

Einfluss der im Flugversuch vermessenen Tragflächendeformationen auf die Flugleistungen eines Kunststoffsegelflugzeuges

Von G. Stich, Institut für Aerodynamik DFVLR, Braunschweig

Vortrag beim XIII. OSTIV-Kongress in Vršac, Jugoslawien (1972)

Einleitung

Mit dem Verbundwerkstoff GFK (Glasfaser-Kunststoff) ist dem Konstrukteur ein Material in die Hand gegeben, das hohe Festigkeit, Wetterunempfindlichkeit und gute Verarbeitungsmöglichkeit aufweist. So konnte ohne besondere Schwierigkeit die Forderung des Aerodynamikers nach grosser Streckung der Tragfläche, extrem genauer Profilkontur und wellenfreier Oberfläche erfüllt werden. Dadurch wurde es erst möglich, die Laminarprofile mit oder ohne Wölbklappe optimal auszunutzen und somit die Flugleistung erheblich zu steigern. Leider hat der Verbundwerkstoff GFK neben seinen oben angeführten Eigenschaften einige Nachteile, deren schwerwiegendster die geringe Steifigkeit ist. So ist es nicht verwunderlich, dass z.B. die Tragfläche trotz hoher Festigkeit unter Belastung hinsichtlich Biegung und Torsion bemerkenswert verformt wird. Während die Durchbiegung der Tragfläche nahezu keine Leistungsverluste bringt, kann dies von der Torsion nicht behauptet werden. Durch Torsion kann sich die Auftriebsverteilung der Tragfläche verändern und auf diese Weise einen stark erhöhten induzierten Widerstand hervorrufen. Obwohl bisher die elastischen Verformungen noch nicht quantitativ bestimmt worden sind, deuten die bisherigen Flug Erfahrungen darauf hin, dass vor allem im Schnellfluge mit Leistungsverlusten durch Flügeltorsion zu rechnen ist.

Bestimmung der Torsion und Biegung des Flügels im Flugversuch

Als Versuchsflugzeug wurde das Hochleistungssegelflugzeug SB-8V1 ausgewählt, da die Steifigkeit der Tragfläche in einem Bereich liegt, in dem die zu messenden Deformationen um ein Vielfaches grösser sind als die zu erwartenden Messfehler. Ausserdem ist die Tragfläche immer noch so steif, dass geringfügige Luftturbulenzen oder kleine ungewollte Knüppelausschläge die Messungen nicht gefährden können. Von der Auslegung her ist die SB-8V1 ein Hochleistungssegelflugzeug, das zur Hauptsache im Gruppenbetrieb, d.h. bei vorwiegend schwachen Wetterbedingungen noch erfolgreich eingesetzt werden kann. Neben konkurrenzfähigen Leistungen ist die SB-8V1 leicht zu handhaben und verfügt über angenehme

und sichere Flug- und Landeeigenschaften. Abbildung 1 zeigt die SB-8V1 in der Dreiseitenansicht und gibt die wichtigsten Leistungs- und Konstruktionsdaten wieder.

Nach einem Verfahren, dass in [1] schon Verwendung fand, wurde die Biegung und Torsion mit Hilfe einer auf dem linken Flügel montierten Kamera, die mit automatischem Filmtransport und elektrischem Auslöser ausgerüstet war, fotografisch registriert. Um eine exakte quantitative Auswertung der Verformung zu ermöglichen, wurden gemäss Abbildung 2 mit Hilfe von Klemmscheren an verschiedenen Stellen der Tragfläche Visierstangen befestigt, die jeweils vor dem Flug genau ausgerichtet und in diesem Zustand fotografiert wurden.

Da es sich bei der SB-8V1 um ein Wölbklappensegelflugzeug handelt, wurde ein Messprogramm entwickelt, das hinsichtlich Geschwindigkeit und Wölbklappenwinkel in dem vom Konstrukteur gesteckten Rahmen blieb (Abbildung 3). Für die mit Kreisen versehenen Fälle wurden zusätzlich theoretische Berechnungen der Tragflächendeformationen durchgeführt. Dieser Bericht beschränkt sich auf die Wiedergabe der Mess- und Rechenergebnisse der Fälle 1, 5, 44 und 52, da diese den Rahmen des Messprogramms darstellen und die Tragflächendeformationen der übrigen Fälle annähernd durch Interpolation erfasst werden können.

