



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Projekt

Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

Einsatz von Strahltriebwerken als Antrieb für Segelflugzeuge

Tobias Dorawa

15. Mai 2008

Kurzreferat

Im Bereich des Segelflugzeugbaus ist es schon seit den Anfängen, ein Wunsch der Piloten die Flugzeuge mit einem Triebwerk auszustatten, das den Start und die Überbrückung Thermikarmer Gebiete ermöglicht. Durch den Fortschritt in der Motorenentwicklung wurde dieses Ziel am Anfang der 1970 Jahre in Form von Einzelstücken verwirklicht. Durch eine fortlaufende Entwicklung im Triebwerksbau sind diese Motorsegler bzw. Segelflugzeuge mit Hilfstriebwerk heute ab Werk in verschiedenen Ausführungen verfügbar. Als Triebwerke werden dabei jedoch ausschließlich Kolbentriebwerke eingesetzt. Durch den erheblichen Nachteil dieser Triebwerke in Form eines hohen Gewichts, wären andere Triebwerke mit einem höheren Leistungsgewicht eine Möglichkeit um die höhere Flächenbelastung im Vergleich mit konventionellen Segelflugzeugen zu senken.

In den vergangenen 10 Jahren kam es im Bereich des Modellfluges zur Entwicklung von miniaturisierten Strahltriebwerken zum Antrieb von Zweck- und vorbildgetreuen, funkfern gesteuerten Modellen. Diese Triebwerke wurden zu Beginn dieser Entwicklung durch einige engagierte Modellbauer, die aufgrund ihrer beruflichen Fähigkeiten zum Entwurf und Bau dieser Triebwerke befähigt waren, in Eigeninitiative als Einzelstücke entwickelt und gebaut. Zwischenzeitlich ist diese Entwicklung durch ein großes Interesse weiterer Modellbauer über die Fertigung von Einzelstücken hinausgegangen so, dass diese Triebwerke in Kleinserie von verschiedenen Herstellern mit unterschiedlichen Leistungen verfügbar sind.

In dieser Studienarbeit soll untersucht werden, ob es möglich ist, diese Triebwerke als Ersatz bzw. als Ergänzung der bisher eingesetzten Kolbentriebwerke als Antrieb für Segelflugzeuge einzusetzen. Insbesondere soll dabei erarbeitet werden, welche Rahmenbedingungen dafür von gesetzlicher Seite erfüllt werden müssen und ob sich Vorteile in Form eines niedrigeren Gewichts gegenüber einem Antrieb mit einem Kolbenmotor ergeben.



Hochschule für angewandte Wissenschaften Hamburg
Fakultät Technik und Informatik
Studiendepartment Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

Aufgabenstellung

Einsatz von Strahltriebwerken als Antrieb für Segelflugzeuge

Projekt 2 nach § 21 der Prüfungs- und Studienordnung 2002

Hintergrund

Bei Segelflugzeugen wird ein Antrieb vor allem in der Startphase zum Erreichen der für den thermischen oder dynamischen Flug notwendigen Höhe, dem Überbrücken von Strecken mit orographisch bedingt schlechten thermischen Aufwinden und zur Vermeidung von Außenlandungen in schwierigem Gelände verwendet. Aufgrund dieses Einsatzes mit nur kurzzeitiger Nutzung des Antriebs, ergibt sich die Forderung nach einem Antrieb mit kleinstmöglichem Gewicht. Bis zum heutigen Zeitpunkt werden deshalb als Antrieb in Segelflugzeugen insbesondere Zweitakt-Ottomotoren mit Leistungen zwischen 12 kW und 50 kW eingesetzt, da diese Motoren ein besonders hohes Leistungsgewicht bieten. In den vergangenen Jahren kam es im Modellbaubereich zur Entwicklung von kleinen Strahltriebwerken mit einem Standschub von 50 N bis 300 N und Massen der Triebwerke zwischen 500 g und 2000 g.

Aufgabe

In diesem Projekt soll untersucht werden, ob der Einsatz dieser kleinen Strahltriebwerke in Segelflugzeugen sinnvoll ist. Ziel soll eine unabhängige Empfehlung für oder gegen den Einsatz solcher Triebwerke sein.

Arbeitspunkte des Projektes sind:

- Recherche zu bereits existierenden Segelflugzeugen mit Strahltriebwerken,
- gesetzliche Rahmenbedingungen, Lärmanforderungen, ökologische Gesichtspunkte,
- Wirkungsgrad, Abschätzung der benötigten Leistung,
- Marktstudien zu verfügbaren konventionellen Triebwerken und Strahltriebwerken,
- Integrationsuntersuchungen zum Einbau in gegebene und neue Muster,
- Vergleich von konventionellen Triebwerken und Strahltriebwerken,
- Beispielauslegung für ein einsitziges Segelflugzeug in GFK-Bauweise (DG-100),
- Kostenschätzung zur Beispielauslegung.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Es sind die DIN-Normen zur Erstellung technisch-wissenschaftlicher Berichte zu beachten.

Inhalt

	Seite
Kurzreferat	1
Aufgabenstellung.....	2
Erklärung	4
Inhalt	5
Verzeichnis der Abbildungen.....	7
Verzeichnis der Tabellen.....	8
Liste der Symbole.....	9
Liste der Abkürzungen	10
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen	13
1 Einleitung	16
1.1 Motivation	16
1.2 Ziel der Arbeit	17
1.3 Aufbau der Arbeit.....	18
2 Recherche zu Segelflugzeugen mit Strahltriebwerken	20
2.1 Flugzeuge	20
2.1.1 Antonov A-13M (1962).....	20
2.1.2 Heinkel Greif 1b (1960)	22
2.1.3 Hütter H 30 TS	26
2.1.4 Calif A 21 SJ (1972).....	29
2.1.5 Prometheus	32
2.1.6 Alisport Silent J	35
2.1.7 ASW 20 CL-JET	39
2.1.8 C304 Jet.....	44
2.1.9 Blanik L-13 TJ 100.....	46
3. Gesetzliche Rahmenbedingungen	49
3.1 Bauvorschriften	49
3.2 Patente und Gebrauchsmuster	53
3.3 Umweltaspekte	55
3.3.1 Lärmemission	55
3.3.2 Schadstoffemissionen	57

4	Antriebe	59
4.1	Vergleich Kolbenmotoren / Strahltriebwerke	59
4.1.1	Kolbenmotoren	59
4.1.2	Rotationskolbenmotoren	60
4.1.3	Strahltriebwerke	61
4.1.4	Elektrische Antriebe	63
4.2	Recherche zu Kolben- und Strahltriebwerken.....	67
5	Beispielauslegung für ein Segelflugzeug DG-100G	68
5.1	Segelflugzeug DG-100G	69
5.2	Abschätzung der Triebwerksleistung	71
5.3	Installation des Triebwerks.....	80
5.3.1	Kraftstofftanks	81
5.3.2	Triebwerkssteuerung	82
5.3.3	Kraftstoff	85
5.4	Kostenabschätzung	85
6	Zusammenfassung	90
	Literaturverzeichnis	92
	Anhang I Entwurf für Lufttüchtigkeitsvorschrift CS 22 Subpart H	94
	Anhang II Auszüge aus der Offenlegungsschrift 101 51 954 A 1	98
	Anhang III Auszüge aus der Gebrauchsmusterschrift 202 17 738 U1	104
	Anhang IV Technische Daten zertifizierter Motoren für Segelflugzeuge.....	108
	Anhang V Technische Daten von Kleinstrahltriebwerken	110
	Anhang VI Herstellerübersicht von Kleinstrahltriebwerken	111
	Anhang VII 3-Seitenriss DG-100 G ELAN.....	112

Verzeichnis der Abbildungen

Abb. 2.1	3 – Seiten Ansicht A-13	21
Abb. 2.2	A-13M	22
Abb. 2.3	Heinkel Greif 1b	24
Abb. 2.4	Triebwerksinstallation Greif 1b	25
Abb. 2.5	Dreiseitenansicht H 30 TS	26
Abb. 2.6	Triebwerksintegration H 30 TS	27
Abb. 2.7	Triebwerk BMW 8026	28
Abb. 2.8	Triebwerksinstallation A 21 SJ	30
Abb. 2.9	Calif A 21 SJ	30
Abb. 2.10	Triebwerk TRS 18-46	31
Abb. 2.11	Prometheus I	34
Abb. 2.12	Triebwerksintegration Silent-J	36
Abb. 2.13	3-Seitenansicht Alisport Silent Club	37
Abb. 2.14	Triebwerk AMT-USA AT-450	37
Abb. 2.15	Segelflugzeug ASW 20 CL	40
Abb. 2.16	Triebwerk Olympus HP mit Hilfsaggregaten	41
Abb. 2.17	Triebwerksinstallation ASW 20 CL-JET	42
Abb. 2.18	3-Seitenansicht HPH 304 Jet	44
Abb. 2.19	Blanik L-13 TJ 100	47
Abb. 2.20	Turbojettriebwerk TJ 100A	48
Abb. 3.1	Triebwerk Olympus HP mit Hilfsaggregaten	50
Abb. 4.1	Schnittzeichnung Strahltriebwerk TJ 74 S	62
Abb. 4.2	Ultraleichtsegelflugzeug mit Elektroantrieb Silent AE-1	65
Abb. 4.3	Drehstrom Aussenläufermotor EM 42	65
Abb. 4.4	Animation Projektflugzeug „Antares DLR- H_2 “	67
Abb. 5.1	Segelflugzeug DG-100G ELAN	69
Abb. 5.2	Geschwindigkeitspolare DG-100G ELAN	75
Abb. 5.3	Gleitzahlkurve DG-100G ELAN	75
Abb. 5.4	Gleitwinkelkurve DG-100G ELAN	76
Abb. 5.5	Erforderlicher Triebwerksschub im unbeschleunigten Horizontalflug	77
Abb. 5.6	Steiggeschwindigkeit in Abhängigkeit der Geschwindigkeit	78
Abb. 5.7	Umbausatz für ein nachrüstbares Strahltriebwerk	80
Abb. 5.8	Flexibler Kraftstofftank, Fassungsvermögen 20l	82

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 2.1	Technische Daten der A-13	21
Tabelle 2.2	Technische Daten BMW / MTU 6012.....	25
Tabelle 2.3	Technische Daten TRS 18-46	31
Tabelle 2.4	Technische Daten Prometheus 1	35
Tabelle 2.5	Technische Daten AMT-USA AT-450.....	38
Tabelle 2.6	Technische Daten ASW 20 C	39
Tabelle 2.7	Technische Daten AMT-Netherlands Olympus HP.....	41
Tabelle 2.8	Flugleistungsdaten ASW 20 CL-JET.....	43
Tabelle 2.9	Technische Daten ASW 20 C	45
Tabelle 2.10	Technische Daten Blanik L-13 „Blanik“	46
Tabelle 2.11	Technische Daten TJ 100A.....	48
Tabelle 4.1	Energiedichten verschiedener Akkumulortechnologien	66
Tabelle 5.1	Technische Daten Segelflugzeug DG-100G	70
Tabelle 5.2	Technische Daten Kraftstofftank	82

Liste der Symbole

B	Brennstoffverbrauch
c	Geschwindigkeit
C	Beiwert
d	Durchmesser
H	Heizwert
m	Masse
P	Leistung
Q	Wärmestrom
v	Geschwindigkeit

Griechische Symbole

ρ	Dichte
η	Wirkungsgrad

Indizes

b	Brennstoff
d	drag (Widerstand)
L	lift (Auftrieb)
N	Nutz
s	spezifisch
th	thermisch
u	unterer
v	Vortrieb
zu	Zugeführt

Liste der Abkürzungen

AFK	Aramid Faser Kunststoff
AMC	Acceptable Means of Compliance
BFU	Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung
CAD	Computer Aided Design
CFK	Carbon Faser Kunststoff
CNC	Computerized Numerical Control
CS	Certification Specification (Europ. Bauvorschriften für Lfz.)
DPMA	Deutsches Patent und Markenamt
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DOA	Design Organization Approval
EAS	Equivalent Airspeed
EASA	European Aviation Safety Agency
EP	Epoxidharz
FAA	Federal Aviation Agency (Luftfahrtbehörde der USA)
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
FAI	Fédération Aéronautique Internationale
FAR	Federal Aviation Regulations (Bauvorschriften für Lfz. der USA)
FHB	Flughandbuch
FRP	Fiber-reinforced plastics

FVK	Faserverbundkunststoff
FVT	Faserverbundtechnik
GFK	Glasfaser Kunststoff
GND	Ground (Bezugshöhe für Höhenangaben in der int. Luftfahrt)
GPS	Global Positioning System
GZ	Gleitzahl
HLW	Höhenleitwerk
IAS	Indicated Airspeed
ICAO	International Civil Aviation Organization
IGC	International Gliding Commission
KFK	Kohlenstofffaserkunststoff
LBA	Luftfahrtbundesamt
LFZ	Luftfahrzeug
LIon	Lithium Ionen Akkumulator
LST	Luftstrahltriebwerk
LTB	Luftfahrt Technischer Betrieb
LVL	Lärmvorschrift für Luftfahrzeuge
MTOM	Maximum Takeoff Mass
NiMH	Nickel-Metall-Hydrid Akkumulator

SLW	Seitenleitwerk
TBO	Time before Overhaul
TCDS	Type Certificate Data Sheet
VTP	Vertical Tailplane; Seitenleitwerk
VVZ	Vorläufige Verkehrszulassung (neu Flugzulassung)
WWW	World Wide Web

Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

Aramidfaser

Aramidfasern sind Verstärkungsfasern aus aromatischen Polyamiden

Auftriebsbeiwert

Der Auftriebsbeiwert ist eine dimensionslose Größe und wird aus dem Verhältnis zwischen Auftriebskraft und dem dynamischen Druck der Anströmung sowie einer zugehörigen Bezugsfläche berechnet. Der Auftriebsbeiwert dient der Berechnung des Auftriebs eines bestimmten aerodynamischen Profils.

Clubklasse

Die Clubklasse bezeichnet Segelflugzeuge eines bestimmten Leistungsbereichs (0 - 106). Die Einstufung der Leistung erfolgt mit einer Indizierung der Flugzeuge nach ihren Leistungsdaten in einem theoretisch festgelegten Thermikprofil durch die IGC. Der Einsatz von Wasserballast ist nicht zulässig.

Glasfaser

Glasfasern sind Verstärkungsfasern, die aus sehr dünnen Glasfilamenten bestehen

Gleitzahl

Die Gleitzahl bezeichnet das Verhältnis zwischen Auftriebsbeiwert und Widerstandsbeiwert und ist reziprok proportional zum Gleitwinkel des Luftfahrzeuges bzw. eines aerodynamischen Profils.

Die Gleitzahl gibt einen Hinweis auf die aerodynamische Güte des Luftfahrzeuges, ist jedoch nur bei einer bestimmten Fluggeschwindigkeit gültig und deshalb als alleiniges Bewertungskriterium für die Leistung eines Segelflugzeuges ungeeignet.

IGC

International Gliding Commission. Die IGC legt, im Auftrag der FAI, u. a. international gültige Kriterien für Wettbewerbe und Einstufung der Flugzeuge in die verschiedenen Wettbewerbsklassen fest.

Kohlefaser

Kohlenstofffasern sind Verstärkungsfasern die aus kohlenstoffhaltigen Verbindungen durch Pyrolyse hergestellt werden. Diese Fasern sind durch ihre sehr hohe spezifische Festigkeit und Steifigkeit gekennzeichnet.

Luftstrahltriebwerk

Das Luftstrahltriebwerk bezeichnet in der Technik eine Maschine, die durch die Zufuhr von thermischer Energie, z.B. durch Verbrennung fossiler Brennstoffe, eine Luftmasse gegenüber der Anströmgeschwindigkeit beschleunigt und durch den dadurch entstehenden Impuls eine gerichtete Schubkraft erzeugt.

Offene Klasse

Segelflugzeuge ohne Spannweitenbegrenzung und ohne Limitierung bzgl. des Einsatzes profilverändernder, symmetrisch betätigter Klappen. Die einzige Limitierung dieser Klasse erfolgt durch das höchstzulässige Abfluggewicht von 850 kg.

Rennklasse

Segelflugzeuge dieser Klasse dürfen eine max. Spannweite von 15 m nicht überschreiten. Im Gegensatz zur Standardklasse ist der Einsatz profilverändernder, symmetrisch betätigter Klappen zulässig.

Sandwich

Der Begriff Sandwich ist aus dem Englischen übernommen und steht in der Faserverbundtechnik für einen mehrschichtigen Werkstoff aus Faserverstärkten Kunststoffen mit einem eingebetteten Stützwerkstoff, z. B. extrudierten Kunststoffen oder Holz mit geringer Dichte. Diese Technik ermöglicht die Fertigung großflächiger Bauteile mit hoher Beulsteifigkeit bei geringem Gewicht.

Segelflugzeug

Der Begriff Segelflugzeug bezeichnet ein Luftfahrzeug, das nur mit Hilfe von außen zugeführter Energie, z.B. in Form von vertikal gerichteten Luftströmungen, in der Lage ist Höhe zu gewinnen. Dieser Gewinn an potentieller Energie wird genutzt um die verschiedenen aerodynamischen Widerstände im Gleitflug zu überwinden.

Standardklasse

Segelflugzeuge mit einer max. Spannweite von 15m, ohne Wölbklappen. Einziehfahrwerk und Wasserballast sind zulässig.

Thermik

Der Begriff Thermik entstammt aus der Meteorologie und bezeichnet eine lokal begrenzte, vertikal gerichtete Luftströmung, die durch thermodynamische Prozesse aufsteigt.

Eine Thermik entsteht insbesondere durch Sonneneinstrahlung auf eine lokal begrenzte Erdoberfläche, welche sich aufwärmt und die thermische Energie an die umgebende Luftmasse abgibt.

Turbo

Der Begriff Turbo bezeichnet im Segelflugzeugbau einen Antrieb für nicht eigenstartfähige Segelflugzeuge mit Hilfstriebwerk.

Widerstandsbeiwert

Der Widerstandsbeiwert ist eine dimensionslose Größe und wird aus dem Verhältnis zwischen Widerstandskraft und dem dynamischen Druck der Anströmung sowie einer Bezugsfläche berechnet.

1 Einleitung

1.1 Motivation

Schon seit dem Beginn der ersten Streckenflüge im Segelflug, war es ein Wunsch der Piloten die gewünschte Thermik nach dem Start ohne einen längeren Flugzeugschlepp oder das erhöhte Risiko einer Außenlandung erreichen zu können.

Zum Teil war es durch die orographischen Beschaffenheiten der Region die es zu Überfliegen das Ziel war, gar nicht möglich einen Überflug zu riskieren, da es bei fehlender Thermik zu einer Außenlandung mit dem hohen Risiko einer Beschädigung des Flugzeuges und zu Verletzungen des Piloten kommen könnte.

Der Beginn dieser Streckenflüge geht auf das Jahr 1929 zurück als es dem Österreicher Robert Kronfeld erstmals gelang eine Strecke von 100 km im ausschließlichen Segelflug im Teutoburger Wald zu überbrücken. Zum heutigen Zeitpunkt erscheint diese Leistung im Anbetracht der verfügbaren Leistungen aktueller Segelflugzeuge mit Gleitzahlen im Bereich von 70 und geflogenen Strecken von 3200 km als keine besondere Leistung, die jedoch in Relation zu der damals verfügbaren Technik und den meteorologischen Kenntnissen gesetzt werden muss. Erwähnenswert ist außerdem, dass dieser Flug nur unter der Ausnutzung von thermischen Aufwinden möglich war.

Zuvor waren die meisten erflogenen kleineren Strecken nur entlang von Hügeln und Bergen durch die Nutzung des Hangaufwindes möglich und dadurch in ihrer Länge begrenzt. Die Entdeckung des thermischen Aufwinds geht auf erste zufällige Entdeckungen im Jahr 1923 zurück. Die ersten systematischen Untersuchungen auf wissenschaftlicher Basis erfolgten jedoch erst im Jahre 1926 durch Prof. Dr. Walter Georgii, dem Leiter des Forschungsinstituts der RRG. Aber schon im Rahmen dieser ersten Untersuchung stellte sich heraus, dass die Bedingungen für das Entstehen von thermischen Aufwinden, deren vertikale Geschwindigkeitskomponente einen Wert von 1,5 m/s übersteigt und damit für die Nutzung durch Segelflugzeuge geeignet ist, viele Vorraussetzungen bzgl. der meteorologischen Bedingungen erfüllt sein müssen. Die Vorhersage dieser Bedingungen war zum damaligen Zeitpunkt aufgrund geeigneter Theorien, Messmethoden und der unzureichenden Dichte der Messstationen nur lokal und über einen sehr kurzen Zeitraum möglich. Zum heutigen Zeitpunkt sind die meisten dieser Voraussetzungen zwar in Form eines ausreichend dichten Netzes an Messstationen, und zuverlässigeren meteorologischen Modellen zwar erheblich besser geworden, aber eine ausreichende Vorhersage über den Tagesverlauf der Thermikentwicklung am Morgen eines Tages, ist auch heute nicht ausreichend, um zuverlässig eine Außenlandung ausschließen zu können.

Aus diesem Grund gab es schon relativ früh Bestrebungen einiger Enthusiasten, die Unabhängigkeit eines Flugzeuges mit einem Motor mit den Flugleistungen eines Segelflugzeuges zu kombinieren. Ziel war es dabei ein Segelflugzeug zu erhalten, das in der Lage ist durch den Motor, unabhängig von einer Startwinde oder einem Schleppflugzeug, einen Aufwind erreichen zu können. Weitere Ziele waren es Strecken mit fehlenden Aufwinden überbrücken zu können, oder abends nach Ende der Thermik mit Hilfe des Motors wieder sicher zum Startflugplatz zurückkehren zu können.

Erste Versuche in diese Richtung gab es bereits 1923 durch den deutschen Flugpionier Willy Pelzner, mit einem 145 kg schweren Hochdecker, der von einem 15 PS [11,19 kW] Douglas Motor angetrieben wurde. Ziel war es dabei die Segelflugzeuge vorübergehend vom Hangaufwind unabhängig machen zu können.

1.2 Ziel der Arbeit

Diese Studienarbeit soll einen Überblick über die Verwendbarkeit von Strahltriebwerken als Antrieb von Segelflugzeugen liefern.

Es soll dabei in übersichtlicher Form dargestellt werden, ob und welche Segelflugzeuge es mit dieser Form des Antriebs bereits gegeben hat bzw. gibt. Des Weiteren wurde untersucht, ob es möglich ist diese Form des Antriebs mit heutiger Technik anstelle der bisher verwendeten Antriebe einzusetzen und welche Voraussetzungen dabei von der technischen, gesetzlichen und Kostenseite erfüllt werden müssen.

Im Einzelnen wurden dazu die folgenden Punkte explizit betrachtet:

- Recherche zu bereits existierenden Segelflugzeugen mit Strahltriebwerken,
- gesetzliche Rahmenbedingungen, Lärmanforderungen, ökologische Gesichtspunkte,
- Wirkungsgrad, Abschätzung der benötigten Leistung,
- Marktstudien zu verfügbaren konventionellen Triebwerken und Strahltriebwerken,
- Vergleich von konventionellen Triebwerken und Strahltriebwerken,
- Beispielauslegung für ein einsitziges Segelflugzeug in GFK-Bauweise (DG-100),
- Kostenschätzung zur Beispielauslegung.

Als Ergebnis steht dieser Bericht, in dem die Resultate der Bearbeitung dargestellt werden und der dem Betrachter eine schnelle Übersicht zu dieser Thematik liefert.

1.3 Aufbau der Arbeit

- Abschnitt 1** erläutert in einer Einführung die Hintergründe für die Erstellung dieser Studienarbeit.
- Abschnitt 2** beinhaltet eine Recherche zu existierenden Segelflugzeugen mit einem Antrieb durch ein Strahltriebwerk.
- Abschnitt 3** enthält die Rahmenbedingungen von gesetzlicher Seite, eine ökologische Betrachtung und eine Patentrecherche
- Abschnitt 4** enthält eine Recherche zu verfügbaren Strahltriebwerken der geeigneten Leistungsklasse, eine Gegenüberstellung von Kolbenriebwerken, welche in kommerziell hergestellten Segelflugzeugen mit Hilfstriebwerk eingesetzt werden und listet die spezifischen Vor- und Nachteile der Antriebskonzepte auf
- Abschnitt 5** widmet sich der Betrachtung der benötigten Leistung für die gängigsten Segelflugzeugtypen und enthält eine Beispielauslegung für ein typisches einsitziges Segelflugzeug der Clubklasse in Faserverbundbauweise (FV) vom Typ DG-100G.
- Abschnitt 6** fasst die Ergebnisse dieser Arbeit abschließend zusammen
- Anhang I** enthält einen Entwurf des LBA im Auftrag der EASA für eine angepasste Bauvorschrift für die Verwendung von Luftstrahltriebwerken in Nicht-eigenstartfähigen Motorseglern.
- Anhang II** zeigt Auszüge aus einer Offenlegungsschrift des Deutschen Patent- und Markenamts (DPMA) für eine Patentschrift für ein eigenstartfähiges Segelflugzeug mit einem als Luftstrahltriebwerk ausgeführten Antrieb.
- Anhang III** beinhaltet eine beim DPMA hinterlegte Gebrauchsmusterschrift für ein Nicht-eigenstartfähiges Segelflugzeug mit Hilfsmotor.
- Anhang IV** zeigt in tabellarischer Darstellung die Triebwerksdaten von als Flugmotoren für Segelflugzeuge zugelassenen Motoren

Anhang V enthält in tabellarischer Übersicht die Daten von Modellstrahltriebwerken, welche von den technischen Daten als Antrieb für Segelflugzeuge mit Hilfsantrieb geeignet sind.

