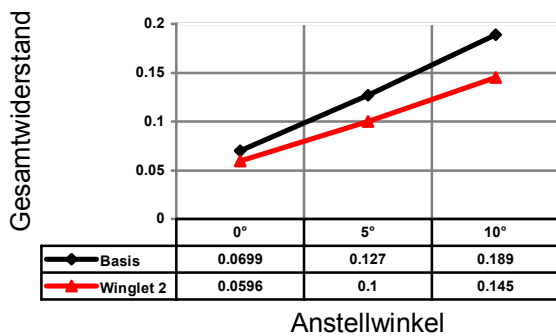
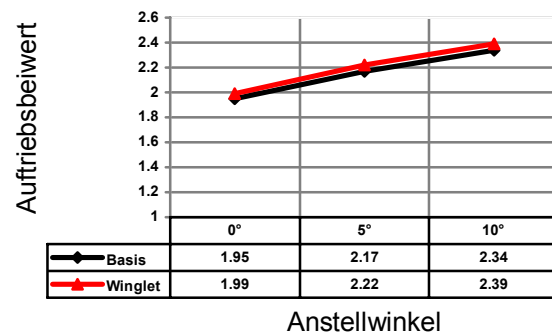
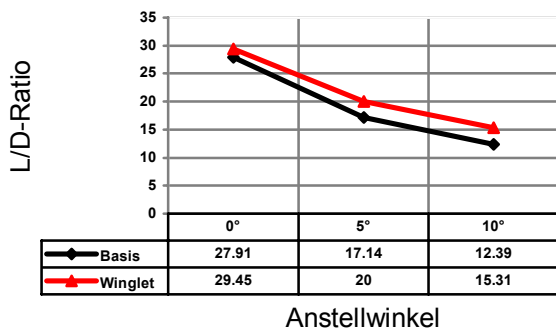
### 3.2. Leistung

Die folgenden Grafiken zeigen deutlich die Effizienzsteigerungen, welche mit dem Winglet, in sämtlichen Flugsituationen und allen aussagekräftigen Parametern, erreicht werden.

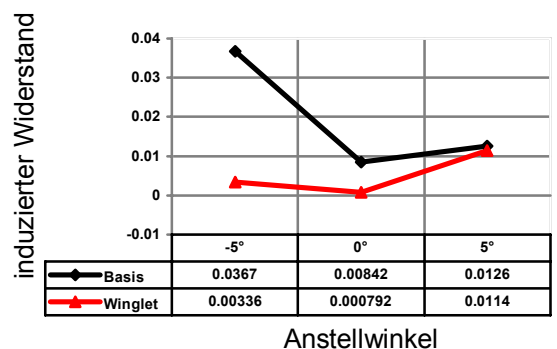
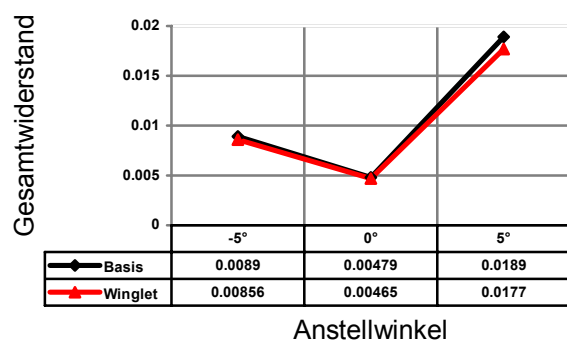
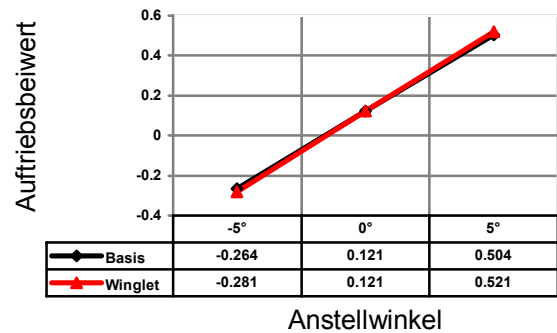
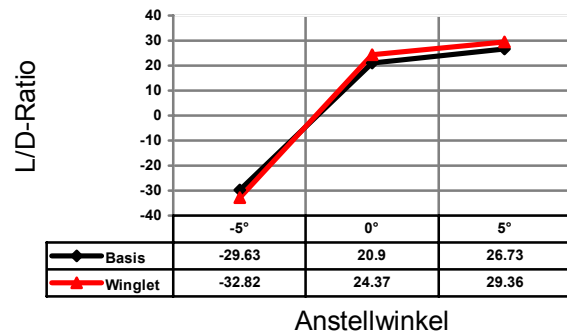
#### • Startphase



#### • Landephase



## • Horizontalflug



### 3.3. Bedeutung der Ergebnisse in Bezug auf die Leitfrage

Die Antwort auf die Frage, ob man für jedes beliebige Flugzeug eine Effizienz steigernde Wingletkonfiguration entwickeln kann ist mit vorangehenden Ergebnissen und Erläuterungen hinreichend beantwortet.

Die Antwort lautet „Ja“, mit einer Einschränkung:

Ein Flugzeug muss ein klar definiertes Einsatzgebiet mit konstanten Bedingungen aufweisen und sollte keine kontinuierlichen Änderungen der aerodynamischen Grössen aufweisen, wie dies zum Beispiel bei einem Trainingsflugzeug der Fall ist.

Trifft dies zu, so steht der Entwicklung einer effizienten Wingletkonfiguration für ein beliebiges Flugzeug nichts mehr im Wege.

Man muss sich lediglich bewusst sein, dass ein Winglet nur für eine Flugphase ein Optimum liefert.

Das Optimum wird meist für die verhältnismässig häufigste Flugphase, je nach Einsatztyp gesucht. Für die anderen Flugphasen weist das Winglet zwar kein Optimum auf, sollte jedoch trotzdem eine minimale Verbesserung bewirken und auf keinen Fall negativen Einfluss auf die Aerodynamik nehmen.

Abschliessend bleibt zu bemerken: **Ein Winglet ist in jedem Fall ein Kompromiss!**

## IV. Schlusswort



Nun, am Ende meiner Arbeit, blicke ich auf eine äusserst lehrreiche und interessante Zeit zurück.

Schon seit meinem siebten Lebensjahr sind Flugzeuge meine grosse Leidenschaft und ein Beruf im Umgang mit Flugzeugen mein Traum.

Die Physik, speziell die Aerodynamik sind für mich von grossem Interesse und so war auch die Recherche zum Thema

Aerodynamik, insbesondere Winglets faszinierend, ja sogar fesselnd.

Ich mag mich nicht entsinnen, wann ich das erste Mal ein Winglet gesehen habe, doch weiss ich, es muss bereits vor Urzeiten gewesen sein, als ich ein Winglet höchstens als schönes Symbol für meine Ferienphotos<sup>16</sup> angeschaut habe. So erfüllt es mich mit Stolz, dass ich es tatsächlich geschafft habe, innerhalb von sechs Monaten, meine ambitionösen Ziele zu erreichen und Effekt sowie Aufbau von Winglets zu verstehen und diese umfangreiche Arbeit zu erarbeiten.

Jede einzelne Stunde, welche ich mit der Arbeit an meinem Werk verbracht habe, empfand ich als Bereicherung und nicht etwa als aufgezwungenes Übel.

Ich bin einerseits froh, dass die Anstrengung nun ein Ende hat, andererseits hat diese Arbeit unzählige weitere Punkte hervorgebracht, welche zu ergründen wären und für mich, als Luftfahrtbegeisterten, äusserst interessant sein könnten.

Ich werde in Zukunft nie mehr aus dem Fenster eines Flugzeuges blicken können, die atemberaubende Landschaft mit einem Winglet im Vordergrund bewundernd, ohne mich in die letzten sechs Monate zurückersetzt zu fühlen und das Winglet unter einem völlig neuen Blickwinkel betrachten.

---

<sup>16</sup> Oben: Ein weiteres Bild aus meinem privaten Fundus. Ein Swiss International Air Lines A340-300 nach dem Start vom Los Angeles International Airport.

## **V. Danksagung**

Ich möchte mir an dieser Stelle Zeit nehmen, all jenen Personen zu danken, die mir ermöglicht haben, meine Zielvorstellungen und Erwartungen, welche ich an vorliegende Arbeit gestellt hatte, umzusetzen.

Ein besonderer Dank geht an Herr Alberto Baraldi von den Pilatuswerken in Stans, welcher sich während eines ganzen Tages Zeit für mich genommen hat.

Im Gespräch mit ihm konnte ich mich vergewissern, dass die, voran nur aus teilweise sehr widersprüchlichen Büchern entnommene Theorie von mir richtig verstanden wurde und in korrekter und verständlicher Form in meine Arbeit aufgenommen wurde.

Zudem unterstützte mich Herr Baraldi mit den nötigen Daten und Fakten zur Pilatus PC-21 und stellte somit die Grundlage für meine praktischen Versuche bereit, deren Umsetzung ich bis dahin sehr skeptisch entgegenblickte.

Auch für die weitere schriftliche Unterstützung per E-mail, welche ich von ihm erhalten habe möchte ich mich herzlich bedanken. Ohne einen engagierten und erfahrenen Spezialisten im Hintergrund wäre es mir nie möglich gewesen, die praktischen Versuche in ihrem jetzigen Umfang zu verwirklichen.

Zudem möchte ich auch Herrn Jiri Svinka, dem Chef der Aerodynamikabteilung, danken, welcher das Zusammentreffen zwischen seinen Mitarbeitern und mir erst möglich gemacht hat.

Auch ihm möchte ich für seine hilfreichen Tipps und Anregungen danken.

Einen weiteren Dank geht auch an Herrn Daniel Diggelmann, welcher mir eine äusserst interessante und faszinierende Besichtigung der ganzen Pilatuswerke ermöglichte.

Der Tag in Stans wird mir immer als faszinierende Erfahrung, einerseits als Flugzeugenthusiast, andererseits als Autor dieser Arbeit in Erinnerung bleiben und bildet wohl den interessantesten Teil der Recherchen zu meiner Arbeit.

Auch folgenden Personen, welche mich mit äusserst hilfreichen Materialien unterstützt haben, gebührt Dank:

- Charalambos Savvidis, Flight Operations Engineer, Air Berlin
- Summer Cook, Southwest Airlines
- Shannon Rivenbark, Customer Care Manager, Continental Airlines
- Dr. Patrick Hanley, für ein äusserst grosszügiges Angebot seiner Software, welche unabdingbar für die Versuche in meinen praktischen Teil war.

Zu guter Letzt möchte ich auch meiner Betreuungsperson Herr Peter Käser für seine Unterstützung recht herzlich danken.

