

WINDKANAL- UND FLUGVERSUCHE MIT OTTO LILIENTHAL'S EXPERIMENTIERGERÄT VON 1895

Markus Raffel
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), 37073 Göttingen, Deutschland
und Institut für Turbomaschinen und Fluid-Dynamik (TFD)
Leibniz Universität Hannover, 30823 Garbsen, Deutschland

Felix Wienke, Clemens Schwarz and Andreas Dillmann
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), 37073 Göttingen, Deutschland

Zusammenfassung

Im Jahr 1895 patentierte, baute und flog Otto Lilienthal ein Forschungsflugzeug mit mehreren Steuerflächen, die vom Piloten betätigt werden konnten. Es verfügte über elastisch aufgehängt Vorderkantenklappen für die automatische Nicksteuerung sowie über Spoiler, Flügelverwindung und Ruder für die Gier- und Rollsteuerung, die über eine Hüftgabel betätigt wurden. Für die hier beschriebenen Untersuchungen wurden ein Nachbau in Originalgröße und ein Modell im Maßstab 1:5 gebaut. Alle Materialien, die für die Flugeigenschaften relevant sind, wurden mit großer Sorgfalt ausgewählt. Das 1:5-Modell wurde in zwei verschiedenen Windkanälen am Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Göttingen getestet. Der maßstabgetreue Nachbau wurde für eine Reihe von Flugtests auf den Outer Banks in North Carolina und an der kalifornischen Küste bei Monterey eingesetzt. Die Windkanaltests lieferten neue Erkenntnisse über die Leistungsfähigkeit, den Trimmzustand, die Flugstabilität und die Steuerbarkeit. Nach der gängigen Klassifizierung von Lilienthals Segelflugzeugen hat das „Experimentiergerät“ oder im Weiteren der „Experimental-Eindecker“ eine Spannweite von 8,8 m und eine Flügelfläche von 23 m². Es wurden Windkanalmessungen und eine begrenzte Anzahl von Flugtests durchgeführt, um zu untersuchen, ob die patentierte automatische Nickregelung und die Steuerflächen ausreichen, um das Flugzeug sicher zu steuern.

Keywords

Flugeigenschaften, Luftfahrtgeschichte, Windkanalmessungen, Flugversuche.

1. NOMENKLATUR

A_f	=	Flughöhe in m
α	=	Anstellwinkel in °
C_D	=	Widerstandsbeiwert
C_L	=	Auftriebsbeiwert
C_l	=	Rollmomentenbeiwert
C_m	=	Nickmomentenbeiwert
C_n	=	Giermomentenbeiwert
E	=	Gleitzahl C_L/C_D
F_P	=	Vorspannkraft in N
η	=	Anstellwinkel des Höhenruders in °
θ	=	Einstellwinkel des Seitenleitwerks in °
κ	=	Öffnungswinkel der Vorflügel in °
U_∞	=	Anströmgeschwindigkeit in m/s

2. EINLEITUNG

1889 veröffentlichte Otto Lilienthal sein Buch „Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst“, in dem er die ersten Daten über den Auftrieb und den Widerstand von gewölbten Flügeln und andere wichtige Informationen für den Menschenflug lieferte [1]. Ab 1895 beschrieb er seine Erfahrungen regelmäßig in Artikeln, die nicht nur in Deutschland, sondern auch in England, Frankreich, Russland und den Vereinigten Staaten veröffentlicht

wurden [2,3]. Er empfing Besucher aus der ganzen Welt, darunter den Russen Nikolai Schukowski, den Engländer Percy Pilcher und den Österreicher Wilhelm Kress. Schukowski schrieb, Lilienthals Flugmaschine sei die wichtigste Erfindung auf dem Gebiet der Luftfahrt. Lilienthal korrespondierte mit vielen Mitgliedern der Boston Aeronautical Society, deren Ehrenmitglied er war. Darunter Octave Chanute, Autor von "Progress in Flying Machines" [4], James Means, der Lilienthal zu Flugvorführungen einlud, Samuel Pierpont Langley, der Lilienthal in Berlin besuchte, und Greely S. Curtis, der bei einem Besuch bei Lilienthal 1895 sogar Gleitflugerfahrungen aus erster Hand sammeln konnte. Am Mittwoch, den 29. Mai 1895, tagte der Verein zur Förderung der Luftschiffahrt nicht wie üblich abends in einem Berliner Hörsaal, sondern am helllichten Tag auf Otto Lilienthals Übungshang in Lichterfelde, dem sogenannten „Fliegeberg“. In der Protokollnotiz heißt es: „Eine große Anzahl von Mitgliedern und Gästen war der Einladung von Herrn O. Lilienthal gefolgt, welcher dort den Versammelten seine weithin bekannten und berühmt gewordenen Flugversuche vorführte. Dieselben gestalteten sich um so anregender und belehrender, als die allermeisten Anwesenden mit den Experimenten des Herrn Lilienthal bisher nur aus Beschreibungen bekannt waren, wenn auch die gar zu schwache Luftströmung den Fliegenden vielfach an der vollen Entfaltung seiner Kunst

hinderte.“ Lilienthal führte den Besuchern seinen zwölften Flugzeugentwurf vor, einen Eindecker mit einer Flügelfläche von über 20 m². Wegen seiner Spannweite von fast 9 m bei einer Flügeltiefe von 3 m war Lilienthals größter Eindecker nur bei leichten Winden einsetzbar. Noch am selben Tag meldete Lilienthal ein Patent an. Angemeldet wurde der „Vorflügel“, eine Vorderkantenklappe, die erstmals in einem Segelflugzeug für diesen Zweck eingesetzt wurde. Wegen der Größe des Apparates wurden auf jeden Flügel drei statt der üblichen zwei Profilschienen aufgeschoben.



BILD 1. Otto Lilienthal in seinem Experimental-Eindecker mit Flugsteuerung bei Berlin im Jahre 1895 [10].

Das Patent wurde im folgenden Dezember vom Deutschen Reichspatentamt als Ergänzung zu Lilienthals erstem Flugzeugpatent von 1893 erteilt. In der Patentschrift heißt es, dass „der vordere Teil der Flügelfläche um die Vorderkante nach unten drehbar ist und durch federnde Organe nach unten gedrückt wird, so dass er sich beim Nachlassen des von unten wirkenden Luftdruckes nach unten dreht und dadurch ein den Apparat aufrichtendes Moment erzeugt.“ In der Praxis bedeutet dies, dass Gummibänder über Hebel den beweglichen Flügelabschnitt im Ruhezustand um etwa 30° nach unten drehen. Im Flug ist die Flügelfläche normalerweise geschlossen. Wenn der Segelflugapparat jedoch rasch zu sinken beginnt und einem geringen oder sogar negativen Anströmwinkel ausgesetzt ist, öffnen sich die Flügelklappen aufgrund der Vorspannung der Gummielemente und stabilisieren so den Flug. Lilienthal verfügte zu seiner Zeit noch nicht über das Vokabular der modernen Flugmechanik, beschrieb aber treffend, dass bei bestimmten Fluglagen die Vorderkante der gewölbten Flügel des patentierten Eindeckers bei kleinen Anstellwinkeln einem Druck von oben ausgesetzt sein kann. Lilienthal wies auf die daraus resultierende Gefahr für eine instabile Fluglage hin. Er war davon überzeugt, dass die neuen Vorderkantenklappen in solchen Fällen für ein aufrichtendes Moment sorgen. Der neue Apparat wurde den Besuchern sowohl am Boden als auch im Flug vorgeführt. Dabei machte Dr. Neuhaus eine Reihe von fotografischen Aufnahmen, auf denen der aufgeklappte vordere Flügelteil deutlich zu sehen ist. Er hat eine Sehnenlänge von knapp 0,5 m an der Flügelwurzel und etwa 0,25 m Sehnenlänge an den Spitzen. Die dem Patent beigefügte Zeichnung ist schematisch und veranschaulicht den Patentanspruch, ohne Details zu nennen. Da das Patent als Nachtrag eingereicht wurde, ist das Höhenleitwerk wie 1893 vor dem Seitenleitwerk dargestellt, obwohl Lilienthal zu diesem Zeitpunkt schon seit längerem beide Leitwerke kreuzweise am Ende des Hecks angeordnet hatte [5].

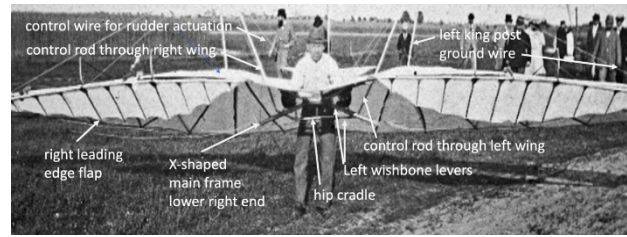


BILD 2. Paul Beylich im Experimental-Eindecker „mit automatischem Ausgleich“. Deutlich zu erkennen sind die Hüftgabel, die Steuerhebel und -stangen, die die Steuerimpulse auf die Seilzüge über den Tragflächen übertragen. Foto: R. Neuhaus.

