FLUGSTABILITÄT UND STEUERBARKEIT VON OTTO LILIENTHALS NORMALSEGELAPPARAT VON 1893

M. Raffel, F. Wienke, A. Dillmann
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR, 37073 Göttingen, Deutschland

Zusammenfassung

Der Artikel beschreibt erfolgreiche Flugversuche mit einem Nachbau von Otto Lilienthals patentiertem Normalsegelapparat, die nach Windkanalversuchen durchgeführt wurden, mit denen die Flugleistung und die potentielle Eigenstabilität des Gleiters nachgewiesen wurden. Der Gleiter wurde auf drei Arten getestet, gefesselt auf einer bewegten Plattform, an einer Seilwinde und schließlich im freien Flug am Hang. Die Versuche ermöglichen die Bewertung der Steuerbarkeit und Eigenstabilität des Fluggerätes, nicht nur im stationären Flug, sondern auch bei Start und Landung, sowie bei Windböen.

1. NOMENKLATUR

A_f = Flughöhe (A_f = 0 ≙ gestreckte Beine; Füße auf dem Boden)
a_0 = Auftriebsanstieg
α = Geometrischer Anstellwinkel des Flugzeugs (α = 0 ≙ vertikales Holmkreuz)
α_0 = Absoluter Anstellwinkel des Flugzeugs (α_0 = 0 ≙ Nullauftrieb)
α_e = Getrimmter Anstellwinkel des Flugzeugs
C_D = Widerstandsbeiwert des Fluggerätes
C_L = Auftriebsbeiwert des Fluggerätes
$C_{M,ac}$ = Nickmomentenbeiwert um den Neutralpunkt
$C_{M,cg}$ = Nickmomentenbeiwert um den Schwerpunkt
D = Widerstand des Fluggerätes
θ = Geometrischer Anstellwinkel des Höhenleitwerks
t = Zeit
Q = Nickrate
M_{ac} = Nickmoment um den Neutralpunkt
M_{cg} = Nickmoment um den Schwerpunkt
L = Auftrieb des Flugzeugs
L' = Rollmoment
q_∞ = Dynamischer Druck
ρ = Luftdichte
V_∞ = Strömungsgeschwindigkeit relativ zum Flugzeug

2. EINLEITUNG

1889 veröffentlichte Otto Lilienthal sein Buch "Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst" [1], in dem er seine Experimente beschrieb, die die Leistungsfähigkeit gewölbter Flügel belegen und das die seinerzeit besten Anleitungen zur Konstruktion eines Flugzeugs beinhaltet. 1891 entwarf Otto Lilienthal einen Flugapparat, der schwerer als Luft war und führte damit die ersten dokumentierten und erfolgreich wiederholten Flüge eines Menschen durch. Das weltweit erste Serienflugzeug, den "Normalsegelapparat", ließ er 1893 patentieren. Er verkaufte mindestens neun Exemplare dieses Eindecker-Gleiters an verschiedene Orte in Europa und Amerika. Seine mehr als 2000 erfolgreichen Flüge führten dazu, dass seine aerodynamischen Daten und seine Flugberichte weltweit verbreitet wurden. Samuel Langley, Octave Chanute und viele andere korrespondierten mit Lilienthal. Chanute, Autor des anderen einflussreichen Buches dieser Zeit [2] und später ein Freund der Gebrüder Wright, folgte Lilienthals Ansatz, sich vorsichtig an Flugversuche heranzutasten, und verhalf damit ab dem Jahr 1896 mehreren jungen Männern zu erfolgreichen Flügen. Wilbur Wright schrieb 1912 in seinem Artikel [4] über Otto Lilienthal: „*..... er war ohne Frage unser größter Vorgänger, und die Welt steht tief in seiner Schuld.*“ Gemäß der Patentschrift ist der Gleiter einer Kategorie zuzuordnen, mit der sich z.B. die amerikanischen Flugregeln FAR in Abschnitt 103 befassen, und die detailliert im „Weightshift Control Aircraft Flying Handbook“ (FAA-H-8083-5) beschrieben ist [5]. Flugzeuge, die wie Lilienthals Normalsegelapparat durch Gewichtsverlagerung gesteuert werden, werden nach wie vor von vielen tausend Piloten auf der ganzen Welt sicher und erfolgreich geflogen. Nach dem tödlichen Unfall von Otto Lilienthal im Jahr 1896 wurde jedoch wenig über spätere Flugversuche mit einem Gleiter dieses Typs bekannt.

3. GLEITERABMESSUNGEN DER WINDKANAL- UND FLUGVERSUCHE

Die bisherigen Windkanaltests des DLR führten zu neuen Erkenntnissen bezüglich Leistungsfähigkeit, Trimmzustand, Flugstabilität und Einfluss der Durchlässigkeit des Gewebes, das auf einem Original-Webstuhl auf der Grundlage einer sorgfältigen Analyse einer Stoffprobe eines originalen Gleiters gefertigt wurde. Zwei weitere Faktoren, nämlich die erforderliche Flügelfläche und die Position des Piloten im Gleiter, sind von Gewicht, Größe und Fitness des Testpiloten abhängig. Ihre Auswahl wurde durch die Analyse der im Folgenden vorgestellten Windkanaldaten begründet. Um sich jedoch auf die gewonnenen Erkenntnisse der Flugversuche zu konzentrieren, werden hier nur die beiden Diagramme diskutiert, die für die Bestimmung der bestmöglichen Maße des Gleiters von Bedeutung waren.

Tabelle 1. Vergleich von Lilienthal und Testpilot.

	Otto Lilienthal	Testpilot
Gesamtgewicht	80 kg	90 kg
Körpergröße	1,80 m	1,92 m

Basierend auf der allgemein gebräuchlichen Klassifizierung der Lilienthal-Segelflugzeuge [6] hat der Normalsegelapparat eine Spannweite von bis zu 7 m und eine maximale Flügeltiefe von 2,5 m. Laut Lilienthals Beschreibungen wären Flugzeuge mit größeren Abmessungen bei Windböen schwer zu kontrollieren. Das Windkanalmodell, das bei den groß angelegten Windkanaltests 2017 im größten europäischen Windkanal, dem DNW-LLF, eingesetzt wurde, hatte eine Spannweite von 6,7 m und eine Fläche von 13,2 m^2. Die Position des Holmkreuzes wich geringfügig um einige Zentimeter von der Patentzeichnung [7] ab, was sich als sehr entscheidend erwiesen hat. Eine Anströmgeschwindigkeit von 11,5 m/s und ein geometrischer Anstellwinkel des Flugzeugs von α = 5,82° (α = 0° entspricht einer vertikalen Holmkreuzausrichtung) führt zu einem ausreichenden Auftrieb, um den Gleiter (25 kg) und eine Person von Otto Lilienthals Gewicht (≙ 80 kg) anzuheben (siehe Abb. 1).