Ein Dank geht auch an meine ganze Familie, welche mich sowohl in Zeiten der Begeisterung, als auch in Zeiten der Verzweiflung ertragen musste und mir mit Tipps und Tricks zur Seite stand.

## VI. Zeichenerklärung:

$A_0$	Gesamtoberfläche eines Körpers
$A_1$	Fläche; Index: Nummerierung
$A_F$	Flügelfläche
$A_P$	Fläche des Schattenwurfes eines Körpers
$b$	Flügelspannweite
$C_A$	Auftriebsbeiwert
$C_D$	Beiwert des Formwiderstandes
$C_w$	Widerstandsbeiwert
$C_R$	Beiwert des Reibungswiderstandes
$C_{Wi}$	Beiwert des induzierten Widerstandes
$d$	Flügelprofildicke
$F_A$	Auftriebskraft
$F_D$	Formwiderstand
$F_R$	Reibungswiderstand
$F_w$	Gesamtwiderstandskraft
$F_{Wi}$	induzierter Widerstand
$F_w$ Interferenz	Interferenzwiderstand
$h$	Höhe eines Winglets
$l_i$	Breite eines Winglets; Index: Nummerierung
$p_0$	Gesamtdruck
$p$	statischer Druck
$t$	Flügelprofiltiefe
$v_1$	Volumen; Index: Nummerierung
$V_1$	Geschwindigkeit; Index: Nummerierung
$w$	Anströmgeschwindigkeit (Strömungen)
$\alpha$	Anstellwinkel
$\delta$	Gleitwinkel
$\varepsilon$	Einstellung eines Winglets
$\lambda$	Zuspitzung eines Winglets
$\mu$	Gleitzahl
$\rho$	Dichte
$\theta$	Neigung eines Winglets
$\varphi$	Pfeilung eines Winglets



## VII. Quellenverzeichnis

### 1. Titelblatt

Erstellt mit Photoshop Elements 2.0

1. **Hintergrundbild**      **Boeing Article 4: Wingtip Devices**  
Doug McLean; 2005; Boeing-Aerodynamics
2. **Flügel**                      Eigenkreation; Photoshop Elements 2.0

### 2. Erster Teil: Physikalische Grundlagen

#### 2.1. mündliche Quellen

1. **Pilatus Aircraft Ltd. in Stans**  
Hr. Alberto Baraldi  
Hr. Daniel Diggelmann  
Hr. Jiri Svinka

#### 2.2. Literatur

1. **Einführung in die technische Strömungslehre**  
Wolfgang Kalide, 6. Auflage 1984, Carl Hanser Verlag
2. **Taschenbuch der Physik**  
Horst Kuchling; 6. Auflage 1984; Verlag Harry Deutsch
3. **Dubbel: Taschenbuch für den Maschinenbau**  
W Beitz und K. -H. Küttner; 15. Auflage 1986; Springer Verlag
4. **Physik für Ingenieure**  
Helmut Lindner, 9. Auflage 1981, Vieweg
5. **Untersuchungen von 4-Wirbelsystemen zur Minimierung von Wirbelschleppen und ihre Realisierung an Transportflugzeugen**  
Eike Stumpf; DLR; 2004
6. **Struktur von Flügelrandwirbel und Massnahmen zur Wirbelschwächung**  
Dipl.- Ing. Thomas Villing; 1991; VDI Verlag; Düsseldorf
7. **Formierung und Struktur von Randwirbeln verschiedener Flügelkonfigurationen;**  
Dipl.-Ing. Stephan Fell; 1995; VDI
8. **Beeinflussung des Wirbelnachlaufs eines Tragflügels mit aktiven Winglets**  
Sebastian Kauertz; 2006; Shaker Verlag

## 2.3 Bilder

- Bild 1** <http://www.aviation4u.de/school/aerodynamik2.htm#Druck>; 11.9.2007
- Bild 2** <http://www.aviation4u.de/school/aerodynamik2.htm#Druck>; 11.9.2007
- Bild 3** Eigenkreation
- Bild 4** <http://www.mathematik.ch/mathematiker/DaBernoulli.jpg>; 9.9.2007
- Bild 5** <http://www.peter-junglas.de/fh/vorlesungen/stroemungslehre2/html/kap1-7.html>; 13.10.2008
- Bild 6** <http://www.peter-junglas.de/fh/vorlesungen/stroemungslehre2/html/kap1-7.html>; 13.10.2008
- Bild 7** <http://www.peter-junglas.de/fh/vorlesungen/stroemungslehre2/html/kap1-7.html>; 13.10.2008
- Bild 8** <http://www.peter-junglas.de/fh/vorlesungen/stroemungslehre2/html/kap1-7.html>; 13.10.2008
- Bild 9** [http://www.heinrich-hertzschule.de/homepageag/wettbewerbe/jufo/arbeiten/fluegelprofil/seite6\\_abb4.png](http://www.heinrich-hertzschule.de/homepageag/wettbewerbe/jufo/arbeiten/fluegelprofil/seite6_abb4.png);
- Bild 10** <http://www.poweron.ch/upload/cms/user/3-6-1-Auftrieb-spez.gif>; 9.9.2007
- Bild 11** Eigenkreation
- Bild 12** <http://www.exl.at/helicopter/aerodynamik/bernoulli.htm>; 9.9.2007
- Bild 13** <http://de.wikipedia.org/wiki/Auftriebshilfe>; 15.9.2007
- Bild 14** <http://www.aviation4u.de/school/aerodynamik2.htm#Druck>; 11.9.2007
- Bild 15** <http://www.aviation4u.de/school/aerodynamik2.htm#Druck>; 11.9.2007
- Bild 16** Eigenkreation mit: <http://de.wikipedia.org/wiki/Bild:Kragtraeger.png>; 5.10.2007
- Bild 17** Eigenkreation
- Bild 18 a** <http://lexikon.meyers.de/meyers/induzierterWiderstand>; 15.9.2007
- Bild 18 b** Boeing Article 4: Wingtip Devices; Doug McLean; 2005; Boeing-Aerodynamics
- Bild 19** Eigenkreation basierend auf: <http://www1.dfrc.nasa.gov/Gallery/Graphics/B-737-300/Small/EG-0011-01.gif>; 4.10.2007
- Bild 20** Literaturquelle Nr. 5
- Bild 21** Literaturquelle Nr. 5
- Bild 22** Literaturquelle Nr. 5
- Bild 23** [www.airliners.net](http://www.airliners.net); B757; Steve Morris

## 2.4 Grafiken

- Grafik 1** Literaturquelle Nr. 1
- Grafik 2** <http://lexikon.meyers.de/meyers/Polardiagramm>; 15.9.2007
- Grafik 3** Literaturquelle Nr. 3

## **3. Zweiter Teil: Effizienzsteigerung durch Winglets**

### **3.1. mündliche Quellen**

**1. Pilatus Aircraft Ltd. in Stans**

Hr. Alberto Baraldi

Hr. Daniel Diggelmann

Hr. Jiri Svinka

**2. Air Berlin**

Charalambos Savvidis, Flight Operations Engineer

**3. Southwest Airlines**

Summer Cook

**4. Continental Airlines**

Shannon Rivenbark, Customer Care Manager

### **3.2. Literatur**

**1. NASA TN D-8260; A design approach and selected wind-tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets**

R.T. Whitcomb; Langley Research Center; 1976

**2. Boeing Article 4: Wingtip Devices**

Doug McLean; 2005; Boeing-Aerodynamics

**3. Boeing Aeromagazin; Ausgabe 17; Blended Winglets; Dezember 2001**

**4. Einfluss von Winglets auf die Flugeigenschaften eines Flugzeuges der allgemeinen Luftfahrt**

Dipl.-Ing. Andreas Diekmann; Fortschrittberichte Nr.115; VDI Verlag; Düsseldorf 1989

**5. Weiterentwicklung und Experimentelle Überprüfung eines 3-D Panelverfahrens im Falle einer Tragflügelanordnung mit Winglets**

Dissertation von Dipl.-Ing. Peter Kreuzer; Fachbereich Maschinenbau; TH Darmstadt; 1993

**6. Untersuchungen über die strukturmechanischen und aeroelastischen Einflüsse von Winglets**

Dipl.-Ing. Graham Martin Butt; Fakultät Maschinenbau; TH Aachen; 1987

**7. The Boeing 737 Technical Guide**

Chris Brady; 43 Ausgabe; 2007

**8. Boeing Article 5: Blended Winglets-One operators perspective**

Brian Gleason; Southwest Airlines

### **3.3. Internet**

1. NASA: <http://oea.larc.nasa.gov/PAIS/Concept2Reality/winglets.html>; 4.10.2007
2. NASA: <http://www.nasa.gov/centers/dryden/about/Organizations/Technology/Facts/TF-2004-15-DFRC.html>; 4.10.2007
3. <http://de.wikipedia.org/wiki/Spiroids>; 12.10.2007
4. <http://www.geier-segelflug.de/aerodynamik.htm>; 12.10.2007
5. <http://www.winggrid.ch/>; 12.10.2007

### **3.4. Bilder**

- Bild 24** <http://snow.prohosting.com/yaeger/FOS-Eigen/Facharbeit/Facharbeit%20Bischoff%20Johannsmeyer.htm>; 4.10.2007
- Bild 25** <http://snow.prohosting.com/yaeger/FOS-Eigen/Facharbeit/Facharbeit%20Bischoff%20Johannsmeyer.htm>; 4.10.2007
- Bild 26** [http://inca-travel.de/v/wl\\_inca/content/e62/e259/A-Condor\\_ger.jpg](http://inca-travel.de/v/wl_inca/content/e62/e259/A-Condor_ger.jpg); 5.10.2007
- Bild 27** [http://www.invent.org/images/images\\_hof/induction/hires/whitcomb.jpg](http://www.invent.org/images/images_hof/induction/hires/whitcomb.jpg); 4.10.2007
- Bild 28** NASA: <http://oea.larc.nasa.gov/PAIS/Concept2Reality/winglets.html>; 4.10.2007
- Bild 29** Literaturquelle Nr. 1
- Bild 30** Internetquelle Nr.1; 4.10.2007
- Bild 31** Internetquelle Nr.1; 4.10.2007
- Bild 32** Internetquelle Nr.1; 4.10.2007
- Bild 33** [www.airliners.net](http://www.airliners.net); MD-11; © Mischa Dorodijk
- Bild 34** Eigenkreation basierend auf: <http://www1.dfrc.nasa.gov/Gallery/Graphics/B-737-300/Small/EG-0011-01.gif>; 4.10.2007
- Bild 35** Eigenkreation
- Bild 36** Eigenkreation
- Bild 37** Eigenkreation
- Bild 38** Eigenkreation
- Bild 39** Eigenkreation
- Bild 40** Eigenkreation
- Bild 41** [www.airliners.net](http://www.airliners.net); MD-11; CGV Spotter
- Bild 42** [www.airliners.net](http://www.airliners.net); A330-200; OST Aviation Photography
- Bild 43** [www.airliners.net](http://www.airliners.net); A330-200; Chris de Stefani
- Bild 44** [www.airliners.net](http://www.airliners.net); A340-300; Oliver
- Bild 45** [www.airliners.net](http://www.airliners.net); B747-400; Kazetu Sugawara
- Bild 46** [www.airliners.net](http://www.airliners.net); A340-300; Spencer Willmot
- Bild 47** [www.airliners.net](http://www.airliners.net); CRJ-200; Jeffrey S. Devore