Während die Messpunkte Fall 1 und Fall 44, die bei geringer Geschwindigkeit aufgenommen wurden, keine merkbaren Tragflächentorsionen erkennen lassen, sind in den Fällen 5 und 52 bei Fluggeschwindigkeiten, die maximal für den jeweiligen Klappenwinkel zulässig sind, starke Tragflächentorsionen und Durchbiegungen des Aussenflügels nach unten festzustellen.

Die Auswertung der Messaufnahmen erfolgte mit Hilfe eines Projektors. Während die Bestimmung der Torsion aufgrund der winkeltreuen Wiedergabe der Messaufnahmen keine Schwierigkeiten bereitete, mussten bei der Bestimmung der Tragflügelbiegeline einige geometrische Beziehungen berücksichtigt werden. Fehleruntersuchungen ergaben, dass die Torsionsverteilung auf ± 10 Bogenminuten genau aus den Messaufnahmen zu bestimmen

sind. In Abbildung 4 sind die maximalen Torsionswinkel, die zwischen dem Flügelende und der Wurzelrippe aufgrund der Tragflächentorsion entstehen, in Abhängigkeit von Fluggeschwindigkeit und Klappenwinkel aufgetragen.

Theoretische Berechnung der Flügeldeformation

Die Tragflächendeformationen der Fälle 5 und 52 lassen hinsichtlich Torsion und Biegung vermuten, dass die Auftriebsverteilung im Aussenflügel sehr gering oder sogar negativ ist und deshalb mit einem Leistungsverlust auf-