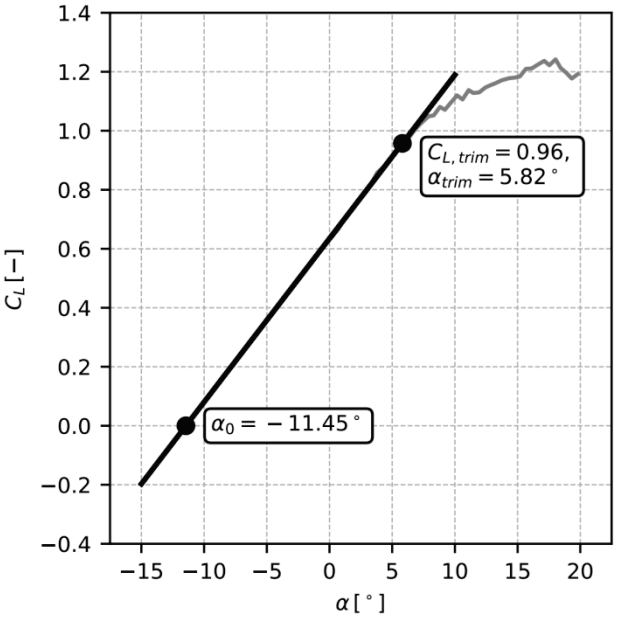

Abb. 1. Auftriebsbeiwert über geometrischem Anstellwinkel des Windkanalgleiters bei 11,5 m/s.

Bei den Kraft- und Momentenmessungen wurde festgestellt, dass der für die Windkanalversuche gebaute Gleiter schwer zu trimmen war. Selbst bei einem kleinen negativen Anstellwinkel θ des Höhenleitwerks war der Gleiter hecklastig. Zusätzliche Fesselflüge im Windkanal bestätigten diese Ergebnisse. Während des Windkanalbetriebs konnte der Testpilot in der etwa ein-minütigen Phase, die zum Beschleunigen und Einstellen der Windkanalströmung benötigt wurde, seinen Körper nicht kontinuierlich in der maximal nach vorne gelehnten Position halten. Im Gegensatz zur abwärts gerichteten Ausrichtung am Hang, sind der Gleiter und die Anströmung im Windkanal um ca. 15° nach oben geneigt, was die nach vorne gelehnte Haltung des Piloten noch anstrengender macht. Fesselflugversuche im DNW-LLF bestätigten, dass ein zusätzliches Trimmgewicht von 8,2 kg an der Nase erforderlich war, um die Windkanal-Version des Gleiters in horizontaler Lage stabil fliegen zu können. Diese nach unten gerichtete Kraft wurde durch ein an der Vorderkante befestigtes Seil aufgebracht (siehe Abb. 2).

Abb. 2. Stationärer Fesselflug mit einem extern aufgebrachten, negativen Nickmoment (entsprechend 8,2 kg Trimmballast an der Nase).

Das höhere Gewicht und die Körpergröße des Testpiloten führten zu folgenden Abmessungen des Freiflug-Gleiters, der später auch für Freiflugversuche verwendet wurde: Die Spannweite wurde auf 7 m und die maximale Flügeltiefe auf 2,5 m festgelegt, was in einer Flügelfläche von 15,6 m^2 resultierte. Aus der unterschiedlichen Lage des Holmkreuzes in Relation zum Flächenschwerpunkt von Windkanalmodell und Patentzeichnung (siehe Abb. 3) und der für einen stationären horizontalen Fesselflug benötigten Ballastkraft, ergab sich eine Holmkreuzposition des Freiflug-Gleiters, die 134 mm weiter vorne lag als beim Windkanalgleiter. Die Holmkreuzposition begrenzt die vordere Position des Piloten und beeinflusst somit den Trimmzustand und die statische Stabilitätsreserve und/oder die erforderliche Haltung, um den Schwerpunkt vor den Neutralpunkt zu verschieben, was für einen stabilen und getrimmten Flug notwendig ist. Es ist bekannt, dass Flugzeuge, die durch Gewichtsverlagerung gesteuert werden, aus nahe liegenden Gründen mit einer kleinen statischen Stabilitätsreserve am besten steuerbar sind. Eine kleine statische Stabilitätsreserve bedeutet aber auch, dass eine Verschiebung des Schwerpunktes von nur wenigen Zentimetern die Steuerbarkeit des Fluggerätes von "einfach zu kontrollieren" nach "unmöglich zu fliegen" verändern kann.

Die Geometrien und Größen der Flügelflächen bei identischen Holmkreuzpositionen der drei Gleiterversionen sind in Abb. 3 dargestellt. Anstelle des Neutralpunktes wurde für die drei Gleiterversionen der Flächenschwerpunkt des Flügels als Bezugspunkt gewählt, da der Neutralpunkt nur für die Windkanalversion gemessen wurde. Es wird jedoch angenommen, dass der Flächenschwerpunkt des Gleiters und der Neutralpunkt aufgrund ihrer geometrischen Ähnlichkeit für alle drei Modelle um ähnliche Werte verschoben sind.

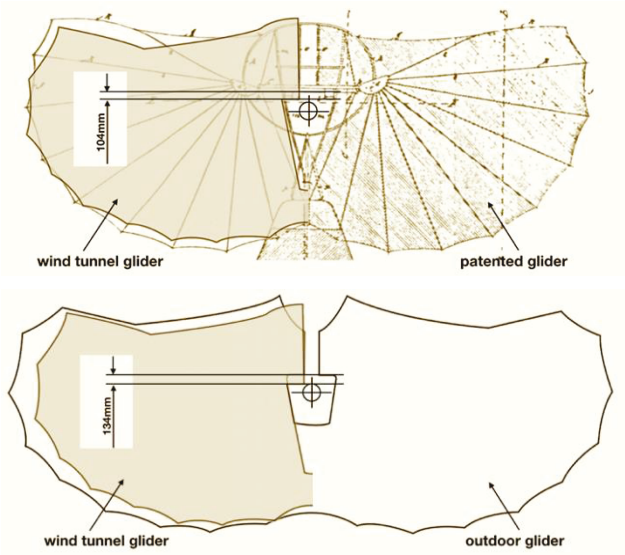

Abb. 3. Vergleich der Flügelgeometrie und -größen der drei Gleiterversionen bei gleicher Position der Flächenschwerpunkte.