Anhang VI beinhaltet eine Übersicht der Hersteller von Modellstrahltriebwerken

Anhang VII enthält eine Drei-Seiten Ansicht des Segelflugzeugs DG-100.

2 Recherche zu Segelflugzeugen mit Strahltriebwerken

Vor der Untersuchung über den Einsatz von Strahltriebwerken als Antrieb von Segelflugzeugen, ist es sinnvoll eine Recherche über bisherige Versuche zum Einsatz dieser Triebwerke bei diesem Flugzeugtyp durchzuführen. Dieser Abschnitt soll deshalb einen geschichtlich / technischen Überblick über Versuche bzw. serienreife Muster mit einem solchen Triebwerk liefern.

Für die Recherche hierzu wurden umfangreiche Sichtungen in der bekannten Literatur zur Entwicklung von Segelflugzeugen und Motorseglern durchgeführt. Als weitere Quellen wurde im Internet recherchiert und mit den aktuellen Herstellern von Segelflugzeugen, sowie einigen Konstrukteuren der Flugzeuge kommuniziert. Sämtliche Quellen wurden durch weitere Recherchen in anderen Publikationen verifiziert und nicht widerlegbare, widersprüchliche Angaben wurden nicht für die Angaben in dieser Arbeit verwendet.

Die folgende Auflistung gibt deshalb unter Berücksichtigung der im Literaturverzeichnis genannten Quellen einen weitestgehend, vollständigen Überblick über existierende Segelflugzeuge mit diesem Antrieb bzw. Versuchen in diese Richtung. Leider kann keine Garantie dafür übernommen werden, dass einige Versuche mit diesem Antrieb, die in Eigenregie von Einzelpersonen durchgeführt wurden, in dieser Auflistung fehlen, weil insbesondere die Quellen zu Versuchen, die im geographischen und politischen Raum der ehemaligen UDSSR durchgeführt wurden, sehr rar sind.

2.1 Flugzeuge

2.1.1 Antonov A-13M

In der ehemaligen UDSSR wurde aus dem Segelflugzeugtyp A-11M, einem einsitzigen Segelflugzeug in freitragender Mitteldeckerkonfiguration in Ganzmetallbauweise, 1958 der Typ A-13 entwickelt. Als Besonderheit wies dieser Flugzeugtyp ein Leitwerk in V-Konfiguration und ein zu dieser Zeit nicht übliches Einziehfahrwerk auf. Ziel dieser Entwicklung war es ein Segelflugzeug zu bauen, dass durch den Austausch der Tragflächen im Kunstflug eingesetzt werden konnte. Dazu wurden zusätzlich zu den Standardtragflächen mit einer Spannweite von 16,5 m, die unverändert von der A-11 übernommen wurden, ein paar kürzere Tragflächen mit einer Spannweite von 12,1 m gefertigt. Diese Tragflächen wurden strukturell im Bereich der Holmverbinder verstärkt und wiesen ein anderes Profil (TSAGI P-23-15), aber den gleichen Tragflächenrundriss wie den, der A-11 auf. Insgesamt wurden von diesem Flugzeugmuster ca. 200 Stück für die Fliegerclubs der ehemaligen UDSSR gefertigt.

Im Jahre 1962 wurde ein Exemplar dieses Flugzeuges mit einem Strahltriebwerk ausgestattet mit dem Ziel den Geschwindigkeitsweltrekord für Flugzeuge mit einer MTOM von 500 kg zu überbieten. Für diese Modifikation wurde ein Strahltriebwerk sowjetischer Herkunft mit geringen strukturellen Modifikationen des Rumpfes auf diesen adaptiert. Um die MTOM möglichst gering zu halten wurde bei diesem Exemplar das Einziehfahrwerk gegen ein festes Fahrwerk ausgetauscht.

Leider war es nicht möglich, den genauen Typ des Strahltriebwerks zu ermitteln. Von den technischen Daten ist lediglich der Maximalschub von 560 N im Standlauf bekannt. Mit diesem Muster wurde im Februar 1962 ein neuer Geschwindigkeitsweltrekord von 196 km/h erfliegen. Über die Flugleistungen dieses Typs sind leider keine weiteren Daten verfügbar.

Durch die einfache Adaption des Triebwerks auf dem Rumpfrücken, dem großen Querschnitt des Triebwerks und dem Umbau auf ein festes Fahrwerk ist jedoch einem Rückgang der Flugleistungen auszugehen, der einen sinnvollen Einsatz dieses Flugzeugs für Überlandflüge ausschließt.

Spannweite	12,1m
Länge	6,0m
Flügelfläche	10,44m ²
Profil	TSAGI P-32-15
V-Leitwerk, 90° Öffnungswinkel, Fläche	2,28m ²
Rüstmasse	270kg
Flugmasse	360kg
Flächenbelastung	34,5kg/m ²
Manövergeschwindigkeit V_A	183km/h
Höchstgeschwindigkeit V_{NE}	300km/h
Lastvielfache	+8,66/-3,9
beste Gleitzahl	25 bei 112km/h
geringstes Sinken	1,14m/s bei 97km/h

Tabelle 2.1 Technische Daten der A-13 (*The World's Sailplanes, Vol. II, 1963*)

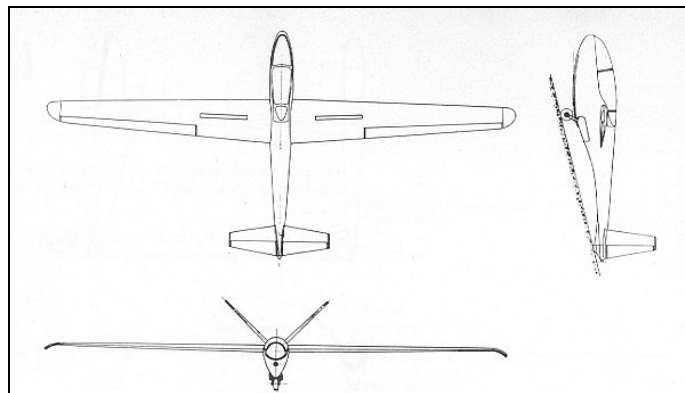


Abb. 2.1 3 – Seiten Ansicht A-13 (*The World's Sailplanes, Vol. II, 1963*)



Abb. 2.2 A-13M (MONINO Air Force Museum)

2.1.2 Heinkel Greif 1b

Im Jahre 1959 wurde bei der Ernst Heinkel Flugzeugbau GmbH in Speyer durch die Ingenieure Hollfelder und Otto Funk das Segelflugzeug Greif 1 entwickelt. Dieses Flugzeug wurde in der zu dieser Zeit neuen Metall-Klebebauweise gebaut.

Bei dieser Bauweise erfolgt das Fügen einzelner Bauteile aus Metall, z.B. den Rippen der Tragflächen, nicht durch Nieten sondern durch ein Verkleben miteinander. Ziel dieser Bauweise war es ein geringes Gewicht sowie eine gute Oberflächengüte zu erreichen. Durch die vergleichsweise geringen Belastungen, die durch die strukturelle Belastung nur den Einsatz geringer Blechstärken erfordern, konnte dabei die Aufdickung der Bleche, die durch die Anforderungen für das Nieten erforderlich ist, bei dieser Bauweise entfallen.

Der Greif 1 ist ein Segelflugzeug in freitragender Mitteldeckerauslegung mit einem V-Leitwerk, starrem Fahrwerk und 15 m Spannweite, so dass das Flugzeug die damaligen Richtlinien für ein Flugzeug der Standardklasse erfüllte.

Im Jahre 1960 wurde, nach persönlicher Auskunft des Konstrukteurs Otto Funk, bei Heinkel ein Projekt unter dem Titel „Selbststartendes Segelflugzeug“ initiiert. Als Projektziel stand dort aus dem existierenden Muster Greif 1 unter der Verwendung eines in Großserie hergestellten Triebwerks ein Segelflugzeug zu entwickeln, das selbständig starten konnte. Bei der Recherche nach geeigneten Triebwerken kam man dort auf das BMW Triebwerk 6012. Dieses Triebwerk wurde dort in größerer Serie produziert und sollte zu einem Stückpreis von 7000 DM (3579,04 Euro) für eine spätere Serienproduktion des Flugzeugs verfügbar sein.

Im Vergleich mit konventionellen Kolbentriebwerken, qualifizierte sich dieses Strahltriebwerk durch die Möglichkeit eines einfachen Einbaus unter strukturellen und insbesondere aerodynamischen Gesichtspunkten. Das Triebwerk konnte dabei durch die als Stahlrohrfachwerk ausgelegte Struktur, zwischen Tragflächenquerkraftaufnahmen und dem Fahrwerk, mit geringen Modifikationen integriert werden. Der Lufteinlass wurde hinter dem Fahrwerk integriert, so dass durch die kurzen Luftkanäle nur wenige Reibungsverluste entstanden. Der Auslass des Triebwerks erfolgte unterhalb der Leitwerksröhre ohne Umlenkung des Schubstrahls.

Das Triebwerk BMW / MTU 6012 ist ein Einwellenleistungstriebwerk mit einem einstufigen Radialverdichter, das ursprünglich für den Einsatz in Ground Power Units unter der Bezeichnung BMW 6012 A entworfen wurde, die zum Anlassen der Turbojettriebwerke von Militärjets benötigt wurden. Ein weiterer Einsatzbereich des Triebwerks sollten Feuerlöschpumpen sein, wodurch die Produktion einer größeren Stückzahl dieses Triebwerks erwartet wurde.

Von diesem Triebwerk wurden verschiedene weitere Versionen gebaut. Eine dieser Versionen, das BMW 6012 C-3 verfügte über einen Verdichter an der Zapfwelle, der zur Luftkomprimierung genutzt wurde. Diese Version wurde für den Einsatz in dem einsitzigen Leichthubschrauber DO-32 gebaut. Dieser Hubschrauber nutzte als Besonderheit für den Antrieb des Hauptrotors, Düsen an den Blattspitzen durch die, die komprimierte Luft unter hohem Druck ausströmte und durch den dabei entstehenden Impuls den Hauptrotor antrieb. Durch diese Besonderheit beim Antrieb des Hauptrotors, entfiel bei diesem Hubschrauber auch der sonst notwendige Heckrotor zur Kompensation des durch den Antrieb des Hauptrotors verursachten Drehmoments um die Hochachse des LFZ.

Eine weitere Version dieses Triebwerks bildete die Ausführung als reines Turbojettriebwerk. Diese Version unterschied sich gegenüber der Serienversion dadurch, dass die angeflanschte Getriebeeinheit am Einlass des Triebwerks entfiel. Der Auslass des Triebwerks wurde mit einer optimierten, konvergenten Schubdüse versehen die, die Geschwindigkeit des Abgasstrahls erhöhte. Durch den Wegfall der Last an der Zapfwelle musste das Triebwerk gedrosselt werden um ein Überdrehen zu verhindern. Dieses Triebwerk wurde nur als Einzelstück für den Einsatz in der Greif 1b gefertigt. Durch die Auslegung des Triebwerks auf Abgabe einer bestimmten Dauerleistung, ohne Berücksichtigung eines Einsatzes im Teillastbetrieb, konnte es auch für den Einsatz im Segelflugzeug nur bei Volllast betrieben werden, da es im Teillastbereich durch die nicht angepasste Schaufelgeometrie Probleme mit einer Überhitzung der Schaufeln und einem zu hohen Verbrauch ergaben. Durch die Spezifikationen des Projektes, das insbesondere die Fähigkeit des Flugzeugs zum unabhängigen Eigenstart forderte, war diese Einschränkung im Einsatz des Triebwerks kein Ausschlusskriterium. Es wurde deshalb angedacht, dass für ein Überbrücken thermisch schwacher Gebiete, ein Reiseflug in einem bestimmten Flugstil erfolgen sollte. Bei diesem Flugstil sollte das Flugzeug unter Ausnutzung der max. Antriebsleistung im Punkt des besten Steigens auf eine bestimmte Flughöhe steigen.

Im Anschluss an den Steigflug sollte die erstiegene Höhe (potentielle Energie) dann bei der Fluggeschwindigkeit des besten Gleitens im Gleitflug in Strecke umgesetzt werden.

Dieser Flugstil der als „Sägezahnflugstil“, aufgrund des optisch ähnlichen Verlaufs der zugehörigen Barogrammaufzeichnung, bekannt wurde, ist heute die gängige Flugtechnik für nicht eigenstartfähige Segelflugzeuge im Motorflug.

Von der Greif 1b wurde ein flugfähiger Prototyp gebaut. Mit diesem Prototyp wurden bereits einige Rolltests durchgeführt, bevor es noch vor Aufnahme der Flugtests zu einer Einstellung des gesamten Projekts bei der Firma Heinkel kam. Der Grund für die Einstellung des Projektes lag darin begründet, dass es durch die Einstellung des Projekts zur Entwicklung der turbinenbetriebenen Feuerlöschpumpen bei der Firma BMW, nicht mehr möglich war das Triebwerk zu einem akzeptablen Preis fertigen zu können. Der ausschließliche Einsatz des Triebwerks als Antrieb für Segelflugzeuge hätte eine nicht ausreichende Auslastung einer Produktionslinie geführt, die zu einem Stückpreis des Triebwerks von 28000 DM (14316,17 Euro) geführt hätte. Bei diesem Preis hätte sich ein Gesamtpreis des Serienflugzeugs ergeben, der eine erfolgreiche Vermarktung verhindert hätte.



Abb. 2.3 Heinkel Greif 1b (Heinkel Flugzeugbau GmbH)

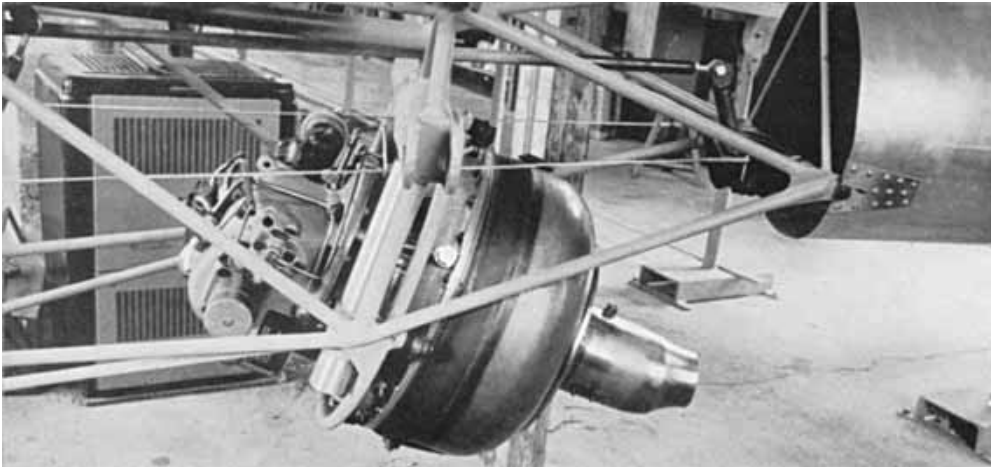


Abb. 2.4 Triebwerksinstallation Greif 1b (**Heinkel Flugzeugbau GmbH**)

Entwicklung:	1959
Triebwerkstyp:	Turboshaft
Luftmassenfluss im Verdichter:	0.88kg/s
Verdichterstufen:	1, radial
Verdichterdruckverhältnis:	3.1
Brennkammer:	Rundbrennkammer
Turbinenstufen:	1, radial
Getriebeuntersetzungen	0.04...0.18
Triebwerkslänge:	713mm
Triebwerksdurchmesser:	380mm
Leergewicht:	45kg
Wellenleistung:	66kW / 90hp
Triebwerksrestschub	44 daN
Lastdrehzahl	45,000 rpm

Tabelle 2.2 Technische Daten BMW / MTU 6012 (**MTU**)

2.1.3 Hütter H 30 TS

Die Hütter H 30 beruht auf einem Entwurf des Österreichers Wolfgang Hütter aus den Jahren 1948 / 1949. Das Segelflugzeug sollte ursprünglich in Schalenbauweise aus Birkenperrholz gefertigt werden. Das Revolutionäre an dieser Bauweise gegenüber den anderen in diesem Zeitraum entstandenen Segelflugzeugen war, dass nur noch ein Minimum an Spanten in den Rumpf eingebracht werden sollte. Die Spanten wurden nur noch an Stellen an denen diskrete Lasten eingeleitet werden, z.B. durch das Fahrwerk, die Tragflächenanbindung oder das LW, vorgesehen und die Schale dadurch weitestgehend selbsttragend ausgelegt. Möglich wurde diese Bauweise durch den Aufbau der Schale aus einem Sandwich mit einem Balsakern. Versuche zum Bau eines Prototyps in den Jahren 1949 / 50 ergaben aber, dass diese Bauweise aufgrund eines zu hohen Gewichts der Sandwichbauteile zu keinem Erfolg führte, weshalb das Projekt eingestellt wurde.

Nachdem ab Mitte der 1950er durch einige Forschungsprojekte an technischen Hochschulen und Universitäten in Deutschland, erste Ergebnisse für die Verwendung von Faserverbundwerkstoffen gewonnen wurden, wurde das Projekt ab 1959 neu aufgegriffen und unter der Leitung Eugen Hänles bis 1962 ein neuer Prototyp gebaut, für den große Teile der ursprünglichen Konstruktion auf die Verwendung der FVK geändert wurden. Der Name der Konstruktion wurde deshalb auch auf den Namen H 30 GFK geändert. Die gesamten Bauelemente, die ursprünglich aus dem Birkenperrholz / Balsa Sandwich gefertigt werden sollten, wurden durch solche aus einem Glasfaser / Balsasandwich ersetzt. Für die Tragflächen des Flugzeugs wurden dabei erstmals auch Holme verwendet, deren Gurte aus mehreren parallel gelegten Glasfaserrovings bestanden, wobei gegenüber der heutigen reinen Schalenbauweise, in den Tragflächen noch Stützrippen aus Balsa eingesetzt wurden und der hintere Teil ab dem Holm mit einem Leinenstoff bespannt wurde. Weitere Merkmale dieser Konstruktion sind das V-Leitwerk und das teilweise einziehbare Fahrwerk. Das Flugzeug erreichte aufgrund der hohen Profiltreue und der guten Oberfläche trotz der geringen Spannweite von 13,6 m eine für diese Zeit gute Gleitzahl von 30.

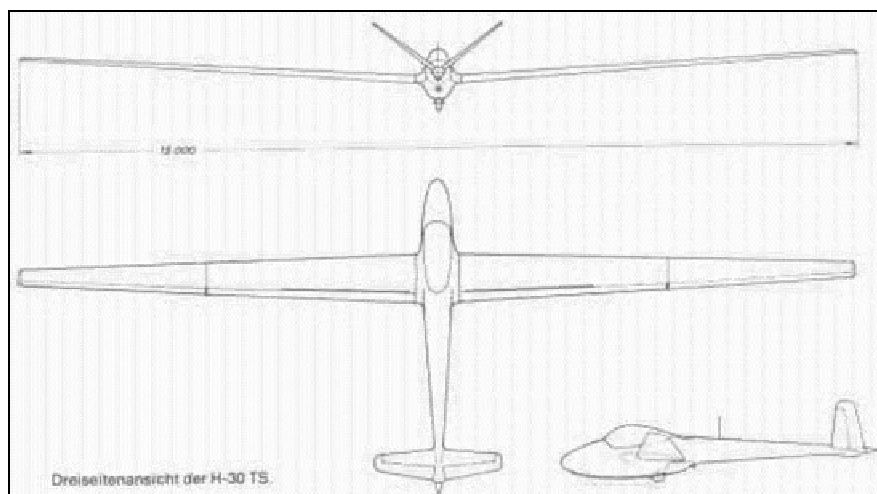


Abb. 2.5 Dreiseitenansicht H 30 TS (Allgaier)

Parallel zu dieser Entwicklung wurde bei der Firma Allgaier der Typ H 30 TS gefertigt. Der Zusatz TS steht dabei für Turbinensegler. Im Unterschied zur H 30 GFK wurde für dieses Flugzeug ein Antrieb mit einer Turbine vorgesehen und deshalb einige Modifikationen notwendig. So wurde in einem ersten Schritt die Spannweite des Flugzeugs auf 15 m vergrößert, um trotz des zusätzlichen Gewichts, eine akzeptable Flächenbelastung erreichen zu können. Um die dadurch entstehenden deutlich höheren Biegekräfte an den Flügelwurzeln aufnehmen zu können wurde der Holm bei diesem Prototyp durch einen Holm mit einem Doppel-T Profil aus Duraluminium ausgeführt. Als weitere Besonderheit wurde bei diesem Flugzeug durch den Einsatz der FV für die Schalen der Tragflächen eine Mechanik eingesetzt, die über einen Spindeltrieb eine Änderung der Profilwölbung erlaubte.

Das ursprünglich als V-Leitwerk ausgeführte Leitwerk, wurde später durch den Bau eines zweiten Rumpfs für den Prototypen in ein Kreuzleitwerk in Verbindung mit einem längeren Leitwerksträger geändert, da die ersten Flugversuche zeigten, dass die Längsstabilität, insbesondere in der Startphase und bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten, eine unzureichende Längsstabilität lieferte. Da sich das Leitwerk oberhalb der Triebwerksanströmung befand, wurde außerdem ein lenkbares Bugfahrwerk in der Rumpfnase integriert.

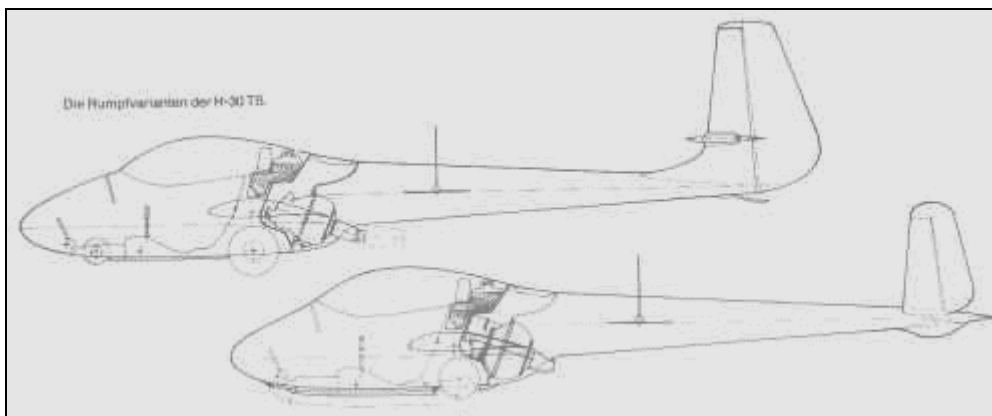


Abb. 2.6 Triebwerksintegration H 30 TS (Allgaier)

Als Triebwerk für dieses Flugzeug wurde das gleiche Triebwerk wie bei der Heinkel Greif 1b, das BMW / MTU 6012, eingesetzt. Es wurde in den modifizierten Rumpf hinter dem Hauptfahrwerk so integriert, dass der Auslass des Triebwerks unterhalb der Rumpfröhre erfolgte. Um Probleme mit einer unzulässigen Erwärmung der FV der Leitwerksröhre zu vermeiden, wurde das Triebwerk mit einer Längsneigung von 20° gegenüber der Rumpflängsachse eingebaut. Der Triebwerkseinlass befand sich hinter dem Cockpit. Es wurde eine Öffnung in den Rumpf eingebracht die über einen Luftkanal aus GFK zum Einlass des Triebwerks führte. Die Öffnung konnte nach dem Abstellen des Triebwerks, über eine Klappe mechanisch geschlossen werden.