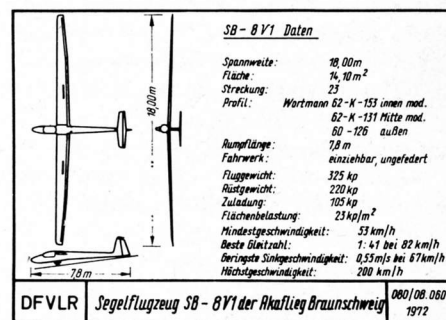


Abb. 1

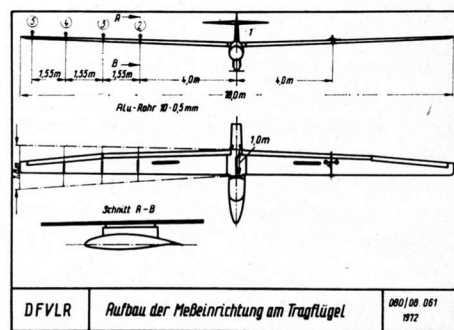


Abb. 2

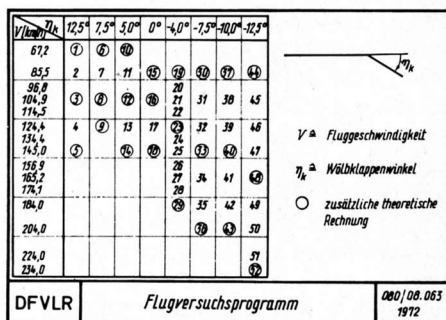


Abb. 3

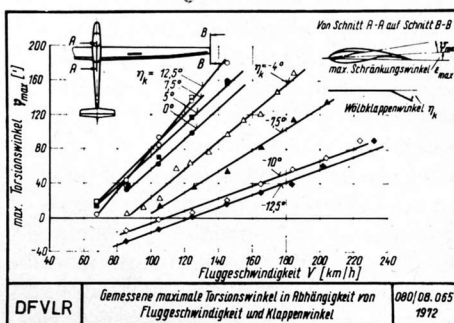


Abb. 4

grund des erhöhten Profil- und induzierten Widerstandes zu rechnen ist. Um die Messergebnisse der Torsion und Biegung des Tragflügels im Flugversuch kontrollieren zu können, wurde die Flügelverformung zusätzlich theoretisch ermittelt. Die Belastung des Flügels kann mit Hilfe einer Auftriebsverteilungsberechnung des Tragflügels für die einzelnen Flugzustände bestimmt werden. Dazu wurde ein Multihopprechenprogramm benutzt, welches auch das Abspalten von Unstetigkeitsstellen gestattet, wie sie bei Wölbklappenausschlägen auftreten. Um eine an sich nötige Iteration zu vermeiden, wird für die Rechnung die aus der Flugmessung bereits bekannte Torsionsverteilung zusätzlich des Schränkungsverlaufs Abbildung 5 als Verwindungsverteilung des Flügels eingegeben. Neben der Verwindung wurde noch die Nullanstellwinkelverteilung benötigt, die mit Hilfe der Profilpolare gemäss der Profilverteilung über der Tragfläche (Abb. 5, oben) und in Abhängigkeit des Klappenwinkels und der Re-Zahl erstellt wurde. Dabei stellte sich heraus, dass die Nullanstellwinkelverteilung einen sehr grossen Toleranzbereich aufwies, der in manchen Fällen bis zu 1 Grad betragen konnte. Dieser grosse Fehler ist erstens darauf zurückzuführen, dass drei verschiedene Profile (siehe Abb. 5, oben) in der Tragfläche eingestrahlt sind, und zweitens, dass nicht genügend Profilmessungen im Re-Zahlbereich von $0,5$ bis $4 \cdot 10^6$ für die verschiedenen Klappenwinkel vorlagen.

Mit der Auftriebsverteilung ist die Belastung des Flügels für den jeweiligen Flugzustand gegeben. Für die Berechnung der Biegelinie, die mit Hilfe eines Rechenprogramms durchgeführt worden ist, benötigte man noch die Gewicht- und Biegesteifigkeitsverteilung (Abb. 5). Die Güte der bestimmten Gewicht- und Steifigkeitsverteilung konnten durch eine Schwerpunktwägung und einer Biegelinienberechnung des Tragflügels am Boden nachgewiesen werden, wobei die Schwerpunktwägung eine Differenz von $2,5$ cm gegenüber dem aus der Gewichtverteilung errechneten Tragflächenschwerpunkt ergab und die gemessene maximale Tragflächendurchbiegung sich nur um 1 cm von der gerechneten unterschied. Die nun folgenden Biegelinienberechnungen der verschiedenen Flugzustände ergaben in einigen Fällen, besonders im höheren Fluggeschwindigkeitsbereich, grosse Differenzen zwischen errechneter und gemessener Biegelinie. Da die Übereinstimmung der Biegesteifigkeits- und Gewichtverteilung mit der Wirklichkeit nachgewiesen übereinstimmte und die Verwindungsverteilung maximal nur einen Fehler von ± 10 Bogenminuten aufweisen konnte, musste

die Nullanstellwinkelverteilung, die besonders bei hohen Fluggeschwindigkeiten stark in die Auftriebsverteilung eingeht, in ihrem Toleranzbereich geändert werden. Nach einigen Auftriebsverteilungs- und anschliessenden Biegelinienberechnungen waren die Auftriebsverteilungen gefunden, die als Belastungen der Tragfläche jene errechneten Biegelinien ergaben, deren Verläufe den gemessenen entsprachen. Um die theoretisch gefundene Auftriebsverteilung und die daraus resultierende Biegelinie auf ihre Richtigkeit untersuchen zu können, wurde die Torsionsverteilung berechnet. Dazu wurde der SB-8V1-Flügel in 4 Streifen zerlegt, für die näherungsweise mit konstanten Profilmomentenbeiwerten