Im Anschluss an die Windkanalversuche wurden die Schwerpunktlagen entlang der Längsachse für jede der verschiedenen Körperhaltungen des Piloten am Windkanalgleiter vermessen. Die Auswertung dieser Daten zusammen mit den Kraft- und Momenten-Verläufen, zeigte das gleiche Defizit der statischen Stabilitätsreserve, das auch beim Fesselflug im Windkanal vorhanden war. Die Notwendigkeit des Trimmballasts erklärt sich durch die unterschiedliche Position des Holmkreuzes und damit des Schwerpunkts des Piloten zwischen Windkanalgleiter und den in Abb. 3 dargestellten Patentzeichnungen. Eine detaillierte Analyse des Grundrisses der Gleiterflügel und der Positionen der Holmkreuze ergab einen Abstand von 452 mm zwischen Flächenschwerpunkt und Holmkreuz beim Patentgleiter, verglichen mit nur 348 mm beim Windkanalgleiter (siehe Tabelle 2). Die gemessenen Windkanaldaten wurden für eine korrigierte Pilotenposition umgerechnet. Die umgerechneten Ergebnisse zeigen, dass der Patentgleiter bei leicht negativen Anstellwinkel des Höhenruders stabil und ohne Ballast mit einer Pilotenhaltung wie in Abb. 4c (getrimmte Haltung) dargestellt fliegen kann.

Tabelle 2. Vergleich der drei Gleiter-Versionen.

	Windkanal-gleiter	Freiflug-gleiter	Patent-gleiter
Gesamtgewicht	25 kg	32 kg	20 kg
Relative Piloten-position	348 mm	452 mm	482 mm
Flügelfläche	13,24 m^2	15,60 m^2	14,13 m^2
Stat. Stabilitäts-reserve	< 0 mm	57,7 mm	56,4 mm
Eigenstabilität (ohne Ballast)	✖	✔	✔

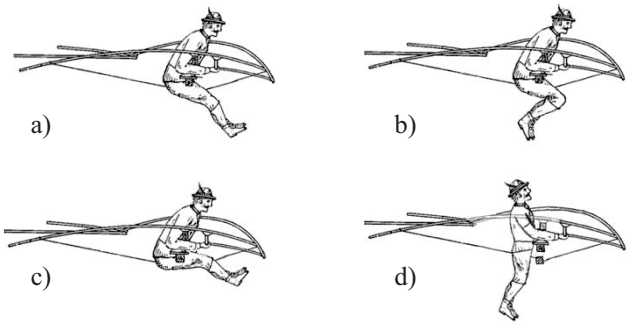

Abb. 4. Körperhaltung des Piloten während Start (a), Flug bei mittlerer Haltung (b), getrimmter Haltung (c) und Landung (d).

4. EINARBEITUNG DES TESTPILOTEN – FESSEL- UND WINDENFLÜGE

Der Testpilot musste zuerst ein Gefühl für die Schwerpunktverlagerung zur Steuerung um die Längs- und Querachsen bekommen. Die Steuerung der Flugrichtung erfolgt nur indirekt durch ein Rollen um die Längsachse. Für die Nicksteuerung gab Otto Lilienthal folgenden Ratschlag [3]: „Die erste Regel ist, die Beine gut nach vorn ausgestreckt zu halten, und sich beim Landen mit dem Oberkörper hintenüber zu werfen, so dass der Apparat sich aufrichtet und die Bewegung verlangsamt, wie man dieses an jeder sich setzenden Krähe sehen kann“. Dies führt zur kopflastigsten Schwerpunktlage beim Start und zur schwanzlastigsten Schwerpunktlage bei der Landung. Diese Körperhaltungen werden durch die in Abb. 4 dargestellten Skizzen beschrieben, die nach Zeichnungen aus Otto Lilienthals Patentschrift angefertigt wurden.

Lilienthal empfiehlt immer nach dem folgenden Startvorgang vorzugehen [3]: „Das Auffliegen und das Niedersetzen muss stets genau gegen den Wind gerichtet sein. Das vertikale Steuer sorgt schon dafür, dass in der Ruhe sich der Apparat genau gegen den Wind einstellt. Die liegende Steuerfläche verhindert, dass der Apparat nach vorn sich überschlägt, was gewölbte Flächen sonst gerne thun“. Im vorliegenden Fall wurde beschlossen, mit Fesselflügen auf einer 5x5 m^2 großen Anhänger-Plattform zu beginnen, die von einem PKW gezogen wird. Dies ermöglichte häufiges Üben bei geringem Risiko und niedrigen Kosten. Wie in Abb. 5 gezeigt, wurden sowohl der Gleiter als auch der Pilot mit Gurten (Pilot) bzw. Seilen (Gleiter) an den Ecken der Anhänger-Plattform gesichert. Der Pilot trug ein Gurtzeug, das ihn mit vier Sicherheitsgurten verband. Der Gleiter war mit Ringschrauben an den unteren Enden des Holmkreuzes ausgestattet, durch die auf jeder Seite Stahldrähte von den vorderen Ecken der Plattform zu den hinteren Ecken geführt wurden. Diese Vorkehrungen begrenzten die Flughöhe des Gleiters, ließen aber gleichzeitig einen gewissen Bewegungsspielraum für die Steuerung des Gleiters. Zwei Seile wurden am Zugfahrzeug befestigt um den Gleiter nach vorne zu ziehen und so den Luftwiderstand auszugleichen. Bei einer Flughöhe von weniger als 0,5 m über der Mitte der Plattform, waren die an den Plattformecken befestigten Seile nicht gespannt. Somit konnte der Pilot den Einfluss der Gewichtsverlagerung in Längsrichtung testen, was zu den in Abb. 4 skizzierten Körperhaltungen führte.

Tabelle 3. Plattform-Flüge.

Juni 2017	
Flugdistanz	230 – 400 m
Plattform-Geschwindigkeit	9,3 – 9,8 m/s
Plattform-Kurs	60°
Typische Windgeschwindigkeit	3,9 – 5,3 m/s
Typische Windrichtung	140°

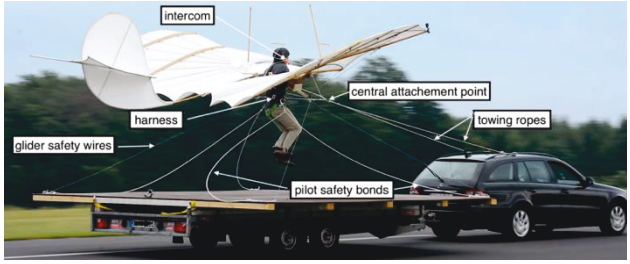

Abb. 5. Plattformversuche ohne Relativgeschwindigkeit zum Boden sowie begrenzter Höhe und Steuerbarkeit.