<b>Bild 48</b>	www.airliners.net; A300B4; Clr2lnd
<b>Bild 49</b>	www.airliners.net; A320-200; Matthew C. Lyaris
<b>Bild 50</b>	<a href="http://de.wikipedia.org/wiki/Winglet">http://de.wikipedia.org/wiki/Winglet</a> ; 27.11.2007
<b>Bild 51</b>	Literaturquelle Nr. 2
<b>Bild 52</b>	www.boeing.com/media; 27.11.2007
<b>Bild 53</b>	www.airliners.net; Steven Pellegrind
<b>Bild 54</b>	www.aviationpartners.com/products.htm; 27.11.2007
<b>Bild 55</b>	www.aviationpartners.com/products.htm; 27.11.2007
<b>Bild 56</b>	www.aviationpartners.com/products.htm; 27.11.2007
<b>Bild 57</b>	Eigenkreation
<b>Bild 58</b>	Eigenkreation
<b>Bild 59</b>	Internetquelle Nr. 6; 27.11.2007
<b>Bild 60</b>	Literaturquelle Nr. 4
<b>Bild 61</b>	Pilatus Flugzeugwerke; www.pilatus-aircraft.com; Medien; 4.11.2007
<b>Bild 62</b>	Pilatus Flugzeugwerke; www.pilatus-aircraft.com; Medien; 4.11.2007
<b>Bild 63</b>	Pilatus Flugzeugwerke; www.pilatus-aircraft.com; Medien; 4.11.2007
<b>Bild 64</b>	Pilatus Flugzeugwerke; www.pilatus-aircraft.com; Medien; 4.11.2007
<b>Bild 65</b>	Eigenfotografie: Besuch bei Pilatus
<b>Bild 66</b>	Eigenfotografie: Besuch bei Pilatus
<b>Bild 67</b>	Pilatus Flugzeugwerke; www.pilatus-aircraft.com; Medien; 4.11.2007

### **3.5. Grafiken**

4. Literaturquelle Nr.1
5. Literaturquelle Nr. 5
6. Literaturquelle Nr. 3

### **3.5. Tabellen**

1. <http://www.geier-segelflug.de/aerodynamik.htm>; 4.10.2007

## **4. Dritter Teil: Effizienzsteigerung durch Winglets**

Die Grundlagen, um den praktischen Teil zu planen und umzusetzen basieren einerseits auf der Theorie aus dem ersten und zweiten Teil, deren Quellen vorausgehend erwähnt sind, andererseits auf folgenden Zusatzquellen:

### **4.1. mündliche Quellen**

Die Informationen zur Pilatus PC-21 wurden mir bereitgestellt durch:

**Hr. Alberto Baraldi**

Spezialist in Aerodynamik und Flugmechanik

Pilatus Aircraft Ltd. in Stans

### **4.2. Datenquelle**

Sämtliche Werte, welche im praktischen Teil diskutiert und verwendet worden sind, entstammen einer Versuchsreihe anhand der Software „Multi Surface Aerodynamics“ , bereitgestellt durch Hanley Innovations aus Florida, USA.

### **4.3 Bilder**

<b>Bild 68</b>	Selbsterstellter „Screenshot“ der Datenquelle.
<b>Bild 69</b>	Eigenkreation
<b>Bild 70</b>	Produktbrochure der Pilatus PC-21 , überreicht durch Alberto Baraldi.
<b>Bild 71</b>	Eigenkreation
<b>Bild 72</b>	Eigenkreation
<b>Bild 73</b>	Eigenkreation
<b>Bild 74</b>	Eigenkreation

## **5. Anhang**

- 1.1 [www.airliners.net](http://www.airliners.net); B767; Steve Morris
- 1.2 [www.airliners.net](http://www.airliners.net); A340-600; Gustavo Kaufmann
- 1.3 [www.airliners.net](http://www.airliners.net); B767; Steve Morris
- 1.4 [www.airliners.net](http://www.airliners.net); B757; AJ Best
- 1.5 [www.airliners.net](http://www.airliners.net); DC-10-30; Michael W. Rosa
- 1.6 [www.airliners.net](http://www.airliners.net); MD-11; Tim de Groot
- 1.7 [www.airliners.net](http://www.airliners.net); Oleg V. Belyakov

## VIII: Anhang

### **Anhang 1:**

Induzierter Widerstand und Wirbelschleppen werden durch erhöhte Luftfeuchtigkeit sichtbar.

#### **Anhang 1.1** Wirbelschleppen in Folge eines Aufrollen der Randwirbel.



#### **Anhang 1.2** Reduzierter Flügelrandwirbel am Winglet einer Airbus A340.



#### **Anhang 1.3** Flügelrandwirbel an der Boeing 767



**Anhang 1.4** Flügelrandwirbel an der Boeing 757.**Anhang 1.5** Flügelrandwirbel an der Douglas DC-10.**Anhang 1.6** Induzierter Widerstand an der McDonald Douglas MD-11.**Anhang 1.7** Massiver Induzierter Widerstand an Überschallflugzeugen, welche im Unterschallbereich und bei hohen Auftriebsbeiwerten fliegen.



## Anhang 2:

Schriftverkehr mit beispielhaften Fluggesellschaften.

### Anhang 2.1 Deutsche Version des Briefes an die Fluggesellschaften.

#### „Maturaarbeit zum Thema Winglets und Aerodynamik

Sehr geehrte Damen und Herren

Zurzeit besuche ich die Kantonsschule in Schaffhausen und habe soeben mit dem dritten Schuljahr abgeschlossen. Nach den Sommerferien werde ich mein letztes Schuljahr vor Abschluss der Matura antreten. Zum Abschliessen der Matura gehört auch das Schreiben einer umfangreichen Maturaarbeit, welche bis zum Dezember des kommenden Semesters fertig gestellt sein sollte.

Da die Luftfahrt schon seit meinem siebten Lebensjahr meine grösste Leidenschaft ist, war für mich schon früh klar, dass meine Arbeit sich mit diesem Thema beschäftigen sollte.

Meine Wahl fiel auf die Thematik der Winglets und deren Einfluss auf die Flugeigenschaften eines Flugzeuges.

Im ersten Teil will ich sowohl die Theorie aus der Aerodynamik, also das Problem an sich, als auch die heutige Lösung präsentieren und analysieren.

Ein Paradebeispiel für den erfolgreichen Einsatz von Winglets stellt wohl die Boeing 737 dar, welche durch die charakteristischen Flügelspitzen nach wie vor sämtlichen Neuentwicklungen trotzt und neue Massstäbe setzt.

Ihre Airline kann auf eine langjährige Erfahrung im Umgang mit der Boeing 737 zurückgreifen. Sie haben oder hatten sowohl die klassischen als auch die hochmodernen Typen der neusten Generation in Ihrer Flotte im Einsatz. Zum Teil werden etwas ältere Modelle sogar mit Winglets nachgerüstet und so auf den neusten Stand der Technik gebracht.

Sie haben sich wohl nicht ohne Grund für den Einsatz von Winglets entschieden.

Für mich, wäre es nun hoch interessant, wenn Sie mir einige Fragen beantworten könnten, welche darstellen, was genau die Vorteile sind:

- Sind deutliche Effizienzsteigerungen zwischen Flugzeugen mit und Flugzeugen ohne Winglets zu erkennen? Wenn ja, wie hoch fallen diese aus und wie viel kann dadurch eingespart werden?
- Gibt es Gründe, warum Sie möglicherweise nur einen Teil Ihrer Flotte umrüsten? Sind Winglets nur auf bestimmten Strecken/ Einsatzgebieten von Vorteil? Wenn ja, welche wären diese und was sind Gründe dafür?
- Was waren Argumente und Ideen welche zu Ihrer Entscheidung geführt haben, künftig Winglets einzusetzen? Was waren Ihre Zielvorstellungen und Erwartungen an die Winglets? Sind diese erfüllt worden?
- Bringen Winglets allenfalls ungeahnte Nebeneffekte an den Tag, wie etwa Extrakosten im Bereich der Wartung?

Ich würde mich freuen, wenn Sie mir allenfalls auch mit Statistiken, Zahlen, Fakten und Grafiken weiterhelfen könnten, welche darstellen, warum Sie sich für den Einsatz von Winglets entschieden haben.

Ich bedanke mich schon im Voraus dafür, dass Sie mir geholfen haben, meine Arbeit zu realisieren und diese mit realistischen Beispielen interessanter gestalten.

Mit Interesse erwarte ich Ihre Antwort.

Mit freundlichen Grüssen  
Yves Mayer

## Anhang 2.2 Antwort von Air Berlin.

Sehr geehrter Herr Mayer,

Bezugnehmend auf ihre Anfragen zur Bearbeitung ihrer Maturaarbeit "Winglets und Aerodynamik", können wir Ihnen an dieser Stelle gerne, wenn auch verspätet, mit einigen Informationen behilflich sein.

Nachstehend finden sie die Antworten zu ihren Fragen vom 12.08.2007:

1. Ja, je nach Einsatzart sind deutliche Effizienzsteigerungen zu erkennen. Die Verbesserung kann grundsätzlich auf sehr unterschiedliche Parameter reflektiert werden. In der Regel erfolgt eine prozentuale Ermittlung der „Fuel mileage Deviation“ bzw. der Verbesserung der spezifischen Reichweite je nach Flugzeugtyp und repräsentativem Arbeitspunkt. In Anhang - 1- (Winglets Whitepaper) finden sie auf Seite 5.6 die Ergebnissdarstellung einer solchen komplexen Analyse (die 17 Monate dauerte) für das Flugzeugmodell 737-700 einer anderen Fluggesellschaft (Southwest).

2. Air Berlin betreibt unter anderem einige wenige Leasingflugzeuge. Die Entscheidung für den Umbau mit Winglets obliegt dem jeweiligen Besitzer.