ten gerechnet werden konnte. Aus der Profilpolare erhält man den Profilmomentenbeiwert, bezogen auf die $1/4$ -Linie, wobei der Profilmomentenbeiwert eine Funktion vom örtlichen C_a und vom Klappenwinkel ist. Nach der Multiplikation des Profilmomentenbeiwertes mit dem Staudruck der Bezugslänge und -fläche errechnete sich für jeden Streifen das von ihm erzeugte Torsionsmoment. Eine nachfolgende Summation der einzelnen Torsionsmomente vom Flächenende her ergab dann die Torsionsmomentenverteilung auf der $1/4$ -Linie. Mit der Torsionssteifigkeitsverteilung (Abb. 5, unten), die in [2] an der SB-8V1-Fläche gemessen wurde, und nachdem die Pfeilung der $1/4$ -Linie und deren Ablage von der elastischen Achse berücksichtigt wurde, konnte die Berechnung der Torsionswinkelverteilung sehr schnell durchgeführt werden. Ein Vergleich der gemessenen Torsionswinkelverteilungen mit den gerechneten ergab, dass nur in den Fällen, bei denen eine grössere Abweichung der gemessenen Biegelinie von der gerechneten bestand, die Differenz zwischen gerechneter und gemessener Torsionslinie grösser als ± 10 Bogenminuten war. In den Fällen mit Geschwindigkeiten um 200 km/h kann der Unterschied grösser sein, da bei diesen hohen Staudrücken kleine Differenzen im Profilmomentenbeiwert grosse Änderungen in der Torsionsmomentenverteilung erzeugen.

Diskussion der Ergebnisse

Im folgenden werden für die Fälle 1, 5, 44 und 52, die den Rahmen des Messprogramms bilden (Abb. 3), die Auswertung hinsichtlich Messung und theoretischer Rechnung dargestellt (Abb. 6). Der Vollständigkeit halber muss noch darauf hingewiesen werden, dass die Querruder differenziert und gleichsinig mit den Wölbklappen ausgeschlagen sind.

Fall 1 zeigt die Tragflügeldeformationen im Langsamflug bei einer Fluggeschwindigkeit von $67,2$ km/h und dem maximalen positiven Klappenwinkel von $+12,5$ Grad auf. Die Torsion ist gering, während die Durchbiegung des Flächenendes nach oben etwa 28 cm beträgt. Messung und Theorie stimmen annähernd überein. Die Auftriebsverteilung ist fast elliptisch.

Fall 5 entspricht einem Flugzustand, der in der Praxis kaum vorkommt, aber sehr gut die Folgen starker Torsion aufzeigt. Bei einer Fluggeschwindigkeit von 145 km/h und einem Wölbklappenwinkel von $+12,5$ Grad beträgt die maximale gemessene Torsion 200 Bogenminuten oder $3,3$ Grad. Das Tragflächenende biegt sich um 11 cm unter die Konstruktionslinie, hier die Abszisse. Die gerechneten und vermessenen Biege- und Torsionslinien entsprechen sich im Verlauf, so dass die berechnete