Die beiden Zugseile wurden an den vier Enden des Holmkreuzes mit vier weiteren Seilen befestigt, die an einem zentralen Befestigungspunkt 0,7 m vor dem Hauptrahmen zusammen geführt wurden. Dies verbesserte die Nickstabilität und verringerte den Einfluss der Körperhaltung des Piloten auf die Nickbewegung.

Flug- und Windrichtung stimmten während der Fesselflugversuche nicht überein, da diese auf einem Flugfeld mit nur einer Start- und Landebahn durchgeführt wurden. Somit musste der Pilot Seitenwinde von bis zu 5 m/s ausgleichen.

Abb. 6. Windenversuche zur Übung der Rollsteuerung bei begrenzter Nicksteuerbarkeit.

Die gesammelten Erfahrungen aus den Fesselflügen auf der Anhänger-Plattform wurden für die nächste Phase der windengestützten Flugversuche benötigt. Die Windenversuche mussten ohne die Sicherheitsseile durchgeführt werden, welche bei den Plattformtests nicht nur die Flughöhe, sondern auch die Rollbewegung des Gleiters einschränkten. Das Können des Piloten zur Steuerung um die Querachse wurden zum wichtigsten Faktor, wenn zum Einen moderate Böen ausgesteuert werden mussten und zum Anderen beim Ausleiten eines Strömungsabrisses, bei dem es zu asymmetrischem Auftrieb kommen kann. Lilienthal beschrieb das Verfahren zur Rollsteuerung und die damit verbundenen Schwierigkeiten wie folgt [3]:

„Besonders zu warnen ist vor folgendem Fehler: Der Uebende schwebt in der Luft und fühlt plötzlich vom Winde sich angehoben, wie gewöhnlich ungleichmässig, beispielsweise der linke Flügel mehr als der rechte. Die schiefe Lage treibt ihn nach rechts hinüber. Unwillkürlich streckt der Neuling nach rechts auch seine Beine aus, weil er den Anprall zur Erde nach rechts voraussieht. Die Folge ist, dass der schon tiefer liegende rechte Flügel noch mehr belastet wird und der Flug schnell nach rechts sich senkt, bis die rechten Flügelspitzen im Erdreich sitzen und zerknicken. Für Leib und Leben ist weniger Gefahr vorhanden; denn der Apparat bildet nach allen Seiten ein wirkungsvolles Prellwerk, welches die Wucht des Stosses abfängt. Richtig ist es, jederzeit die Beine nach dem gehobenen Flügel auszustrecken und ihn dadurch wieder herunter zu drücken. Es gehört freilich anfänglich etwas Ueberwindung hierzu, man macht aber bald unwillkürlich diese nützliche Bewegung, nachdem man sich überzeugt hat, wie sicher man die Flügel dadurch lenken und vor Zerstörung schützen kann“.

Tabelle 4. Winden-Flüge.

Oktober 2017	
Flugdistanz	98 – 220 m
Höhe im Flug	-0,1 – 4,3 m/s
Geschwindigkeit im Flug	8,7 – 11,8 m/s
Seilkraft	390 – 1140 N
Flugrichtung	240 °
Mittlere Windgeschwindigkeit	0,7 – 1,3 m/s
Mittlere Windrichtung	240°

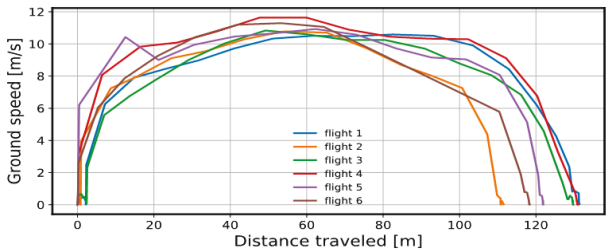

Abb. 7. Schleppgeschwindigkeit über geflogener Distanz.

5. TRIMMEN DES GLEITERS

Die Windenversuche in Deutschland wurden mit einem Schleppseil durchgeführt, dessen Befestigungspunkt etwa 0,7 m vor dem Mittelpunkt des Holmkreuzes war. Das

daraus entstehende, zusätzliche Rückstellmoment erhöhte die Nickstabilität erheblich. Als Folge war die Längssteuerbarkeit reduziert, solange das Schleppseil unter Spannung stand. Die leichte Hecklastigkeit des Freiflugleiter wurde zuerst übersehen, da seine Tendenz zum Aufnicken erst bei niedriger Seilspannung zum Tragen kam, wenn sich der Gleiter bereits im Sinkflug befand und eine entsprechende Nickbewegung beabsichtigt und durch die Landehaltung des Piloten unterstützt wurde (Abb. 4d). Bei den freien Flügen in Kalifornien musste dies jedoch entweder durch ein Ballastgewicht oder eine Reduktion der Flügelfläche vor dem Piloten korrigiert werden. Zuerst wurde zur Erhöhung der statischen Stabilitätsreserve für gegebenen Höhenruder-Anstellwinkel und Schwerpunkt die Flügelfläche vor dem Piloten reduziert, indem das „Cockpit-Fenster“ vor dem Piloten V-förmig vergrößert wurde. Nach anhaltenden Problemen mit der Nicksteuerung und –stabilität wurde die Flügelfläche im vorderen Bereich des Gleiters weiter reduziert. Dazu wurden die vorderen Rippen der Flügel um einige Zentimeter nach hinten verschoben und der Bespannstoff entlang der Vorderkante des Flügels abgeschnitten und wieder neu angebracht. Die sich ergebende, endgültige Form des Gleiters ist in Abb. 3 dargestellt.