Der Erstflug des Prototyps wurde am 20.08.1960 noch vor der Fertigstellung der H 30 GFK durchgeführt. Die Flugerprobung zeigte befriedigende Ergebnisse bzgl. der Flugleistungen. Es offenbarten sich allerdings Probleme bei der Längsstabilität des Flugzeuges, die zum Bau eines neuen Rumpfes führten. In diesen Rumpf wurde außerdem ein anderes Triebwerk eingesetzt, da sich zu diesem Zeitpunkt schon abzeichnete, dass das ursprünglich verwendete Triebwerk nicht weiter produziert werden würde. Als Triebwerk wurde deshalb die Gasturbine BMW 8026 eingesetzt. Dieses Triebwerk war eine Weiterentwicklung des BMW 6012 und lieferte bei gleichen Außenabmaßen und dem gleichen Nettogewicht einen etwas höheren Standschub von 46,8 daN. Die Integration des Triebwerks erfolgte in der gleichen Weise, wie bei dem ersten Rumpf.

Die gesamte Flugerprobung zeigte, dass mit einem Strahltriebwerk das Entwicklungsziel eines eigenstartfähigen Segelflugzeuges erreicht werden konnte. Im Verlaufe der Erprobung kam es allerdings zu technischen Problemen am Triebwerk, deren Behebung nur durch entsprechend qualifiziertes Fachpersonal möglich war. Diese Probleme wären bei einem kommerziellen Vertrieb des Flugzeuges ein Hindernis gewesen, da die gängigen LTBs zur Wartung und Reparatur von Segelflugzeugen nicht über entsprechend qualifiziertes Personal verfügten und die Defekte deshalb zu längerfristigen Ausfällen der Flugzeuge geführt hätten. Als weiteres drastisches Problem zeigten sich die hohen Lärmemissionen beim Start des Flugzeuges. Die erreichten Messwerte lagen bei dem gewählten Einbau deutlich über den zulässigen Werten, die bei einem Flugzeug der allgemeinen Luftfahrt unterschritten werden mussten. Der Prototyp wurde deshalb durch den Ausbau des Triebwerks zum reinen Segelflugzeug umgerüstet, bis er 1968 bei einem Startunfall im Windenstart irreparabel zerstört wurde.

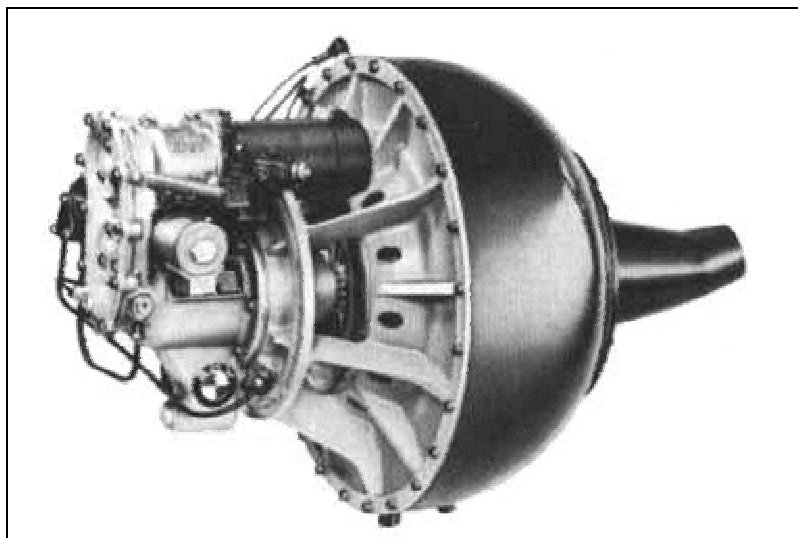


Abb. 2.7 Triebwerk BMW 8026 (BMW / MTU)

2.1.4 Calif A 21 SJ

Das Segelflugzeug Calif A 21 S geht auf einen Entwurf der italienischen Firma Caproni Vizzola im Jahre 1969 von Carlo Ferrarin und Livio Sonzio zurück. Das Flugzeug wurde dort als ein Leistungsdoppelsitzer in Metallbauweise mit einem Cockpit in FV-Bauweise konzipiert. Besonderheiten des Flugzeuges war die Auslegung des Cockpits mit einer Sitzanordnung Side by Side, die bis dahin aufgrund der damit verbundenen größeren Stirnfläche gegenüber einer konventionellen Anordnung der Sitze hintereinander vermieden worden war. Das Flugzeug verfügte bei einer Spannweite von 20,63 m über Wölbklappen die zur Anpassung des Auftriebsbeiwert während des Fluges und für die Landung, als kombinierte Wölb- und Bremsklappen in einer 90° Stellung genutzt wurden. Als weitere Besonderheit für ein Segelflugzeug verfügt der Calif A 21 S über ein einziehbares Zweibeinfahrwerk. Der Erstflug des Prototyps erfolgte im Jahr 1970. Es zeigte sich, dass die ursprüngliche Auslegung des HLWs als Pendelruder bei freiem Steuerknüppel zu einer Bahnneigungsschwingung (Phygoide) führen konnte, die nicht selbst abklingend war. Für die Musterzulassung wurde das HLW deshalb in ein gedämpftes Ruder geändert. Das Flugzeug wurde nach der Musterzulassung von 1970 bis 1982 von der Firma Caproni Vizzola in einer Stückzahl von 53 Stück gebaut. Seit 1994 erfolgt eine neue Fertigung des Flugzeugs bei der deutschen Firma Gomolzig Flugzeug- und Maschinenbau GmbH, die 1991 die Musterbetreuung übernommen hatte.

Im Jahr 1972 erfolgte eine Modifikation des Flugzeugs unter der Typenbezeichnung A 21 J (Jet). Ziel war die Entwicklung eines serienreifen eigenstartfähigen Segelflugzeuges mit Turbinenantrieb. Die Entwicklung dieses Typs erfolgte auch in Hinsicht auf die spätere Entwicklung eines militärischen Strahltrainees, der A22. Als Antrieb für das Flugzeug wurde ein Triebwerk der Firma Micro Turbo, die zur Snecma Gruppe gehört, ausgewählt. Das Triebwerk wurde hinter dem Cockpit im Stahlrohrrahmen des Rumpfes integriert. Der Auslass des Triebwerks erfolgte, ähnlich dem der Greif 1b sowie der Hütter, über eine Öffnung im Rumpf. Das Triebwerk wurde dazu ebenfalls mit einer Längsneigung eingebaut um eine berührungsfreie Führung des Abgasstrahls zu erreichen. Der Einlass wurde an der linken Seite des Rumpfes über eine Klappe realisiert, die mechanisch nach dem Abstellen des Triebwerks geschlossen werden konnte. Der Erstflug des Prototyps erfolgte im Januar 1972. Die Flugerprobung zeigte ein erfolgreiches Resultat bzgl. der Flugleistungen. Und durch die Ausführung des Fahrwerks war ein gutes Bodenhandling erreicht worden, dass auch einen Start ohne Flächenhalter erlaubte. Es ergaben sich allerdings Probleme beim Bodenlauf des Triebwerks, da durch den Auslass des Triebwerksstrahls insbesondere auf unbefestigten oder Graspisten Staub aufgewirbelt wurde, der durch den in der Nähe liegenden Einlass des Triebwerks angesaugt wurde und so zu Beschädigungen des Verdichterrades führte. Infolge dieser Erkenntnis, wurde der Triebwerksauslass modifiziert. Der Triebwerksauslass erfolgte dann über eine konvexe Düse, die in zwei Auslassrohren an beiden Seiten der Rumpfröhre geführt wurde.

Ergänzend wurde der Einlass ebenfalls modifiziert und in einen beidseitigen NACA-Einlass auf der Oberseite des Rumpfes hinter dem Cockpit geändert. Als Folge dieser Änderung entfiel die Mechanik zum Verschließen des Einlasses, da durch die Formgebung auch bei abgeschaltetem Triebwerk nur wenig Widerstand versucht wurde. Die Tanks mit einem Fassungsvermögen von 160 l wurden im Rumpf zwischen dem Triebwerk und dem Cockpit, sowie als Integraltanks in den Tragflächen installiert.



Abb. 2.8 Triebwerksinstallation A 21 SJ (Caproni Vizola)

Die italienische Musterzulassung dieser modifizierten A21 erfolgte unter der Bezeichnung A 21 SJ um den Charakter des eigenstartfähigen Segelflugzeuges hervorzuheben. Insgesamt wurden nur 9 Exemplare dieses Modells gefertigt, da eine Verkehrszulassung dieses Flugzeugs in vielen europäischen Ländern aufgrund der zu hohen Lärmemissionen des Flugzeugs nicht möglich war, so, dass die meisten dieser Flugzeuge für Eigner in den USA produziert wurden und dort in der Experimentalkategorie zugelassen wurden. Als weiteres Hindernis für die Vermarktung ergab sich der hohe Preis des Flugzeugs.



Abb. 2.9 Calif A 21 SJ (Caproni Vizola)

Das Triebwerk TRS 18-46 wurde von der Firma Micro Turbo als kompaktes Turbojet Triebwerk für den Antrieb von unbemannten militärischen Drohnen und Kleinflugzeugen entwickelt. Beispiel für den Einsatz dieses Triebwerks sind die Kleinflugzeuge BD5J, einem einsitzigen Sportflugzeug, dem Microjet 200, einem zweisitzigen Sportflugzeug, sowie verschiedenen unbemannten militärischen Drohnen. Das Einwellen Triebwerk wurde aufgrund der Forderung nach einem möglichst geringen Baumass und den daraus resultierenden Problemen mit dem Erreichen eines ausreichenden Druckverhältnisses, mit einem einstufigen Radialverdichter und einer Umkehrbrennkammer konzipiert. Das Triebwerk erreichte damit, bei einem Nettogewicht von 38 kg, einen Standschub von 133,5 daN. Der Start der Turbine erfolgt über Pressluft so, dass für den Einsatz im Calif ein Druckluftkompressor installiert werden musste.

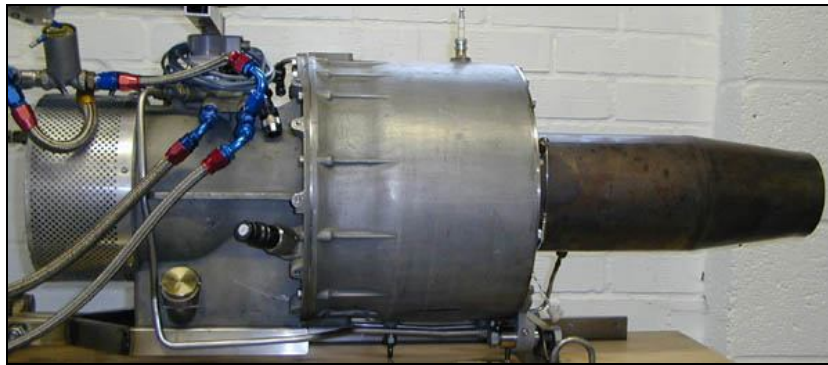


Abb. 2.10 Triebwerk TRS 18-46 (**Microturbo**)

Entwicklung:	1970
Triebwerkstyp:	Turbojet
Verdichterstufen:	1, radial
Brennkammer:	Umkehrbrennkammer
Turbinenstufen:	1, axial
Spezifischer Verbrauch	$0,122 \frac{kg}{N * h}$
Triebwerkslänge:	596,9 mm
Triebwerksdurchmesser:	330,2 mm
Leergewicht:	38 kg
Triebwerksstands Schub	133,5 daN
Lastdrehzahl	47,000 rpm

Tabelle 2.3 Technische Daten TRS 18-46 (**Microturbo**)

2.1.5 Prometheus

Im Jahr 1964 entschloss man sich beim Institut für Flugzeugstatik der Eidgenössischen Technischen Hochschule (ETH) in Zürich, zur Entwicklung eines Segelflugzeugs in Kunststoffbauweise. Dieser Entwicklung waren bereits zu Beginn des Jahres 1960 Untersuchungen der Eigenschaften Faserverstärkter Kunststoffe vorausgegangen. Ziel dieses Projekts war es dabei, die gewonnenen Erkenntnisse für den Bau eines Flugzeugs zu nutzen und dabei weitere Erkenntnisse bei der Verarbeitung dieses Werkstoffes bei der praktischen Anwendung zu gewinnen. In einem ersten Schritt wurde deshalb nur das HLW eines existierenden Segelflugzeugs durch ein LW in FV-Bauweise ersetzt. Die Ergebnisse dieses Versuchs, bei dem das Höhenleitwerk einer Ka 6, eines Standardklasse Segelflugzeuges in Holzbauweise, in FV-Bauweise nachgebaut wurde, waren so positiv, dass man sich entschloss in einem nächsten Schritt bereits den gesamten Rumpf mit Leitwerken in dieser Bauweise zu bauen und lediglich die Tragflächen in Holzbauweise der Ka 6 zu übernehmen. Die positiven Ergebnisse in Form von deutlich gesteigerten Flugleistungen gegenüber der Standard Ka 6 führten zu dem Entschluss ein gesamtes Flugzeug zu entwickeln. Da die Räumlichkeiten des Instituts für die Umsetzung eines solchen Projektes zu klein waren, wurde nach einem Partner in der Industrie gesucht. Dieser Partner konnte mit der Flug- und Fahrzeugwerke AG gefunden werden. In dieser Zusammenarbeit entstand das Segelflugzeug Diamant in zwei verschiedenen Versionen. Das Flugzeug Diamant 16,5 verfügt über eine Spannweite von 16,5 m, Wölbklappen zur Anpassung des Profils an die verschiedenen Flugeschwindigkeiten, ein EZFW und ein Leitwerk in T-Konfiguration mit einem Pendelhöhenleitwerk. Der erste Prototyp absolvierte seinen Erstflug im Mai 1967. Im Jahr 1968 erfolgte dann die Musterzulassung des Flugzeugs durch die Schweizer Luftfahrtbehörden. Parallel dazu wurde eine Variante des Flugzeugs mit einem 18 m Flügel entwickelt, da sich bereits während der Entwicklung abgezeichnet hatte, dass das Flugzeug für den Einsatz bei Wettbewerben in der offenen Klasse, gegenüber der Konkurrenz, eine zu geringe Leistung zeigen würde. So konnte bereits im Februar 1968 der Erstflug des Diamant 18 Prototypen durchgeführt werden und im März 1969 die Musterzulassung durch die Schweizer Luftfahrtbehörden erteilt werden. Insgesamt wurden 102 Stück in den beiden Baureihen gefertigt und es konnten einige Erfolge bei nationalen und internationalen Wettbewerben mit diesem Muster verzeichnet werden.

Im Jahr 1970 entschlossen sich die Mitglieder der Entwicklungsgemeinschaft für Flugzeugbau der Akademischen Fliegergruppen der Schweiz (EFF) zur Umsetzung eines Projekts unter dem Namen Prometheus I mit dem Ziel zur Entwicklung eines eigenstartfähigen Segelflugzeuges mit einem Luftstrahltriebwerk. Aufgrund der begrenzten Mittel der Gemeinschaft und dem limitierten Zeitraum für das Projekt entschloss man sich bereits zu Beginn des Projekts, dass das Flugzeug durch Modifikation eines existierenden Segelflugzeuges gebaut werden sollte.

Als Basis wurde der Diamant 18 ausgewählt, da bei diesem Segelflugzeug durch den großen Flächeninhalt eine hohe Zuladung von 160 kg möglich war und damit Probleme einer zu hohen Flächenbelastung zu vermeiden waren.

Durch die Fertigung der Tragflächen in Negativformen konnte während der Fertigung notwendige Modifikationen der Konstruktion zur Erhöhung der Manövergeschwindigkeit durch zusätzliche Glasfaserverstärkungen, ohne einen Neubau bzw. Modifikation der Formen umgesetzt werden. Da der Diamant 18, im Vergleich zu den zuvor gebauten Segelflugzeugen mit einem Strahltriebwerk, über einen relativ geringen Rumpfquerschnitt verfügt, wurde der Ansatz zur aerodynamisch günstigen Integration des Triebwerks im Rumpf, bereits zu Projektbeginn verworfen, da die verfügbaren Luftstrahltriebwerke mit einer ausreichenden Leistung zu große Dimensionen aufwiesen. Das Triebwerk wurde deshalb mit einer aerodynamischen Verkleidung auf dem Rumpfrücken zwischen den Tragflächen adaptiert. Die Vorteile dieser Positionierung lagen in den geringen notwendigen Modifikationen der Struktur, der Schwerpunkt-neutralen Position, sowie dem Vorteil der Anströmung des Leitwerks durch den Triebwerksstrahl. Insbesondere die Anströmung des Leitwerks erwies sich während der späteren Erprobung als sehr vorteilhaft, da das Flugzeug nur über ein starres Spornrad verfügte und dadurch während der Startphase auch bei geringen Geschwindigkeiten steuerbar war. Anfängliche Befürchtungen bzgl. einer zu hohen Temperaturbelastung der Leitwerkskomponenten durch den Abgasstrahl, erwiesen sich bei Vorversuchen durch den langen Leitwerksträger des Diamant 18 als unbegründet, da die zulässigen 54°C auch beim Standlauf des Triebwerks am Leitwerk nicht überschritten wurden. Die Tanks des Flugzeuges wurden in 3 Komponenten ausgeführt. Durch die Möglichkeit des Basisflugzeugs zur Mitnahme von Wasserballast in den Tragflächen, zur Erhöhung der Flächenbelastung bei guten Wetterlagen, entschloss man sich bei dem Motorsegler den größeren Teil des Kraftstoffs in den Tragflächen zu speichern. Die Wassersäcke des Basisflugzeuges wurden deshalb durch flexible Tanks aus Kerosinbeständigem Kunststoff ersetzt. Das Fassungsvermögen dieser beiden Tanks betrug jeweils 40 l. Diese beiden Tanks wurden durch einen Rumpftank mit geringer Kapazität (1,8 l) ergänzt, der aus den beiden Tragflächentanks gespeist wurde. Als Triebwerk wurde ein Prototyp des Turbojettriebwerks Eclair II der französischen Firma Microturbo eingesetzt.

Dieses Triebwerk lieferte einen Standschub von 7,83 daN. Nach nur einjähriger Entwicklungs- und Fertigungszeit wurde das Flugzeug als Experimental von der BAZL zugelassen so, dass im Juni 1971 der Erstflug durchgeführt werden konnte. Die folgende Erprobung lieferte die Erkenntnis, dass das verwendete Triebwerk für einen Start auf kurzen Graspisten zu wenig Schub lieferte. Des Weiteren kam es wiederholt zu Ausfällen des Triebwerks. Der erste Ausfall des Triebwerks im Flug erfolgte dabei bereits während des ersten Starts, der aber aus Sicherheitsgründen im Flugzeugschlepp durchgeführt wurde, wodurch eine Beschädigung des Flugzeugs verhindert werden konnte. Bei einer Vermessung der Flugleistungen wurde durch das aufgesetzte Triebwerk eine Verschlechterung der Gleitleistung bei der Geschwindigkeit des besten Gleitens von 5 Gleitzahlpunkten registriert. Insbesondere im Bereich höherer Geschwindigkeiten, für die das Flugzeug durch die Auslegung mit Wölbklappen prädestiniert war, wurde durch den zusätzlichen Widerstand ein zu hoher Rückgang der Flugleistungen registriert um das Flugzeug in Konkurrenz zu Segelflugzeugen ohne Hilfstriebwerk einsetzen zu können. Durch die Probleme mit der Zuverlässigkeit des Triebwerks wurde es gegen ein anderes Triebwerk vom Typ TRS 25 des gleichen Herstellers ausgetauscht. Durch die größere Leistung des Triebwerks wurden Verbesserungen der Flugleistungen durch eine Verkürzung der Startstrecke erreicht, die insbesondere den Start auf kurzen Graspisten erleichterten. Durch die unzureichenden Flugleistungen im Gleitflug blieb es bei dem Prototypen.

Aufgrund der mit dem Prometheus 1 gesammelten Erfahrungen wurde bis 1978 ein weiteres Flugzeug mit einem Strahltriebwerk unter dem Projektnamen Prometheus II durch die EFF entwickelt und ein Prototyp gebaut. Dieses Flugzeug wurde jedoch nicht als Segelflugzeug mit Hilfstriebwerk entwickelt, sondern als Motorsegler mit dem Haupteinsatz für den Reiseflug mit Motorkraft. Dieses Flugzeug verfügt über 2 Triebwerke des Herstellers Microturbo und wird bis heute unter der Kennung HB-YBI und der Bezeichnung Prometheus PV für Versuche mit alternativen Flächenspitzen zur Verringerung des induzierten Widerstandes eingesetzt.



Abb. 2.11 Prometheus I (EFF)

Spannweite	18,0 m
Länge	7,72 m
Flügelfläche	14,28 m ²
Profil	Wortmann
Zuladung	210 kg
Rüstmasse	290 kg
MTOM	500 kg
Flächenbelastung	35,0 kg/m ²
Manövergeschwindigkeit V_A	150 km/h
Höchstgeschwindigkeit V_{NE}	270 km/h
Lastvielfache	+5,3/-2,65
beste Gleitzahl	37 bei 112km/h

Tabelle 2.4 Technische Daten Prometheus 1 (nach **EFF**)

2.1.6 Alisport Silent J

Bei diesem Projekt handelt es sich um einen Umbau eines Ultraleichtsegelflugzeuges vom Typ Alisport Silent Club. Der Amerikaner Bob Calton führte diesen Umbau im Jahre 2001 durch, um zu demonstrieren, welche Flugleistungen mit einem modifizierten Ultraleichtsegelflugzeug möglich sind.

Das Basisflugzeug für dieses Projekt ist ein Flugzeug der italienischen Firma Alisport. Diese Firma produziert seit dem Jahr 2000 verschiedene Ultraleichtflugzeuge, Ultraleichtsegelflugzeuge, sowie Luftschrauben für diese Flugzeugtypen, als auch für verschiedene Antriebe der Allgemeinen Luftfahrt. Das Ultraleichtsegelflugzeug Silent Club ist ein Flugzeug, das nach den Bauvorschriften für Ultraleichtflugzeuge des LBA produziert wird. Diese Bauvorschrift besagt, dass ein einsitziges Flugzeug dieser Kategorie eine MTOM von nicht mehr als 322,5 kg inklusive einem Gesamtrettungssystem aufweisen darf. Um diese Forderungen zu erfüllen wurde von der Firma Alisport ein Segelflugzeug in Faserverbundbauweise entworfen, das mit einem Antrieb durch einen versenkbaren Zweitaktmotor und einer Zuladung von 105 kg, bestehend aus Kraftstoffmasse und Pilotengewicht, ein MTOM von 322,5 kg aufweist. Als Antrieb wird für dieses Flugzeug ein Zweitaktmotor mit einer Leistung von 28 kW eingesetzt, der über einen Riemenantrieb eine Einblatt-Luftschraube antreibt.

Alternativ ist dieses Flugzeug unter dem Namen Silent AE1 auch mit einem elektrischen Antrieb verfügbar, der wahlweise aus NiMH oder LiON-Akkus gespeist wird und damit Gesamtsteighöhen zwischen 700-1800 m ermöglicht. Als Antriebsmotor wird bei dieser Baureihe ein elektrischer Gleichstrommotor mit einer Kurzzeitleistung von 13 kW eingesetzt.

Der Amerikaner Bob Carlton verwendete für seinen Umbau ein Flugzeug, das speziell für diesen Einsatzzweck in den Originalformen mit verstärkten Holmen gebaut und in der amerikanischen Experimentalklasse zugelassen wurde. Als Antrieb wurden zwei Strahltriebwerke des Typs AMT-USA AT-450 eingesetzt. Diese Triebwerke sind für den Einsatz in Modellflugzeugen vorgesehen und werden kommerziell in kleinen Stückzahlen gefertigt.

Der Einsatz von zwei Stück dieser Triebwerke wurde durch die begrenzte Leistung der Triebwerke und die Anforderungen an einen ausreichenden Schub für die Durchführung von einfachem Kunstflug notwendig. Die Triebwerke wurden hinter dem Cockpit oberhalb des Rumpfes an den Pylon der Klapptriebwerksbaureihen adaptiert.



Abb. 2.12 Triebwerksintegration Silent-J (Bob Carlton)

Die Anordnung ermöglichte es, den Bauraum und die lokalen Verstärkungen, die für die Zweitakt und die Elektrischen Versionen im Rumpf zur Verfügung stehen, auch für die Anbindung der Strahltriebwerke zu nutzen. Das Flugzeug verfügt mit den beiden Strahltriebwerken über eine ausreichende Leistung für einen Eigenstart.

Leider stehen für dieses Flugzeug keine ausreichenden Daten über die Flugleistungen zur Verfügung.