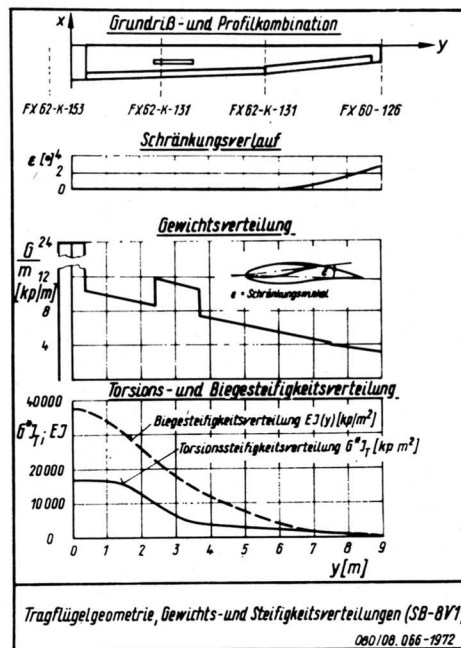


Abb. 5

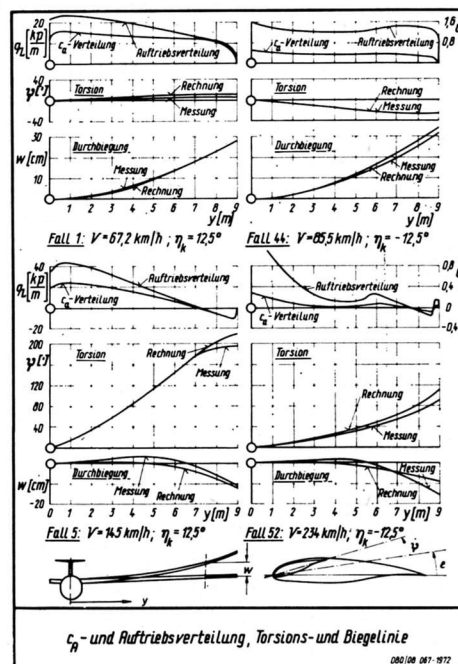


Abb. 6

Auftriebsverteilung mit ihrem negativen Verlauf im Querruderbereich gut mit der Wirklichkeit übereinstimmt.

Im Fall 44 befindet sich die Tragfläche in der Schnellflugkonfiguration, und zwar mit einem Wölbklappenwinkel von $-12,5$ Grad, aber bei einer Flugeschwindigkeit von $85,5$ km/h. Zunächst erstaunlich ist hier die negative Tragflächentorsion, d. h. die Tragfläche ist zum Flächenende hin um die Tragflächennase nach unten toriert. Diese negative Torsion ist darauf zurückzuführen, dass die Profile bei diesem starken negativen Wölbklappenausschlag einen geringen Profilmomentenbeiwert um die 1/4-Linie aufweisen und der Auftrieb in der 1/4-Linie, bezogen auf die elastische Achse, ein Moment erzeugt, das grösser als das Profilmoment ist und ihm entgegenwirkt. Auch hier stimmen die errechneten und gemessenen Biege- und Torsionslinien überein, so dass die errechnete Auftriebsverteilung mit der wirklichen vergleichbar ist.

Fall 52 zeigt den Flügel in der gleichen Konfiguration wie in Fall 44, aber bei einer Flugeschwindigkeit von 234 km/h. Dieser Fall liegt auf der Leistungspolare.

Der hohe Staudruck lässt das Torsionsmoment trotz des geringen Profilmomentenbeiwertes so stark anwachsen, dass der maximale Torsionswinkel immerhin noch $1,3$ Grad beträgt. Die Übereinstimmung von Messung und Rechnung ist nicht so gut wie bei den anderen Fällen, da bei diesem hohen Staudruck geringe Änderungen der Nullanstellwinkelverteilung und des Profilmomentenbeiwertes grosse Unterschiede in der Auftriebsverteilung und in der Torsionslinie bedeuten. Die geänderte Auftriebsverteilung beeinflusst sofort die Biegelinie, so dass man aufgrund der errechneten und gemessenen Biegelinienverläufe annehmen muss, dass die wirkliche Auftriebsverteilung noch bizarrer als die hier angegebene aussieht.

Einfluss der Flügeldeformationen auf die Flugleistungen

Ein Vergleich der Auftriebsverteilung von Fall 52 mit der optimalen elliptischen Auftriebsverteilung macht deutlich, dass der induzierte Widerstand um ein Vielfaches grösser sein muss als der einer elliptischen Auftriebsverteilung. Das schon angeführte Multhopp-Rechenprogramm lieferte neben der Auftriebsverteilung auch den entsprechenden induzierten Widerstandsbei-

wert, so dass der K-Faktor, der die Abweichung von der elliptischen Auftriebsverteilung angibt, für alle gerechneten Fälle bestimmt werden konnte. Abbildung 7 zeigt den K-Faktor in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit und dem Wölbklappenwinkel. Wurde bisher der induzierte Widerstand im Schnellflug als vernachlässigbar klein angesehen, so kann dieser im Beispiel Fall 52 bei einem K-Faktor von etwa 10 nicht mehr unberücksichtigt bleiben. Die Kurve des K-Faktors für die optimalen Klappenwinkel zeigt deutlich, dass ab 140 km/h hauptsächlich aufgrund der Torsion der K-Faktor sehr stark ansteigt. Einen grösseren Einfluss hat die Tragflächentorsion auf den Profilwiderstandsbeiwert, da im hohen Geschwindigkeitsbereich bei Gesamt- C_A -Werten von $0,25$ und weniger einige Teile der Tragfläche nicht mehr innerhalb der Laminardelle liegen.