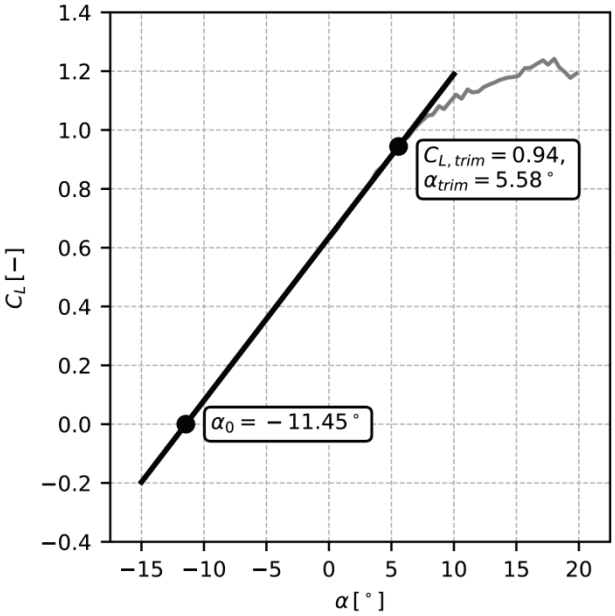

Abb. 8. Auftriebsbeiwert über geometrischem Anstellwinkel gemessen am Freiflugleiter bei 11,5 m/s.

Abb. 9 zeigt $C_{m,cg}$ über α_0 der endgültigen Version des Freiflugleiters für drei verschiedene Pilotenhaltungen. Die Kurven wurden aus den im Jahr 2017 im Windkanal gemessenen Kräften und Momenten abgeleitet, wobei die folgenden Annahmen getroffen wurden: 1. Der Auftrieb nimmt proportional mit der Flügelfläche (15.6/13.24) zu; 2. Das Gewicht des Piloten (90kg) liegt aufgrund der veränderten Holmkreuzposition des Freiflugleiters (134mm) weiter vorne als bei den Windkanalversuchen. Die gestrichelte Linie in Abb. 9 entspricht der mittleren Position (Abb. 4b), die gepunktet-gestrichelte Linie der getrimmten Position (Abb. 4c) und die durchgezogene Linie der Startposition (Abb. 4a). Die gepunktet-gestrichelte Linie schneidet die horizontale Achse für $C_{m,cg}$=0 bei α_0=17,25°. Der Schnittpunkt definiert den Trimmanstellwinkel, den Höhenleitwerks-Einstellwinkel sowie die Pilotenhaltung bei getrimmten, stabilen und kontrollierbaren Hang-Flügen bei 11,5 m/s, wenn sich Gewicht, Widerstand und Auftriebskräfte des Systems im Gleichgewicht befinden. Die drei notwendigen Kriterien für das Nickmomentengleichgewicht und die statische Stabilität, nämlich positives Nickmoment bei α_0=0, negativer Nickmomenten-Anstieg und ein erreichbarer Trimm-Anstellwinkel, sind erfüllt. Die Messdaten entsprechen sehr gut den Bedingungen, die sich bei den Hang-Flügen zwischen Start und Landung einstellten und in Abb. 10 und Abb. 11 abgebildet sind.

Nach dieser Modifikation war der Gleiter um Längs- und Querachse sowohl im freien Hangflug als auch bei Anfangsbeschleunigung durch ein Gummiseil gut steuerbar. Der Gummiseil unterstützte Start wurde angewandt, wenn Wind und Hangneigung nicht ausreichten. Das Gummiseil half, um die verfügbare Übungszeit besser auszunutzen, und ermöglichte Flüge am Dockweiler Beach in der Nähe von Los Angeles und am Tres Pinos in der Nähe von Hollister, CA. Da das Gummiseil an einem einzigen, zentral am Holmkreuz angebrachten Haken befestigt war, hatte es keinen Einfluss auf Trimmung, Stabilität und Steuerbarkeit. Die endgültigen Flüge wurden frei und ohne Gummiseil in Sand City nördlich von Monterey, CA durchgeführt.

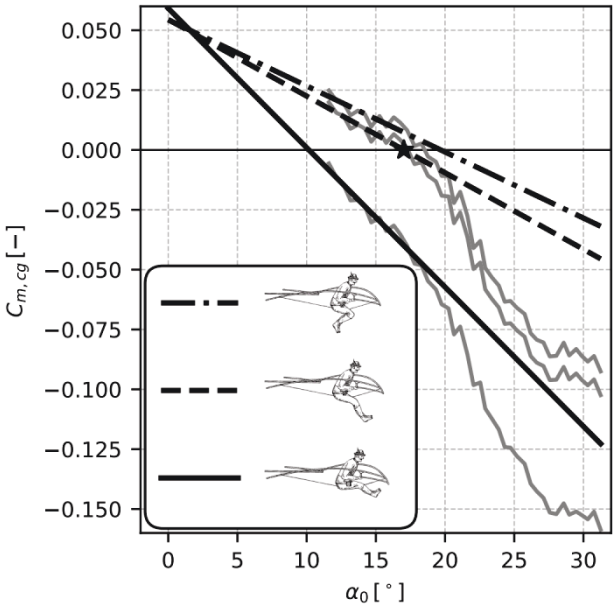

Abb. 9. Nickmomentenbeiwert über absolutem Anstellwinkel gemessen am Freiflugleiter bei 11,5 m/s.

Der Freiflugleiter, der schlussendlich für die freien Flüge verwendet wurde, unterschied sich in einigen weiteren Details von den Gleitern, die Otto Lilienthal und andere seinerzeit verwendeten:

Der Freiflugleiter wurde mit weißem Holzleim beschichtet. Dieser Klebstoff verhält sich physikalisch wie einige Arten von Kollodium, das zur Beschichtung von Lilienthal-Gleitern verwendet wurde. Wenn es beispielsweise auf der Hand aufgetragen wird, bildet es eine Schicht ähnlich einer zweiten Haut. Der Gleiter wurde vor und nach den Versuchen oft zum Transport auf- und zusammengefaltet, teilweise auch unter sehr rauen Bedingungen. Die Beschichtung zeigte trotzdem keine Verschleißerscheinungen. Jüngste Windkanalversuche bezüglich des Einflusses der Porosität zeigen, dass Kräfte und Strömungsfelder bei verschiedenen Versiegelungen des Gewebes

unverändert bleiben. Somit weist die verwendete Beschichtung einen chemischen, aber keinen oder allenfalls geringen aerodynamischen Unterschied auf.

Abb. 10. Verhalten während und nach dem Strömungsabriss.

Die an den unteren Enden des Holmkreuzes befestigten Kufen, sowie die Knieschoner des Testpiloten, kamen nur bei missglückten Landungen zum Einsatz. Sie hatten ebenfalls wenig Einfluss während des Flugs. Stahldrähte und historische Spannschlösser (von Lilienthal selbst patentiert) wurden durch Drahtseile aus Edelstahl mit einem Durchmesser von 2 mm und ovale Presshülsen ersetzt.