Die Abbildungen 1 und 2 zeigen denselben großen Eindecker, bei dem die Vorderkanten der Flügel durch Klappen gebildet werden. Diese Vorderkantenklappen gaben dem Gerät den Namen „Vorflügelapparat“. In der deutschen Literatur nannte Lilienthal ihn später jedoch „Experimentiergerät“ [6]. Um Lilienthals Namensgebung zu folgen und den Apparat von anderen zu unterscheiden, wird er im weiteren Verlauf dieses Artikels als „Experimental-Eindecker“ bezeichnet. Der Experimental-Eindecker war von Anfang an als Werkzeug für Steuerungsversuche gedacht. Das Betätigungssystem ist bereits auf Fotos zu sehen (Bild 2) [8]. Es bestand im Wesentlichen aus der Hüftgabel, die aus zwei nach hinten oben gebogenen Weidenruten gebildet wurde, die am Heck in der Nähe des Seitenleitwerks zusammengeführt und durch eine zusätzliche Stange vor dem Körper des Piloten verbunden wurden. Mit den querlenkerähnlichen Hebeln, die die Hüftgabel mit den Steuerstangen auf jeder Seite verbinden, bewirkt eine Verschiebung der Hüftgabel eine Auslenkung der Steuerstangen, die durch die Flügeloberfläche in der Nähe des hinteren Cockpitings verlaufen. Auf Bildern sehen diese schrägen Steuerstangen wie zwei zusätzliche Spanntürme aus. Zunächst wurden diese Stangen nur dazu verwendet, das Seitenleitwerk seitlich als Seitenruder auszulenken. Die Bewegung der Steuerstangen wurde über Schnüre [5] auf die Hinterkante des Leitwerks übertragen. Diese Schnüre liefen von den Spanntürme über die Steuerstangen zum unteren Teil des Höhenleitwerks. Aus den Fotos ist nicht ersichtlich, ob die Flexibilität des Leitwerksauslegers oder ein Gelenkpunkt für die seitliche Auslenkung der Leitwerkshinterkante sorgte. Nach Ansicht der Autoren ist jedoch eine gelenkige Anordnung, die nur mäßige Ruderausschläge zuließ, wahrscheinlicher. Um die Wirkung des Seitenruders zu verstärken, verlängerte Lilienthal das Seitenleitwerk, indem er Rippen und Stoff an der Oberseite anbrachte. Die Größe des Höhenruders blieb jedoch die gleiche wie bei seinem patentierten Eindecker „Normalsegelapparat“, dem ersten in Serie hergestellten Flugzeug der Welt. Das relativ kleine Höhenruder trug wahrscheinlich zur Verbesserung der Gleitzahl bei, führte aber auch zu einer geringeren Längsstabilität des Flugzeugs mit geschlossenen Vorderkantenklappen, wodurch die neu erfundene automatische Nick-Steuerung noch wichtiger wurde. Das Foto in Bild 1 zeigt auch kleine vertikale Steuerflächen an den äußeren Enden der Flügel, die kleinen Segeln ähneln und sich um kurze, aufrechte Pfosten drehen. Von der Vorderkante eines solchen Flügelspitzenruders oder Rollspoilers führte eine Schnur zur Steuerstange, die zu diesem Zweck gekürzt und nach hinten versetzt worden war. Im normalen Flug richten sich diese Steuerflächen im Wind aus. Bewegte der Pilot seinen Körper zum Beispiel nach rechts, drehte sich das rechte

Ruder über die Steuerstangen und Schnüre nach innen, während das linke unbeeinflusst blieb.

Der bayerische Flugpionier Alois Wolfmüller war seit 1893 ein wichtiger Korrespondent von Lilienthal [9]. 1894 erwarb er ein Exemplar von Lilienthals patentiertem Normalsegelapparat und führte damit Flugversuche durch. Wolfmüller begann auch, mit eigenen Flugzeugkonstruktionen zu experimentieren, um die Steuerbarkeit zu verbessern. Im März 1895 informierte Otto Lilienthal Alois Wolfmüller über seinen großen Experimental-Eindecker: „Ich baue zurzeit ein größeres Segelflugzeug von etwa 20 m² Flügelfläche, das nur bei Windstille benutzt werden kann.“ Er schreibt über die Flügelspitzenruder: „Ferner habe ich an jeder Flügelspitze eine Fläche angebracht, welche ich durch einen Schnurzug aufrichten kann, um die voreilende Flügelspitze zurückzubringen.“ Da Lilienthal das „Aufrichten der Fläche“ erwähnte, ist es möglich, dass zusätzlich zu den auf dem Foto sichtbaren Vorrichtungen einige Versuche mit einfacheren Spoilern durchgeführt wurden. Diese Steuervorrichtungen sind interessant, da sie das Problem des unerwünschten Gierens vermeiden können. Wird eine solche Steuerfläche durch Bewegen der Hüftgabel zu einer Seite hin ausgelenkt, erhöht sich gleichzeitig der Widerstand an diesem Flügel, während der Auftrieb verringert wird. Da ein betätigter Spoiler den Widerstand erhöht, folgt das Gieren der gleichen Richtung wie das Rollen [10]. Diese asymmetrische Betätigung von Flugzeugspoilern wird auch heute noch von Piloten verwendet und ermöglicht es Flugzeugkonstrukteuren, kleinere Querruder einzubauen. Diese Technik wird vor allem im Sinkflug eingesetzt, wenn der erhöhte Luftwiderstand willkommen ist, um Höhe abzubauen. Bemerkenswert ist auch, dass sowohl Wolfmüller als auch Lilienthal (und später auch die Gebrüder Wright) das Verwinden der Tragflächen nutzten. Wolfmüller wollte diese Steuerungsmethode manuell anwenden, aber Lilienthal baute höchstwahrscheinlich eine Verbindung zur Hüftgabel, wie es auch die Gebrüder Wright mit ihrem Segelflugzeug von 1902 und dem Flieger von 1903 taten. Im August 1895 schrieb Lilienthal an Wolfmüller: „Sie haben ganz recht. Die Schwerpunktsverlegung muss stärker sein, als man zu leisten vermag, wenn man mit großen Flügeln im Winde segelt.“

Nach dem Austausch von Zusicherungen des „gegenseitigen Einverständnisses zur Wahrung berechtigter Interessen“, einer Art Geheimhaltungsvereinbarung, legte Wolfmüller in einem langen Brief vom 29. September 1895 seine Überlegungen und die Ergebnisse seiner Versuche zur Steuerung von Flugapparaten, die nach Lilienthals Entwurf gebaut wurden, dar. Dies veranlasste Lilienthal, freier über seine eigenen Versuche zu schreiben. Wolfmüller entwarf eine Vorrichtung zum Verwinden der Flügel und eine Installation, die es dem Piloten ermöglicht, im Flugapparat zu sitzen. Er argumentierte, dass eine sitzende Position vorteilhaft sei, da die Hände des Piloten frei seien, um mechanische Steuersysteme zu bedienen, wie z. B. zwei Hebel aus seinem eigenen Entwurf für die Verwindung der Flügel. Er schlug vor, dass andere Steuerelemente mit Hilfe eines Riemens um den Oberkörper bedient werden könnten.

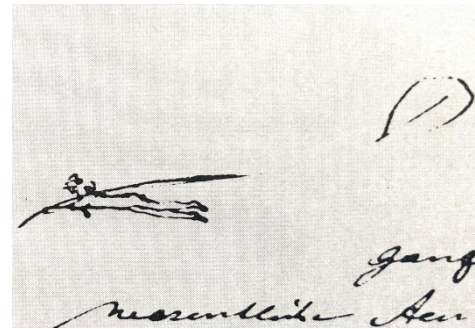
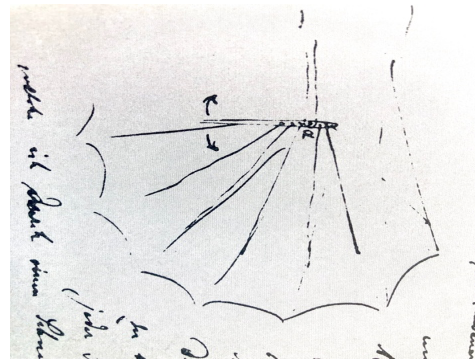


BILD 3. Illustration des Lilienthal'schen Flügelverwindungsmechanismus (oben) und der extremen Pilotenhaltung (unten), die erforderlich ist, um einem Sturzflug mittels Gewichtsverlagerung entgegenzuwirken, wie sie nur in einem Brief an Alois Wolfmüller skizziert und beschrieben wurde.

Noch im Oktober desselben Jahres antwortete Lilienthal: „Eine ähnliche Anordnung wie Sie, habe ich auch zum Bewegen und Drehen der Flügel gemacht, indem die äußeren Spanndrähte nach verschiedenen Punkten eines Hebels gehen, der am unteren Fußpunkt gelagert ist, und dadurch den ihnen zukommenden Hub erhalten, damit das Flügelprofil die richtige Drehung macht. Auch den Schweif habe ich nach rechts und links drehbar gemacht um besser landen zu können. Die Bewegung dieser Teile geschieht von den Hüften aus, welche an eine verschiebbare Leiste drücken, wenn man den Körper zur Schwerpunktregulierung seitwärts legt.“ Abschließend räumte Lilienthal ein, dass ihm noch kein entscheidender Durchbruch bei der Steuerbarkeit gelungen sei: „All diese Versuche mit denen ich den ganzen Sommer hingbracht, führten mich auf wesentliche Änderungen, mit denen ich noch nicht im Klaren bin und zu denen ich leider wenig Zeit augenblicklich habe.“

Für die im vorliegenden Artikel beschriebenen Untersuchungen wurde ein maßstäblicher Nachbau des Experimental-Eindeckers von Otto Lilienthal sowie ein 1:5-Modell gebaut. Beide verfügten über komplette Steuermechanismen: gummibandbetätigte Wölbklappen für die automatische Nicksteuerung, Spoiler, Flügelverwindung und Seitenruder für die Gier- und Rollsteuerung, die einzeln oder in Kombination über eine Hüftgabel betätigt wurden. Alle für die Flugeigenschaften relevanten Materialien wurden mit großer Sorgfalt ausgewählt, um die Flugeigenschaften des Originals zu erreichen.