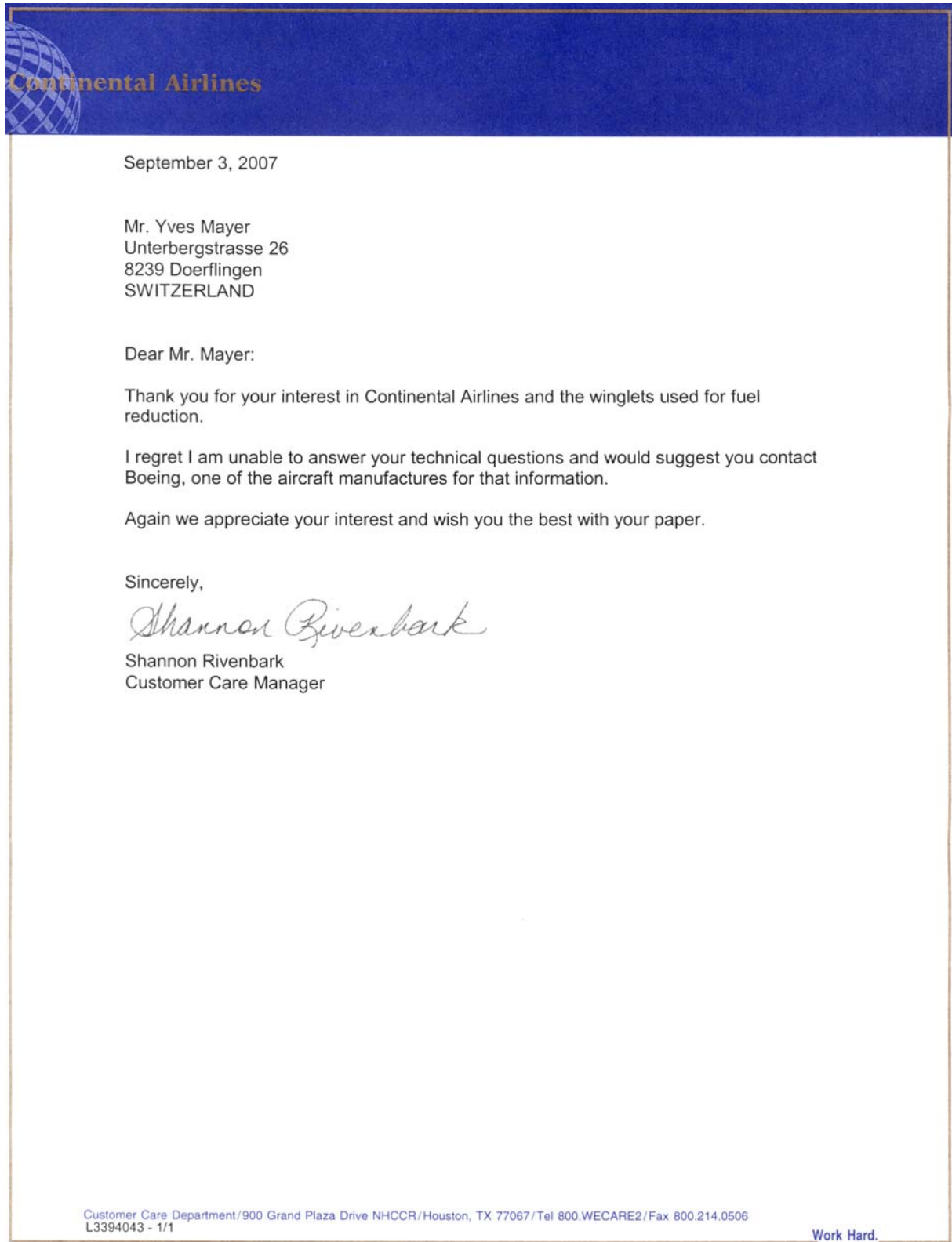
3. Winglets haben in vielerlei Hinsicht Vorteile, nicht nur was die Auswirkung auf den Treibstoffverbrauch angeht. Welche Auswirkungen Winglets noch haben, können sie dem zweiten Anhang (Wingtip devices) auf Seite 4.2 entnehmen. Unsere Erwartungen wurden in jeder Hinsicht erfüllt.

4. Winglets bzw. die gesamte Wingletmodifikation macht jedes Flugzeug geringfügig im Leergewicht schwerer (ca. 0,5%). Dieser Effekt schmälert jedoch lediglich die deutlich positiven Effekte. Der Masseneffekt muss in jedem Fall bei einer umfangreichen Analyse mit berücksichtigt werden, da jede Erhöhung des Leergewichts sich in allen Betrachtungen und Ergebnissen widerspiegelt.

Wir wünschen Ihnen viel Erfolg und Glück bei ihrer Maturaarbeit und verbleiben

Mit freundlichen Grüßen,

Dipl.-Ing. Charalambos Savvidis  
-Flight Operations Engineer-

**Anhang 2.3** Antwort von Continental Airlines.

**Anhang 2.4** Antwort von Southwest Airlines.**SOUTHWEST AIRLINES CO.**Summer Cook  
Representative  
Customer Relations & Rapid  
RewardsLove Field  
P.O. Box 36647  
Dallas, TX 75235-1611  
(214) 792-4866

October 15, 2007

053233

Mr. Yves Mayer  
Unterbergstrasse 26  
8239 Dorflingen  
Switzerland

Dear Mr. Mayer:

We greatly appreciate your contacting us to let us know of your interest in our fleet of all Boeing 737 aircraft and our decision to utilize winglets. I welcome the opportunity to try respond to your request.

Although I'm not personally very knowledgeable about the various questions you asked, I knew that there would be someone here who could help me point you in the right direction. So, I took the liberty of speaking with a member of our Executive Office who provided some great information both via the web and included with this letter, which he felt would be helpful in writing your paper. He recommended that you visit two web sites: <http://www.blogsouthwest.com/2007/10/01/blogging-gate-game/> and <http://www.b737.org.uk/winglets.htm>. Additionally, I have enclosed an article from our Maintenance and Engineering Newsletter, which address the benefits that winglets provide to our operations.

I hope that you will find this information helpful in completing your paper. We appreciate your looking to us as a model for your research subject. We hope that, should your future travels bring you to the United States, we will have the pleasure of welcoming you onboard one of our many LUV jets!


Sincerely,

  
Summer Cook

/sc

Enclosure: "Beeline" Article

## Anhang 2.5 Anhang von Air Berlin und Southwest Airlines



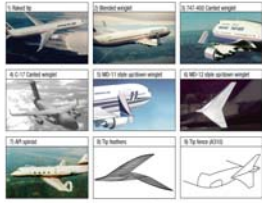
### Article 4

## Wingtip Devices: What They Do and How They Do It

Doug McLean  
Boeing – Aerodynamics


**1. Introduction**

The idea of a beneficial wingtip appendage, or "wingtip device," has been around since the early 20th century, when theoretical calculations first indicated that a vertical endplate added to a wingtip would reduce the induced drag. Early on, however, reality did not live up to the theoretical promise. The simple flat endplate turned out to be a disappointment in practice because the added viscous profile drag more than offsets the saving in induced drag, and the device fails to produce a net benefit. Whitcomb (ref. 1) seems to have been the first to recognize that it is possible to reap the induced-drag benefit of an endplate, and at the same time to realize a net benefit, by keeping the additional profile drag to a minimum through good aerodynamic design practice. The direct result of Whitcomb's work is the classic near-vertical winglet. Less directly, Whitcomb's paradigm of applying good design practice to keep the profile drag low has also contributed to the development of concepts other than the winglet. Both winglets and tapered horizontal span extensions have been put into commercial service, and several other device concepts have also been proposed and brought to varying levels of development (fig. 1.1).



*Figure 1.1. An assortment of wingtip device configurations*

This article is presented as part of the 2002 Boeing Performance and Flight Operations Engineering Conference, providing continuing support for safe and efficient flight operations.



### Article 5

## Blended Winglets—One Operator's Perspective

Brian Gleason  
Southwest Airlines

**Introduction**

While most people might believe that the main reason for installing Aviation Partners Boeing Blended Winglets on the 737NG aircraft is to improve the looks of the airplane (after all, they do look cool), the business decision to modify or install the Blended Winglets by an individual aircraft operator is much more complex. The business case to incorporate winglets is an individual operator decision, with differing variables and hurdles for each potential operator to consider. For that reason, this article will not address the business process that was used to arrive at the decision for installing the winglets, but will instead focus on implementation considerations, the validation process that was used to verify the advertised fuel savings, and the operational benefits that were realized.

After many months of careful consideration, Southwest Airlines made the decision to retrofit our 737-700 fleet with the Blended Winglets. We modified 172 aircraft over a 17-month period, and we are now having the winglets installed in production for all new aircraft deliveries.

**Implementation Considerations**

**Aircraft Performance**

Adding Blended Winglets to an existing aircraft fleet provides some interesting challenges during the transition period from having no winglets installed to having winglets installed on all of the aircraft. The 737NG aircraft with winglets was flight tested to establish the new level of performance due to the change in drag characteristics. The performance data for this new performance level is provided by Boeing through the normal Flight Operations Engineering publications and software.

This article is presented as part of the 2002 Boeing Performance and Flight Operations Engineering Conference, providing continuing support for safe and efficient flight operations.

Links: Artikel 4 zeigt die Grundprinzipien der Funktion und Auswirkungen von Winglets auf.

Rechts: Artikel 5 zeigt anhand der Fluggesellschaft Southwest Airlines, dass die Theorie der Realität entspricht und inwiefern Winglets eine Effizienzsteigerung bewirken.

# Beeline

SOUTHWEST AIRLINES MAINTENANCE & ENGINEERING NEWSLETTER    SPRING 2004

## Winglets UP, Fuel Burn DOWN

Dale Stotzer, Director of Engineering

In 2003, Southwest Airlines entered into a contract agreement with Aviation Partners Boeing (APB) to install blended winglets on our 737-700 fleet for operational advantages including lower operating costs, increased range, improved takeoff performance and payload capability, increased optimum cruise altitude capability, and reduced noise and emissions. According to APB, nature was the inspiration behind the blended modern winglets; their design, they say, was modeled after the wings of birds. The smooth transition between the wing and the winglet surface, as the reduced wing tip vortices, reduces drag more effectively than the traditional wing tipped airplanes, resulting in increased performance! The total winglet modification for 700's adds approximately 345 pounds to the aircraft weight. It is estimated that between 800 to 1200 man-hours are required for each modification, with approximately five to six days of aircraft downtime.