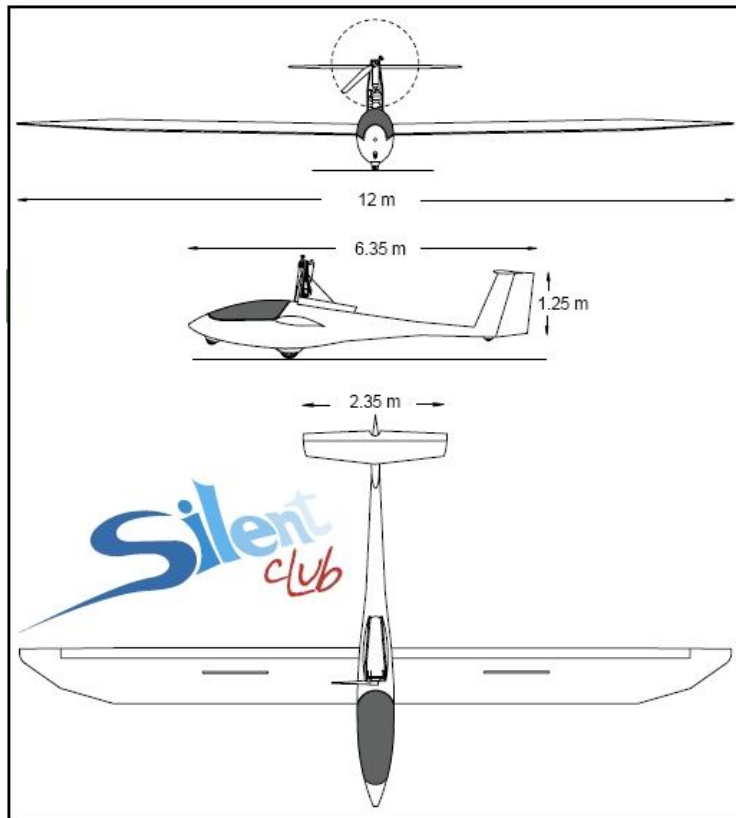


Abb. 2.13 3-Seitenansicht Alisport Silent Club (Alisport)



Abb. 2.14 Triebwerk AMT-USA AT-450 (AMT USA)

Triebwerkstyp:	Turbojet
Verdichterstufen:	1, radial
Brennkammer:	Ringbrennkammer
Turbinenstufen:	1, axial
Spezifischer Verbrauch	$0,136 \frac{kg}{N * h}$
Triebwerkslänge:	270,0 mm
Triebwerksdurchmesser:	130,0 mm
Leergewicht:	2,4 kg
Triebwerksstandsdruck	200,0 N
Lastdrehzahl	112,000 1/min

Tabelle 2.5 Technische Daten AMT-USA AT-450 (nach **AMT USA**)

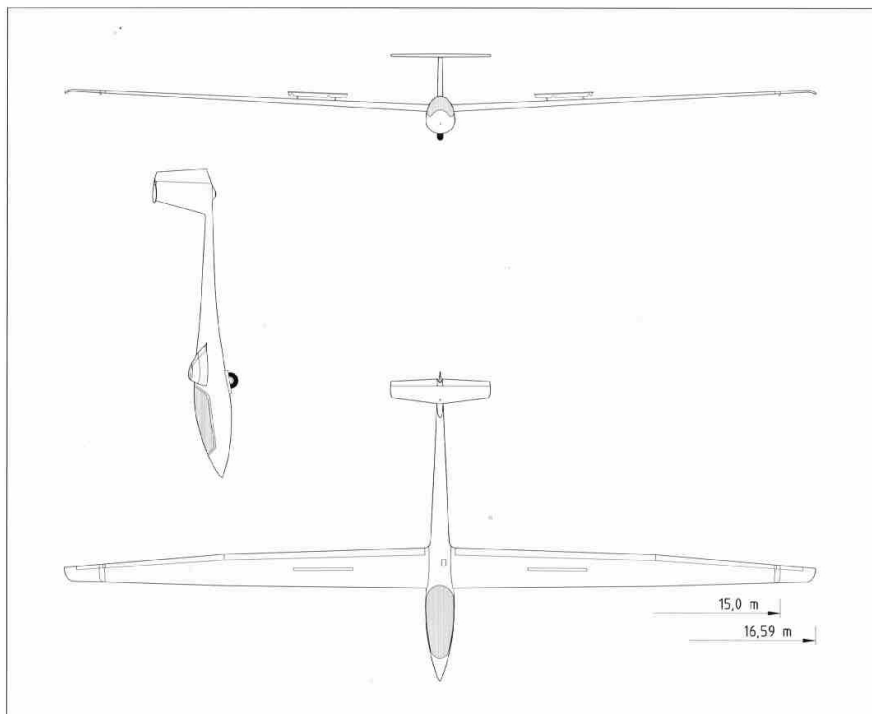
2.1.7 ASW 20 CL-JET

Das Segelflug ASW 20 CL-J wurde von dem deutschen Klaus Meitzner im Jahr 2006 als Projekt begonnen. Ziel dieses rein privaten Projekts war es praktische Erfahrungen mit einem Modellstrahltriebwerk als Antrieb für ein Segelflugzeug mit Hilfstriebwerk zu sammeln. Das Projekt verwendete als Basis das Rennklasse Segelflugzeug Schleicher ASW 20 CL.

Das Segelflugzeug ASW 20 geht auf einen Entwurf des Konstrukteurs Gerhard Waibel der Firma Alexander Schleicher Segelflugzeugbau GmbH zurück. Dieses Flugzeug hatte im Januar 1977 seinen Erstflug und wurde nach den Richtlinien für Segelflugzeuge der FAI 15m Klasse entworfen. Das in Faserverbundbauweise gebaute Flugzeug, weist bei einer Spannweite von 15 m, Wölbklappen zur Anpassung des Tragflügelprofils an die verschiedenen Flugeschwindigkeiten auf. Weitere Merkmale des Flugzeugs sind das Einziehfahrwerk, das T-Leitwerk sowie die in den Tragflächen integrierten Wassersäcke zur variablen Erhöhung der Flächenbelastung mit einer Kapazität von 120 l.

Das Flugzeug wurde in verschiedenen Baureihen (B, C, CL, L, FL) gefertigt, die sich im wesentlichen durch die Verwendung unterschiedlicher Verstärkungsfasern für die Schalen und die Holme der Tragflächen unterscheiden, wodurch eine größere Flächenbelastung, der Anbau von Ansteckflügeln für eine Spannweite von 16,6 m oder der Anbau von Winglets möglich wurde. Die Versionen B und C verfügten darüber hinaus, über in den Flügeln integrierte Blasturbulatoren, die einen gezielten Umschlag der Strömung von laminarer in eine turbulente Strömung ermöglichen und damit durch die Energiezufuhr die Ablösung der Profilumströmung verhindern. Insgesamt wurden von diesem Flugzeug in allen Baureihen 765 Exemplare gefertigt.

Spannweite	15,0 m
Länge	6,82 m
Flügelfläche	10,5 m ²
Profil	FX 61 K 131
Zuladung	184 kg
Rüstmasse	270 kg
MTOM	454 kg
Max. Flächenbelastung	43,0 kg/m ²
Manövergeschwindigkeit V_A	180 km/h
Höchstgeschwindigkeit V_{NE}	265 km/h
Lastvielfache	+5,3/-2,65
beste Gleitzahl	43 bei 120 km/h

Tabelle 2.6 Technische Daten ASW 20 C (nach **Selinger 2003**)**Abb. 2.15** Segelflugzeug ASW 20 CL (**Selinger 2003**)

Als Triebwerk wird für dieses Projekt ein Turbojettriebwerk von Typ AMT Netherlands Olympus HP eingesetzt. Die Firma AMT Netherlands besteht seit 1991 und fertigt seit 1994 Strahltriebwerke für den Antrieb von Modellen. Seit kurzem läuft ein Zertifizierungsverfahren für eine Zulassung der Firma als Herstellungs-, Entwicklungs-, und Wartungsbetrieb nach EASA-Richtlinien.

Das Triebwerk Olympus HP ist ein Einwellenturbojet. Es verfügt über einen Radialverdichter und eine Axialturbine. Das Anlassen des Triebwerks kann wahlweise manuell mit Druckluft oder alternativ durch einen an die Welle angeflanschten Elektromotor erfolgen. Die Steuerung des Triebwerks erfolgt über eine FADEC-Unit. Diese Steuerung regelt auch die Startsequenz. Bei dieser wird nach einer Beschleunigung der Welle auf eine Drehzahl von 30000 U/min ,durch Pressluft oder den Elektromotor, Propangas aus einem separatem Gastank in die Brennkammer gelassen. Nach der Zündung des Gas-Luftgemischs wird das Triebwerk auf eine Drehzahl von ca. 45000 U/min beschleunigt. Das Kerosin wird nun innerhalb der Brennkammer über die Zuleitung zu den Einspritzdüsen erhitzt. Aufgrund des notwendigen Verdampfens des Kerosins, ist die Zwischenstufe über das Gas notwendig. Beim Erreichen der Drehzahl von 45.000 U/min wird der Elektromotor abgekuppelt und das Kerosin eingespritzt. Sobald eine Lehraufdrehzahl von 50.000 U/min erreicht ist wird die Gaszufuhr unterbrochen.



Abb. 2.16 Triebwerk Olympus HP mit Hilfsaggregaten (AMT Netherlands)

Triebwerkstyp:	Turbojet
Verdichterstufen:	1, radial
Brennkammer:	Ringbrennkammer
Turbinenstufen:	1, axial
Spezifischer Verbrauch	$0,167 \frac{kg}{N * h}$
Triebwerkslänge:	374,0 mm
Triebwerksdurchmesser:	130,0 mm
Leergewicht:	2,85 kg
Triebwerksstandsdruck	230,0 N
Lastdrehzahl	108,500 1/min

Tabelle 2.7 Technische Daten AMT-Netherlands Olympus HP (AMT Netherlands)

Nach Berechnungen zu der benötigten Leistung eines Strahltriebwerks als Antrieb für dieses Projekt, wurde aufgrund der bereits vorliegenden Erfahrungen mit der Motorisierung des Ventus von Martin Käppeler, der Entschluss für die Verwendung des Triebwerks Olympus HP gefällt, da dieses mit einem Standschub von 230 N eine ausreichende Leistung lieferte. Dieses Triebwerk erfüllte außerdem die Forderungen nach einem kompakten Aufbau, einem geringen Systemgewicht (3795 g) und hatte bereits seine Zuverlässigkeit nachgewiesen.

Für den Einbau des Triebwerks wurde eine Integration des Antriebs hinter dem Cockpit im Bereich der Tragflächenanschlüsse gewählt. Diese Anordnung bot ausreichend Bauraum für das Triebwerk, ermöglichte kurze Kraftwege zu den Tragflächenanschlüssen und lag außerhalb der Hauptkraftpfade zwischen Flächen und Leitwerk. Um die Integration möglichst einfach und kompakt zu halten, und damit die notwendigen Ausschnitte im Rumpf, wurde eine Installation mit einem Parallelogrammgestänge vorgesehen. Diese Konstruktion ließ es zu, einen Ausschnitt im Rumpf zu machen, der nur geringfügig größer als die Außenmaße der Turbine sein musste. Als Tank wurden zwei flexible Plastomersäcke in den Tragflächen anstelle der ursprünglichen Wassersäcke installiert. Zusammen mit einem Puffertank geringen Fassungsvermögens im Rumpf (2L) wurde damit eine Tankkapazität für 32 kg Kerosin vorgesehen. Der Puffertank wird dabei gleichzeitig aus den Flächentanks gespeist. Ein weiterer Vorteil dieser Konfiguration ist, dass durch die Installation der Tanks in den Tragflächen die Zuladung im Rumpf nicht beeinträchtigt wird. Für den Ausfahrmechanismus des Triebwerks wurde, um eine hohe Zuverlässigkeit durch eine geringe Komplexität des Systems zu erreichen, ein mechanischer Antrieb über einen Seilzug realisiert. So lässt sich das Triebwerk mit einer Handkraft von 30 N nach Überwinden eines Totpunkts ausfahren. Die gesamte Installation des Triebwerks hat inklusive aller notwendigen Verstärkungen, den Hilfsaggregaten, den Tanks, dem Akku, zum Starten des Triebwerks und zur Versorgung der elektrischen Kraftstoffpumpe, eine Masse von 12 kg.



Abb. 2.17 Triebwerksinstallation ASW 20 CL-JET (Klaus Meitzner)

Die Flugerprobung des Flugzeugs läuft seit dem 21. Mai 2006. Das Flugzeug wurde dafür vom LBA mit einer vorläufigen Verkehrszulassung (VVZ) mit einer Gültigkeit von 3 Monaten zugelassen. Im Vorfeld dieser Verkehrszulassung wurden mit dem Triebwerk, aufgrund der fehlenden Musterzulassung, diverse Bodentests absolviert. In diesen Tests wurden bei insgesamt 71 Starts eine Gesamtlaufzeit von 5:30 h absolviert. Bei diesen Bodenstandläufe wurden diverse Parameter des Triebwerks vermessen und getestet, z.B. Abgastemperatur, Warmstartverhalten, Notstopp, um den Forderungen des LBA nach einem Betrieb des Antriebs ohne Auswirkungen auf die Flugfähigkeit des Segelflugzeuges gerecht zu werden. Diese Forderung ist grundlegender Bestandteil der Bauvorschriften für nicht eigenstartfähige Segelflugzeuge mit Hilfsantrieb, da für diese Flugzeuge bei einem Ausfall des Antriebs lediglich ein Wechsel des Betriebsmodus von Motor auf Segelflug erfolgt. Aufgrund dieser Annahme gelten für die Musterzulassung entsprechender Triebwerke auch deutlich abgesenkte Forderungen als für Triebwerke, die in eigenstartfähigen Flugzeugen eingebaut werden sollen. Bei der Flugerprobung wurden bis zum aktuellen Zeitpunkt (März 2008) die folgenden Parameter ermittelt bzw. nachgewiesen:

Max. Steigen bis 1000 m bei 85 km/h	0,8 m/s
Max. Steigen in 3000 m bei 85 km/h	0,5 m/s
Max. Steigen bis 1000 m bei 110 km/h	0,75 m/s
v_{\max} im ausgelevelten Horizontalflug	170 km/h
h_{\max}	5000 m
Max. ununterbrochene Laufzeit	44 Min
Gesamtlaufzeit in der Luft	18 Std.
Gesamtstarts in der Luft	130

Tabelle 2.8 Flugeleistungsdaten ASW 20 CL-JET (nach Klaus Meitzner)

Die Erprobung zeigte außerdem, dass trotz der hohen Austrittstemperaturen aus dem Triebwerk und der direkten Anströmung des SLW auch bei einem Betrieb des Triebwerks am Boden zu einer maximalen Erwärmung auf 38 °C kommt. Diese Temperatur liegt deutlich unterhalb der für Segelflugzeuge max. zulässigen Strukturtemperatur von 54 °C.

Aktuell läuft für dieses Triebwerk durch den Hersteller ein Zertifizierungsverfahren des Antriebs für Segelflugzeuge mit Hilfstriebwerk nach den Bauvorschriften EASA CS 22, Subpart H. Zu diesem Zweck wurde das Triebwerk entsprechend der Forderungen der EASA nachgerechnet und ein Erprobungsprogramm aufgestellt, welches an der FH Aachen durchgeführt wird.

2.1.8 C304 Jet

Das Segelflugzeug C304 Jet wird von der tschechischen Firma derzeit als nicht-eigenstartfähiges Segelflugzeug mit Hilfstriebwerk entwickelt. Es soll dabei das erste kommerziell angebotene Segelflugzeug mit einem derart kleinen Strahltriebwerk sein.

Das Flugzeug geht auf das Flugzeug der Firma Glasflügel H 304 zurück. Bei diesem Flugzeug handelt es sich um ein Flugzeug der FAI 15m Klasse. Die Merkmale dieser Flugzeuge in FV.Bauweise sind eine Ausstattung mit Einziehfahrwerk, integralen Wasserballasttanks in den Tragflächen und als Besonderheit Drehbremsklappen, die in Verbindung mit den Wölbklappen an der Endleiste herausgefahren werden. Das Flugzeug hatte 1981 seinen Erstflug und wurde bei der Firma Glasflügel in einer Stückzahl von 63 Stück gefertigt. Nachdem die Firma Glasflügel in Konkurs ging, wurden die Konstruktionsunterlagen und Formen durch die tschechische Firma HPH Sailplanes aufgekauft und das Flugzeug seit einigen Jahren in verschiedenen überarbeiteten Versionen weiter produziert. Für die aktuelle Baureihe HPH 304 S wurde lediglich der Rumpf übernommen und eine neue Tragfläche mit neuem Profilstrak, konventionellen Wölb- und Bremsklappen sowie Winglets oder 18 m Ansteckflächen entworfen.

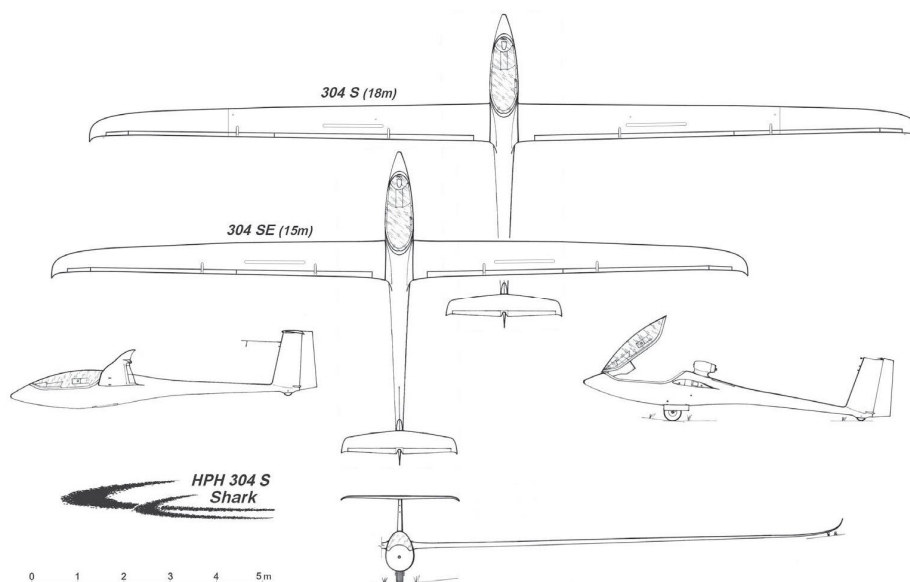


Abb. 2.18 3-Seitenansicht HPH 304 Jet (HPH Sailplanes)

Spannweite	15,0 m
Länge	6,79 m
Flügelfläche	9,9 m ²
Profil	HPH xn2
Zuladung	290 kg
Rüstmasse	260 kg
MTOM	550 kg
Max. Flächenbelastung	55,5 kg/m ²
Manövergeschwindigkeit V_A	210 km/h
Höchstgeschwindigkeit V_{NE}	280 km/h
Lastvielfache	+5,3/-2,65
beste Gleitzahl	45,3 bei 130 km/h

Tabelle 2.9 Technische Daten ASW 20 C (Angaben **HPH Sailplanes**)

2.1.9 Blanik L-13 TJ 100

Die Firma PBS rüstete im Jahr 2007 ein Segelflugzeug mit einer Turbine des Typs TJ 100A aus um das Triebwerk im Flug erproben zu können. Ziel dieses Projekts war es dabei nicht ein Segelflugzeug mit Hilfstriebwerk zu entwickeln, sondern lediglich eine Erprobung des Triebwerks unter realen Flugbedingungen durchführen zu können. Zu diesem Zweck wurde deshalb ein Segelflug des Typs Blanik L-13 dahingehend modifiziert, dass ein Träger für die Turbine oberhalb des Rumpfes zwischen den Tragflächen an den Querkraftaufnahmen des Rumpfes adaptiert wurde.

Die Wahl des Segelflugzeugs Blanik erfolgte, da dieses Flugzeug durch die Auslegung als doppelsitziges Segelflugzeug über eine ausreichende Zuladung für die Turbine, die Installation sowie einen ausreichend großen Tank verfügt. Durch die Bauweise des Segelflugs in Aluminium, konnte der Umbau eines existierenden Flugzeugs mit vertretbarem Aufwand durchgeführt werden, ohne dass aufwendige Verstärkungen an der Struktur des Flugzeugs notwendig waren. Durch die hohe zulässige V_{ne} konnte dabei auch eine Erprobung des Triebwerks in einem Fluggeschwindigkeitsbereich durchgeführt werden, wie er für militärische Drohnen üblich ist.

Spannweite	16,2 m
Länge	8,2 m
Flügelfläche	19,15m ²
Rüstmasse	292kg
Flugmasse	500kg
Flächenbelastung	26,1kg/m ²
Manövergeschwindigkeit V_A	145 km/h
Höchstgeschwindigkeit V_{NE}	253 km/h
Lastvielfache	+6,00/-5,0
beste Gleitzahl	28 bei 80 km/h
geringstes Sinken	0,82m/s bei 75km/h

Tabelle 2.10 Technische Daten Blanik L-13 „Blanik“ (EASA TCDS)



Abb. 2.19 BlaniK L-13 TJ 100 (PBS)

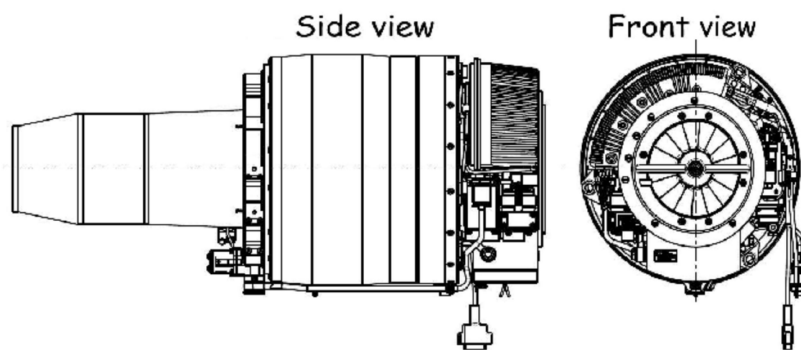
Das Triebwerk TJ-100 ist ein Turbojettriebwerk des tschechischen Herstellers PBS Velká Bíteš, a.s.. Dieses Unternehmen beschäftigt sich mit der Entwicklung, dem Bau und Vertrieb von kleinen Luftstrahltriebwerken, Verdichtern und Turbinenbeschaufelungen von Turboladern, Stromgeneratoren sowie als Zulieferer von Komponenten für z.B. Honeywell und General Electric.

Das Triebwerk TJ 100 ist eine Neuentwicklung des Unternehmens als Antrieb für leichte Flugzeuge der allgemeinen Luftfahrt, wie z.B. Experimentals, Motorseglern und insbesondere als Antrieb für militärische Drohnen zur Überwachung oder Verteidigungszwecken gedacht. Das Triebwerk wird zurzeit in zwei Versionen (TJ 100A und TJ 100C) gefertigt, die sich im Wesentlichen durch ihre Leistungen unterscheiden.

Beide Triebwerke sind als einstufige Triebwerke mit einem Radialverdichter und einer Axialturbine aufgebaut und verfügen über einen angebauten Stromgenerator der zur Versorgung des elektrischen Bordsystems, sowie zur Ladung des Startakkus genutzt werden kann. Die Triebwerke sind mit einem elektrischen Anlasser, Kraftstoffpumpe und einer elektrischen Ölpumpe ausgestattet so, dass die Anforderungen bzgl. der installierten Bordsysteme nur die Installation eines elektrischen Gleichspannungssystems von 28 V erfordern, welches der Standard in Kleinflugzeugen ist und zur Energieversorgung von elektrischen Verbrauchern wie z.B. Avionics genutzt wird .

Die Steuerung des Triebwerks erfolgt vollelektronisch mit einer als FADEC (full authority digital engine control) bezeichneten Elektronikeinheit.

Dieses System, welches in der Verkehrsfluffahrt bei aktuellen Flugzeugen mit Strahltriebwerkantrieb standardmäßig zur Steuerung und Überwachung eingesetzt wird, ermöglicht es, dass durch den Piloten nur eine Leistungsvorwahl für die Triebwerke erfolgen muss und weitere Einstellungen, wie z.B. die erforderliche Kraftstoffmenge durch die elektronische Steuerung erfolgt. Im Vergleich zu konventionellen Kolbentriebwerke, wie sie derzeit bei den meisten Kleinflugzeugen eingesetzt werden, bedeutet dies einen erheblichen Sicherheitsgewinn, da die Arbeitsbelastung, die für die Einstellung des Triebwerks erforderlich ist, erheblich zurückgeht. Bisher erfordert ein solches Triebwerk die Einstellung der Kraftstoffzufuhr, des Luft-/Kraftstoffverhältnisses sowie der Einstellung der Steigung der Luftschraube.