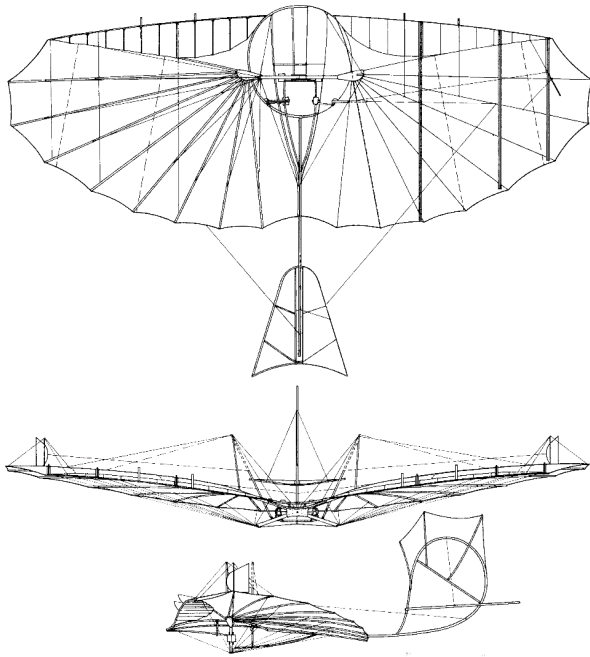


BILD 4. Rekonstruktionszeichnung des Experimental-Eindeckers [5].

3. WINDKANALVERSUCHE

Mit dem 1:5-Modell des Experimental-Eindeckers wurden in zwei verschiedenen Windkanälen eine Reihe von Parametern untersucht. Das Hauptaugenmerk der Untersuchung lag auf den aerodynamischen Auswirkungen der verschiedenen Steuerelemente. Der erste Teil der aerodynamischen Untersuchung wurde im DLR-SWG, einem geschlossenen Niedergeschwindigkeitswindkanal, durchgeführt. Dabei wurden isolierte Ausschläge von Höhenrudern und Vorderkantenklappen mit einer Referenzkonfiguration mit nicht ausgelenkten Steuerelementen verglichen. Die Messstrecke hatte eine Länge von 9 m, einer Breite von 2,4 m und eine Höhe von 1,6 m. Bei maximaler Leistung kann in der leeren Messstrecke eine maximale Strömungsgeschwindigkeit von $U_\infty = 65$ m/s erreicht werden. Aufgrund fehlender Kühlung wird ein aktives System zur Steuerung der Strömungsgeschwindigkeit benötigt, dass die aus Temperaturänderungen resultierenden Schwankungen der Reynoldszahl reduziert. Jede Konfiguration wurde bei bis zu 15 verschiedenen Anstellwinkeln und bei drei mittleren Strömungsgeschwindigkeiten von $U_\infty = 5$ m/s, 7 m/s und 8,5 m/s untersucht.

Höhere Geschwindigkeiten konnten wegen der unzureichenden strukturellen Stabilität des Modells nicht sicher untersucht werden. Die Auswirkungen des Windkanals auf den Anstellwinkel sowie die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte und das Nickmoment wurden mit klassischen linearen Methoden korrigiert. Das Messsystem bestand aus einer 6-Komponenten-DMS-Waage RUAG 796-6C, einem Prandtl-Rohr, einem Messverstärkersystem Hottinger & Baldwin MGCplus und einem Messrechner. Zur Untersuchung der Flügelverwindung, der Spoileron-Effekte und der Anlenkmomente an den Klappenvorderkanten wurde ein zusätzlicher Versuch im 1-Meter-Windkanal (1MG) des DLR aufgebaut. Die rechte Hälfte des

bestehenden 1:5-Modells wurde direkt auf eine piezoelektrische Kraft- und Momentenwaage montiert und durch die Wand des Windkanals in die Strömung eingebracht. Gier- und Rollmomente sowie Klappenanlenkmomente wurden bei einer mittleren Strömungsgeschwindigkeit von $U_\infty = 8,5$ m/s aufgezeichnet.

Um die Flugeigenschaften unter bemannten Flugbedingungen zu beurteilen, wurden die erforderlichen Auftriebsbeiwerte für Pilotenmassen von $m_{\text{pilot}} = 70$, 80 und 90 kg anhand einer Auftriebskurve berechnet, die über die drei gemessenen Anströmgeschwindigkeiten gemittelt wurde. Die resultierenden Trimpunkte für eine angenommene Fluggeschwindigkeit von $U_\infty = 11,5$ m/s sind in Bild 6 dargestellt. Die Trimmwinkel liegen zwischen $9^\circ \leq \alpha \leq 12^\circ$, deutlich unterhalb des Strömungsabrisses und nahe am Punkt der maximalen Gleitzahl. Das von Lilienthal angegebene Gewicht von 80 kg führt zu einer getrimmten Gleitzahl von $E_{\text{Trim}} = 5,3$ bei einem Anstellwinkel von $\alpha_{\text{Trim}} = 10,25^\circ$, was nur etwa 5 % unter dem besten Gleitwert liegt. Eine frühere Untersuchung von Wienke et al. [11] an Lilienthals erstem patentierten Serienflugzeug, dem Normalsegelapparat, ergab bei gleichem Pilotengewicht und gleicher Fluggeschwindigkeit einen getrimmten Anstellwinkel von $\alpha = 16^\circ$ bei einer deutlich geringeren Gleitzahl unter 4. Im Vergleich dazu liegt die beste Gleitzahl des Experimental-Eindeckers um etwa 40 % höher, was auf die wesentlich größere Spannweite bei identischem Pilotenwiderstand und gleichen Höhenleitwerksabmessungen zurückzuführen ist. Es ist fraglich, ob einige experimentelle Unzulänglichkeiten, wie z. B. die etwas zu kleine und unbedeckte Pilotenpuppe, zu einer Verzerrung hin zu höheren Werten der Gleitzahl geführt haben. Es ist davon auszugehen, dass die zuvor durchgeführten Tests mit Lilienthal-Nachbildungen in Originalgröße eine höhere Genauigkeit ergaben. Der Hauptvorteil des Experimental-Eindeckers ist jedoch seine größere Flügelfläche, die es einem 80 kg schweren Piloten ermöglicht, sehr nahe an der besten Gleitzahl zu fliegen.

Die Lilienthal-Polare des Gleiters ist in Bild 5 dargestellt. Der Verlauf des Graphen mit einem Versatz zu positiven Auftriebsbeiwerten ist charakteristisch für einen gewölbten Flügel. Das Fluggerät geht bei Auftriebsbeiwerten über $c_L = 1,1$ in den Strömungsabriss über und erreicht einen maximalen Auftriebsbeiwert von $c_L = 1,25$ bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 22,3^\circ$. Es wurde ein minimaler Widerstandsbeiwert von $c_D = 0,078$ ermittelt. Der Einfluss der Anströmgeschwindigkeit ist vernachlässigbar, was auf eine geringe Reynoldszahl-Abhängigkeit der Ergebnisse hinweist. Es deutet ebenfalls darauf hin, dass die strukturellen Verformungen relativ gering sind, da sich die Form des Flügels mit zunehmendem Staudruck nicht ändert. Bild 6 zeigt die Gleitzahl E (Auftrieb/Widerstand) als Funktion des Anstellwinkels. Die Gleitzahl zeigt ein deutliches Maximum zwischen $6,8^\circ \leq \alpha \leq 9,2^\circ$. Aufgrund der begrenzten Anzahl von gemessenen Anstellwinkeln können die maximale Gleitzahl und der Anstellwinkel bei bestem Gleiten nur näherungsweise bestimmt werden. Die maximale Gleitzahl $E_{\text{max}} = 5,55$ tritt bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 9,3^\circ$ auf.