**SMA Winglet Mod Information**

As of this writing, 38 SWA aircraft have been retrofitted with winglets and the modification program continues at DME, Maintenance Base, San Antonio Aerospace and BFP Goodrich with scheduled completion of an estimated 190 airplanes retrofitted, by early 2005. Boeing is scheduled to deliver new production 737-700 aircraft with winglets sometime in July of 2004. Current evaluation of our "old fleet" of 737-300 & -500 airplanes may prove it is tougher to make the business case because their winglets take weigh over 800 pounds, take twice the manpower and downtime to install, and is more expensive due to the additional structural reinforcement parts required. It is guaranteed that our Old Partial -200s will retire into the sunset without winglets.

Fuel leaks were discovered in the modified area on 13 of the first 17 winglet installations. Aviation Partners Boeing, along with Boeing and Southwest Airlines, are aggressively addressing the fuel leaks with a combined effort as follows:

- The sealant installation design has been changed (addition of "filler plates" into areas of large gaps around the wing stringers)
- The installation instructions have been further clarified

CONTINUED ON PAGE 2



## BLENDED WINGLETS

FOR IMPROVED AIRPLANE PERFORMANCE

The blended winglets on the Boeing Business Jet and the 737-400 commercial airplane offer operational benefits to customers. Besides giving the airplane a distinctive appearance, the winglets create more efficient flight characteristics in terms of drag, fuel burn and noise. Airplane manufacturers are addressing drag with the blended winglet design.

**TECHNOLOGY/PRODUCT DEVELOPMENT**

Links: Artikel zum Thema Winglets aus dem Newsletter der Mechanik Abteilung der Southwest Airlines.

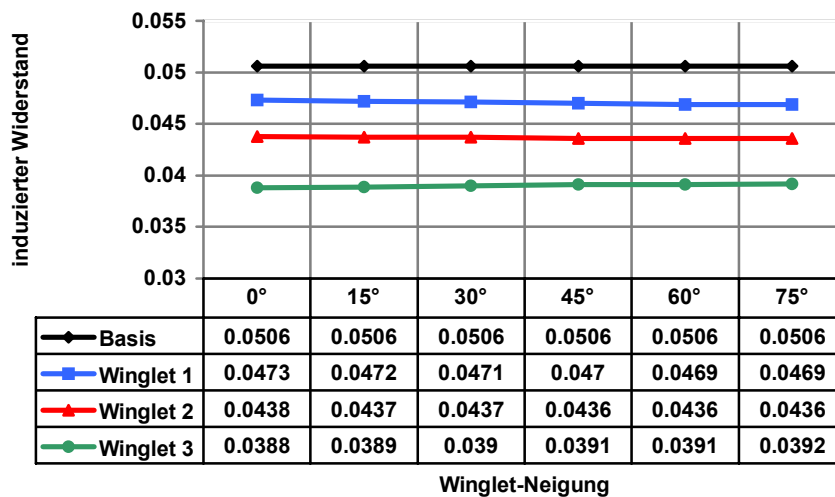
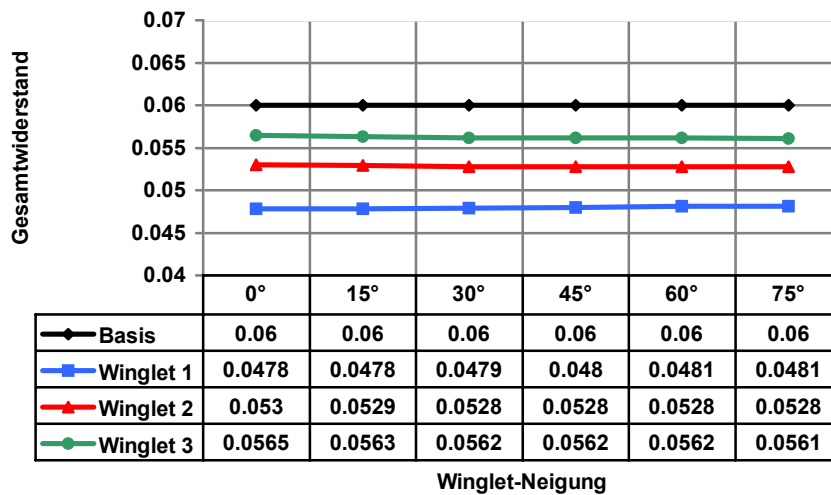
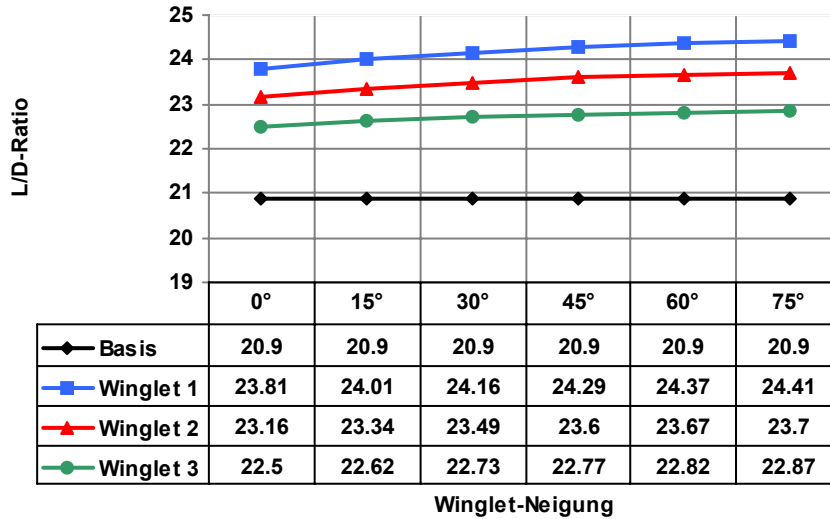
Rechts: Kundenprospekt mit ausführlichen Informationen zu Entstehung, Funktion und Auswirkungen der Blended Winglets von Boeing und Aviation Partners.

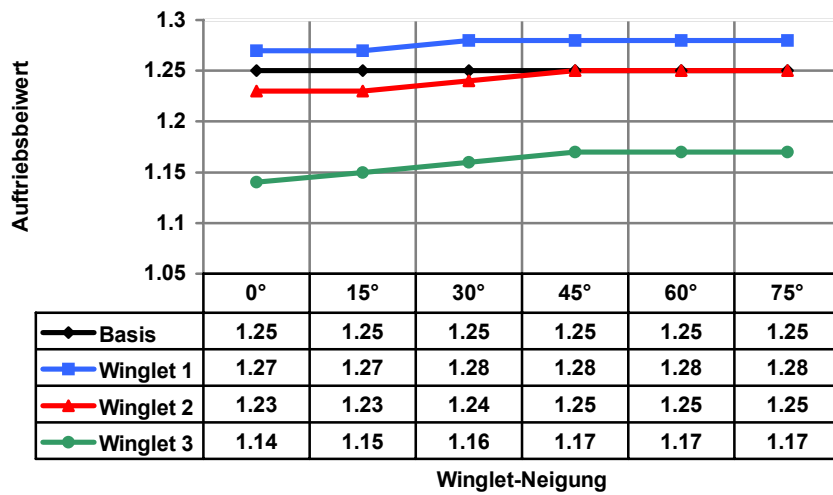
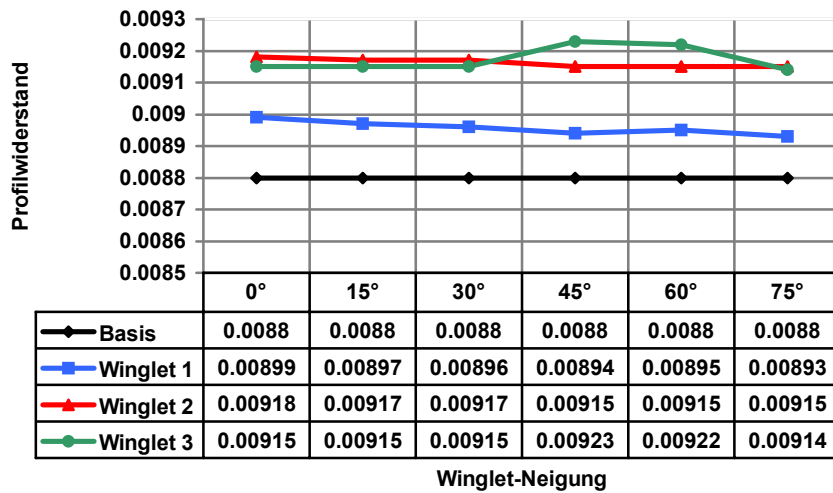
### Anhang 3:

Vollständige Datenreihen aus den Versuchen zur Evaluierung eines Winglet-Optimums.