2.20 Turbojettriebwerk TJ 100A (PBS)

Entwicklung:	2006
Triebwerkstyp:	Turbojet
Verdichterstufen:	1, radial
Brennkammer:	Umkehrbrennkammer
Turbinenstufen:	1, axial
Spezifischer Verbrauch	$0,109 \frac{kg}{N * h}$
Triebwerkslänge:	596,9 mm
Triebwerksdurchmesser:	330,2 mm
Leergewicht:	20,6 kg
Triebwerksstandschub (Startschub)	110,0 daN
Lastdrehzahl	47,000 rpm

Tabelle 2.11 Technische Daten TJ 100A (nach PBS)

3. Gesetzliche Rahmenbedingungen

Für den Bau eines Flugzeuges gelten länderspezifische, gesetzliche Rahmenbedingungen welche z.B., die zu erfüllenden Nachweise bzgl. der Festigkeit, der Ausstattung, den anzuwendenden Berechnungsverfahren, empirischen Nachweisen uvm. regeln. Diese Regularien beruhen auf den Erfahrungen aus dem Betrieb von Luftfahrzeugen seit dem Beginn der bemannten Fliegerei und wurden im Verlauf der Zeit entsprechend den aktuellen wissenschaftlichen Erkenntnissen und den Anforderungen an neue Flugzeugtypen angepasst. So haben diese Vorschriften seit deren erster Ausgabe in Ihrem Umfang erheblich zugenommen und wurden laufend um die aktuellen Erkenntnisse aus der Wissenschaft und dem Betrieb ergänzt. Es wurden z.B. die Anforderungen an Materialien für den Einsatz in Flugzeugen immer wieder den aktuellen Ergebnissen aus der Materialentwicklung eingearbeitet. Beispielhaft seien hier die Entwicklung neuer AL-Legierungen und die Einführung von Faserverbundwerkstoffen genannt, welche in den Bauvorschriften berücksichtigt wurden.

3.1 Bauvorschriften

Durch die verschiedenen Anforderungen, die durch den Einsatzzweck der Luftfahrzeuge, sowie deren Größe sehr unterschiedlich sind, existieren diverse Kategorien von Luftfahrzeugen, für die auch unterschiedliche Bauvorschriften gelten. Die Zuordnung in die Klassen erfolgt z.B. durch den Antrieb des Luftfahrzeugs, der höchstzulässigen Abflugmasse, oder dem Einsatzzweck für private bzw. kommerzielle Flüge. Die Bauvorschriften für Segelflugzeuge sind in Europa von der europäischen Luftfahrtbehörde EASA in der Certification Specification CS 22 niedergelegt.

Von der amerikanischen Luftfahrtbehörde FAA gibt es kein eigenes Regelwerk, das die Bauvorschriften für Segelflugzeuge regelt so, dass mit den Bestimmungen aus den FAR Part 21.29 bzw. Part 21.49 Bezug auf die Bauvorschriften der EASA genommen wird. Ältere Segelflugzeugtypen, die in den USA produziert wurden, wurden nach den Bestimmungen aus dem „Basic Glider Criteria Handbook“ von 1962 zugelassen.

Luftfahrtbehörde der USA:

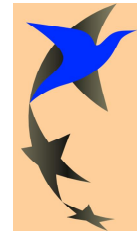
Federal Aviation Administration
800 Independence Avenue, SW
Washington, DC 20591



Federal Aviation Rules (FAR), Part 21.29 & Part 21.49,
Basic Glider Criteria Handbook

Luftfahrtbehörde der EU:

European Aviation Safety Agency (EASA)
Postfach 10 12 53
D-50452 Köln, Germany



CS-22 “Certification Specifications for
Sailplanes and Powered Sailplanes”

Für die Zulassung und Auslegung eines Segelflugzeuges mit einem Hilfsantrieb gilt deshalb als relevante Bauschrift die CS-22. In der CS-22 werden im Abschnitt E die Anforderungen für einen Einbau eines Triebwerks definiert. In diesem Abschnitt werden die Anforderungen bzgl. einer sicheren Installation und Wartbarkeit des Triebwerks durch die Installation definiert. Des Weiteren sind in diesem Abschnitt Anforderungen an das Kraftstoff- und Ölsystem, das Kühlsystem, die Zündanlage, die Steuerung, den Feuerschutz, der Installation und den Propeller niedergelegt. Der gesamte Abschnitt geht dabei von einer konventionellen Installation des Triebwerks mit einem ausfahrbaren Arm im Rumpf des Segelflugzeuges aus, wie er bei den derzeitigen Antrieben mit einem Kolbenmotor üblich ist. (s. Abb. 3.1).

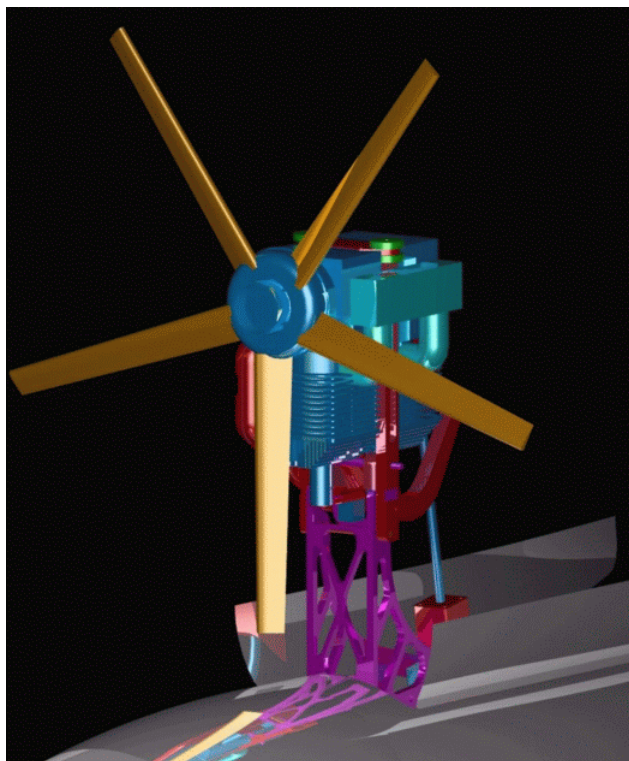


Abb. 3.1 Triebwerksinstallation eines Kolbenriebwerks in ein Segelflugzeug

So wird in diesem Abschnitt beispielsweise festgelegt, dass der Propeller des Antriebs so ausgelegt werden muss, dass ein Überdrehen des Triebwerks ausgeschlossen wird und die Anforderungen bzgl. des Vergasers, um eine Vereisung desselben unter definierten Bedingungen auszuschließen.

Der Abschnitt H beschreibt die Anforderungen die an das Triebwerk gestellt werden. In diesem Abschnitt wird bereits unter dem Paragraphen 22.1801 „Anwendbarkeit“ festgelegt, dass in diesem Abschnitt die Anforderungen an selbstzündende und Motoren mit einer Fremdzündung festgelegt werden. In diesem Abschnitt wird u.a. auch ein Verfahren definiert, das in einem 50 stündigen Bodenstandlauf, aufgeteilt in Zyklen mit 2 Std., die zu erbringenden empirischen Nachweise des Motors festlegt.

Im Abschnitt J werden die Anforderungen an die Luftschraube des Antriebs definiert. In diesem Abschnitt sind die Anforderungen an die verwendeten Materialien, die zulässige Betriebsdauer (TBO) und einen 50 stündigen Test festgelegt, bei dem Übereinstimmung des Propellers mit den Anforderungen in Flug- oder Bodenstandläufen nachgewiesen werden muss.

In den Acceptable Means of Compliance (AMC) sind weitere genehmigte Verfahren zum Nachweis der Übereinstimmung mit den Forderungen aus den Bauvorschriften bzw. zulässige Ausführungen niedergelegt. Für die CS-22 sind diese im Buch 2 niedergeschrieben und legen z.B. für den Abschnitt H fest, dass bei nicht eigenstartfähigen Segelflugzeugen, der Einbau einer Doppelzündung bei Motoren mit Fremdzündanlage entfallen kann.

Des Weiteren wird in den AMC für den Abschnitt festgelegt, dass Triebwerke, welche eine Musterzulassung entsprechend der Bauvorschrift CS-E besitzen, als Antrieb verwendet werden dürfen und, dass hierbei ein gesonderter Nachweis der Konformität mit den Bauvorschriften der CS-22 entfallen kann.

Ein Triebwerk, welches entsprechend der Bauvorschrift CS-E zugelassen ist, kann also als Antrieb für ein Segelflugzeug eingesetzt werden.

Die CS-E „EASA Certification Specifications for Engines“ regelt die Anforderungen für eine Musterzulassung von Triebwerken, welche als Antrieb in bemannten Flugzeugen eingesetzt werden. Dieses Regelwerk umfasst dabei Kolbenmotoren als auch Strahltriebwerke. Die Anforderungen in den Abschnitten D und E, welche die Regularien für Strahltriebwerke enthalten, orientieren sich dabei insbesondere an den Anforderungen aus der zivilen Verkehrsluftfahrt. So werden beispielsweise unter dem Punkt CS-E 800 „Birdstrike and Ingestion“ Anforderungen für den Vogelschlag definiert, die für ein Triebwerk, welches von der Größe her für den Antrieb eines Segelflugzeugs geeignet ist, den Nachweis der strukturellen Integrität und dem weiteren sicheren Betrieb für den Impact eines Vogels mit einem Gewicht von 1,85 kg und einer Geschwindigkeit von 200 kts (370,4 km/h) fordern.

Diese Forderung ist von einem Strahltriebwerk, welches dem Modellbau entnommen wird nicht erfüllbar, bzw. würde erhebliche Modifikationen erforderlich machen. Da diese Geschwindigkeiten mit einem Segelflugzeug nicht erreicht werden und dieser Fall auch bei einem auf Gegenkurs fliegenden Vogel und der Summation der einzelnen Geschwindigkeiten nicht erreicht wird, ist die Berücksichtigung dieses Falls für die Zulassung eines Triebwerks übertrieben.

Vom LBA wurde deshalb, und aufgrund der zunehmenden Anfragen nach der Verwendung von Strahltriebwerken als Antrieb für Segelflugzeuge, im Auftrag der EASA ein vorläufiger Entwurf für die Bauvorschriften von Strahltriebwerken erarbeitet, welche die besonderen Bedingungen eines Segelflugzeuges besser berücksichtigt. Der Entwurf ist im Anhang A niedergelegt.

In diesem Entwurf wurde beispielsweise berücksichtigt, dass der Antrieb, bei einem nicht eigenstartfähigen Segelflugzeug, im Falle einer Triebwerksstörung normalerweise zu keiner kritischen Situation führt, da der normale Betrieb eines Segelflugzeuges die Möglichkeit zu einer Außenlandung auf einem geeigneten Gelände vorsieht und die Ausbildung eines Segelflugzeugführers diesen Umstand berücksichtigt. Diese Einschränkungen ist auch in den deutlich reduzierten Anforderungen für Kolbentriebwerke in der CS-22, Abschnitt H berücksichtigt worden. Der Entwurf schließt aufgrund dieser Einschränkungen auch die Verwendung von Strahltriebwerken für Eigenstartfähige Segelflugzeuge aus, da bei diesen ein Ausfall beim Start zu einer kritischen Situation aufgrund der niedrigen Höhe führen könnte.

Weitere Einschränkungen für die Zulassung von Triebwerken nach diesem Entwurf sind:

- Keine Entnahme von Zapfluft.
- Kein Umkehrschub.
- Kein Einsatz des Triebwerks bei Regen oder Hagel.
- Kein Kunstflug mit laufendem Triebwerk.
- Kein Betrieb von Hilfsaggregaten, welche für den sicheren Betrieb des Flugzeuges benötigt werden.
- Kein Einfluss auf den Betrieb, durch Ansaugen oder das Auftreffen von Fremdkörpern, da das Triebwerk in der Luft gestartet und abgestellt wird.

(Quelle: Proposal for the development of Airworthiness Code for turbine engines in powered sailplanes)

In diesem Entwurf wurden weitestgehend die Anforderungen aus dem Abschnitt H der CS 22 übernommen. Es wurde jedoch ein weiterer Punkt (CS 22.1827) aufgenommen, welcher die besonderen Anforderung an die Triebwerkssteuerung von Strahltriebwerken berücksichtigt, da sich diese von der Motorsteuerung und Bedienung von Kolbenmotoren unterscheidet.

Weitere wesentliche Unterschiede sind unter dem Punkt CS 22.1849 „Endurance Test“ zu finden, welcher den Unterschieden beim Betrieb von Strahltriebwerken und Kolbenmotoren angepasst wurde. Der Ausdauerstest sieht dabei aber weiterhin nur eine Laufzeit von 50 h vor, welche nach einem festgelegten Testprogramm erfolgen muss, dass unter dem Punkt CS 22.1849 „Endurance Test“ beschrieben ist.

3.2 Patente und Gebrauchsmuster

Bei der Entwicklung von neuen Produkten und Fertigungsverfahren ist vor dem Beginn der Entwicklung eine Recherche nach existierenden Patenten und Gebrauchsmustern sinnvoll, um die kosten- und zeitintensive Neuentwicklung von bereits existierenden Verfahren, und besonders einen späteren Einspruch gegen die Verwendung bei Verletzung bestehender geschützter Lösungen ausschließen zu können oder auch auf bestehende Verfahren und technische Lösungen bei der Zustimmung des Patentinhabers nutzen zu können.

Eine Recherche nach bestehenden Patenten für motorisierte Segelflugzeuge beim Deutschen Patent und Markenamt ergab, dass es eine Vielzahl von genehmigten Patenten und Gebrauchsmusterschriften zu diesem Thema gibt. Die verschiedenen Lösungen sehen dabei insbesondere verschiedene Installationspunkte für die Triebwerke vor. So ist beispielsweise in der Patentschrift DE 1110530 der Ernst Heinkel Flugzeugbau GmbH von 1959, die Integration eines Kolbenmotors in der Mitte der Tragfläche und dem Antrieb der, in Aussparungen in den Tragflächen in Schubanordnung installierten Luftschauben, über Fernwellen und Winkelgetriebe geschützt.

Die Patentschrift DE 7024953. sieht vor, dass zwei Kolbenmotoren an Aufnahmepunkten in den Tragflächen in Gondeln schwerpunktneutral installiert werden können, um beispielsweise eine Überführung des Segelflugzeuges von einem Flugplatz zu einem anderen durchführen zu können. Die Befestigung soll dabei so erfolgen, dass die Antriebe schnell demontiert werden können um so die besseren Flugleistungen in reiner Segelflugzeugkonfiguration nutzen zu können.

Die meisten dieser Patente sehen den Einsatz von Kolbenmotoren als Antrieb vor. Ein alternativer Antrieb ist in der Patentschrift DE 195 12 816 der Lange Flugzeugbau GmbH erwähnt, in der die Verwendung eines Elektromotors als Antrieb geschützt wird. Dieser Elektromotor soll dabei aus Lithium-Ionen-Akkus (Lion) gespeist werden und einen Start aus eigener Kraft ermöglichen.

Die Offenlegungsschrift DE 103 00 621 beschreibt die Verwendung eines Strahlantriebs, welcher analog des Jetantriebs in Wasserfahrzeugen arbeiten soll. Dabei soll mit mehreren Radialverdichtern, welche in axialer Anordnung innerhalb des Rumpfs installiert sind, eine Beschleunigung der über eine Ansaugöffnung angesaugten Luft erfolgen. Der Ausstoß der beschleunigten Luft soll dann über mehrerer Kiemartigen Öffnungen an den Seiten des Rumpfs erfolgen. Ziel ist es dabei die aerodynamische Formgebung und insbesondere den Widerstand des Flugzeugs durch die Installation des Antriebs, sowohl im Betrieb als auch im Ruhezustand, deutlich weniger zu beeinflussen als dies bei den aktuellen Antrieben mit einem Klapparm erfolgt. Der Antrieb der Verdichter soll über einen zentralen Kolbenmotor erfolgen.

Bei der Recherche wurden nur zwei Offenlegungs- bzw. Gebrauchsmusterschriften gefunden, welche für den Antrieb die Verwendung eines Strahltriebwerks vorschlagen. Die Offenlegungsschrift DE 101 51 954 aus dem Jahr 2001 schlägt die Installation eines Strahltriebwerks mit einem Schub zwischen 200 und 1000 N innerhalb des Rumpfs vor. Die Offenlegungsschrift schlägt sowohl eine feste Installation, wie sie bereits im Segelflugzeug mit Hilfstriebwerk Calif A21-SJ (1.2.5) erfolgt ist, berücksichtigt aber auch eine Installation des Triebwerks an einem Ausfahrmechanismus. Die Leistung des Triebwerks soll dabei so gewählt werden, dass ein Eigenstart des Segelflugzeugs erfolgen kann, aber bedingt durch den schlechten Vortriebswirkungsgrad und dem dadurch hohen Treibstoffverbrauch nur kurze Distanzen unter Motorkraft überbrückt werden können. Die Offenlegungsschrift ist auszugsweise im Anhang II zu finden.

Die Gebrauchsmusterschrift DE 202 17 738 sieht die Installation eines Hilfsmotors vor, welcher als Luftstrahltriebwerk ausgeführt ist. Das Triebwerk soll dabei über einen kompakten Scherenmechanismus oberhalb des Rumpfs ausfahrbar installiert sein. Ziel dieser Installation ist eine so kompakte Installation in den Rumpf, dass eine Nachrüstung bestehende Muster von Segelflugzeugen möglich ist. Um dieses Ziel zu erreichen sieht die Schrift ein kompaktes Strahltriebwerk vor, welches aufgrund der begrenzten Dimensionen nur einen Schub bereitstellen kann, welcher für einen horizontalen Flug bzw. ein Steigen im Bereich von 1 m/s ausreicht. Ein Eigenstart wäre mit diesem Triebwerk nicht möglich.

3.3 Umweltaspekte

Durch die zunehmende Beeinflussung der Umwelt durch den Menschen ist bei der Entwicklung neuer Technologien, insbesondere bei der Entwicklung von Antrieben, eine Betrachtung der ökologischen Folgen eines Einsatzes dieser Technik bzw. möglicher umweltschonender Alternativen sinnvoll und notwendig. Diese Betrachtung ist nicht nur unter moralischen Gesichtspunkten sinnvoll, sondern wird auch durch die zunehmende Berücksichtigung dieser Aspekte in der Politik und damit auch der Legislative erforderlich, da hierdurch bestimmte Grenzwerte zur Emission von Lärm festgelegt werden, welche für die Zulassung eines Flugzeugs beachtet werden müssen.

3.3.1 Lärmemission

Aufgrund der zunehmenden Flugbewegungen im internationalen Luftverkehr wurden staatenübergreifend Grenzwerte für zulässige Lärmemissionen beim Betrieb von Luftfahrzeugen mit Triebwerken festgelegt. Sinn dieser Grenzwerte ist dabei die Lärmimmissionen der Bevölkerung in der Umgebung von Flugplätzen und insbesondere Verkehrsflughäfen zu senken. Die Werte für die zulässigen Emissionen wurden deshalb international durch die International Civil Aviation Organization (ICAO) festgelegt. Um den unterschiedlichen Luftfahrzeugklassen und den Eigenheiten ihres Betriebs und den technischen Besonderheiten gerecht zu werden, wurden verschiedene Grenzwerte für die Luftfahrzeugklassen festgelegt. So gelten für die Zulassung eines Verkehrsflugzeuges andere Werte als für die Zulassung eines Flugzeuges der allgemeinen Luftfahrt. Die spezifischen Werte für die Luftfahrzeugklassen sind im ICAO Anhang 16 Band 1 niedergelegt. Da die ICAO als unabhängige länderübergreifende Organisation keine Gesetze für die angehörigen Staaten erlassen kann wurden die Werte in nationales Recht durch eigene Lärmvorschriften umgesetzt. In Deutschland ist diese Umsetzung in nationales Recht über die „Lärmvorschrift für Luftfahrzeuge“ (LVL) erfolgt, die in den NfL II 70/04 veröffentlicht wurden.

Nach den NfL II 70/04 gelten als höchstzulässige Schalldruckpegel für

Nicht-eigenstartfähige Motorsegler:

64 dB (A)	(MTOM \leq 600 kg)
64 dB (A) – 74 dB(A)	(600 kg < MTOM \leq 1500 kg)
74 dB (A)	(1500 kg < MTOM \leq 8650 kg).

Die Berechnung des gültigen Grenzwerts für den Schalldruckpegel bei einer MTOM zwischen 600 kg – 1500 kg erfolgt nach der Formel:

$$L_{\text{Agrenz}} = 64 + (M - 600) \cdot 4/300 \text{ [dB(A)]}$$

Der Schalldruckpegel für Nicht-eigenstartfähige Motorsegler muss dabei in einer Höhe von 300 m (+10 m /- 30m) im horizontalen Flug bei Dauerleistung unterschritten werden.

Bei der Ermittlung dieser Grenzwerte wird allerdings entsprechend der Vorschrift von einem Antrieb durch einen Propeller ausgegangen. Die Lärmemissionen eines Strahltriebwerks, enthalten jedoch insbesondere im hohen Frequenzbereich Frequenzen mit einer hohen Amplitude, welche durch das menschliche Gehör nicht wahrgenommen werden können. Die eingesetzten Messgeräte ermitteln jedoch den höchsten Schalldruckpegel in einem Frequenzspektrum welches über den Bereich des menschlichen Hörvermögens hinaus geht so, dass diese Grenzwerte mit einem Strahltriebwerk nicht erreicht werden können. Diesem Umstand wird für die Zulassung von Modellflugzeugen mit einem Abfluggewicht über 25 kg (LVL, Abschnitt 9.4 Lärmgrenzwerte für Modellflugzeuge) dadurch berücksichtigt, dass für Modelle mit einem Strahltriebwerk ein Schalldruckpegel von 90 dB(A) gegenüber 84 dB(A) bei Modellen mit Propeller oder Hubschrauber erlaubt wird.

Für die Zulassung eines Segelflugzeugs mit Hilfstriebwerk in Form einer Strahltriebwerke, sind also auch in diesem Bereich noch Änderungen von gesetzlicher Seite erforderlich.

3.3.2 Schadstoffemissionen

Im Bereich der Verkehrszulassung von PKW und LKW auf öffentlichen Strassen gibt es seit längerem Grenzwerte für eine unterschiedliche Einstufung für die Kraftfahrzeugsteuer nach der Zusammensetzung der Abgase des Kraftfahrzeugs. Bei neueren Kraftfahrzeugen, bei denen verschiedene Systeme zur Reinigung der Abgase eingesetzt werden, können dadurch erhebliche Einsparungen bei der Kraftfahrzeugsteuer erzielt werden und so ein finanzieller Anreiz für den Betreiber geschaffen werden sich ein neues Kraftfahrzeug mit besseren Abgaswerten anzuschaffen oder die Nachrüstung einer Abgasreinigungsanlage vorzunehmen. Durch die Einführung des geregelten 3-Wege Katalysators für Ottomotoren konnten die Abgaswerte von PKW in den vergangenen 3 Jahrzehnten deutlich verbessert werden.

Im Bereich der Luftfahrt hat es eine derartige Entwicklung bisher noch nicht gegeben. So gibt es derzeit bei den Ottomotoren, welche in den meisten Flugzeugen der allgemeinen Luftfahrt eingesetzt werden, keine bekannten kommerziell verfügbaren und zertifizierten Lösungen für einen Katalysator für diese Triebwerke. Von der behördlichen Seite gibt es für Ansätze zum Einbau eines solchen Systems bisher auch nur wenig Unterstützung. So wurden beispielsweise die Bestrebungen eines Herstellers von Ultraleichtflugzeugen zur Einführung eines modifizierten Katalysators aus dem PKW-Bau von behördlicher Seite abgelehnt.

Im Bereich des Segelflugzeugbaus ist bedingt durch den Betrieb der Flugzeuge ohne Triebwerke die Schadstoffbilanz eines Segelflugzeugs recht gut, da lediglich zum Start des Flugzeugs der Einsatz eines mit Kohlenwasserstoffen betriebenen Motors notwendig ist. Hierfür werden in Abhängigkeit des verwendeten Startverfahrens und der Motortechnologie bei einem Windenstart eines einsitzigen Segelflugzeuges mit einer MTOM von 400 kg auf eine Ausklinkhöhe von 350 m, 0,5 - 1,0 l Kraftstoff benötigt.