TAB 1. Test Matrix

Anströmung U_∞ in m/s	5	7	8.5
Ruderauslenkung Θ_0 in $^\circ$	0	0	0
Ruderauslenkung Θ_1 in $^\circ$	3.7	2.2	1.8
Ruderauslenkung Θ_2 in $^\circ$	7.3	5.9	5.4
Ruderauslenkung Θ_3 in $^\circ$	11.4	10.0	9.1
Höhenruderwinkel η_0 in $^\circ$	-11	-10.5	-9.5
Höhenruderwinkel η_1 in $^\circ$	-2.5	-2.0	-1.8
Höhenruderwinkel η_2 in $^\circ$	-22.8	-21.3	-19.6
Wing Warping ww_0	± 0	± 0	± 0
Wing Warping ww_1	neg.	neg.	neg.
Spoilerauslenkung ϵ_0 in $^\circ$	0	0	0
Spoilerauslenkung ϵ_1 in $^\circ$	90	90	90
Vorflügelwinkel κ_0 in $^\circ$	0	0	0
Vorflügelwinkel κ_1 in $^\circ$	30	30	30

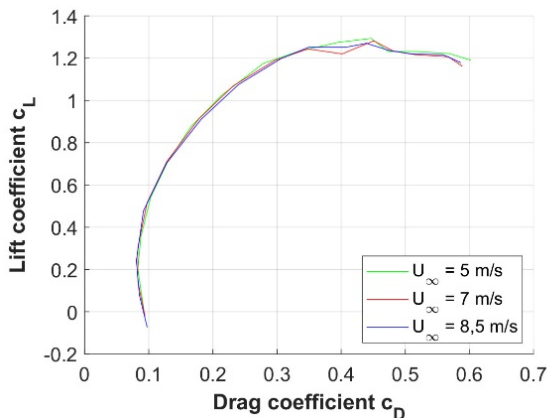


BILD 5. Auftrieb über Widerstand des Experimental-Eindeckers mit geschlossenen Vorderkantenklappen.

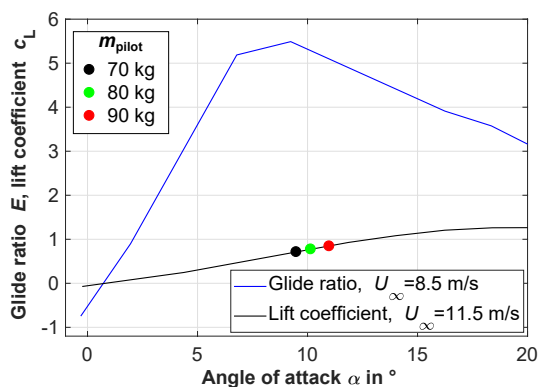


BILD 6. Gleitzahlen und Auftriebsbeiwerte des Experimental-Eindeckers bei geschlossenen Vorderkantenklappen (die Punkte zeigen die erforderlichen Auftriebsbeiwerte für verschiedene Pilotengewichte bei 11,5 m/s).

3.1. Längsstabilität

Da viele frühe Flugzeugkonstruktionen in Bezug auf ihre Fluglage nicht stabil waren, werden hier die statischen Längsstabilitätseigenschaften auf der Grundlage der gemessenen Nickmomentenkurven diskutiert. Um einen getrimmten und statisch stabilen Flug zu erreichen, müssen mehrere Bedingungen erfüllt sein. Die Gesamtmasse von Segelflugzeug und Pilot sowie die Fluggeschwindigkeit ergeben einen Trimmwinkel auf der Auftriebskurve, der im Bereich der Anströmung unterhalb des maximalen Auftriebs liegen muss. Bei diesem Trimm-Anstellwinkel müssen die Lage des kombinierten Schwerpunkts und der Anstellwinkel des Höhenruders so gewählt werden, dass das Nickmoment um den kombinierten Schwerpunkt zu Null wird. Ein solcher Flugzustand ist statisch stabil, wenn die Steigung der Nickmomentenkurve um den kombinierten Schwerpunkt negativ ist, d.h. dass sie die $c_m = 0$ -Abszisse von positiven zu negativen Nickmomenten kreuzt. Der Experimental-Eindecker wird durch Gewichtsverlagerungen des Piloten und Änderungen des Höhenruderanstellwinkels gesteuert. Ein zunehmend negativer Höhenruderanstellwinkel η verschiebt die Nickmomentenkurve zu höheren Werten. Dadurch kann das Höhenruder als Trimmmittel vor dem Start eingesetzt werden.

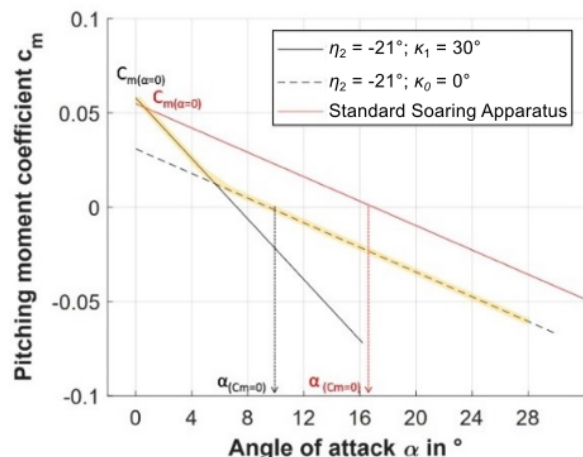


BILD 7. Linearisierter Nickmomentenkoeffizient um den Schwerpunkt des Normalsegelapparats und des Experimental-Eindeckers für zwei verschiedene Einstellungen der Vorderkantenklappe (bei maximaler Höhenrudereinstellung).

Um die Nickmoment-Ergebnisse in einen besseren Zusammenhang zu bringen, werden sie nun mit Daten verglichen, die zuvor von Wienke [12] für Lilienthals Vorgängerflugzeug, den patentierten Normalsegelapparat, der auf die beste Gleitzahl bei $U_\infty = 11,5$ m/s getrimmt war, veröffentlicht wurden. Bild 7 vergleicht die Nickmomente um den Gleitschwerpunkt für den Normalsegelapparat mit den Ergebnissen des Experimental-Eindeckers bei dessen negativstem Höhenrudereinstellwinkel sowohl für offene als auch für geschlossene Vorderkantenklappen. Die Ergebnisse der vorliegenden Studie sind als lineare Näherungen dargestellt. Sie wurden aus den gemessenen Daten für anliegende Strömung im Anstellwinkelbereich unter $\alpha < 20^\circ$ abgeleitet, um das Messrauschen zu

unterdrücken, das auftritt, wenn signifikante Bereiche der Strömung bei höheren Anstellwinkeln beginnen abzulösen.

Die Nickmomentenkurven der beiden Konfigurationen sind ähnlich, weisen aber unterschiedliche Steigungen und Schnittpunkte mit Ordinate und Abszisse auf. Zunächst wird der Nullauftriebs-Nickmomentenkoeffizient c_{m0} beim Nullauftriebs-Anstellwinkel von $\alpha = 0^\circ$ erörtert. Das Nullauftriebs-Nickmoment des Normalsegelapparats ist mit $c_{m0} \approx 0,05$ deutlich höher als das des Experimental-Eindeckers mit $c_{m0} \approx 0,03$ bei geschlossenen Vorderkantenklappen von $\kappa_0=0$. Aus diesem geringeren Nullauftriebs-Nickmoment folgt, dass die Nickmomentenkoeffizienten des Experimental-Eindeckers über den gesamten Anstellwinkelbereich bis zum Trimmwinkel α_{Trim} unter denen des Normalsegelapparats liegen. Es lässt sich auch ableiten, dass die Steigung des Nickmomentenkoeffizienten beim Trimmstellwinkel geringer ist, was auf eine geringere statische Stabilität hindeutet. Das Nulldurchgangs-Nickmoment von $c_{m0} \approx 0,05$ des Experimental-Eindeckers mit offenen Vorderkantenklappen von $\kappa_1=30^\circ$ ist deutlich höher und deckt sich mit dem des Normalsegelapparats. Dies deutet auf ähnliche statisch stabile Flugeigenschaften für beide Flugzeuge in dieser Konfiguration hin. Aufgrund der negativeren Nickmomentensteigung bei voll geöffneten Vorderkantenklappen ist auch der Trimmwinkel des Experimental-Eindeckers bei gegebenem Schwerpunkt in der offenen Konfiguration kleiner. Für die den Daten in Bild 7 zugrundeliegende Konfiguration des Hauptrahmens führt dies zu einer Verringerung des Trimmwinkels von $\alpha_{\text{Trim}} \approx 17^\circ$ auf $\alpha_{\text{Trim}} = 7^\circ$. Um das Fluggerät mit offenen Vorderkantenklappen zu fliegen, müsste der Pilot seinen Schwerpunkt zu weit nach vorne verlagern als dass diese Haltung dauerhaft durchhaltbar wäre. Der Gleiter wurde jedoch mit geschlossenen Klappen geflogen, die sich erst bei sehr geringen Anstellwinkeln automatisch öffnen. Bild 8 veranschaulicht das Funktionsprinzip der automatischen Nicksteuerung von Otto Lilienthal. Die Vorderkantenklappen wurden durch Gummibänder in geöffnete Stellung gezogen, deren Spannung vor dem Start eingestellt werden konnte. Bei Verkleinerung des Anstellwinkels ändert sich die Richtung der Nettodruckkraft auf die Vorderkantenklappen von Auftrieb zu Abtrieb, was unterstützt durch die Spannung der Gummibänder zu einer Öffnung der Vorderkantenklappen führt.