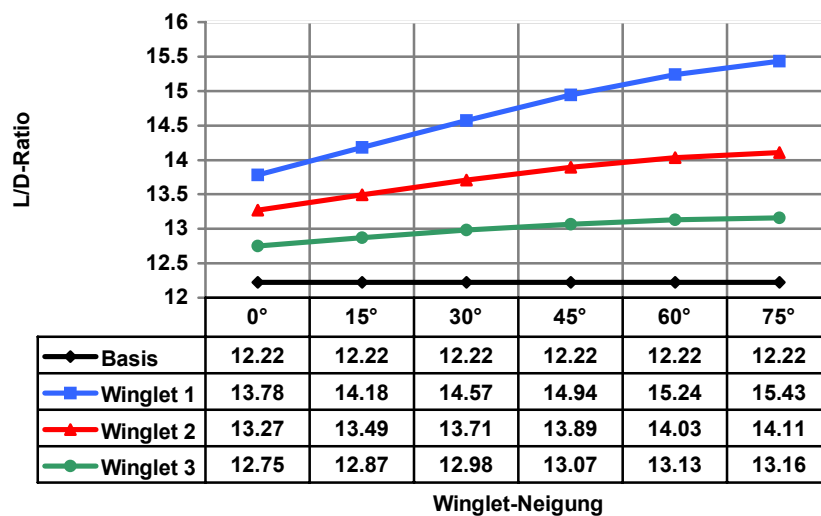
#### 3.1. Startphase

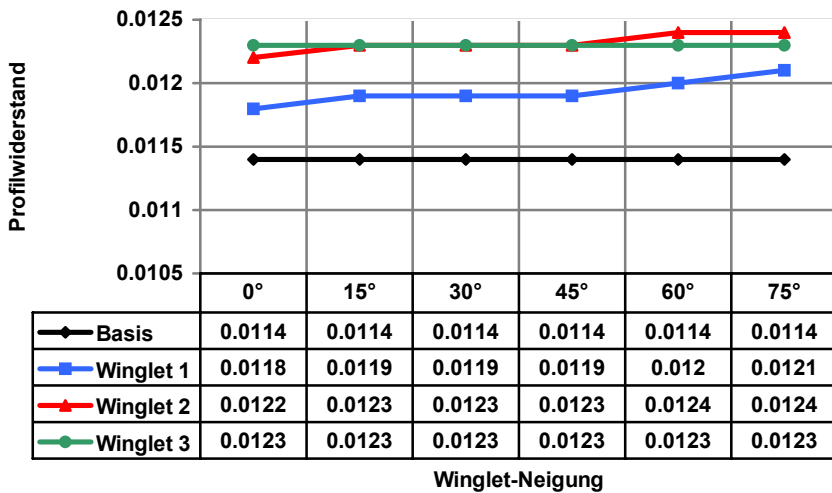
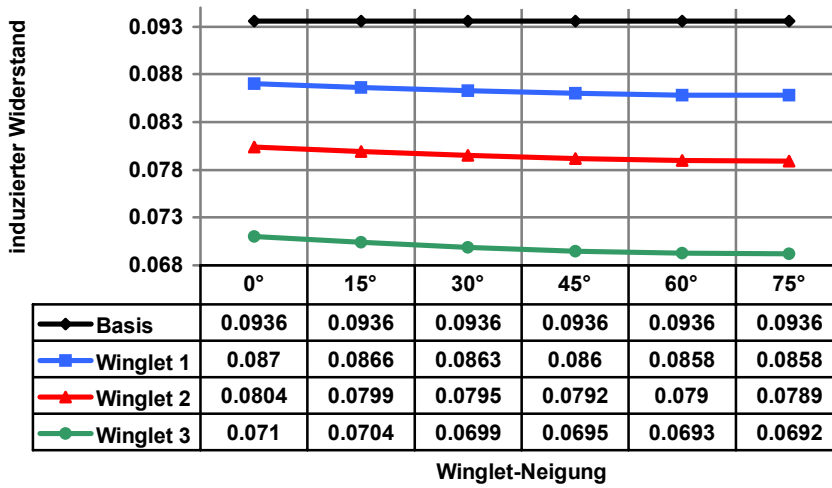
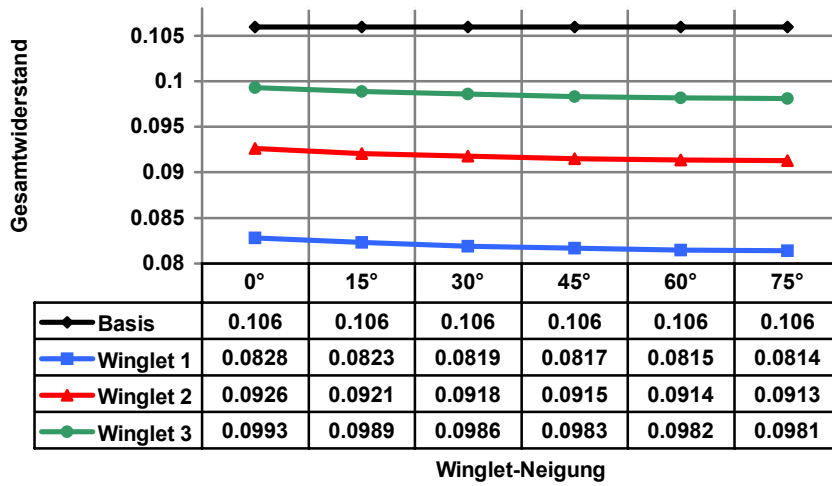
##### 3.1.1. Anstellwinkel: 0°



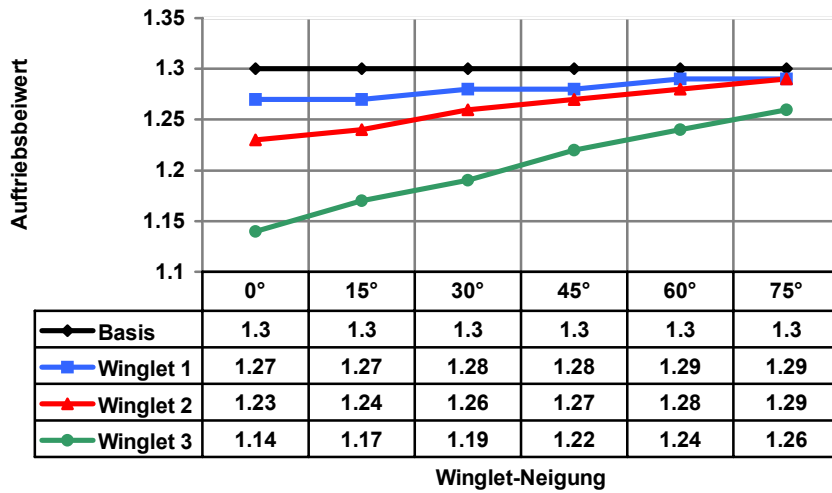


**3.1.2. Anstellwinkel: 5°**

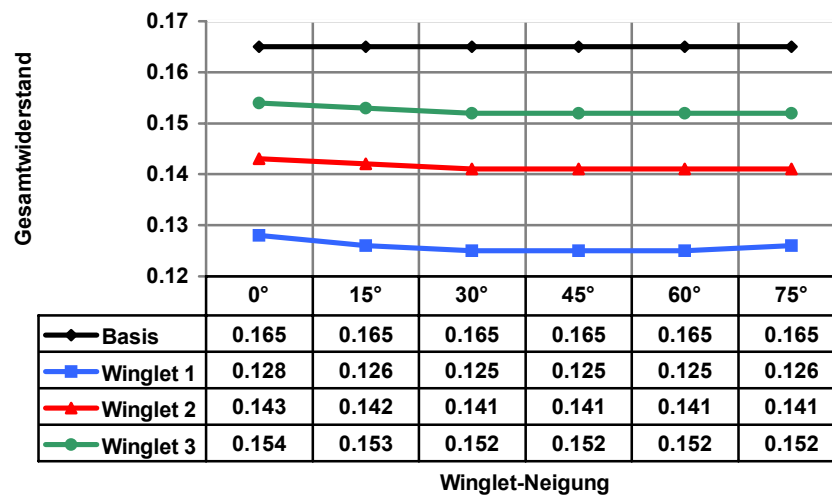
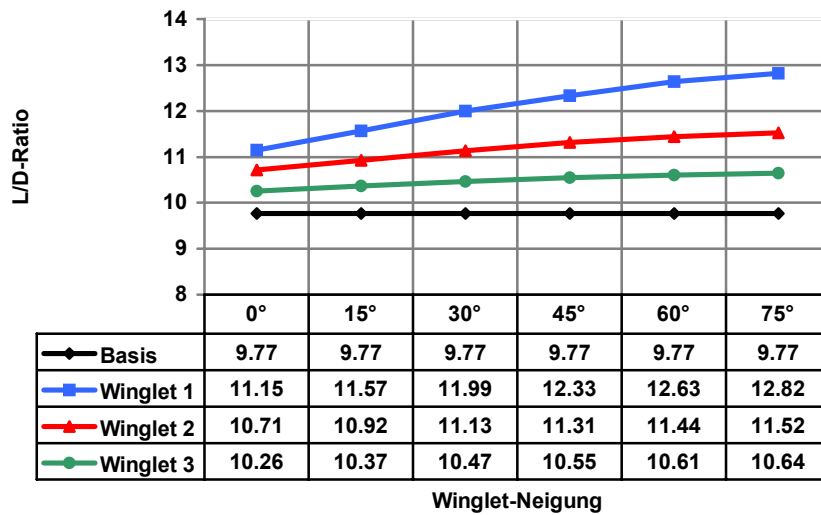


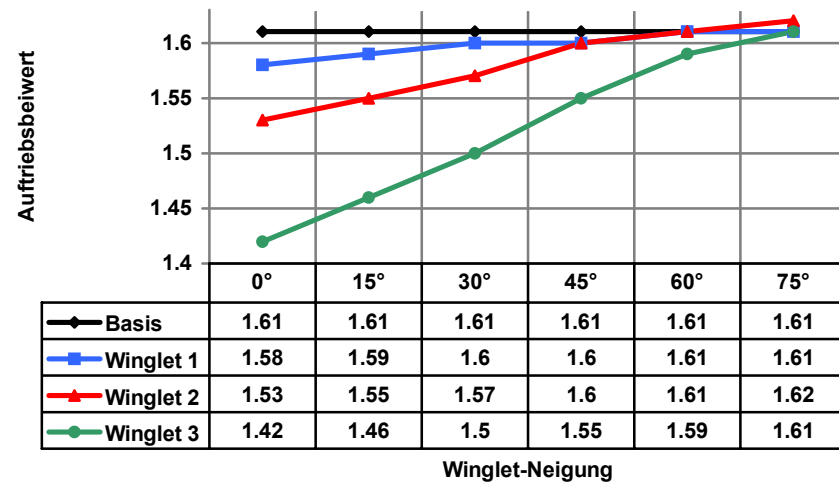
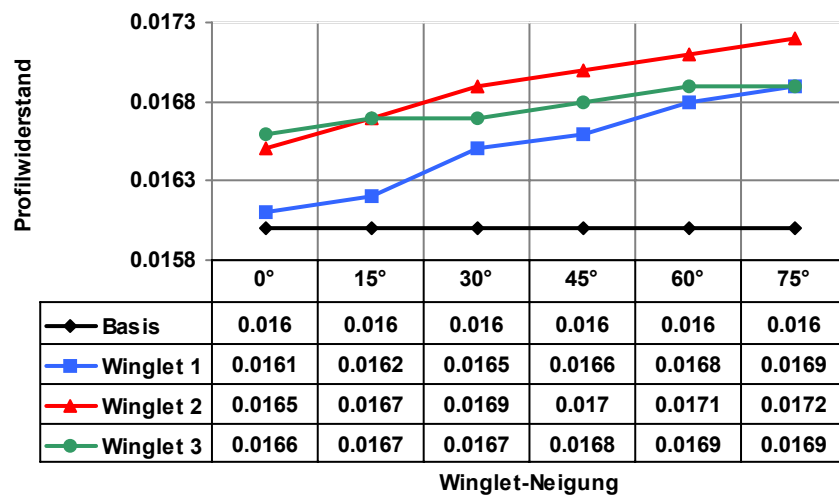
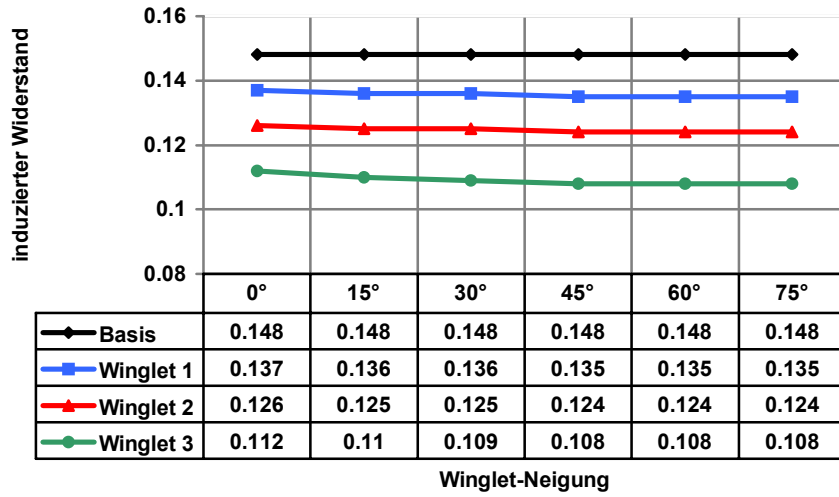