Bei einem Start im Flugzeugschlepp werden bei Einsatz eines Ultraleichtflugzeuges (FK 9 Mark 3 Utility) für die gleiche Schlepphöhe ca. 3,5 l Kraftstoff benötigt. Bei Einsatz eines Motorflugzeuges (Robin DR 400) wird für die gleiche Höhe 5,5 l Kraftstoff benötigt. Der höhere Verbrauch beim Flugzeugschleppstart ist begründet durch die höheren bewegten Massen, den höheren Gesamtwiderstand der im Flugzeugschlepp durch den Motor kompensiert werden muss und die längere Betriebszeit des Motors. Der Vorteil eines Flugzeugschlepps gegenüber einem Windenstart, der insbesondere in der möglichen Wahl des Ausklinkpunkts liegt, führt leider auch zu einer höheren Emission von Umweltschädigenden Stoffen wie Kohlendioxid, Kohlenmonoxid und Schwefeldioxyden.¹

¹ Die Werte für den Verbrauch bei den Startarten beruhen auf einer Betrachtung der Akademischen Fliegergruppe Hamburg e.V. im Jahr 2007.

Eine Möglichkeit zur Verringerung des Ausstoßes ist der Start mit einem im Segelflugzeug installierten Triebwerk, da so die bewegten Massen deutlich geringer sind und zudem der höhere Widerstand eines Motorflugzeuges entfällt, aber weiterhin die Flexibilität zur Wahl des Abschaltens des Triebwerks erhalten bleibt.

Ein weiterer Betrachtungspunkt der bei der Ökologischen Bilanz beim Betrieb eines Segelflugzeuges beachtet werden muss, sind die Emissionen, die nach einer Außenlandung beim Rücktransport des Flugzeuges entstehen. Der Rücktransport eines Segelflugzeuges erfolgt dabei gewöhnlich zerlegt in einem passenden Transport Anhänger. Für den Rücktransport eines in 100 km Luftlinie entfernt, außengeländeten Segelflugzeuges müssen im Durchschnitt ca. 300 km Fahrstrecke zurückgelegt werden. Beim Transport des Anhängers mit einem PKW der Mittelklasse mit einem Durchschnittsverbrauch von 7 l Kraftstoff / 100 km, muss durch den Anhänger eine Steigerung des Verbrauchs um 1,5 l berücksichtigt werden. Damit ergibt sich für den Rücktransport des Flugzeuges auf der Strasse ein Gesamtkraftstoffverbrauch von 25,5 l. Für den Fall einer Außenlandung auf einem Flugplatz gibt es die Möglichkeit zu einem Rückschlepp mit einem Motor- oder Ultraleichtflugzeug. Für diesen Fall ist es notwendig, dass das Schleppflugzeug vom Startflugplatz aus zum Landeort fliegt und anschließend das Segelflugzeug im Überlandschlepp zurückschleppt. Für einen Rückschlepp hinter einem Motorflugzeug (Robin DR 400) ergibt sich ein Verbrauch von 38,6 l bei einer Gesamtflugzeit des Motorflugzeuges von 1:10 h. Für den Fall des Rückschlepps mit einem Ultraleichtflugzeug (FK-9 Mark 3 Utility) ergibt sich ein Gesamtverbrauch von 19,6 l.²

Diese Werte sollten deshalb als Maßstab für den Einsatz von Strahltriebwerken gelten.

² Zahlen beruhen auf den Daten aus der Saison 2007 bei der Akademischen Fliegergruppe Hamburg e.V.

4 Antriebe

Dieser Abschnitt beinhaltet eine Recherche zu verfügbaren Antrieben welche bereits entsprechend der gültigen Bauvorschriften als Antrieb für Segelflugzeuge zugelassen sind, sowie eine Übersicht an geeigneten Modellstrahltriebwerken für den Einsatz als Hilfstriebwerke.

4.1 Vergleich Kolbenmotoren / Strahltriebwerke

Die verschiedenen Motoren haben unterschiedliche Vor- und Nachteile welche sie für ihren Einsatz als Antrieb für Segelflugzeuge mit Hilfstriebwerk prädestinieren bzw. ausschließen. In diesem Abschnitt sollen die systembedingten Vor- und Nachteile der Antriebe betrachtet werden.

4.1.1 Kolbenmotoren

Vorteile:

- Kompakte Bauweise und gutes Leistungsgewicht ($0,5 - 0,6 \frac{kg}{kW}$)
- Einfacher Aufbau
- kompakte Bauweise
- erprobte Technologie
- Musterzugelassene Triebwerke sind in einem breiten Leistungsbereich verfügbar (15 -47 kW)

Nachteile:

- Vibrationen
- Schmierung über Kraftstoff / Ölgemisch, dadurch erhöhte Emissionswerte
- Doppelzündung erforderlich
- Störungsanfälliger Riemenantrieb
- Anlassen bei Nicht-eigenstartfähigen Segelflugzeugen erfolgt über Erhöhung der Fahrt
- Leistung nicht regelbar
- Aufwändige Bedienung, Fehlerintensiv
- Vergaservereisung
- Hoher zusätzlicher Widerstand bei ausgefahrenem Propellerturm
- Hohe Lärmemissionen mit unangenehmem Betriebsgeräusch durch hohe Motordrehzahl

4.1.2 Rotationskolbenmotoren

Rotationskolbenmotoren bieten seit ihrer Entwicklung viele Vorteile gegenüber Kolbenmotoren mit linearem Arbeitsweg. Diese Vorteile die insbesondere in der hohen Laufruhe liegen prädestinieren diesen Antrieb auch für den Einsatz in Luftfahrzeugen, da es dort aufgrund der Forderung nach einem möglichst geringen Gewicht des Antriebs nicht möglich ist eine aufwändige Schwingungsdämpfung zu installieren. Durch neue Erkenntnisse in der Materialforschung konnten seit der Entwicklung dieses Antriebs inzwischen auch die niedrigen Wartungsintervalle der Motoren durch den hohen Verschleiß der Dichtleisten, verursacht durch die hohe Reibgeschwindigkeit, auf einen akzeptablen Wert gesenkt werden. Durch diese Weiterentwicklung konnten außerdem, die prinzipbedingt möglichen höheren Drehzahlen genutzt werden, um bei gleichem Hubraum wie ein Kolbentriebwerk eine höhere Ausgangsleistung zu erreichen.

Vorteile:

- Kompakte Bauweise und gutes Leistungsgewicht ($0,7 - 0,65 \frac{kg}{kW}$)
- Einfacher Aufbau
- kompakte Bauweise
- erprobte Technologie
- deutliche Reduktion der Vibrationen gegenüber Motoren mit linear arbeitenden Kolben
- Lange TBO (400 Std.)

Nachteile:

- Schmierung über Kraftstoff / Ölgemisch, dadurch erhöhte Emissionswerte
- Doppelzündung erforderlich
- Verschleißanfälliger Riemenuntersetzung
- Anlassen bei Nicht-eigenstartfähigen Segelflugzeugen erfolgt über Erhöhung der Fahrt
- Leistung nicht regelbar
- Aufwändige fehlerintensive Bedienung bei Nicht-eigenstartfähigen Segelflugzeugen
- Vergaservereisung
- Hoher zusätzlicher Widerstand bei ausgefahrenem Propellerturm
- Hohe Lärmemissionen mit unangenehmem Betriebsgeräusch durch hohe Motordrehzahl
- Zugelassene Motoren sind aktuell nur im Leistungsbereich $> 38 \text{ kW}$ verfügbar, damit ist ein Einsatz nur in Eigenstartfähigen Segelflugzeugen sinnvoll

4.1.3 Strahltriebwerke

Vorteile:

- Sehr kompakte Bauweise und sehr gutes Leistungsgewicht ($0,7 - 0,65 \frac{kg}{kW}$)
- Einfacher Aufbau
- Wenige bewegte Teile
- Sehr kompakte Bauweise
- Einfache Bedienung durch FADEC-Motorsteuerung
- Sehr geringe Vibrationen
- Kein Untersetzungsgetriebe erforderlich
- Einfache Nachrüstung in bestehende Flugzeuge durch kleinen Bauraum
- Anlasser am Triebwerk
- Kein Risiko der Vergaservereisung durch Einspritzung des Kraftstoffs
- Geringe Widerstandszunahme bei ausgefahrenem Triebwerk durch die kompakte Bauweise
- Leistung regelbar

Nachteile:

- Schmierung über Kraftstoff / Ölgemisch, dadurch erhöhte Schadstoffemissionswerte
- Neue Technologie
- Hoher Verbrauch durch schlechten thermischen und Vortriebs Wirkungsgrad
- Geringe Standzeit
- Hohe Lärmemissionen
- Keine zugelassenen Triebwerke verfügbar

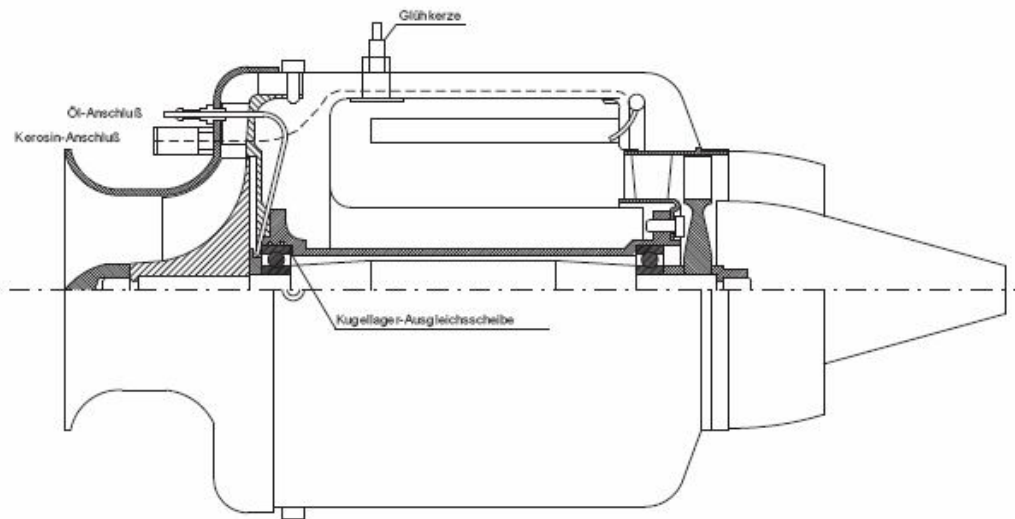


Abb. 4.1 Schnittzeichnung Strahltriebwerk TJ 74 S (Frank Turbine)

4.1.4 Elektrische Antriebe

Seit 5 Jahren werden elektrische Antrieb für Segelflugzeuge eingesetzt. Diese Antriebsart bietet durch den, im Vergleich zu Antrieben mit Verbrennungsmotoren einfachen, Aufbau des Motors eine deutlich höhere Zuverlässigkeit des Antriebsstrangs so, dass das Risiko eines Ausfalls des Antriebs deutlich abgesenkt werden kann. Diese Steigerung der Zuverlässigkeit des Antriebs ist insbesondere deshalb wichtig, weil die größte Anzahl (ca. 70 %) der Unfälle mit motorisierten Segelflugzeugen, welche durch die Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung untersucht wurden, in den Statistiken der Jahre von 2002 -2006 auf ein Versagen des Antriebs beim Start des Motors in der Luft zurückzuführen sind. Durch die Zunahme des Widerstands mit ausgefahrenem Antrieb ergibt sich bei modernen Segelflugzeugen der Standard- und 18 m Klasse eine Zunahme der Sinkgeschwindigkeit um 1,5 m/s und damit ein starker Rückgang der besten Gleitzahl.

Bei dem Muster DG-808C beispielsweise, einem einsitzigen, eigenstartfähigen Motorsegler der 18 m Klasse in Faserverbundbauweise, ergibt sich bei einer Fluggeschwindigkeit von 90 km/h ein Rückgang der Gleitzahl von 50 mit eingefahrenem Triebwerk auf einen Wert von 12,5. Bei einer Ausgangshöhe von 300 m GND wird damit der Radius zum Erreichen eines Außenlandefelds von 15 km auf einen Radius von 3,8 km reduziert.

Dieser Umstand hat bei den dokumentierten Unfällen dazu geführt, dass nach der Entscheidung zum Start des Triebwerks in niedrigen Flughöhen (200-300 m GND) ein Erreichen eines sicheren Außenlandefelds nicht mehr möglich war. Aufgrund dieses Risikos wurde durch die BFU bereits ein Rundschreiben an die Piloten verfasst, das dieses Risiko behandelt und die Empfehlung an die Piloten enthält einen Start des Triebwerks nur dann zu versuchen, wenn das Erreichen eines sicheren Außenlandefelds auch mit der herabgesetzten Gleitzahl sicher möglich ist.

Durch die Verwendung eines Elektromotors wird dieses Risiko soweit herabgesetzt, dass bisher kein Unfall eines Flugzeugs mit diesem Antrieb dokumentiert ist, der auf den Ausfall des Antriebs zurückzuführen ist. (BFU 2008)

Bei der Verwendung von Elektroantrieben werden zwei Arten von Elektromotoren eingesetzt, die jeweils besondere Vorteile bieten.

Der erste Antrieb besteht aus einem Gleichstrommotor mit einem mechanischen Kollektor. Vorteile dieses Motors sind, dass die Motorsteuerung vergleichsweise einfach über eine elektronischen Motorsteller erfolgen, der über Pulsweitenmodulation eine Spannungsteuerung und damit eine Veränderung der Motordrehzahl ermöglicht.

Ein Beispiel für den Einsatz dieses Motortyps ist das Ultraleichtsegelflugzeug Silent AE-1

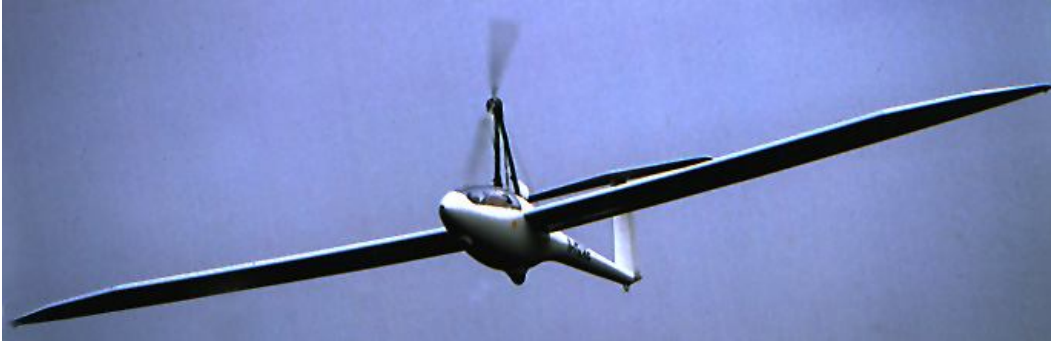


Abb. 4.2 Ultraleichtsegelflugzeug mit Elektroantrieb Silent AE-1 (Airenergy 2008)

Der zweite Antrieb besteht aus einem Drehstrommotor. Die Vorteile bei diesem Antrieb bestehen in dem besseren Wirkungsgrad des Motors durch den Wegfall des mechanischen Kommutators und der dadurch verursachten Reibung, der herabgesetzten Emissionen von elektromagnetischen Störimpulsen, der kompakteren Bauweise und dem besseren Leistungsgewicht. Der Nachteil bei diesen Motoren besteht in der aufwändigeren Steuerung. Da diese Motoren mit Drehstrom gespeist werden, ist eine aufwändige Leistungselektronik notwendig, die aus den Gleichstromstromquellen einen geregelten Drehstrom erzeugt. Dieser Antrieb wird in der Antares 20E der Lange Aviation GmbH eingesetzt.

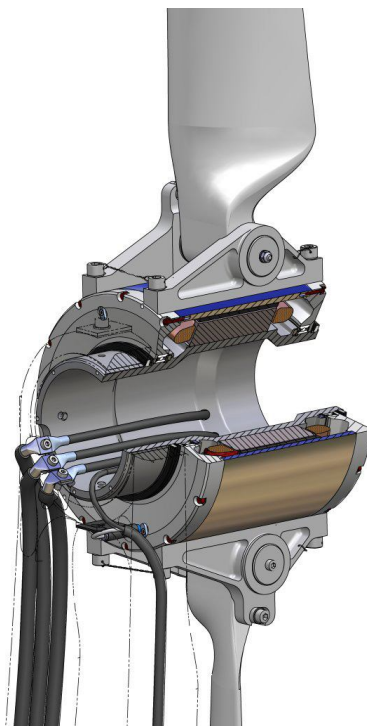


Abb. 4.3 Drehstrom Aussenläufermotor EM 42 (Lange Aviation GmbH)

Der Nachteil des Antriebs durch einen Elektromotor ist die begrenzte Speicherkapazität der verfügbaren Energiespeicher. Dieser Nachteil hat auch dazu geführt, dass diese Antriebsform erst seit relativ kurzer Zeit genutzt wird, da die Entwicklung neuer Technologien erst seit Mitte der 1990er Jahre Akkumulatoren mit einer ausreichenden Kapazität bzw. Energiedichte zur Verfügung stellen kann. Frühere Versuche zum Einsatz eines Elektromotors hatten zwar die grundsätzliche Eignung dieses Antriebs demonstriert, zeigten aber auch, dass nur unzureichende Laufzeiten des Antriebs erreicht werden konnten. Die ersten Versuche zu einem elektrischen Antrieb waren dabei in den 1960er Jahren die Brditschka HB-3 „Krähe“ ein Motorsegler mit Bleiakkus als Energiespeicher, sowie das Solarflugzeug mit Akku Icaré 2 der Universität Stuttgart. Das erste kommerziell verfügbare Flugzeug mit Elektroantrieb war deshalb das Ultraleitflugzeug Silent AE-1, das im Jahr 1997 seinen Erstflug hatte. Bei diesem Flugzeug wurden als Energiespeicher Nickel-Cadmium Zellen (NiCd) eingesetzt. Mit diesen Zellen war bei einer Energiedichte von $40 \frac{Wh}{Kg}$ bei einem Gesamtgewicht der Akkumulatoren von 657 kg eine Gesamtsteighöhe von 600 m möglich. Das Flugzeug kann damit einen Eigenstart auf eine für den thermischen Segelflug ausreichende Ausgangshöhe durchführen. Ein Rückflug zu einem Flugplatz nach Thermikende war mit diesen Zellen jedoch nicht möglich.

Das erste Segelflugzeug, welches mit einem Elektroantrieb sowohl eigenstartfähig, als auch zu einem Rückflug nach Ausbleiben der Thermik fähig ist, war erst die Antares 20E welche durch den Einsatz von Lithium-Ionen Zellen (LiON) eine Gesamtsteighöhe von 3000 m Höhe erreicht. In Verbindung mit der max. Gleitzahl von 56 können so mit diesem Flugzeug nach einem Start auf 600 m Höhe GND mit der Restenergie eine Strecke von 134 km überbrückt werden.

Durch die fortlaufende Weiterentwicklung der Akkumulatortechnologie ist zu erwarten, dass dieser Antrieb durch die sehr gute Ökobilanz und die sehr geringen Lärmemissionen vermehrt als Antrieb für motorisierte Segelflugzeuge eingesetzt werden wird. Als Nachteil dieser Technologie bleiben die hohen Kosten der Akkumulatoren und die begrenzte Zyklusfestigkeit, die bei LiON und Lithiumpolymer Zellen aktuell einen Wert von ca. 1000 Zyklen bis zu einem Rückgang auf 80 % der Nennkapazität aufweist.

Einen weiteren Schub für den Einsatz von Elektromotoren als Antrieb könnte der Einsatz von Hochtemperatur Phosphorsäure-Brennstoffzellen (PAFC) in Verbindung mit Wasserstoff als Energieträger bringen. Durch den Wirkungsgrad von derzeit 48 % und die hohe Energiedichte des Wasserstoffs bietet diese Speicherform trotz des Gewichts für die Tanks (H_2O & O_2) ein gutes Entwicklungspotential. Diese Antriebsform wird derzeit in einem Forschungsprojekt des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) mit der Lange Flugzeugbau GmbH untersucht.

Akkumulatortechnologie	Energiedichte $\left[\frac{Wh}{Kg} \right]$
NiCD	40
NiMh	60
Lithium-Ionen	100
Lithium-Polymer	150
Benzin (Vergleichswert)	11944
Wasserstoff	33300

Tabelle 4.1 Energiedichten verschiedener Akkumulatortechnologien
(ETH Zürich, Institut für Elektrotechnik)



Abb. 4.4 Animation Projektflugzeug „Antares DLR- H_2 “ (Lange Aviation GmbH)

4.2 Recherche zu Kolben- und Strahltriebwerken

Die derzeit verfügbaren zertifizierten Kolbentriebwerke wurden in einer Recherche in den Kennblättern des LBA bzw. der EASA sowie bei den Herstellern von Segelflugzeugen mit Hilfstriebwerken ermittelt. Diese Recherche ergab, dass es wegen der teuren Zertifizierung für Eigenstartfähige Segelflugzeuge nur 4 Motoren im Leistungsbereich zwischen 38 bis 47 kW Wellenleistung gibt. Diese Motoren werden derzeit bei allen Eigenstartfähigen Segelflugzeugen mit MTOM zwischen 450 – 850 kg eingesetzt.

Ergänzend zu diesen Motoren gibt es 4 weitere Motortypen, die als Antrieb in nicht-eigenstartfähigen Segelflugzeugen mit Hilfstrieb und mit Wellenleistungen von 15,4 bis 22 kW bei MTOM von 565-800 kg eingesetzt werden.

Als Ergebnis dieser Recherche wurde eine Übersicht dieser Triebwerke mit ihren technischen Daten, sowie eine Übersicht der Flugzeuge in denen diese Motoren eingesetzt werden angefertigt. Die Übersicht ist im Anhang V tabellarisch dargestellt.

Des Weiteren wurde bei den Herstellern von Strahltriebwerken für ferngesteuerte Modell recherchiert und die geeigneten Typen mit einem Standschub von 145 – 392 N mit ihren technischen Daten und dem aktuellen Preis zusammengetragen. Die Ergebnisse der Recherche sind im Anhang VI in einer tabellarischen Übersicht dargestellt.

5 Beispielauslegung für ein Segelflugzeug DG-100 G

In diesem Abschnitt erfolgt eine Vorauslegung für den Einsatz eines Strahltriebwerks als Antrieb für ein Segelflugzeug der Clubklasse. Die Flugzeuge dieser Klasse weisen gemäß der Klassifizierung der IGC die folgenden Merkmale auf:

- Spannweite max. 15 m
- Mitnahme von Wasserballast nicht erlaubt
- Kein Einsatz von auftriebsverändernden Klappen
- Indizierung nach den Klassifikation der IGC nicht höher als 106

Diese Flugzeuge sind nach diesen Richtlinien zumeist ältere Flugzeuge der Standardklasse, die durch die neueren Muster in dieser Klasse nicht mehr wettbewerbsfähig sind. Die meisten Muster der Clubklasse sind daher Segelflugzeuge, deren Entwurf aus dem Zeitraum zwischen 1968-1980 nach den Richtlinien der damaligen Standardklasse erfolgte. Die Segelflugzeuge dieser Generation sind daher, entsprechend den damaligen Erkenntnissen, Flugzeuge in Faserverbundbauweise, mit Einziehfahrwerk und der Möglichkeit zur Mitnahme von Wasserballast bis 100l, in PVC-Schläuchen in den Tragflächen. Diese Flugzeuge sind heute trotz des Alters noch in großen Stückzahlen als Gebrauchtflugzeuge erhältlich und erfreuen sich aufgrund des großen Preisunterschieds zu Neuflygezeugen großer Beliebtheit, da dieser Flugzeuge zu einem geringen Preis die Möglichkeit bieten an Wettbewerben der Clubklasse teilzunehmen.

Durch die große Stückzahl der Flugzeuge dieser Klasse erfolgt eine beispielhafte Vorauslegung für ein Muster dieser Wettbewerbsklasse. Da die Flugzeuge sowohl von ihren Flugleistungen als auch von den Dimensionen des Rumpfs in den das Triebwerk integriert wird, sehr ähnlich sind, sind die Ergebnisse weitestgehend auch auf andere Muster dieser Klasse übertragbar.

5.1 Segelflugzeug DG-100G

Das Muster DG-100G geht auf das Versuchssegelflugzeug D-38 der Akademischen Fliegergruppe Darmstadt aus dem Jahr 1972 zurück. Der Entwurf der D-38 erfolgte durch Wilhelm Dirks, der zu dieser Zeit an der TU Darmstadt Maschinenbau studierte und in dieser Zeit ebenfalls in der Akademischen Fliegergruppe Darmstadt tätig war. Das Flugzeug zeigte während der Erprobung so gute Leistungen und Flugeigenschaften, dass sich Wilhelm Dirks nach Abschluss seines Studiums entschloss das Flugzeug in Serie zu produzieren.

Zu diesem Zweck gründete er deshalb zusammen mit Gerhard Glaser im Jahr 1973 die Glaser Dirks Flugzeugbau GmbH in Untergrombach.