Bild 9 zeigt farbkodierte Druckkoeffizienten und Stromlinien, die aus zwei-dimensionalen Strömungsberechnungen für geschlossene (oben) und offene (unten) Vorderkantenklappen abgeleitet wurden. Es ist zu erkennen, dass eine geschlossene Vorderkantenklappe zu einem kontinuierlich höheren Druck auf der Unterseite des Flügels und einem niedrigeren Druck auf der Oberseite führt. Dies deutet auf eine relativ konstante Auftriebsverteilung in Tiefenrichtung hin. Für eine offene Vorderkantenklappe zeigt das Strömungsfeld eine stark erhöhte, auftriebserzeugende Druckdifferenz an der Vorderkantenklappe und eine reduzierte Auftriebskraft am Hauptflügel aufgrund der geringeren Druckwerte an der Hauptflügelunterseite. Das Nickmoment ist daher bei offener Vorderkantenklappe deutlich höher, auf Kosten eines geringeren Gesamtauftriebs und eines erhöhten Widerstands. Die beschriebenen Folgen der unterschiedlichen Strömungsfelder finden sich auch in den gemessenen Windkanaldaten wieder und sind im linearen Verlauf der Nickmomentenkurve in Bild 7 zu erkennen.

Diese reicht wahrscheinlich bis unterhalb des Null-Anstellwinkels von $\alpha = 0^\circ$, was dazu führt, dass die offene Vorderkantenklappe ein höheres, nach oben gerichtetes Nickmoment erzeugt als die geschlossene Basis-Konfiguration. Infolgedessen wird durch das Öffnen der Vorderkante ein Rückstellmoment zu positiven Anstellwinkeln hin erzeugt. Das Schöne an Otto Lilienthals Ansatz zur automatischen Nicksteuerung durch Vorderkantenklappen liegt in ihrer variablen Auslenkung. Ist die richtige Spannung der Gummibänder eingestellt, zeigt die Nickmomentenkurve potentiell beides: relativ hohe Nickmomente bei kleinen Anstellwinkeln mit offenen Klappen und einen Trimmstellwinkel um $\alpha = 10^\circ$ zur Erreichung des gewünschten Auftriebs mit geschlossenen Klappen. Messungen der in den Bändern auftretenden Kräfte sind in Bild 10 dargestellt. Es ist zu erkennen, dass eine Vorspannkraft F_P (geschlossene Klappen) von 0,4 N die Klappe im Windkanalversuch bei $6,1^\circ$ öffnete und zu ihrem automatischen Schließen bei $6,9^\circ$ Anstellwinkel führte. Die verwendete Federkonstante von 5 N/m führte zu einer ausreichenden Auslenkung der Klappen (28° in Bezug auf die geschlossene Position). Unter Berücksichtigung der vergrößerten Klappenflächen (25:1) und Hebellängen (5:1) sowie der erhöhten Fluggeschwindigkeit (11,5:8,5) im Flugszenario im Original-Maßstab führt dies zu einer erforderlichen Vorspannung der vier Gummibänder von jeweils etwa 1,8 N.

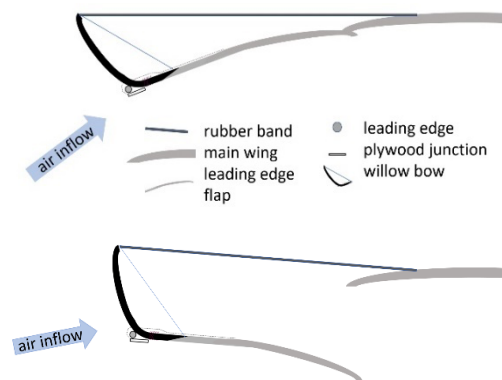


BILD 8. Geschlossene (oben) und geöffnete (unten) Vorderkantenklappen in Abhängigkeit vom Anstellwinkel der Anströmung.

Die Windkanal- und Flugversuchsdaten des untersuchten Normalsegelapparats, des großen Doppeldeckers und des großen Experimental-Eindeckers zeigen, dass es Otto Lilienthal gelungen ist, Flugmaschinen zu konstruieren, die einen stabilen Flug innerhalb ihres jeweiligen Flugbereichs ermöglichen. Die in diesem Artikel vorgestellten Nickmomentendaten zeigen das Potential seiner Erfindung zur automatischen Nicksteuerung und beweisen, wie gut er die Notwendigkeit verstand, einen Eindecker mit einer Spannweite von fast 9 m mit Steuerflächen zu versehen, um seine Art der Gewichtsverlagerung zu ergänzen. Die Stabilität, die sogar höher war als bei einigen späteren Flugzeugkonstruktionen, war jedoch nur für Fluglagen im stationären Flug vorhanden, die eine weitgehend anliegende Strömung an den Flügeln gewährleisteten. Sobald das Flugzeug in den Strömungsabriss geriet, verschwand die Stabilität und der Pilot musste schnell reagieren, indem er sein Gewicht auf die steigende Vorderseite und, falls der Abriss asymmetrisch erfolgte, auf die Seite des steigenden Flügels verlagerte. Der Grund für

diese Einschränkung liegt vor allem in der Konstruktion des Höhenleitwerks und des Leitwerks. Sie war für Flüge in Bodennähe und für die von Lilienthal bevorzugte Landung in Form des Abfangens und Ausschwebens ausgelegt. In Lilienthals amerikanischer Patentbeschreibung von 1895, die das erste Serienflugzeug der Welt, den Normalsegelapparat, beschreibt, schreibt er: „...an diesem ist das Leitwerk so angelenkt, dass es sich frei nach oben drehen kann, nach unten aber einen Stützpunkt am festen Seitenruder findet. Diese Art der Befestigung des Schwanzes hat den Vorteil, dass der Schwanz keine tragende Wirkung hat, wenn die Maschine wie ein gewöhnlicher Fallschirm benutzt wird, und dadurch verhindert, dass er sich nach unten dreht.“ Diese Fähigkeit des Höhenleitwerks, sich „frei nach oben zu drehen“ und dadurch „keine tragende Wirkung“ zu haben, wenn der Luftstrom von unten wirkt, ist wunderbar, wenn man in Bodennähe fliegt, kann aber tödlich werden, wenn man sich in größeren Höhen bewegt. Bei einer Abfanglandung, wie sie auch bei modernen Hängegleitern üblich ist, und einem Strömungsabriss in Bodennähe kommt es zu einer „Sackfluglandung“, einem senkrechten Fall, bei dem sich die Flügel waagrecht ausrichten und „wie ein gewöhnlicher Fallschirm“ wirken. Bei großen Flughöhen muss das Flugzeug jedoch in den Sinkflug übergehen, um zu beschleunigen und den Strömungsabriss so zu beenden. Am 9. August 1896, dem Tag seines tödlichen Absturzes im Alter von 48 Jahren, flog Otto Lilienthal zum ersten Mal seit mehreren Wochen wieder seinen patentierten Eindecker, nachdem er sich in der Zwischenzeit auf das Fliegen seines Großen Doppeldeckers konzentriert hatte. In einer Höhe von ca. 15 m über Grund wurde er von einer Windböe gestoppt und schaffte es trotz seiner Erfahrung nicht, die aufsteigende Vorderkante des linken Flügels durch Gewichtsverlagerung abzusenken, wie er es zuvor häufig getan hatte. Sein tödlicher Absturz an diesem Tag bestätigte das Risiko des Fliegens in größeren Höhen und außerhalb des Flugbereichs bei hohen Anstellwinkeln. Seine mehr als 2000 Segelflüge haben jedoch die Stabilität und Sicherheit von Segelflügen in ruhiger Luft und Bodennähe gezeigt.

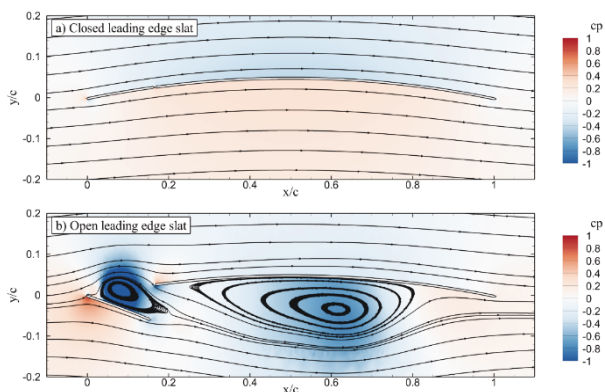


BILD 9. Stromlinien und Konturen des Druckbeiwerts aus 2D-CFD-Berechnungen für geschlossene (oben) und offene (unten) Vorderkantenklappen.

3.2. Steuerbarkeit

Der lange Haltestiel, der das 1:5-Modell im anfänglichen Versuchsaufbau im SWG mit der Messwaage verband, verursachte ein erhebliches Messrauschen. Dies führte zu

Schwierigkeiten bei der Isolierung der aerodynamischen Effekte der Steuervorrichtungen. Lediglich die Giermomente durch die Auslenkung des Seitenruders konnten zuverlässig extrahiert werden. Deshalb wurde ein zweiter Versuchsaufbau im 1-Meter Niedergeschwindigkeitswindkanal (1MG) des DLR konzipiert, um die Flügelverwindung und Spoileron-Effekte zu untersuchen. Die rechte Hälfte des bestehenden 1:5-Modells wurde direkt auf eine Kraft- und Momentwaage montiert und durch die Wand des Windkanals in die Strömung eingebracht. Gier- und Rollmomente wurden für eine einzige Strömungsgeschwindigkeit von $U_\infty = 8,5 \text{ m/s}$ aufgezeichnet. Zusätzlich zum Messrauschen führte die Elastizität des skalierten Modells zu unerwünschten aeroelastischen Effekten. Dies wurde behoben, indem die elastischen Nylonschnüre, die den Flügel gegen den Hauptrahmen abstützten, durch Stahldrähte ersetzt wurden. Durch diese Änderung wurden die elastischen Eigenschaften des Originals besser reproduziert, was sich als wesentlich erwies, um die Auswirkungen der Flügelverwindung und der Spoilerauslenkung zu erfassen.