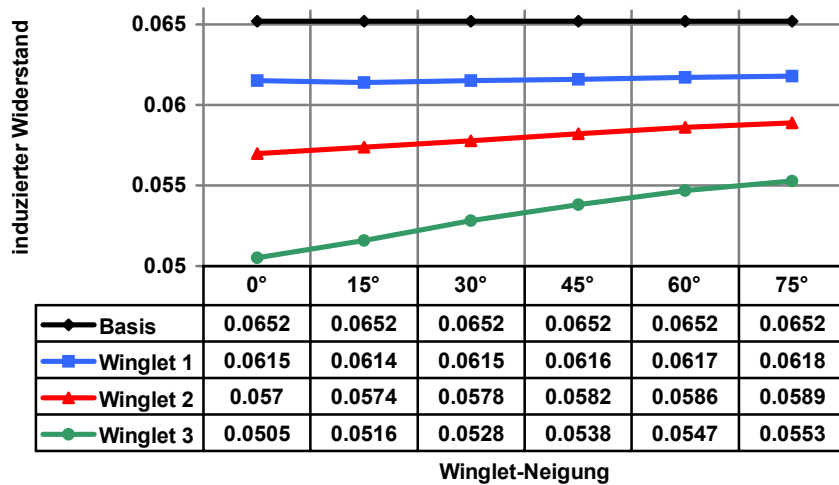
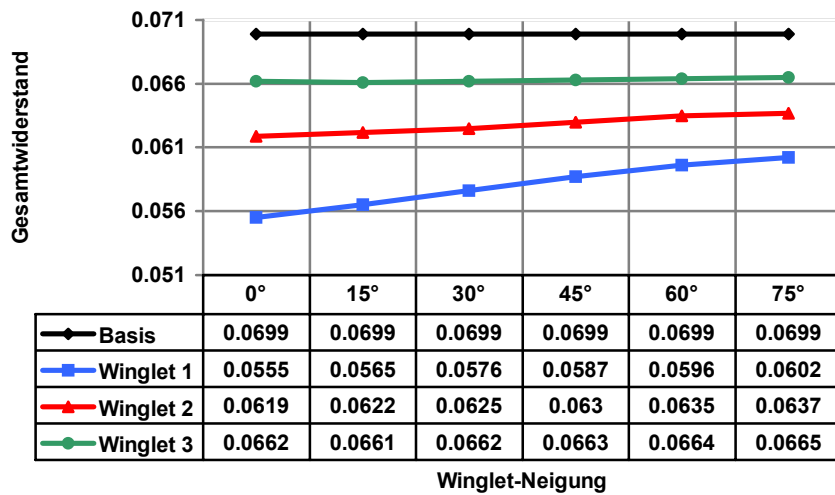
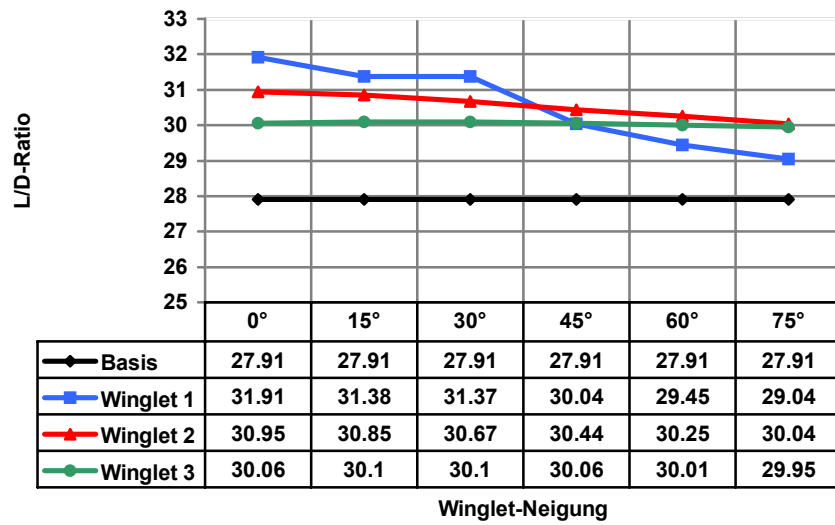
**3.1.2. Anstellwinkel: 10°**

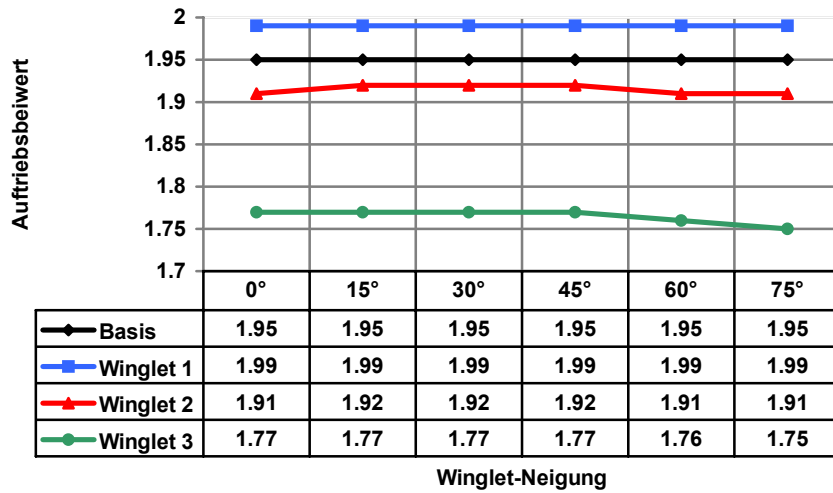
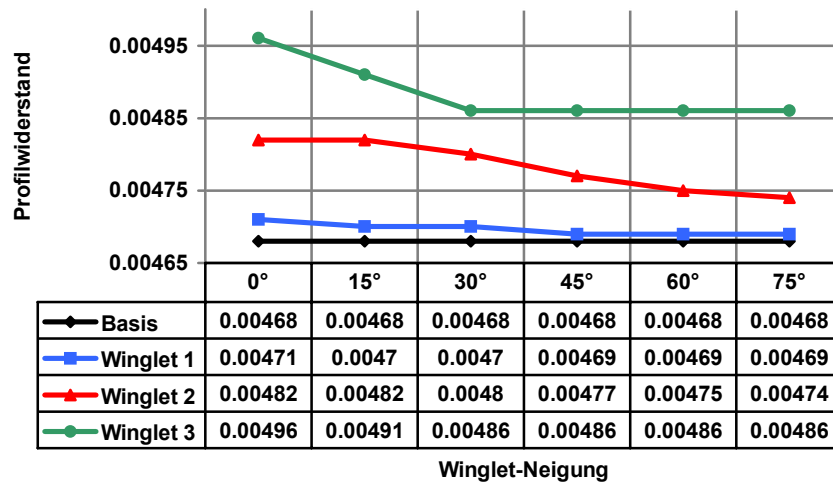