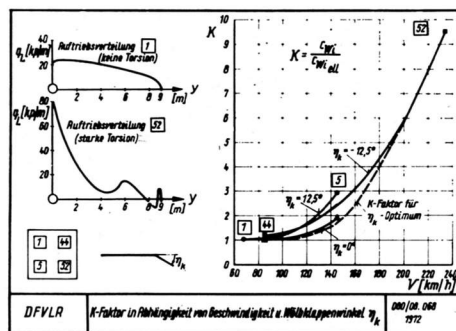


Abb. 7

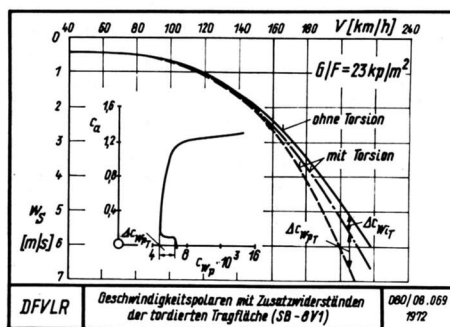


Abb. 8

Abbildung 8 zeigt deutlich den Leistungsverlust der SB-8V1 bei einer Flächenbelastung von 23 kp/m², wenn die durch Torsion der Tragfläche entstandenen Zusatzwiderstände berücksichtigt werden. Die Geschwindigkeitspolare ohne Torsion wurde in [3] mit der Annahme berechnet, dass der K-Faktor

im Schnellflug $1,4$ beträgt und die Tragfläche immer innerhalb der Laminardelle liegt. Die beiden anderen Geschwindigkeitspolare zeigen den leistungsvermindernden Einfluss der Tragflächentorsion. Während der Zusatzwiderstandsbeiwert ΔC_{WIT} den Einfluss des K-Faktors verdeutlicht, berücksichtigt der Zusatzwiderstandsbeiwert ΔC_{WPT} die Profilwiderstandserhöhung der unterhalb der Laminardelle liegenden Tragflächenteile.

Zusammenfassung

Abschliessend kann gesagt werden, dass die Tragflächendeformationen hinsichtlich Torsion, wie die Flugmessungen und die anschliessenden Berechnungen ergeben haben, nicht vernachlässigt werden darf. Besonders bei GFK-Segelflugzeugen mit geringer Flächenbelastung, die aus Gewichtsgründen nicht extrem auf Steifigkeit dimensioniert werden können, ist im Schnellflugbereich neben starkem induziertem Widerstandszuwachs zusätzlich mit einem Profilwiderstandsanstieg zu rechnen, der darauf beruht, dass Teile der Tragfläche nicht mehr innerhalb der Laminardelle liegen.

Verbundwerkstoffe, die zwei bis dreimal steifer sind als GFK aber sonst die gleichen angenehmen Eigenschaften besitzen, würden den Bau von Hochleistungssegelflugzeugen ermöglichen, die bei leeren Ballasttanks neben geringen Flächenbelastungen auch torsionstiefere Tragflächen aufweisen. Grosse Leistungsverluste im Schnellflug könnten dann vermieden werden.

Literatur

1. T. Labuc und S. Skrzydlewski: The effect of wing twist distortion on glider static longitudinal stability with stick fixed. OSTIV Publication X.
2. R. Kaestner: Einfluss der aeroelastischen Verformung des Flügels der SB-8V1 auf Auftrieb und Widerstand. Studienarbeit des Instituts für Flugzeugbau, TU Braunschweig.
3. H. Treiber: Die Berechnung der Widerstandspolaren von Segelflugzeugen. Diplom-Arbeit des Instituts für Strömungsmechanik der TU Braunschweig.

Ergänzung zum Vortrag von G. Stich: Einfluss der im Flugversuch vermessenen Tragflächendeformationen auf die Flugleistungen eines Kunststoffsegelflugzeuges

Die in diesem Vortrag beschriebenen Untersuchungen an der SB-8V1 wurden im Rahmen einer Studienarbeit des Instituts für Strömungsmechanik an der Technischen Universität Braunschweig in Zusammenarbeit mit der Akademischen Fliegergruppe Braunschweig erstellt.