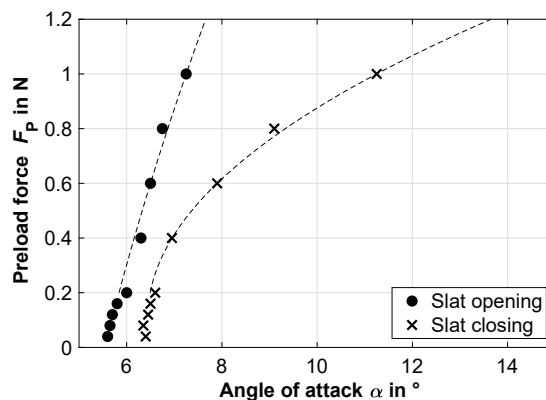


BILD 10. Vorspannung der Züge der Vorderkantenklappen; Federkonstanten 2N/m ($F_p < 0,2\text{N}$) und 8N/m ($F_p > 0,2\text{N}$).

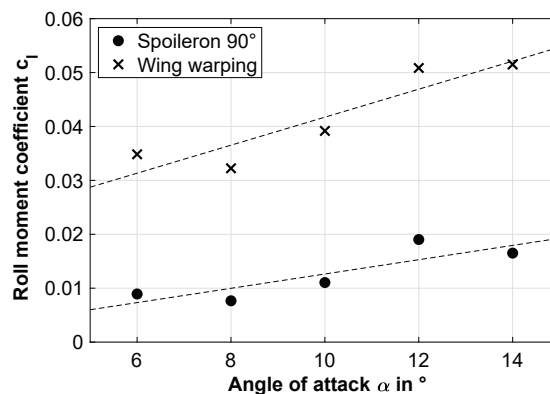


BILD 11. Rollmomentenkoeffizienten aufgrund von Flügelverwindung und Spoileronausschlag.

Die Analyse der Steuerbarkeit des Gleiters konzentriert sich auf die Roll- und Giermomentenkoeffizienten, die sich aus der Auslenkung der Steuerelemente ergeben. Die Momente, die auf eine Auslenkung der Steuerelemente zurückzuführen sind, wurden isoliert, indem die Ergebnisse der Basiskonfiguration von den Ergebnissen der individuell

ausgelenkten Steuerelemente abgezogen wurden. In Bild 11 und 12 (x-Symbole) ist zu erkennen, dass bei der Flügelverwindung ein ungünstiges Gieren auftritt. Bei der dargestellten Verwindung wurde die Vorderkante nach innen gezogen, um den Anstellwinkel des Flügels entlang der Spannweite zu verringern, was sowohl den Auftrieb als auch den Widerstand reduziert. Die resultierenden Roll- und Giermomente wirken gegenläufig und haben im untersuchten Anstellwinkelbereich von $6^\circ \leq \alpha \leq 14^\circ$ entgegengesetzte Vorzeichen.

Die Giermomentenkoeffizienten für die Flügelverwindung reichen von $c_{n1} = -0,12$ bis $c_{n1} = -0,32$. Die Giermomentenkoeffizienten für einen Ruderausschlag von 10° sind in Bild 12 dargestellt (\square -Symbole). Die Giermomentenkurve zeigt eine geringere Wirksamkeit des ausgelenkten Ruders mit steigendem Anstellwinkel. Dies ist auf den zunehmenden Einfluss des Hauptflügelachsaufbaus bei hohen Anstellwinkeln zurückzuführen, der die lokale Strömungsgeschwindigkeit und damit die durch das ausgelenkte Ruder erzeugte Seitenkraft reduziert. Große Ruderausschläge zwischen 10° Θ 6° erzeugen jedoch ein ausreichendes Giermoment, um das ungünstige Gieren der Flügelverwindung zu kompensieren, und sollten daher koordinierte Kurvenflüge ermöglichen, wenn eine korrekte Kombination aus Ruderausschlag und Flügelverwindung angewendet wird.

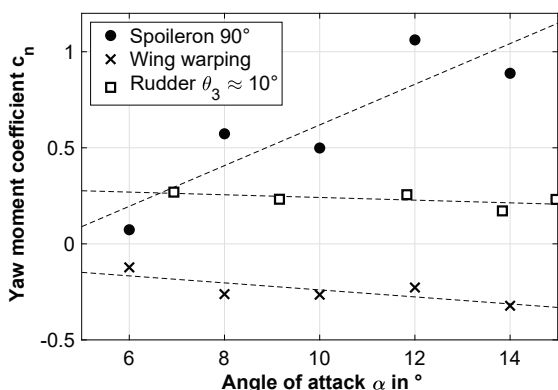


BILD 12. Giermomentenkoeffizienten bei Flügelverwindung und Spoileronausschlag.

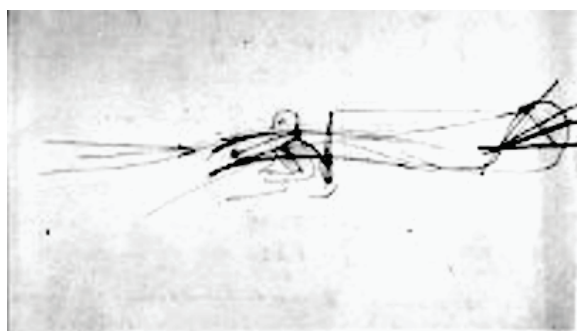


BILD 13. Skizze für ein Höhenruder, das vom unteren Rücken des Piloten über Hebel und Steuerdraht betätigt wird [6].

Wenn der Spoileron betätigt wird, nimmt der Auftrieb ab und der Widerstand zu. Dadurch entstehen bei einer Spoileronauslenkung von 90° relativ zur Flugrichtung Roll-

und Giermomente mit gleichem Vorzeichen, wie in Bild 11 und 12 dargestellt (\bullet -Symbole). Dieses günstige Gierverhalten, bei dem Roll- und Giermomente in die gleiche Kurvenrichtung wirken, kann jedoch den zusätzlichen Einsatz von Seitenruder und eventuell Flügelverwindung erfordern, um die Kurven richtig zu koordinieren, da das erforderliche Verhältnis zwischen Rollen und Gieren von der Kurvengeschwindigkeit abhängt. Otto Lilienthal skizzierte am Tag vor seinem tödlichen Absturz ein betätigtes Höhenruder (siehe Bild 13), diese Variante wurde jedoch nach Kenntnis des Autors nicht von ihm geflogen.

4. FLUGVERSUCHE

Im Jahr 2021 wurden im Jockey's Ridge State Park in der Nähe von Kitty Hawk (North Carolina, USA) Flüge durchgeführt, um mit dem exakten Nachbau des Gleiters zu üben und Erfahrungen aus erster Hand zu sammeln. Die Wirkung der Ruderbetätigung wurde aus Sicherheitsgründen durch an den Flügeln angebrachte Haltegurte begrenzt. Während der Übungsflüge wurden die Flügelseile häufig spannungsfrei gehalten. Bei den ersten Versuchen, den Gleiter durch Betätigung der Steuermechanismen über die Hüftgabel zu steuern und bei Böen stabilisierten die Flügelseile das Fluggerät jedoch. Ein zusätzliches Schleppseil wurde mehrfach eingesetzt, um den Gleiter anzuschleppen, wenn das Gelände in Windrichtung zu flach für reine Fußstarts war.

Freie Abwärtsflüge ohne Flügel- oder Schleppseile wurden von fünf Testpiloten (Andrew Beem, Billy Vaughn, George Reeves, Jan und Markus Raffel) im Jahr 2022 im Marina Beach State Park nördlich von Monterey (CA) durchgeführt. Diese Flüge dauerten bis zu 7 Sekunden und erreichten Flugdistanzen von bis zu 72 m. Aus Sicherheitsgründen wurde der Großteil dieser Freiflüge nur mit Gewichtsverlagerung durchgeführt, da die Verwendung von Seilen aufgrund der Hanglage und der Flughöhen nicht möglich war. Die Starts mit aktiver Steuerung konzentrierten sich auf die Untersuchung der Betätigung von Seitenruder und Spoileron über die Hüftgabel und wurden von Andrew Beem durchgeführt.