Das Muster DG-100 wurde in diesem Unternehmen mit geringen Modifikationen aus der D-38 abgeleitet konnte deshalb in nur 9 Monaten nach der Firmengründung im Mai 1974 als Muster durch das LBA zugelassen werden. Im Produktionszeitraum von 1974 bis 1983 wurden insgesamt 327 Stück hergestellt. Im Verlauf der Fertigung erfolgten noch geringfügige Verbesserungen durch Ersatz der ursprünglichen zweiteiligen Haube durch eine durchgehende Haube sowie mit der der Baureihe DG-100G der Austausch des ursprünglichen Pendelhöhenleitwerks durch ein gedämpftes Leitwerk.³

Weitere Details zu den Abmessungen des Flugzeugs sind im Anhang VII niedergelegt.



Abb. 5.1 Segelflugzeug DG-100G ELAN

Spannweite	15,0m
Länge	7,0m
Flügelfläche	11,0m ²
Tragflächenprofil	Profilstraak FX 61-184 / FX 60-126
Höhenleitwerksfläche	2,28m ²
Rüstmasse	245kg
Flugmasse	418 kg
MLM	418 kg
Flächenbelastung	30,0 kg/m ²
Manövergeschwindigkeit V _A	165 km/h
Höchstgeschwindigkeit V _{NE}	260 km/h
Zugelassene Lastvielfache	+5,3 / -2,65
beste Gleitzahl	39,2 bei 105 km/h
geringstes Sinken	0,59m/s bei 74 km/h
Wasserballasttanks	2* 50 l
Höchstmasse der nicht tragenden Teile	265 kg

Tabelle 5.1 Technische Daten Segelflugzeug DG-100G (FHB DG-100G ELAN)

³ Quellen: DG-Flugzeugbau GmbH, Die schönsten Segelflugzeuge, Magazin „Segelfliegen“ Ausgabe 4/2007

5.2 Bestimmung der erforderlichen Triebwerksleistung

Für die Auswahl eines geeigneten Antriebs für das o.g. Flugzeug muss in einem ersten Schritt die benötigte Leistung eines solchen Triebwerks ermittelt werden. Für diese Abschätzung stehen verschiedene Methoden zu Verfügung die erste Abschätzung erfolgt dabei über den Vergleich des Modells mit bereits bestehenden Segelflugzeugen mit Hilfstriebwerk.

Vergleichbare nicht eigenstartfähige Muster mit einem Hilfstriebwerk sind z.B:

- Alexander Schleicher ASG 29E
- Alexander Schleicher ASW 28E
- Schempp-Hirth Ventus 2 T

Diese Muster verfügen bei einer MTOM von 565 kg bis 600 kg über eine Antriebsleistung von 15-17 kW.

Vergleichbare eigenstartfähige Muster sind:

- DG Flugzeugbau GmbH DG 808 C
- Schempp-Hirth Ventus 2CM

Diese Muster verfügen bei einem MTOM von 565 kg bis 600 kg über eine Antriebsleistung von 38 kW.

Diese erste Betrachtung zeigt bereits, dass mit einem Strahltriebwerk aus dem Modellbau eine ausreichende Motorisierung für den Eigenstart eines derartigen Flugzeuges nicht möglich ist, da diese Triebwerke deutlich unterhalb dieses Leistungsbereichs liegen. Durch den schlechteren Vortriebswirkungsgrad eines Strahltriebwerks bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten, liefern die Strahltriebwerke eine zu geringe Schubkraft für einen Eigenstart eines solchen Flugzeuges.

Mit den Werten für das Eigenstartfähige Segelflugzeug DG 808C lassen sich überschlägig nach **Zingel 2003** mit den folgenden Werte der Schub des Triebwerks am Boden bestimmen:

$$D_p = 1,52m$$

$$\rho = 1,225 \frac{kg}{m^3}$$

$$P = 38kW$$

$$v_{TAS} = 10 \frac{m}{s}$$

Propellerkreisfläche S_p :

$$S_p = \frac{\Pi}{4} * D_p^2 = 1,81 \text{ m}^2$$

Leistungsparameter:

$$\frac{P}{\rho * S_p} = 17,14 \frac{\text{kW} * \text{m}}{\text{kg}}$$

Mit diesem Wert ist die Bestimmung des Propellerwirkungsgrads aus einem Diagramm bei einer Durchschnittsgeschwindigkeit von 15 m/s für den Startlauf möglich.

$$\eta_s = 0,38$$

Mit dem Wirkungsgrad kann die Schubkraft des Propellers bestimmt werden:

$$F_0 = 2^{1/3} * \left(\frac{\eta_s * P}{\rho * S_p} \right)^{2/3} * \rho * S_p = 974 \text{ N}$$

Der Abgleich mit den Ergebnissen aus der Recherche zu den verfügbaren Modellstrahltriebwerken zeigt, dass das schubstärkste Triebwerk lediglich einen Standschub von 392 N liefert. Die Auslegung für die Eigenstartfähigkeit über den Nachweis der Startrollstrecke und einer ausreichenden Steigleistung entfällt deshalb und aufgrund des Entwurfs für die CS 22, Subpart H, der lediglich einen Einsatz von Strahltriebwerken für nicht eigenstartfähige Segelflugzeuge vorsieht.

Für die Ermittlung der benötigten Schubleistung des Triebwerks für den unbeschleunigten Horizontalflug ist es notwendig die Geschwindigkeitspolare des Flugzeugs zu kennen. Die Ermittlung der Polare kann dabei theoretisch erfolgen. Als Eingangsgrößen müssen dafür die folgenden Größen bekannt sein:

- Profil der Tragflächen, des Höhenleitwerks und des Seitenleitwerks
- Tragflächen, HLW und SLW Geometrie
- Schränkung der Tragflächen
- EWD der Tragflächen
- Geometrie des Rumpfs
- Oberflächengüte des Rumpfs und Tragflächen
- Masse des Flugzeugs

Bei der Ermittlung der Geschwindigkeitspolare müssen dabei allerdings erhebliche Vereinfachungen erfolgen, da Interferenzwiderstände zwischen an der Tragflächen-Rumpfpanbindung, dem Übergang zwischen dem SLW und HLW, sowie Spalte an den Ruderflächen nur mit Faktoren berücksichtigt werden können. Genauere Ergebnisse sind nur über eine Computational Fluid Dynamics (CFD) Analyse oder ergänzende Versuche im Windkanal mit Modellen möglich.

Bessere Werte für die Geschwindigkeitspolare können über einen Flugversuch mit anschließender Auswertung ermittelt werden.

Die Geschwindigkeitspolare eines Flugzeugs ohne Wölbklappen kann näherungsweise über eine quadratische Gleichung der Form

$$W_s = a * v^2 + b * V + c$$

ausgedrückt werden. Die Approximation der Koeffizienten a, b und c ist dann über 3 Wertepaar für unterschiedliche Geschwindigkeiten möglich:

$$W_1 = a * v_1^2 + b * v_1 + c$$

$$W_2 = a * v_2^2 + b * v + c$$

$$W_3 = a * v_3^2 + b * v + c$$

Die 3 Werte für die Sinkgeschwindigkeit W_1, W_2, W_3 können für die Bestimmung der Polare eines Flugzeugs im Flugversuch ermittelt werden.

Ein Verfahren für die Ermittlung der Geschwindigkeit ist dabei das so genannte Stufenverfahren. Bei diesem Verfahren wird das Segelflugzeug in meteorologisch stabiler Luftmasse, auf eine Ausgangshöhe von 2500 m GND geschleppt. Anschließend wird das Segelflugzeug auf eine bestimmte Geschwindigkeit beschleunigt und nach Erreichen der Zielgeschwindigkeit die Höhe des Segelflugzeuges über den barometrischen Höhenmesser oder / und ein GPS Gerät ermittelt und festgehalten. Anschließend erfolgt dann das Abfliegen einer festgelegten Messstrecke von z.B. 5 km Länge. Beim Erreichen des Zielpunktes wird die erreichte Höhe erneut notiert. Um den Einfluss des Winds auf das Messergebnis ausschließen zu können wird die gleiche Messstrecke erneut mit derselben Geschwindigkeit in Gegenrichtung durchflogen. Anschließend kann aus der Gesamthöhendifferenz das polare Sinken für die Geschwindigkeit bestimmt werden.

$$\frac{\Delta h_1 + \Delta h_2}{t_1 + t_2} = W_x(v)$$

Die Ermittlung der restlichen 2 Werte für die Sinkgeschwindigkeit wird dann nach dem gleichen Verfahren für 2 andere Geschwindigkeiten durchgeführt.

Für das Segelflugzeug DG-100G ELAN, Werk.-Nr. E9G3 wurde diese Werte entsprechend dem o.g. Verfahren bei einer Flächenbelastung von $30,5 \text{ kg/m}^2$ ermittelt. Um den Einfluss der Atmosphäre auf die Messwerte auszuschließen wurden bereits vor dem Flug die Werte für v_{IAS} nach der Standardatmosphäre nach der Gleichung

$$v_{IAS} = v_{EAS} * \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}}$$

bestimmt.

Als Messwerte ergaben sich dann:

$$W_1(v_{1,EAS} = 25 \frac{m}{s}) = 0,69 \frac{m}{s}$$

$$W_2(v_{2,EAS} = 33,33 \frac{m}{s}) = 1,02 \frac{m}{s}$$

$$W_3(v_{3,EAS} = 44,44 \frac{m}{s}) = 2,09 \frac{m}{s}$$

Daraus lassen sich dann aus den Gleichungen 5.4, 5.5, 5.6 durch Lösen des Gleichungssystems die Werte der Koeffizienten A, B, C bestimmen:

$$a = \frac{((v_2 - v_3) * (W_1 - W_3)) + (v_3 - v_1) * (W_2 - W_3)}{v_1^2 * (v_2 - v_3) + v_2^2 * (v_3 - v_1) + v_3^2 * (v_1 - v_2)} = -0,002916$$

$$b = \frac{W_2 - W_3 - a * (v_2^2 - v_3^2)}{v_2 - v_3} = 0,1305$$

$$c = W_3 - a * v_3^2 - b * v_3 = -2,131$$

Die quadratische Gleichung der Geschwindigkeitspolare lautet damit:

$$W_s = -0,002916 * v^2 + 0,1305 * V - 2,131$$

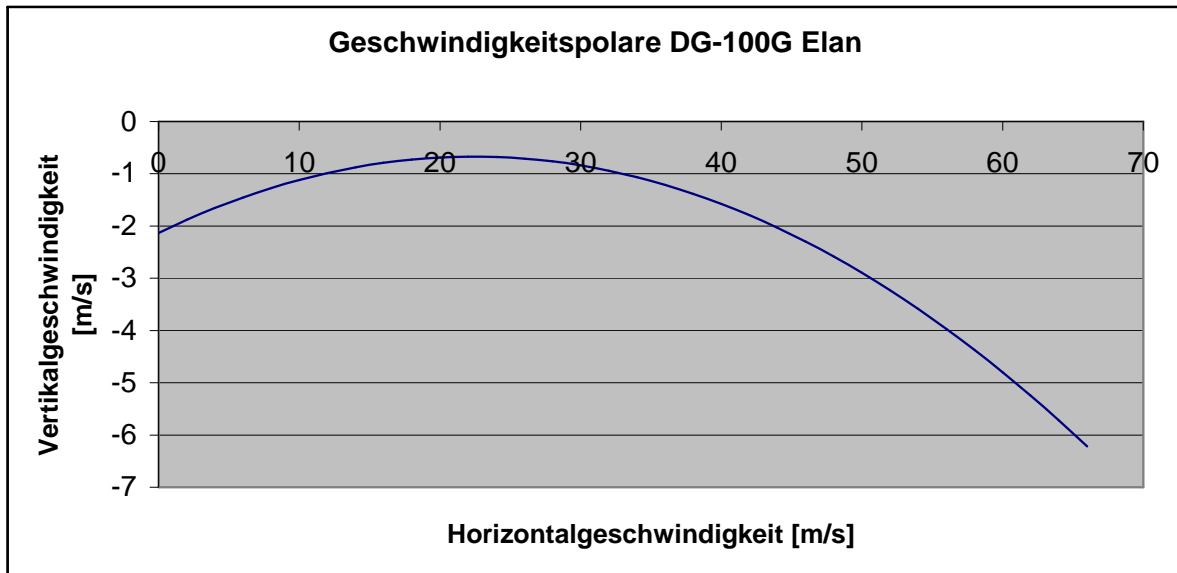


Abb. 5.2 Geschwindigkeitspolare DG-100G ELAN

Für die Gleitzahl E gilt:

$$E(v) = \frac{c_a}{c_w} = \frac{v}{w(v)}$$

Aus der der Geschwindigkeitspolare lässt sich damit der Verlauf der Gleitzahl berechnen.

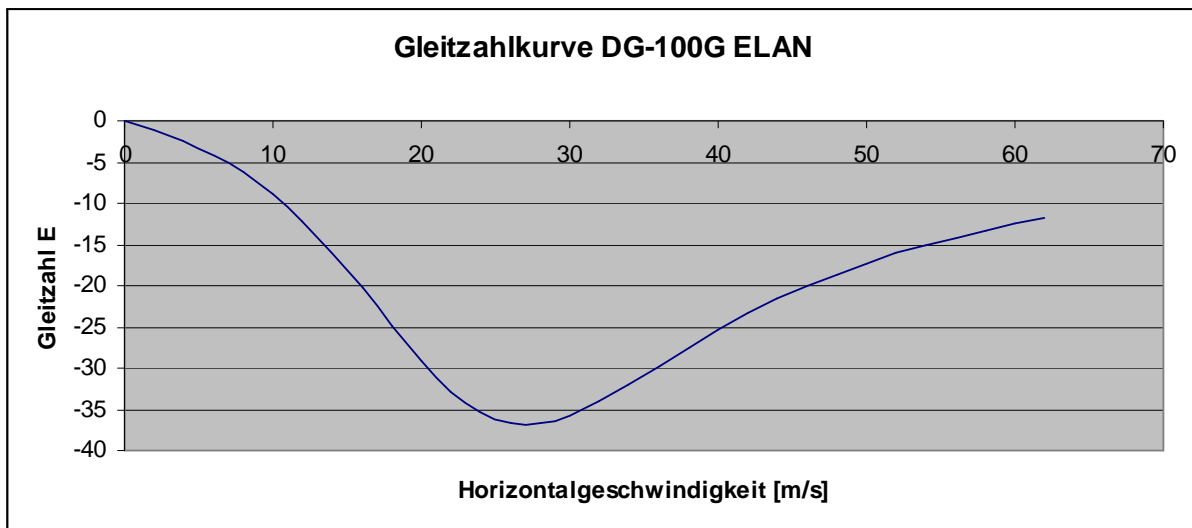


Abb. 5.3 Gleitzahlkurve DG-100G ELAN

Für den unbeschleunigten Horizontalflug gilt die Gleichgewichtsbedingung:

$$\frac{F}{m^* g} = \frac{c_w}{c_a}$$

Durch Bildung des Kehrwerts der Gleitzahl E lässt sich eine Funktion für den Gleitwinkel aufstellen, aus dem mit der Kenntnis der Flugmasse des Luftfahrzeugs die benötigte Schubkraft bestimmt werden kann.

$$\gamma = \frac{1}{E}$$

$$F = \gamma * m^* g$$

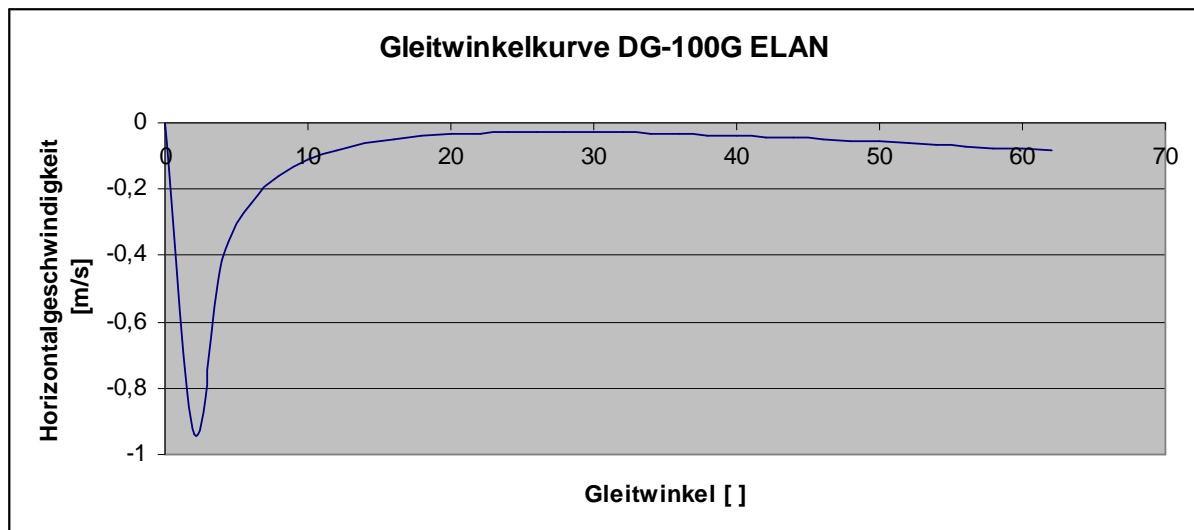


Abb. 5.4 Gleitwinkelkurve DG-100G ELAN

Das Segelflugzeug DG-100G ELAN weist ein Leergewicht von 240 kg einschließlich normaler Instrumentierung auf. Um auf die Flugmasse des Flugzeugs mit Triebwerk zu kommen, erfolgten Annahmen für das Gewicht der Triebwerksinstallation, die nach Abschluss der Berechnung iterativ verbessert wurden. Im folgenden sind die Angaben für die Masse der Tanks, des Kraftstoffs und des Triebwerks als Ergebnis der Iteration angegeben.

Die Höchstzulässige Masse Zuladung wurde aus der höchstzulässigen Masse der nichttragenden Teile laut Kennblatt bestimmt.

$$m_{NT,max} = 265kg$$

$$m_{payload} = m_{NT,max} - m_{Rumpf} - m_{HLW} - m_{Engine} - m_{structure} = 137,1kg$$

Diese Zuladung kann durch eine max. Pilotengewicht von 117 kg und bis zu 30 kg Gepäck erfolgen, solange die max. Gesamtzuladung und das höchstzulässige Abfluggewicht von 418 kg nicht überschritten wird.

$$m_{\text{payload}} = 137,1\text{kg}$$

$$m_{\text{Engine}} = 3,0\text{kg}$$

$$m_{\text{Tanks}} = 2,8\text{kg}$$

$$m_{\text{Fuel}} = 0,84 \frac{\text{kg}}{\text{l}} * 40 = 33,6\text{kg}$$

$$m_{\text{structure}} = 1,5\text{kg}$$

Damit ergibt sich als Höchstabflugmasse:

$$MTOM = 418,0\text{kg}$$

Damit ergibt sich der folgende Schubkraftverlauf für einen unbeschleunigten Horizontalflug.

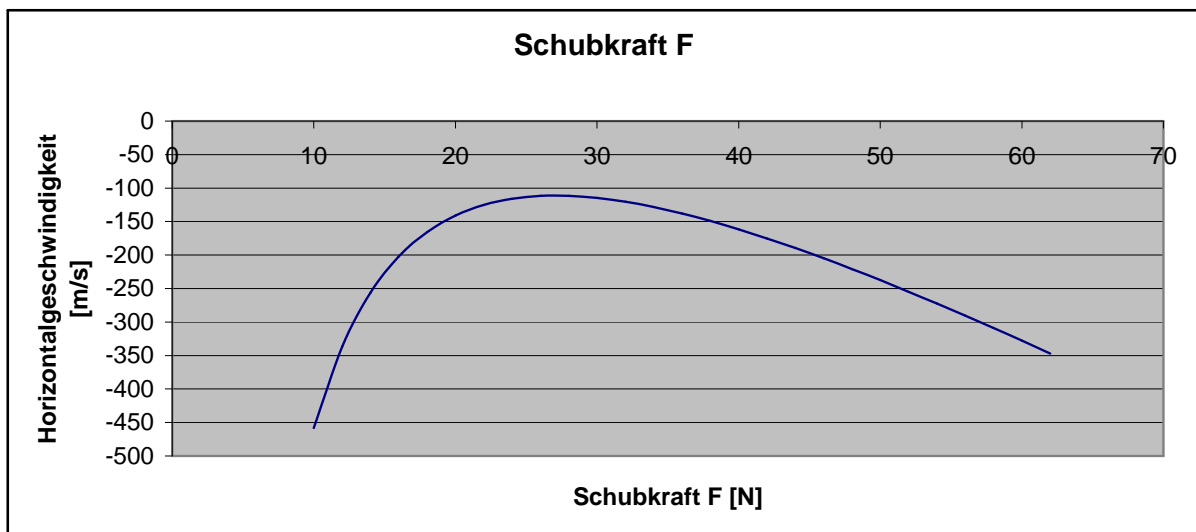


Abb. 5.5 Erforderlicher Triebwerksschub im unbeschleunigten Horizontalflug

Ausgehend von diesem Schubkraftverlauf wurde ein Triebwerk ausgewählt. Durch die Verwendung des Triebwerks Olympus HP in der ASW 20CL JET wurde dieses Triebwerk ebenfalls als Antrieb ausgewählt da dieses Triebwerk in aktuellen Erprobung seine Zuverlässigkeit bewiesen hat.

Dieses Triebwerk verfügt bei einer Masse von 1,9 kg inklusive der benötigten Hilfsaggregate über einen Standschub von 230 N. Die Geschwindigkeit am Triebwerksauslass beträgt nach Angaben des Herstellers bei Vollast 472 m/s. Ausgehend von diesem Wert und davon, dass die Leistung des Triebwerks durch den besseren Vortriebswirkungsgrad bei höheren Geschwindigkeiten zunimmt wurde vereinfacht von einer im Geschwindigkeitsbereich bis 200 km/h konstanten Schubkraft ausgegangen.

Ausgehend von dieser Annahme lässt sich die Steiggeschwindigkeit des Flugzeugs bestimmen:

$$w = \left(\frac{F}{m * g} + \gamma \right) * v$$

Damit ergibt sich der folgende Funktionsverlauf für die Steiggeschwindigkeit des Flugzeugs mit diesem Antrieb.

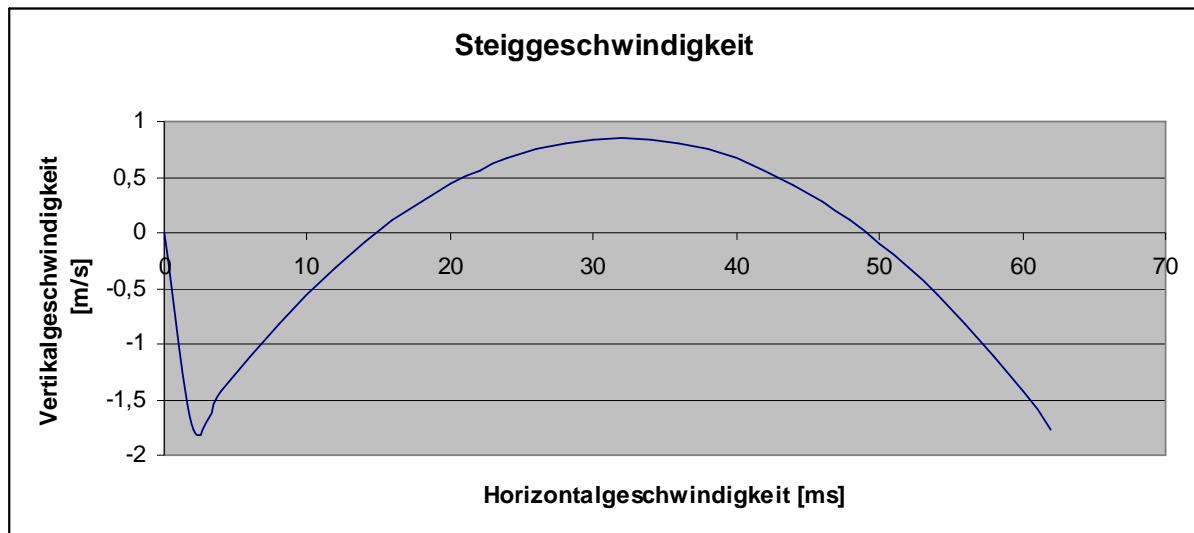


Abb. 5.6 Steiggeschwindigkeit in Abhängigkeit der Geschwindigkeit

Aus dieser Gleichung, kann die max. Horizontalgeschwindigkeit bestimmt werden. Sie beträgt 49 m/s bzw. 176,4 km/h.