Zwei kurze Bambusstäbe wurden parallel an beiden Seiten des Cockpits des Freiflugleiters befestigt, um zu verhindern, dass sich der Pilot zu weit zurücklehnt. Sie ersetzen die Rückenstützen, die Lilienthal verwendet hat, und sind wie der Helm ein weiteres Zugeständnis an die Sicherheit. Glücklicherweise wurden weder der Helm noch die Bambusstäbe jemals benötigt.

Die Armlehnen unseres Freiflugleiters waren rudimentärer aufgebaut als das Original. Der Pilot konnte sich wie Lilienthal darauf aufstützen, aber er konnte den Gleiter am Heck damit nicht anheben, um den minimal nötigen Einstellwinkel für den Start bei schwachen Windbedingungen zu erzielen. Bei den Windenflügen und den endgültigen Hang-Flügen war dies nicht notwendig, da der Gegenwind das Heck nach den ersten Metern sofort anhob. Bei schwachem Wind benutzte der Pilot von Zeit zu Zeit Schultergurte, um das Heck vor dem Start anzuheben und so die anfängliche Beschleunigung zu erleichtern.

Die strukturellen Unterschiede zwischen dem Freiflugleiter und der Version, die Lilienthal in seinen Patenten und Veröffentlichungen beschrieben hat, werden im Folgenden dargestellt. Weidenholz wurde nur für Teile verwendet, die stark gebogen werden mussten, wie z.B. der Cockpitrahmen und das Höhen- und Seitenleitwerk. Für die Flügelstreben wurden anstelle von Weidenruten jedoch Kiefernholzstäbe verwendet, die nach dreitägigem Einweichen in Wasser in Form gebogen wurden. Dadurch erhöhte sich das Gewicht auf 32 kg und der Schwerpunkt des Gleiters könnte sich etwas nach hinten verschoben haben. Diese Änderung war jedoch notwendig, da das Gewicht des Testpiloten etwa 15% höher war als das von Lilienthal, und die erforderlichen Auftriebskräfte beim horizontalen Flug (gefesselt und am Windenseil) ebenfalls etwa 15% höher sind als beim Hang-Flug. Wie bei Lilienthals Gleitern wurde Bambus nur dort verwendet, wo Teile wie das Heck bei einer bestimmten Länge steif und gerade sein mussten.

6. EINÜBEN DER NICKSTEUERUNG BEI FREIEN FLÜGEN

Bei einem Übungsflug auf einem Hügel in Tres Pinos in der Nähe von Hollister, CA waren die Windverhätnisse böig. Über längere Zeiträume während jedes Jahres weht der Wind von Nordwesten entlang des Tals, aber am Übungstag dominierte ein starker Westwind, der zu einer Strömungsablösung an dem west-kalifornischen Küstengebirge führte, was gelegentlich zu schnellen Änderungen der lokalen Windstärke und -richtung führte. Eine plötzliche Böe in der frühen Flugphase nach dem Start erzeugte eine Aufwärtsbeschleunigung, die es unmöglich machte, die Haltung des Piloten im Trimmzustand beizubehalten. Der Verlauf der Höhenänderung konnte später durch korrelationsbasierte Bildverarbeitung aus den Videos rekonstruiert werden (siehe Abb. 10). Ein Polynom 10. Ordnung wurde durch die abgeschätzten Höhendaten mit einer zeitlichen Auflösung von 0,1 s gelegt, um Steig- bzw. Sinkgeschwindigkeit sowie den Lastfaktor für ein Zeitintervall von 3,5 s abzuleiten.

Die zusätzlichen Trägheitskräfte machten es unmöglich, die Beine gerade nach vorne gestreckt zu halten. Der Gleiter wurde innerhalb einer Sekunde um etwa 4 m angehoben und der Lagewinkel des Gleiters verschob sich von etwa 15° abwärts auf 50° aufwärts. Infolgedessen verlagerte sich das Gewicht des Piloten im Cockpit nach hinten. Lilienthal startete routinemäßig von einem ungefähr 4m hohen Dach und brachte es sogar in solchen gefährlichen, abgelösten Fluglagen auf akrobatische Weise fertig, die Nase ohne Rollbewegungen nach unten zu neigen ohne seine Beine zu senken. Lilienthal experimentierte mit einem aktiv gesteuerten Leitwerk und Flügelverwindung, entschied sich aber bewusst für die Steuerung mittels Gewichtsverlagerung, da dies ihm den zuverlässigen Betrieb des Gleiters während tausender Flüge ermöglichte [8]. Die vielen Flüge, die er mit einem Sprung vom Gebäudedach der "Fliegestation" bei Steglitz (Vorort von Berlin) begann, erforderten den zuverlässigen Start des Gleiters ohne Anfangsgeschwindigkeit über