Eine zweidimensionale Simulation der Strömung über der Düne wurde bei einem auflandigen Wind von 11 Knoten durchgeführt, um ein besseres Verständnis der Standortbedingungen zu erhalten. Abbildung 14 zeigt einen vereinfachten Querschnitt der Düne am Startplatz zusammen mit den Stromlinien und der vertikalen Geschwindigkeitskomponente, die sich aus den simulierten Windbedingungen ergibt. Darüber hinaus sind zwei approximierten Flugbahnen in Rot eingezeichnet. Dafür wird angenommen, dass sich der Gleiter mit einer Fluggeschwindigkeit von 11,5 m/s bei einem Auftriebs-Widerstands-Verhältnis von 4,5 fortbewegt. Die Ablenkung des Windes führt zu einer stark aufwärts gerichteten Geschwindigkeitskomponente vor der Dünenspitze. Dadurch erhält das Fluggerät zusätzlichen Auftrieb und kann unter diesen idealisierten Bedingungen über die Startposition hinaussteigen. Für die in Abbildung 14 gezeigte, höhere Startposition in der Nähe der Dünenspitze hebt die vertikale Komponente der Strömung über der Düne den Gleiter über seine Starthöhe von 33 m hinaus und ermöglicht Flugstrecken in der Größenordnung von 100 m. Die unterstützende Wirkung des Windes verringert sich

beim Start von der unteren Position in 15 m. Außerdem erfährt der Gleiter entlang der oberen Flugbahn einen allmählichen Wechsel von starker zu schwacher vertikaler Windgeschwindigkeit, was zu einer langsamen Änderung des getrimmten Anstellwinkels führt. Auf der unteren Flugbahn sind die Windgeschwindigkeitsgradienten stärker, was eine schnellere Verlagerung des Schwerpunkts des Piloten nach hinten erfordert, um zu verhindern, dass das Fluggerät die Nase senkt und in einen schnellen Sinkflug übergeht. Daraus wird geschlossen, dass die ideale Startposition in der Nähe des Dünengipfels liegt. Die möglichen Flugdistanzen unter diesen idealisierten Bedingungen geben auch einen Hinweis darauf, wie hoch die Startposition gewählt werden sollte, um sicher auf dem Strand zu landen und die Uferlinie zu vermeiden.

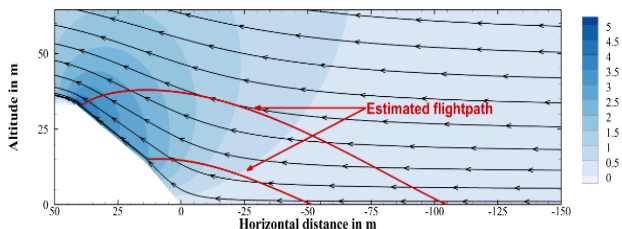


BILD 14. Angenäherter Dünenquerschnitt und vorhergesagte Windsituation bei Marina Beach (CA) mit Darstellung der vertikalen Windkomponente als Konturen.



BILD 16. Üben der Quer- und Längssteuerung mit begrenztem Risiko - Fesselflugversuche auf den Outer Banks 2021.



BILD 17 Otto Lillenthal beim Flug seines Experimental-Eindeckers am Fliegeberg 1895. Foto: Neuhauss

Lillenthal stellte fest, dass der Gleiter bei der Landung, ähnlich wie beim Wenden, eine gegenläufige Bewegung des Piloten erfordert (siehe Bild 3, rechte Seite). Er berichtete in seinen Vorträgen und in seinen schriftlichen Flugberichten, dass der Pilot seine Beine nach hinten bewegen muss um aufzunicken und abzubremsen, auch wenn er bei schneller Annäherung an den Boden die Füße instinktiv nach vorne bewegen möchte. Die Trimmung des Segelflugzeugs beeinflusst dieses Verhalten jedoch stark. Bei unseren Testflügen mit dem Normalsegelapparat und dem großen Doppeldecker genügte es, sich mit dem Oberkörper nach hinten zu lehnen und dadurch das Gewicht des ganzen Körpers nach hinten zu verlagern.



BILD 18. Ein Flug bei geringem Anstellwinkel. Lillenthal begegnet der Gefahr des schnellen Sinkfluges, indem er sein Gewicht stark nach hinten verlagert. Foto: Neuhauss.



BILD 19. Eine ähnliche Fluglage, kurz vor der Landung. Andrew Beem richtet den Gleiter durch starke Gewichtsverlagerung nach hinten zum Abfangen auf.

Im Vergleich zum Normalsegelapparat musste die Gewichtsverlagerung des Experimental-Eindeckers nach hinten wesentlich stärker sein, da die Vorderkantenklappen geschlossen gehalten wurden. Bei allen Versuchsflügen wurde das Flugzeug nur mit fest geschlossenen Vorderkantenklappen geflogen, da die richtige Spannung der Gummibänder für das Öffnen bei der richtigen Fluggeschwindigkeit damals noch nicht gemessen wurde und die Komplexität der Versuche aus Sicherheitsgründen begrenzt war. Dies führte gelegentlich zu Situationen, in denen der Pilot sein Körpergewicht drastisch nach hinten verlagern musste (siehe Bild 19). Otto Lillenthal machte ganz offensichtlich ähnliche Erfahrungen bei seinen Flügen im Jahr 1895, als er mit der automatischen Nicksteuerung experimentierte (siehe Bild 18).

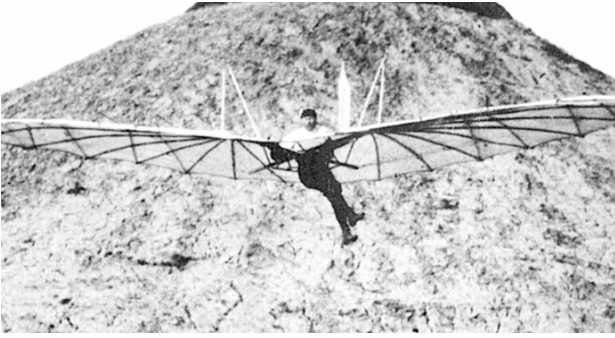


BILD 20. Übung der Giersteuerung mit dem über die Hüftgabel betätigten Seitenruder - Otto Lilienthal, 1895.



BILD 21. Übung der Giersteuerung mit dem über die Hüftgabel betätigten Seitenruder - Andrew Beem, 2022.



BILD 22. Getrimmte, freie Flüge mit einer maximalen Flugweite von 72 Metern. Die Flugdistanzen waren durch die Brandung begrenzt. - Markus Raffel, Marina Beach (CA) 2022

Die Verwendung eines auslenkbaren Ruders wurde von Otto Lilienthal im Jahr 1895 erfolgreich demonstriert. Abbildung 20 zeigt den seitlichen Ausschlag des Ruders, während Otto Lilienthal die Hüftgabel nach links schiebt. Dies führt ebenfalls zu einer Schwerpunktverlagerung, die ein Rollmoment verursacht, während der daraus resultierende Ruderausschlag in die gleiche Richtung ein Giermoment erzeugt und somit koordinierte Kurvenflüge ermöglicht. Die gleiche Praktik wurde Anfang 2022 von Andrew Beem in Kalifornien demonstriert (siehe Bild 21). Das Verwinden der Flügel wurde 2021 in einer sehr begrenzten Anzahl von kurzen Flügen auf den Outer Banks getestet, erwies sich aber als eine nur sehr schwer in kurzer Zeit zu erlernende Technik. Bei den meisten Flügen waren

die Enden der Flügelspanner mit dem Hauptrahmen durch Spannverschlüsse verbunden. Dadurch war es möglich, die Flügel zwischen den Flügen zu trimmen ohne dass sie an der Hüfthalterung befestigt waren.

5. ZUSAMMENFASSUNG

Das für die Windkanalversuche verwendete Modell im Maßstab 1:5 hatte eine Spannweite von 1,76 m. Die Waagemessungen zeigten, dass eine Anströmgeschwindigkeit von 11,5 m/s ausreichte, um den Gleiter und eine Person vom Gewicht Otto Lilienthals (± 80 kg) mit einem Auftriebsverhältnis von mehr als 5:1 zu tragen. Die gemessenen Nickmomentenkoeffizienten, korrigiert um den Einfluss von Gewicht und Position des Piloten, bewiesen, dass die Längsstabilität dieses Gleiters über einen weiten Bereich von Anstellwinkeln ausreichend war. Für anliegende Strömung ist die statische Stabilität im Flug gegeben. Unterschiede zwischen Messungen von Standardkonfigurationen und Messungen mit aktiven Steuerflächen zeigten, dass die Flügelverwindung unerwünschtes Gieren erzeugt. Ein gleichzeitig ausgelenktes Seitenruder hat jedoch das Potenzial, diesem Effekt entgegenzuwirken.