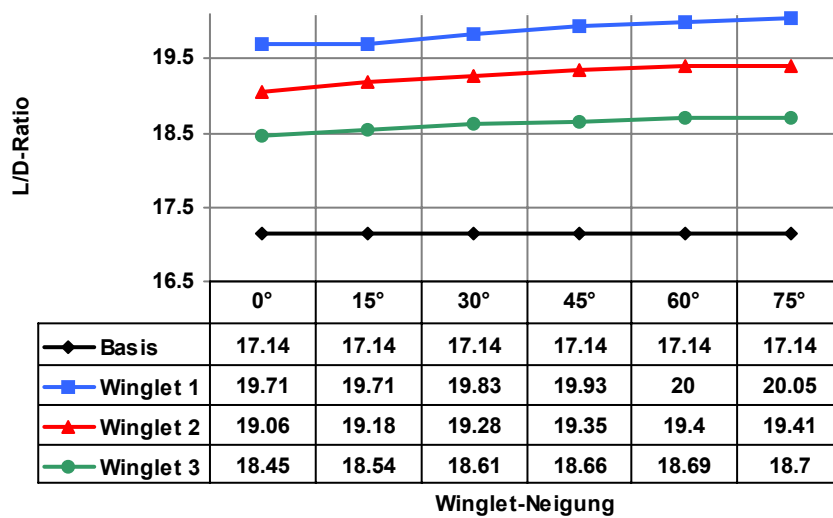
### 3.2 Landephase

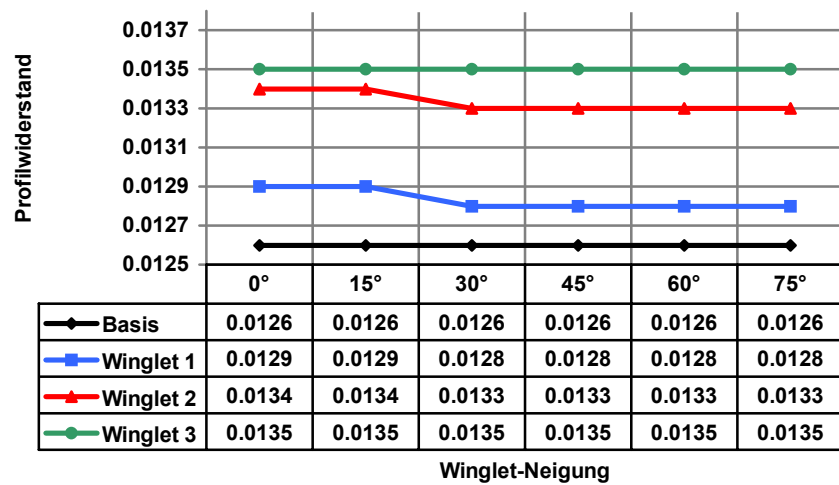
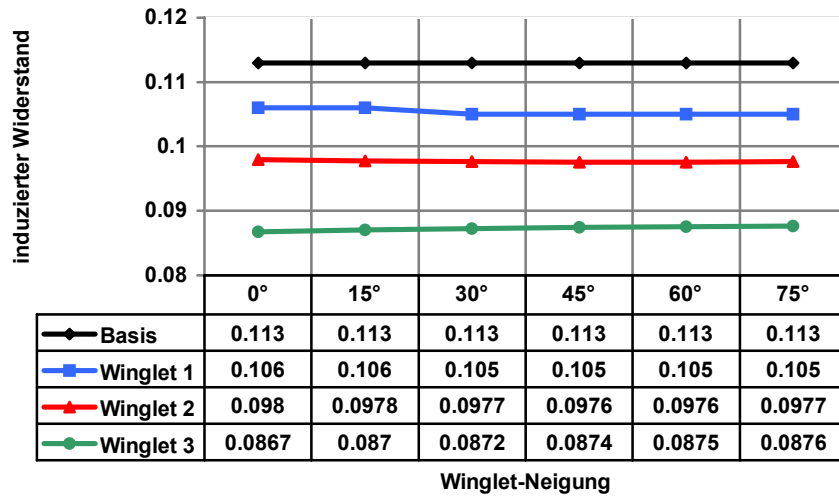
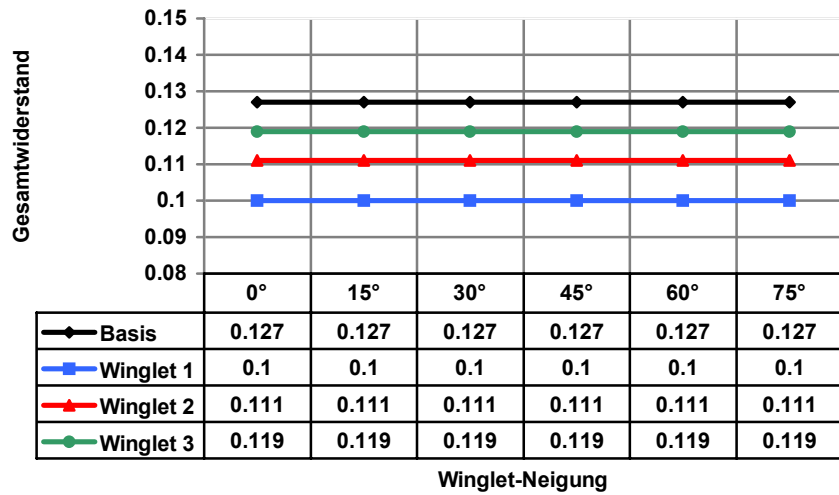
#### 3.2.1. Anstellwinkel: $-5^\circ$

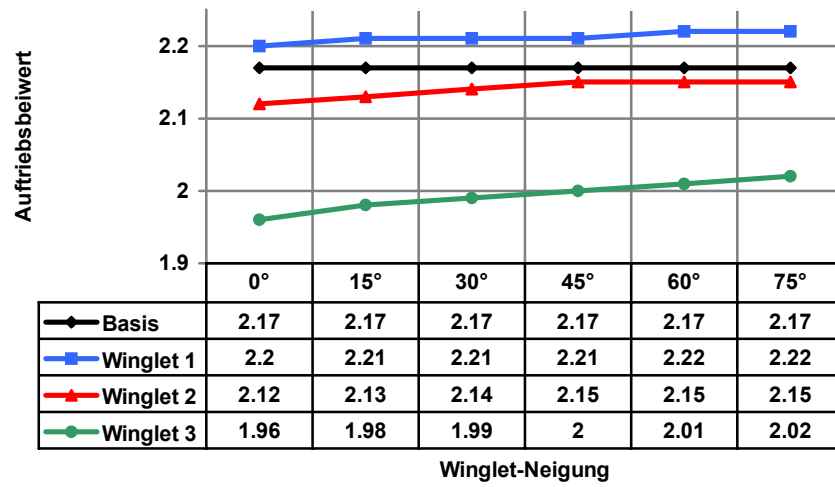




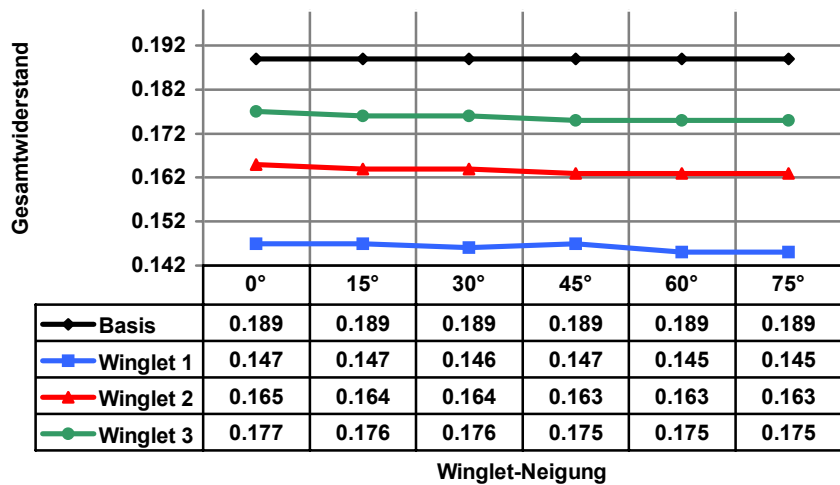
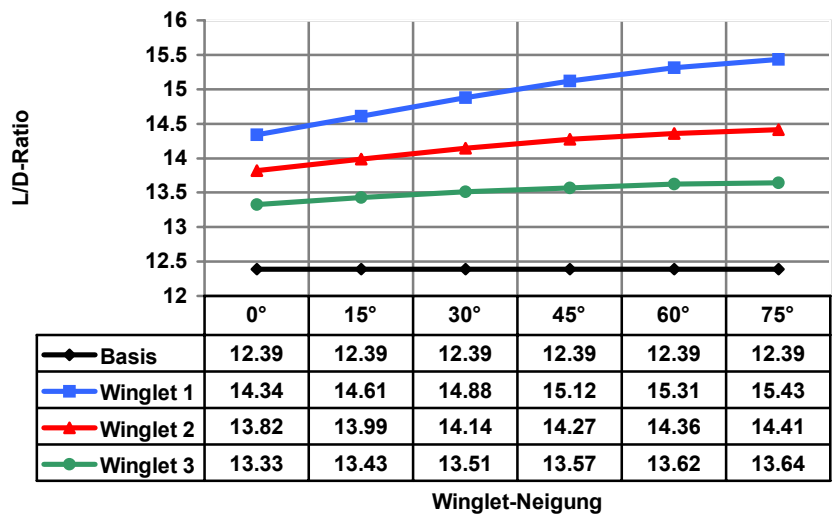
**3.2.2. Anstellwinkel: 0°**

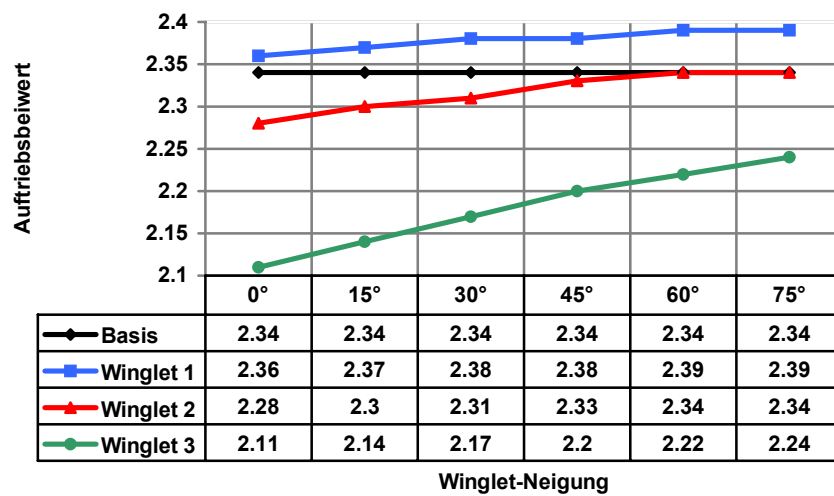
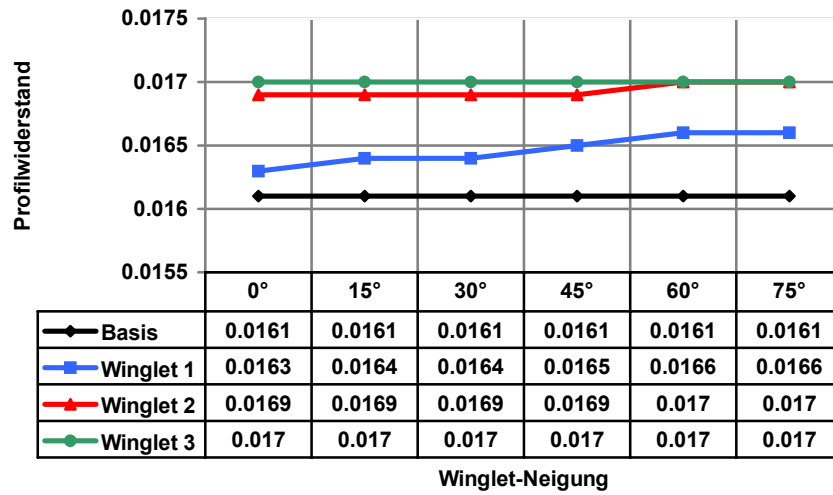
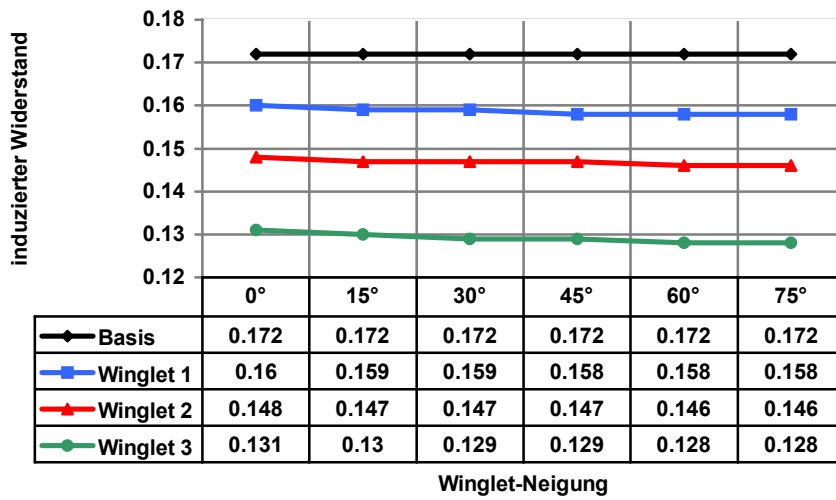






**3.2.2. Anstellwinkel: 5°**





### 3.3 Horizontalphase

#### 3.3.1. Anstellwinkel: 0°