Grund. Es ist schwer vorstellbar, dass dies mit aktiven Steuerungsmitteln besser bewältigt werden kann, sodass Gewichtsverlagerung nach wie vor die bevorzugte Methode für die meisten nicht-motorisierten Fluggeräte ist, die aus dem Laufen heraus gestartet werden. Der laufende Start von Gleitern bei böigem Wind erfordert jedoch viel Übung. Als der Pilot in Tres Pinos nicht in der Lage war, den Strömungsabriss auszuleiten, blieb der Gleiter stehen und fiel etwa 4 m wie ein Fallschirm nach unten: Das Höhenleitwerk lenkte nach oben aus, ein starkes abnickendes Moment blieb aus und die Flügel blieben fast waagrecht. Dieses Sicherheitsmerkmal des Gleiters wurde von Lilienthal im US-Patent [7] beschrieben und lautet sinngemäß übersetzt: „An letzterem ist der Schweif q drehbar angebracht, und zwar so, dass er nach oben frei aufklappen kann, nach unten jedoch einen Stützpunkt an dem feststehenden Steuer r findet. Diese Befestigung des Schweifes ist notwendig, damit derselbe, wenn der Apparat als Fallschirm dient, nicht tragend wirken kann, und dadurch das Überkippen des Apparates nach vorn verhindert wird“. Es ist hinzuzufügen, dass dies die Sicherheit natürlich nur dann erhöht, wenn in geringer Höhe geflogen wird. Außerdem muss erwähnt werden, dass das Heck keine Auftriebskraft übertragen kann, da es zwar bei nach unten wirkenden Kräften über die oberen Seilen fest verbunden ist, aber bei nach oben wirkenden Kräften nach oben ausweicht. Die Nachgiebigkeit des Hecks nach oben verhindert, dass es bei Bodenberührungen im Abfangbogen bricht. Obwohl diese Beobachtungen eine Analyse der dynamischen Stabilität des Fluggerätes nicht ersetzen können, deuten sie jedoch darauf hin, dass sich der Pilot in Extremsituationen eventuell nicht in der für einen stabilen und kontrollierten Flug erforderlichen Körperhaltung halten kann. Durch das schwenkbare Höhenleitwerk scheint der Strömungsabriss in geringer Höhe weniger problematisch zu sein, solange sich der Pilot vorsichtig verhält, im späteren Verlauf dem Strömungsabriss nicht entgegenwirkt, und eine Sackfluglandung ob der geringen Flughöhe möglich ist. Lilienthals jährliche Flugberichte informierten andere nicht nur über erfolgreiche Flüge, sondern auch über gelegentliche Misserfolge. Ein solcher Misserfolg, bei dem ein plötzlicher Sturzflug nach einer kleinen Änderung der Flügelwölbung auftrat, wurde ausführlich beschrieben. Dies kann so interpretiert werden, dass die Änderung einen Einfluss auf die statische Stabilität des Gleiters hatte. Darüber hinaus ist es nach den Erfahrungen der Autoren wahrscheinlich, dass die erforderliche Haltung zum Abfangen, wie in Abb. 4b und 4d dargestellt, die Kraft vieler Piloten in einer Situation, in der der Gleiter sich nach oben aufgerichtet hat, übersteigt. Am Freifluggleiter wurden wie beschrieben Anpassungen der Flügelgeometrie vorgenommen, die die geometrischen Mängel des Windkanalgleiters korrigierten und die statische Stabilitätsreserve auf den Wert des Patentgleiters erhöhten. Der Freifluggleiter wurde nach dem oben beschriebenen Vorfall sicher weiter betrieben, starke Windböen wurden aber konsequenter vermieden.

Abb. 11. Vorbereitung, Start und Anfangsflugphase mit Nick- und Rollsteuerung.

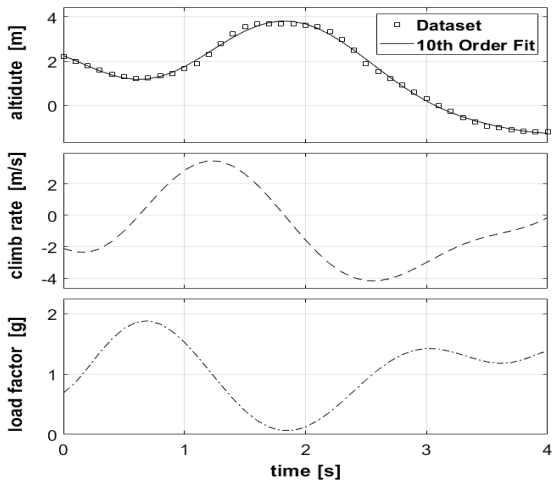

Abb. 12. Flughöhe, Steig-/Sinkrate und Lastfaktor während des Strömungsabrisses in Abb. 10.

Abb. 13. Kontrollierter Geradeausflug am Hang und anschließende Landung.

Die endgültige Trimmstellung des Höhenleitwerks bestand aus einem leicht negativen Einstellwinkel. Dadurch reagierte der Gleiter angenehm und sensibel auf die Steuerbewegungen des Piloten und konnte leicht gegen den Wind gesteuert werden. Bei mehreren Starts auf einer Sanddüne musste aufgrund von Windscherungen einem hängenden linken Flügel entgegengewirkt werden, indem das Gewicht des Piloten kontra-intuitiv unter den rechten Flügel verschoben wurde. Hier machte sich das Training der Windenversuche bezahlt, bei denen gelegentlich auch der Wind einen der Flügel nach unten drückte und der Pilot instinktiv seine Beine auf die gegengesetzte Seite verlagern musste (siehe Abb. 11). Grundsätzlich erfolgt die Steuerung des Rollwinkels, wie bei einem modernen Hänge-Gleite, allerdings müssen für eine vergleichbare Steuerwirkung die Beine seitlich weiter nach außen bewegt werden, da ein geringeres Gewicht verschoben wird.

Bei modernen Gleitern wird die Rollbewegung aber nicht nur durch die Verlagerung des Gesamtgewichts des Piloten gesteuert, sondern auch das Rollmoment verstärkt, indem der Kiel verlagert und der Flügel entsprechend verwunden wird [5]. Kurven in niedriger Höhe in der Nähe eines Hügels können nicht sicher geflogen werden. Daher bleibt die Frage, ob Steilkurven sicher durchgeführt werden können, durch unsere Tests unbeantwortet. Aus Lilienthals Flugberichten geht hervor, dass er in wesentlich größerer Flughöhe Wenden durchführte, aber sie im Normalfall vermied, da eine sichere Landung nur gegen den Wind möglich war.

Lilienthal berichtete, dass die Landung eine ähnliche kontraintuitive Bewegung erfordert wie das Rollen des Gleiters. Laut Lilienthal muss der Pilot seine Beine nach hinten bewegen um aufzunicken und abzubremsen, auch wenn er instinktiv die Füße nach vorne strecken möchte, sobald er sich mit höherer Geschwindigkeit dem Boden nähert. Dies hängt jedoch von der Trimmung des Gleiters ab. Bei unseren Testflügen mit dem Normalsegelapparat war es ausreichend, sich mit dem Oberkörper nach hinten zu lehnen und somit das Gewicht des gesamten Körpers nach hinten zu verschieben (siehe Abb. 13). Die einzigen anfänglichen Probleme bei der Koordination der Landung waren die gleichen, die auch andere Anfänger bei ihren ersten Übungsstunden mit Hängegleitern haben. Wenn die Landung zu früh und zu langsam eingeleitet wird, löst die Strömung langsam aber massiv vom Flügel ab. Da eine massiv abgelöste Strömung nie stationär oder zweidimensional ist, senkt sich ein Flügel früher als der andere und erzeugt gleichzeitig mehr Widerstand. Dies führt sowohl bei modernen Hängegleitern als auch bei Lilienthals Gleitern zu einer unbeabsichtigten Kurve am Ende des Fluges. Das Geheimnis einer guten Landung mit dem Lilienthal-Gleiter besteht, wie auch mit modernen Gleitern, darin, dieses Manöver etwas später und mit höherer Nickgeschwindigkeit durchzuführen, damit der Strömungsabriss dynamisch erfolgt. Die Vorderkantenwirbel des dynamischen Strömungsabrisses zwingen die Strömung dann in einen zwei-dimensionalen Zustand [9] und erzeugen einen kurzen Auftriebsüberschuss und ein zusätzliches aufnickendes Moment [10]. Mit diesen Erkenntnissen konnte der Gleiter zuverlässig und stabil bis über 70 Meter weit geflogen werden und routinemäßig in sanften, geradlinigen Abfangbögen gelandet werden.