Lilienthal erprobte an seinem Versuchsflugzeug von 1895 viele moderne Steuerungsmethoden: Flügelverwindung zur effektiven Rollsteuerung, Ruderausschlag zum Gieren und die Steuerung beider mittels einseitig betätigter Spoiler (siehe Bild 23), wie sie Hundert Jahre später auch als Primärsteuerung z.B. beim Ultraleichtflugzeug „Easy Riser“ eingesetzt wurden. Lilienthals Experimente dürften jedoch keinen direkten Einfluss auf die spätere Entwicklung des Motorflugs gehabt haben, da er sich dafür entschied, sie nicht zu veröffentlichen. Die Kombination aus Ruderausschlag und Flügelverwindung ist die Steuerungstechnik, für die die Gebrüder Wright 1906 ein Patent erhielten [13]. Da Lilienthal die Methode nur in seiner privaten Korrespondenz mit Alois Wolfmüller detailliert beschrieb und in wissenschaftlichen Publikationen lediglich eine Drehung der Flügel um ihre Längsachse vorgeschlagen wurde, muss davon ausgegangen werden, dass die Gebrüder Wright das Prinzip nach Lektüre der verfügbaren Literatur ihrer Zeit eigenständig entwickelten. Darüber hinaus waren die Wrights die ersten, denen es gelang, eine gut abgestimmte Kombination aus Flügelverwindung und Rudersteuerung zu finden sowie die Mechanik des Doppeldeckers anzuwenden. Es gelang ihnen 1902, ein Flugzeug mit drei Achsen zu entwerfen, zu bauen und zu fliegen, das durch ein manuell betätigtes Höhenruder sowie durch synchron über eine Hüftgabel betätigte Flügelverwindung und Seitenruder gesteuert wurde. Es könnte daher interessant sein, sich in Erinnerung zu rufen, was sie über Lilienthals Beiträge zum Flugwesen dachten: Wilbur Wright schloss 1912 seine Beurteilung von Lilienthals Fortschritten in dieser Hinsicht mit den folgenden Sätzen: „Obwohl er sechs aufeinanderfolgende Jahre lang (1891-1896) mit Gleitflugmaschinen experimentierte, benutzte er am Ende dieselbe unzulängliche Steuerungsmethode, mit der er begann. Seine Fortschritte in diesen Jahren lassen es zweifelhaft erscheinen, ob er in naher Zukunft einen vollen Erfolg erzielt hätte, wenn sein Leben verschont geblieben wäre, aber was auch immer seine Grenzen gewesen sein mögen, er war ohne Frage der größte der Vorgänger, und die Welt schuldet ihm viel.“ [17]

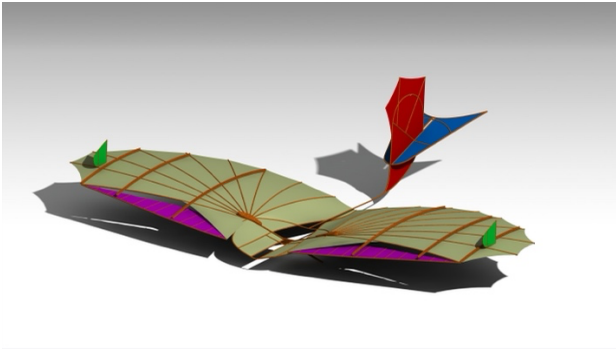


BILD 23. CAD-Model Otto Lilienthals Experimentiergerät „Vorflügelapparat“ mit farblich hervorgehobenen Steuerflächen.

Es ist wahr, dass Otto Lilienthal Einschränkungen und viele andere zeitraubende Verpflichtungen hatte, wie eine Familie mit vier Kindern, sein eigenes Unternehmen mit mehr als 30 Mitarbeitern oder ein Theater für die Mitglieder seiner Gemeinde, das er besaß und betrieb. Dennoch entwarf, baute und flog er in etwas mehr als fünf Jahren mindestens 12 verschiedene Flugzeugtypen, und im Gegensatz zu den Gebrüdern Wright, die sich auf Flugberichte, aerodynamische Daten und Chanutes Doppeldecker-Flügelkonstruktion stützen konnten, die bereits Jahre vor ihrem Start erfolgreich geflogen waren, beruhten Lilienthals Erfolge hauptsächlich auf eigenen Experimenten. Als Lilienthal 1893 versuchte, sein erstes Motorflugzeug zu bauen, war das einzige Automobil, das in Serie produziert wurde, der Benz-Patentmotorwagen „Velo“, mit einer Leistung von 1,5 PS. Im Jahr 1903, als die Gebrüder Wright ihr erstes Motorflugzeug bauten, hatten Autos wie das Ford „Model A“ bereits die fünffache Leistung (acht PS). Es bedurfte des technischen Fortschritts der vorangegangenen Jahre, des Talents von Charlie Taylor einen 110 kg schweren Verbrennungsmotor mit 12 PS zu bauen, und einiger sehr vorteilhafter Wetterbedingungen, damit die Wrights im Jahr 1903 fliegen konnten. Im Jahr 1908 hatte das „Wright-Modell A“ bereits 35 PS.

Die rasanten Fortschritte in der Entwicklung von Verbrennungsmotoren wurden jedoch erst Jahre nach Lilienthals Flugversuchen erzielt. Daher flog Lilienthal meist ohne oder, in einigen wenigen Fällen, mit einem selbst konstruierten, sehr leichten Zweizylinder-Kohlendioxidmotor. Am Ende seiner Experimente zu Steuerungsmethoden blieb er bei der für Hängegleiter am besten geeigneten Steuerungsmethode, die auch heute noch von Zehntausenden von Piloten verwendet wird: der Gewichtsverlagerungssteuerung [18]. Im Oktober 1895 schrieb Lilienthal an Wolfmüller: „So recht bin ich von diesen Neuerungen aber nicht eingenommen, denn wenn der Körper recht frei ist, um den Schwerpunkt schnell genug zu verschieben, so kann man schließlich mehr auf einfache Weise erreichen. Die Hauptsache bleibt immer die Übung.“ [19].

6. DANKSAGUNG

Die Autoren danken insbesondere Simine Short und Bernd Lukasch für ihre Kommentare und Unterstützung beim Schreiben des Artikels und dem Gründer von Kitty Hawk Kites (KHK), John Harris, und den KHK-Experten Billy Vaughn und seinem Sohn Michael, sowie Andrew Beem

(Windsports), George Reeves, JT Heineck und anderen, die unsere Flugtests durchgeführt und unterstützt haben. Für Pascal Weinholds, Markus Krebs und Uwe Feys Hilfe bei den Windkanalmessungen und Anthony Gardners CFD-Berechnungen sind wir ebenfalls sehr dankbar.

7. LITERATUR

- [1] Lilienthal, O., „Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst“, Nachdruck 2003: ISBN 3-9809023-8-2.)
- [2] Lilienthal, O., US Patent für eine „Flying Machine“ No. 544,816, patentiert am 20. Aug. 1895, basierend auf dem deutschen Patent „Flugapparat“ Nr. 77916, patentiert am 3. Sept. 1893.
- [3] Lilienthal, O., „The Problem of Flying and Practical Experiments in Soaring“ Smithsonian Report for 1893, Smithsonian Inst., Washington, DC, 1894, pp. 189–199.
- [4] Chanute, O., „Progress in Flying Machines“, (inklusive Anhang „The Carrying Capacity of Arched Surfaces in Sailing Flight“, übersetzt aus „Zeitschrift für Luftschiffahrt und Physik der Atmosphäre“, 1893), American Engineer and Railroad Journal, Courier Corporation, 1894.
- [5] Nitsch, S., „Die Flugzeuge von Otto Lilienthal“, Otto-Lilienthal-Museum, Anklam, Germany, 2016, ISBN 978-3-941681-88-0.
- [6] Schwipps, W., „Lilienthal, Die Biographie Otto Lilienthal's“, Deutsches Museum BN 46665.
- [7] Raffel, M., Wienke, F., Dillmann, A. „Flying Qualities of Otto Lilienthal's Large Biplane.“ 2019, Journal of Aircraft, Volume 58(2): pp. 413–419. DOI 10.2514/1. C036022.
- [8] Lukasch, B., „Otto Lilienthal auf Fotografien“, Otto-Lilienthal-Museum, Anklam, 2016, ISBN 978-3-941681-87-3
- [9] Lilienthal, O., „Brief an Wolfmüller“, 3. März 1895, Deutsches Museum München HS1932-1, Otto-Lilienthal-Museum, Anklam, Archiv-ID 15904.
- [10] Oxford Aviation Academy 2007, JAA ATPL 13: „Principles of Flight“, Transair
- [11] Wienke, F., Raffel, M., Dillmann, A., „Wind-Tunnel Testing of Otto Lilienthal's Production Aircraft from 1893“, AIAA Journal, 2021, Vol. 59 No. 4 pp. 1342–1351, DOI 10.2514/1.J059831.
- [12] Wienke, F., „Aerodynamics of thin permeable wings“, 2020, ISBN 1434-8454, URL <https://elib.dlr.de/138383>.
- [13] Wright, O., and Wright, W., „Flying-Machine“, 1906, U.S. Patent No. 821,393.
- [14] Anderson, J. D. „A history of aerodynamics and its impact on flying machines“. 2005, Cambridge Univ. Press, Cambridge, 8. Edition. ISBN 0521669553.

[15] K. Wright an M. Wright, 3. 25. Sept. 1901, "The Wilbur and Orville Wright Papers", Familienkorrespondenz, American Memory Collection, Library of Congress, Washington, DC, 2003.

[16] W. Wright an O. Chanute, 12. Mai 1901, "The Wilbur and Orville Wright Papers" Octave Chanutes Aufzeichnungen, American Memory Collection, Library of Congress, Washington, DC, 2003.

[17] Wright, W., "Otto Lilienthal", Aero Club of America Bulletin, Sept. 1912 (posthum publiziert nach Wilbur Wrights Tod am 30. Mai 1912).

[18] "Weight-shift Control Aircraft Flying Handbook" (FAA-H-8083-5) of the U.S. Departments of Transportation – Federal Aviation Administration, CreateSpace Independent Publishing Platform, 2013, ISBN 978-1490465319

[19] Schwipps, W., „Der Mensch fliegt - Otto Lilienthals Flugversuche in historischen Aufnahmen" Bernard und Graefe Verlag, Berlin, 1988, ISBN 3-7637-5838-0