7. FAZIT UND AUSBLICK

Otto Lilienthals patentierter Eindecker-Gleiter (Normalsegelapparat) wurde zuverlässig und gleichmäßig bergab über Distanzen von bis zu 72 m geflogen. Eine Person mit einem Gewicht von weniger als 80 kg kann mit der statischen Stabilitätsreserve, die sich aus den Abmessungen im Patent ergibt, sicher fliegen, wenn sie in der Lage ist, die Beine auch unter dem Einfluss von Schwer- und Trägheitskräften bei Manövern nach vorne ausgestreckt zu halten. Starke Windböen sind zu vermeiden. Die V-Stellung der Flügel und die statische Stabilitätsreserve des Gleiters, die hauptsächlich von der Position des Holmkreuzes in Relation zum Neutralpunkt bestimmt wird, können vergrößert werden um unerfahrenen Piloten zu helfen, unbeabsichtigtes Nicken und Rollen zu vermeiden. Für große Piloten sind Spannweiten von 7 m Spannweite kein Problem. Eine Versieglung der Flügel, z.B. mit einer Holzleim-Wasser-Lösung, ist empfehlenswert. Um den Bau zu erleichtern können die Flügelrippen aus Kiefernholz anstelle von Weidenholz gefertigt werden, was allerdings zu einem schwereren Fluggerät führt. Darüber hinaus ist Kiefernholz weniger flexibel, sodass die dreidimensionale Flügelform nicht mehr einfach durch das Einstellen der Länge der Drähte unterhalb des Flügels angepasst werden kann. Ein Vergleich von Lilienthals Normalsegelapparat von 1894 und seiner Nachbildung von 2018 (Abb. 13) deutet darauf hin, dass Lilienthals

Gleiter eine geringere V-Stellung, eine stärkere Flügelwölbung in der Mitte und eine größere Flügelspannweite in Bezug auf die Körpergröße des Piloten aufwies (siehe Abb. 14).

Erste Flugversuche mit dem "großen Doppeldecker" (siehe Abb. 15), den Lilienthal zwischen 1895 und 1896 erfolgreich geflogen ist, zeigten eine größere Stabilität des Doppeldeckers. Der Eindecker weist jedoch eine größere Fluggeschwindigkeit und Agilität auf. Weitere Versuche zum aerodynamischen Verhalten und der mechanischen Belastbarkeit des Doppeldeckers werden zurzeit durchgeführt.

8. DANKSAGUNG

Die Hilfe von Markus Krebs bei der Herstellung des Gleiters war der wesentliche Grund unseres Erfolges. Er und Felix Wienke nahmen an den Versuchen in Deutschland teil. Die Mitarbeiter des Otto-Lilienthal-Museums in Anklam bauten den Doppeldecker und gaben Hinweise zur Herstellung des Eindeckers, der nach den Patentzeichnungen von Otto Lilienthal aus authentischen Materialien gefertigt wurde. JT Heineck unterstützte die Flugversuche in vielfältiger Weise. Andrew Beem (Windsports, LA) ist wahrscheinlich Amerikas bester Fluglehrer für Hängegleiter. Er gab äußerst wertvolle Hinweise und leistete viel Unterstützung bei den Versuchen in Kalifornien. Vielen Dank an Gerhard Fahnenbruck und Arno Trümper für die Initiierung des Projekts und an Simine Short, Biographin von Octave Chanute, und Bernd Lukasch, Leiter des Otto-Lilienthal-Museums. Das Team der DNW Large Low Speed Facility (LLF) begleitete alle Phasen der Windkanalversuche leidenschaftlich und kompetent. Das Projekt wurde von vielen Flugbegeisterten des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) sehr unterstützt.

[1] Lilienthal, O., *Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst*, Berlin 1889, Neuauflage 2003: ISBN 3-9809023-8-2.

[2] Chanute, O., *Progress in Flying Machines*, The American Engineer and Railroad Journal, New York, 1894.

[3] Lilienthal, O., “Die Tragfähigkeit gewölbter Flächen beim praktischen Segelfluge“, Zeitschrift für Luftschiffahrt und Physik der Atmosphäre, Jg. XII, Nr. 11, 1893, S. 259-272.

[4] Wright, W., “Otto Lilienthal“, Aero Club of America Bulletin, Douglas Taylor & Co., New York, Jg. 1, Nr. 8, S. 19-20, 1912.

[5] “Weight-Shift Control Aircraft Flying Handbook,” U.S. Dept. of Transportation, Federal Aviation Administration Rept. FAA-H-8083-5, 2013.

[6] Nitsch, S., *Die Flugzeuge von Otto Lilienthal*, Otto-Lilienthal-Museum, Anklam, Germany, 2016, ISBN 978-3-941681-88-0.

[7] Lilienthal, O., *“Flying Machine”*, United States Patent No. 544.816, 20. August 1895, basierend auf dem deutschen Patent *“Flugapparat”, Nr*. 77916, 3. September 1893.

[8] Lilienthal, O., Brief an Alois Wolfmüller, Deutsches Museum, München, Zugriffsnummer HS1932-1/11, Oktober 1895.

[9] McCroskey, W. J., Carr, L. W., McAlister, K. W., “Dynamic Stall Experiments on Oscillating Airfoils”, *AIAA Journal,* Jg. 14, Nr. 1, 1976, S. 57-63.

[10] Kramer, M., “Increase in the Maximum Lift of an Airplane Wing due to a Sudden Increase in its Effective Angle of Attack Resulting from a Gust,” NACA-TM-678, 1932; auch Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Jg. 23, Nr. 7, 1932.

[11] Lukasch, B., *„Otto Lilienthal auf Fotografien“,* Otto-Lilienthal-Museum, Anklam, 2016, ISBN 978-3-941681-87-3.

Abb. 14. Oben: Otto Lilienthal und Paul Beylich - Fliegeberg in der Nähe von Berlin [11].
Unten: Markus Raffel und Andrew Beem - Sand City in der Nähe von Monterey.

Abb. 15. Erste Flugversuche mit Lilienthals großem Doppeldecker.