Als maximale Steiggeschwindigkeit ergibt sich ein Wert von 0,82 m/s bei einer Flugeschwindigkeit von 32 m/s entsprechend einer Geschwindigkeit von 115 km/h.

Für den Fall des unbeschleunigten Horizontalflugs kann der Gesamtwirkungsgrad des Antriebs bestimmt werden:

Gesamtwirkungsgrad:

$$\eta_{ges} = \eta_{th} * \eta_v = \frac{1}{B_s} * \frac{c_0}{H_u}$$

Spezifischer Brennstoffverbrauch bei max. Dauerleistung:

$$B_s = 4,638 * 10^{-5} \frac{kg / s}{N}$$

Fluggeschwindigkeit:

$$c_0 = 49 \frac{m}{s}$$

Kraftstoffbrennwert Kerosin

$$H_U = 4,31 \cdot 10^7 \frac{J}{kg}$$

Der Gesamtwirkungsgrad des Antriebs beträgt damit 2,45 %.

Der Vortriebswirkungsgrad des Strahltriebwerks kann nach der folgenden Formel bestimmt werden.

$$\eta_{thrust} = \frac{v}{v + \frac{v_{Jet}}{2}}$$

Für die max. Horizontalgeschwindigkeit beträgt der Vortriebswirkungsgrad dann 19,04 %.

5.3 Installation des Triebwerks

Die Installation des Triebwerks sollte so erfolgen, dass sowohl im ausgefahrenen als auch im eingefahrenen Zustand der Widerstand so gering wie möglich ausfällt. Um diese Forderung zu erreichen, sollte eine Installation des Triebwerks im Rumpf des Segelflugszeugs mit einer Klappmechanik erfolgen. Die Versuche durch Klaus Meitzner mit einer modifizierten ASW 20 haben bereits gezeigt, dass eine solche Installation des Triebwerks auch unter den, durch die Wölbklappenmechanik, räumlich stark eingeschränkten Platzverhältnissen eines Segelflugszeugs mit Wölbklappen möglich ist. Bei dem Muster DG-100G bietet sich deshalb die Installation des Triebwerks im Rumpf oberhalb der Tragflächen an. In diesem Bereich bietet der Rumpf des Flugzeugs ausreichend Bauraum für eine Installation des Triebwerks als komplette Einheit in einer GFK-Box. Diese Box beinhaltet dabei sowohl das Triebwerk, die notwendigen Hilfsaggregate wie die Kraftstoffpumpe, die FADEC, sowie einen Centertank mit einer Kapazität von 2L.



Abb. 5.7 Umbausatz für ein nachrüstbares Strahltriebwerk (Klaus Meitzner 2007)

5.3.1 Kraftstofftanks

Für die nachträgliche Installation der Kraftstofftanks in das Muster DG-100G bietet sich eine Speicherung des Kraftstoffs in den Tragflächen an. Diese Unterbringung bietet gegenüber einer Lagerung des Kraftstoffs im Rumpf des Flugzeugs den Vorteil, dass der Kraftstoff während des Fluges zu einer Verringerung des Biegemomentes an den Flächenverbindern führt. Als weiterer Vorteil ergibt sich, dass in den in Sandwichbauweise gefertigten Tragflächen ausreichend Bauraum für die Unterbringung größerer Kraftstoffmengen zur Verfügung steht. Beim Muster DG-100 besteht darüber hinaus die Möglichkeit, die serienmäßig installierten Wasserballasttanks mit einem Fassungsvermögen von 50 l pro Tragfläche gegen entsprechende Kraftstofftanks auszutauschen. Für den Einsatz von motorisierten Segelflugzeugen zur Überbrückung größerer Strecken sind solche Kraftstofftanks, die gegen die Wassertanks in den Tragflächen ausgetauscht werden, schon seit längerem verfügbar. Durch den Ersatz der Wasserballasttanks durch Kraftstofftanks ist außerdem sichergestellt, dass es unabhängig von der Kraftstoffmenge zu Verschiebungen der Schwerpunkts kommt, da die Position der Tanks im Bereich des Fluggewichtschwerpunkts liegt.

Diese Tanks werden aus zwei Schichten gefertigt. Die innere Schicht besteht aus einem kunststoffbeschichteten Polyestergewebe. Die äußere Wasserschutzfolie besteht aus Polyvinylchlorid. (PVC).

Die Installation der Tanks erfolgt dabei im direkten Austausch gegen die Wassertanks. Die vorhandenen Befestigungen, mit an Rippen verankerten Seilen, werden dabei ebenfalls zur Fixierung der Tanks in den Tragflächen genutzt. Die Verbindung der Tanks an einen Sammel-tank im Rumpf erfolgt durch Kraftstoffbeständige Schnellverbinder.

Die Entlüftung der Tanks erfolgt ebenfalls über Schnellverbinder mit einem integrierten Überdruckventil, das bei einem Atmosphärenüberdruck von 0,1 bar öffnet. Die Entlüftungsleitungen der Flächentanks werden über eine Sammelleitung an einen Überlauf im Rumpf hinter dem Einziehfahrwerk angeschlossen.

Zum Schutz vor statischer Aufladung verfügen die Kraftstofftanks über eine Masseleitung welche über einen elektrischen Verbinder mit einem Massepunkt im Rumpf des Flugzeugs verbunden werden kann.



Abb. 5.8 Flexibler Kraftstofftank, Fassungsvermögen 20 l (HFK-Heimann 2008)

Material	TPU beschichtetes Polyestergewebe
Flächengewicht	1132 g/m ²
Stärke	0,5 mm
Reißfestigkeit:	$4468 \frac{N}{5cm}$
Schweißnahthaftung	$372 \frac{N}{5cm}$
Temperaturbeständigkeit	-40 Grad bis + 90 °C
Abmessungen	250 x 1500 mm
Inhalt	20 Ltr.

Tabelle 5.2 Technische Daten Kraftstofftank (HFK Heimann)

5.3.2 Triebwerkssteuerung

Die Steuerung der Strahltriebwerke erfolgt durch eine elektronische Schaltung welche auf dem Einsatz von Microcontrollern basiert. Diese Microcontroller können dabei durch die ausreichende Rechenkapazität und eine Vielzahl von Signaleingängen die komplette Überwachung der Triebwerksparameter übernehmen. Durch den Bediener ist daher nur eine sehr geringe Arbeitsleistung für die Steuerung des Triebwerks zu leisten. Dies bietet insbesondere in den kritischen Situationen vor einem Triebwerksstart in niedriger Höhe den Vorteil, dass der Pilot bei der Entscheidung zum Start des Antriebs nur 3 Schalter betätigen muss, da der gesamte Startvorgang des Triebwerks automatisch durch FADEC gesteuert wird. Eine Anordnung der 3 Schalter:

1. Triebwerkssteuerung ein und Ausfahren des Antriebs
2. Brandhahn
3. Starten des Triebwerks

ermöglicht dabei eine fehlerresistente Bedienung des Triebwerks auch durch unerfahrene Piloten. Insbesondere dieser Faktor, der dadurch verursacht wird, dass ein Pilot mit einer Lizenz als Segelflugzeugführer auch die Rechte zum Betrieb nicht eigenstartfähiger Segelflugzeuge mit Hilfstriebwerk besitzt hat in der Vergangenheit zu einigen Unfällen geführt. Verursacht wurden diese Unfälle insbesondere dadurch, dass es nur wenige doppelsitzige Segelflugzeuge mit einem Hilfstriebwerk gibt und so eine Einweisung nur am Boden und theoretisch erfolgen kann.

Die FADEC erhält als Triebwerksparameter zur autonomen Steuerung Werte für die Austrittstemperatur T9 und der Drehzahl der N1 Welle. Mit diesen Werten erfolgt die vollständige Steuerung des Triebwerks und ermöglicht es bei Störungen des Triebwerks eine automatische Schließen des Kraftstoffventils durchzuführen. Als Ventil werden dabei elektrische elektromagnetische Ventile eingesetzt, die beim Anlegen einer elektrischen Spannung öffnen. Hierdurch ist sichergestellt, dass bei einer Störung oder Ausfall der elektrischen Systeme die Kraftstoffzufuhr zum Triebwerk automatisch unterbrochen wird. Durch eine Reihenschaltung über den Brandschalter ist dabei sowohl die Steuerung des Ventils durch die FADEC als auch durch den Piloten sichergestellt.

Für die elektrische Energieversorgung der Triebwerkssteuerung und insbesondere der Kraftstoffpumpe, sollte ein elektrisches System eingesetzt werden, das von dem elektrischen System für die Versorgung der Navigationsinstrumente und COM-Anlage unabhängig ist.

Vom Hersteller AMT Netherlands wird ein Stromverbrauch von 400 mAh für einen 10 minütigen Flug angegeben. Bei einer durch den Kraftstoffvorrat begrenzten Betriebszeit von 60 Min führt dies zu einem Stromverbrauch von 14,Wh. Als Betriebsspannung für die Triebwerkssteuerung, die Kraftstoffpumpe, den Anlasser und die Glühkerze sind vom Hersteller 6 V vorgegeben. Bei Berücksichtigung des Rückgangs der Akkukapazität nach einigen Ladezyklen wird ein Sicherheitsfaktor von 1,5 vorgesehen. Bei Verwendung eines 2 zelligen Lithium-Polymer-Akkus mit einer Kapazität von 3700 mAh bedeutet dies ein Akkugewicht von 0,18 kg.

5.3.3 Kraftstoff

Als Kraftstoff für die Strahltriebwerke können für den Betrieb in Modellflugzeugen entsprechend den Betriebsanweisungen der Hersteller verschiedene Kohlenwasserstoffverbindungen verwendet werden. Als Kraftstoffe dürfen dabei Kerosin (Jet A1), eine Mischung aus Diesel und Benzin sowie Petroleum eingesetzt werden. Da die Triebwerke über keine gesonderte Schmierung der thermisch und, durch die hohen Betriebsdrehzahlen, mechanisch stark belasteten Keramik-Kugellager der Welle verfügen, muss dem Kraftstoff für die Schmierung ein Öl-Anteil von 2,5 – 5 % beigemischt werden. Als Kraftstoff kann darüber hinaus auch so genannter Biodiesel eingesetzt werden, der als CO₂ neutraler Kraftstoff aus verschiedenen Pflanzenölen gewonnen wird. Durch den geringeren Brennwert dieses Kraftstoffs, $37,1 \frac{MJ}{kg}$ gegenüber $43 \frac{MJ}{kg}$ bei Kerosin und Dieselkraftstoff, erreichen die Triebwerke damit eine ca. 7 % geringere Leistung. Problematisch beim Einsatz dieses Kraftstoffs ist jedoch die niedrigere Viskosität des Kraftstoffs sowie die höhere Schmelztemperatur (10 °C gegenüber -26 bis -46 °C bei Kerosin) so, dass diesem Kraftstoff ein bestimmter Anteil von Benzin oder Ethanol beigemischt werden muss, um eine ausreichend niedrige Viskosität für die Versorgung des Triebwerks durch die Kraftstoffpumpe sicherstellen zu können.

5.4 Kostenabschätzung

Für die Verwendung einer Strahltriebwerke aus dem Modellbausektor, als Antrieb in einem Segelflugzeug ist es notwendig, dass sowohl das Triebwerk selbst, als auch der Hersteller des Triebwerks von den zuständigen Behörden zertifiziert werden. Für die Zertifizierung des Herstellers müssen bestimmte Voraussetzungen erfüllt werden, die für einen Hersteller in der Europäischen Union durch die Europäische Kommission (EC) festgelegt wurden. Die EASA wurde dabei als die zuständige Stelle für die Genehmigung entsprechender Betriebe beauftragt. Für diesen Fall müsste der Hersteller des Triebwerks von der EASA sowohl als Entwicklungs- als auch als Herstellungsbetrieb zugelassen werden.

Die für die Zulassung gültigen Voraussetzungen sind in der Verordnung Nr. 1702/2003 der Europäischen Kommission niedergelegt.

Im Subpart G sind dabei die Voraussetzungen für die Zertifizierung von Herstellungsbetrieben festgelegt worden. Forderungen dafür sind beispielsweise, dass die Betriebe über ein Qualitätssicherungssystem verfügen muss, das sicherstellt, dass die Produkte dauerhaft den Standard des Produkts sicherstellen, der zum Zeitpunkt der Produktzertifizierung gegolten hat. Weitere Punkte dieser Verordnung definieren die Anforderungen an die Fertigungsorte, die Fertigungsvorrichtungen, sowie insbesondere das mit der Fertigung beauftragte Personal und das Management.

Der Subpart J beinhaltet die Anforderungen für die Zulassung eines Entwicklungsbetriebes. Hierin ist insbesondere festgehalten, dass ein Entwicklungsbetrieb über ausreichend ausgebildetes Personal verfügen muss um ein Produkt für die Luftfahrt bei der Entwicklung, der Zulassung sowie auch im späteren Betrieb bei Änderungen und Störungen adäquat betreuen zu können. Dafür müssen bestimmte Verfahren für die interne und externe Kommunikation sowie ein Verfahren für den Ablauf der Neuentwicklung von Produkten festgelegt und durch die EASA als zuständige Stelle genehmigt werden.

Die Kosten, die für die Zulassung des Entwicklungsbetriebs durch die EASA entstehen, sind durch die EC in der Verordnung EC 593/2007 vom 21. Mai 2007 festgeschrieben worden. Gemäß der aktuellen Einteilung der EASA müsste dafür ein Design Organization Approval (DOA) der Klasse DOA 1A für die Produktion von Strahltriebwerken erfolgen. Für diese Klasse würde damit für einen Betrieb bis zu einer Größe von 9 Mitarbeitern eine Grundgebühr von 11250,00 Euro zzgl. dem tatsächlichen Bearbeitungsaufwand durch Mitarbeiter der EASA nach dem gültigen Stundensatz von 225,00 Euro anfallen. Zu diesen einmaligen Kosten kommen noch die jährlichen Betreuungskosten durch die EASA in Höhe von 5625,00 Euro.

Für die Zulassung des Herstellungsbetriebs (Production Organization Approval, POA) betragen die Kosten bis zu einem Jahresumsatz von 999999,00 Euro einmalig 9000,00 Euro. Zu diesen Kosten kommen dann noch die jährlichen Betreuungskosten durch die EASA in Höhe von 6500,00 Euro.

Aufsummiert ergeben sich dann als einmalige Kosten für die Zulassung:

$$11250,00 \text{ €} + 9000,00 \text{ €} = 20250,00 \text{ €}$$

Als jährliche Betreuungskosten ergeben sich:

$$5625,00 \text{ €} + 6500,00 \text{ €} = 12125,00 \text{ €}$$

Zu diesen Kosten kommen die Kosten, die für die Zulassung des Triebwerks bei der EASA entstehen. Diese Kosten sind ebenfalls in der Verordnung EC 593/2007 festgeschrieben und betragen für die Zulassung als Strahltriebwerk nach der aktuellen Verordnung 185000,00 Euro. Da eine Zulassung der Strahltriebwerke nach dem Entwurf für den Subpart H der CS 22 zu erwarten ist, werden sich die Kosten auf einen Betrag von 15000,00 Euro reduzieren. Nach dem aktuellen Stand der CS 22 ist dieses jedoch nicht möglich, da der Subpart H nur für Kolbentriebwerke gilt.

Die jährlichen Kosten für den Musterbetreuer eines nach CS 22 H zertifizierten Strahltriebwerks durch die EASA wird in der EC 593/2007 eine Betrag von 500,00 € festgesetzt.

Für die Erstellung der Unterlagen für die Zulassung des Betriebs als Herstellungs- und Entwicklungsbetrieb werden 600 Arbeitsstunden eines Ingenieurs (94,65€/ h) veranschlagt. Damit ergeben sich als anteilige Kosten pro Triebwerk:

$$\frac{600 * 94,65 \text{ €}}{160} = 354,94 \text{ €}$$

Für die Zulassung des Triebwerks und die rechnerischen Nachweise des Triebwerks werden 300 Arbeitsstunden eines Ingenieurs (94,65 €/ h) veranschlagt. Damit ergeben sich als anteilige Kosten pro Triebwerk:

$$\frac{300 * 94,65 \text{ €}}{160} = 177,47 \text{ €}$$

Die oben genannten Kosten müssen für die kommerzielle Herstellung der Triebwerke auf den Stückpreis der Triebwerke umgelegt werden um eine profitable Fertigung erzielen zu können. Für das ausgewählte Triebwerk vom Typ Olympus HP bedeutet dies bei einer Beschränkung auf die Zertifizierung als vorerst einziges Triebwerk für diesen Einsatzzweck, eine Kostensteigerung gegenüber dem nicht zertifizierten Modell für den Einsatz in Modellflugzeugen. Nach einer Auskunft von Klaus Meitzner, der im Rahmen der Erprobung der ASW-20CL JET, eine mehrer Anfragen nach den Modalitäten für einen solchen Umbau erhalten hat, gibt es derzeit ca. 160 Anfragen für den Umbau bzw. die Nachrüstung von Segelflugzeugen mit einem Strahltriebwerk.

Für die Arbeiten für den Umbau eines Segelflugzeugs entsprechend dem Aufbau der ASW 20 CL J ist nach Auskunft des Luftfahrttechnischen Betriebes (LTB) Günter Follmann (LBA II A 119) der mechanische Umbau mit einer Arbeitsleistung von 35 Std. anzusetzen. Die Arbeitsstunde eines Facharbeiters kostet derzeit 71,96 € inkl. 19 % MwSt. . Damit ergibt sich für die Arbeitskosten des Umbaus:

$$55 * 71,96 \text{ €} = 3957,80 \text{ €}$$

Als Materialkosten für den Umbau wird ausgehend von den Materialkosten für die Reparatur eines Rumpfbuchs der in seinem Umfang von den Arbeiten vergleichbar ist, ein Betrag von 268,10 € inkl. 19 % MwSt. veranschlagt.

Aufgrund der speziellen Anforderungen an einen LTB für die Umrüstung eines Segelflugzeuges mit einem Strahltriebwerk ist davon auszugehen, dass die Arbeiten in einem auf diesen Umbau spezialisierten LTB erfolgen werden. Durch die räumliche Größe und die begrenzte Mitarbeiterzahl von 2-6 Facharbeitern der meisten Luftfahrttechnischen Betriebe mit einer Zulassung für Arbeiten an Segelflugzeugen und Motorseglern, kann von einer Umbaurate von max. 60 Flugzeugen pro Jahr ausgegangen werden.

Ausgehend von diesen Zahlen ergibt sich damit für den Kostenaufschlag pro Triebwerk über einen Amortisationszeitraum der einmaligen Kosten von 3 Jahren:

$$\frac{20250,00\text{€} + 12125,00\text{€} * 3 + 15000,00\text{€} + 3 * 500,00\text{€}}{160} = 457,03\text{€}$$

Für die Berechnung der Gesamtkosten wird davon ausgegangen, dass aufgrund der Preise für die Segelflugzeuge auf dem Gebrauchtmrkt und den zu erwartenden relativ hohen Kosten des Umbaus, eine ergänzende Musterzulassung für den Umbau auf ein Klapptriebwerk durch die Musterbetreuer nur für die Flugzeugmuster erfolgt, die auch heute noch in einer größeren Stückzahl existieren. Für den Bereich der aktuellen Clubklasse bedeutet dies eine Musterzulassung für 5 Muster (ASW 19, ASW 15, DG-100, LS-1, Standard Libelle) von denen in Deutschland aktuell noch jeweils eine Stückzahl von mehr als 150 Exemplaren zugelassen sind.

Für eine derart komplexe Umrüstung wird je Muster ein Arbeitsaufwand für die Erstellung der ergänzenden Musterzulassung von ca. 500 Ingenieursarbeitsstunden mit einem Stundensatz von 94,69 € inkl. MwSt. (Quelle: DG-Flugzeugbau GmbH) angesetzt. Ausgehend von einer Stückzahl von 32 Flugzeugen je Muster ergeben sich damit als anteilige Kosten pro Flugzeug:

$$\frac{94,69\text{€} * 500}{32} = 1479,53\text{€}$$

Als Kostensatz für die ergänzende Musterzulassung eines Segelflugzeuges wird in der EC 593/2007 ein Betrag von 250,00 € festgesetzt. Damit ergibt für die ergänzende Musterzulassung eine Gesamtbetrag von:

$$1479,53\text{€} + \frac{250,00\text{€}}{32} = 1487,34\text{€}$$

Die Kosten für die flexiblen Flächentanks kosten laut einer Preisanfrage bei der Firma Hei-mann Flexible Flächentanks pro Stück in der Größe von 20l pro Stück 445,00 Euro inkl. 19 % MwSt. . Damit ergibt sich für die Tanks ein Gesamtpreis von 890,00 Euro.

Damit ergeben sich als Gesamtkosten:

5879,79 €	Aktueller Bruttopreis des Triebwerks Olympus HP
457,03 €	Kosten für Zertifizierung durch die EASA
354,94 €	Kosten für die Arbeitsleistung zur Zertifizierung des Betriebs
177,47 €	Arbeitskosten für die Zertifizierung des Triebwerks
890,00 €	Kosten der Kraftstofftanks
1487,34 €	Kosten für die Erstellung der ergänzenden Musterzulassung
3957,80 €	Facharbeiterstunden
268,10 €	Materialkosten für den Umbau
<hr/>	
Σ 13472,47 €	Gesamtkosten der Umrüstung pro Flugzeug

Ausgehend von den oben genannten Werten, für die Arbeitsstunden, die Kosten der EASA und die zu erwarteten Umrüstzahlen, ergibt sich damit ein Preis von 13472,47 € pro Umrüstung eines Flugzeugs. Bei dieser Rechnung wurden Werte für den Inflationsausgleich, sowie die Kosten für eine erforderliche Vorfinanzierung der Zertifizierungskosten, bewusst vernachlässigt, da die Unsicherheiten für die Annahme der umzurüstenden Flugzeuge bei einer Varianz von 3 Flugzeugen diese Kosten übersteigen würden.

Zur Einschätzung der Marktchancen eines solchen Umbaus, sind nachstehend die Kosten für eine Nachrüstung eines Kolbentriebwerks in aktuelle Segelflugzeugmuster angegeben.

Nachrüstung des Triebwerks in den Segelflugzeugdoppelsitzer DG-1000 durch den Hersteller:

29750,00 Euro inkl. 19 % MwSt. (Stand: April 2008)

Nachrüstung des Triebwerks für in die LS 8 (Segelflugzeug der Standardklasse) durch den Hersteller DG-Flugzeugbau GmbH:

21572,32 Euro inkl. 19 % MwSt. (Stand: April 2008)

Es ist damit zu erwarten, dass die Marktchancen für den Umbau älterer Segelflugzeuge aufgrund des erheblichen Preisunterschieds zu Kolbentriebwerken recht gut sind.

6 Zusammenfassung

Betrachtet man die Vor- und Nachteile der verschiedenen Antriebskonzepte für Segelflugzeuge mit Hilfstriebwerk zeigt sich, dass ein Einsatz von Strahltriebwerken als Antrieb für Nicht-eigenstartfähige Segelflugzeuge ein hohes Potential bietet. Dieses Potential gewinnt dieser Antrieb insbesondere durch die kompakte Bauweise, welche eine nachträgliche Einrüstung eines solchen Antriebs in ältere Segelflugzeuge der Club- Standard und Rennklasse erlaubt.

Die Ergebnisse der Recherche zu bereits mit einem solchen Antrieb ausgerüsteten Segelflugzeugen, haben gezeigt, dass der bisherige Einsatz von Strahltriebwerken in Segelflugzeugen zu keinem kommerziellen Erfolg geführt hat. Der einzige Segelflugzeugtyp mit einem solchen Antrieb, der in mehr als einem Einzelstück gefertigt wurde, war das Segelflugzeug Caproni Calif A21 SJ. Auch diesem Flugzeug war jedoch aufgrund der hohen Kosten für den Antrieb und den hohen Lärmemissionen ein Durchbruch auf kommerziellen Markt versagt. Bei der Betrachtung der Projekte muss jedoch beachtet werden, dass all diese Flugzeugtypen mit einem Triebwerk für den Eigenstart ausgerüstet waren. Begründet war dies in erster Linie dadurch, dass Strahltriebwerke in einer Leistungsklasse, welche den Einsatz als Hilfstriebwerk in nichteigenstartfähigen Segelflugzeugen sinnvoll machen, erst seit der Ende der 1990er Jahre verfügbar sind.

Die Ergebnisse aus aktuellen Projekten mit dem Einsatz von miniaturisierten Strahltriebwerken als Antrieb für Nicht-eigenstartfähige Segelflugzeuge haben erste positive Ergebnisse geliefert welche zeigen, dass die Verwendung dieser Triebwerke als Antrieb trotz ihres hohen Verbrauchs sinnvoll erscheint, da das Gewicht der Installation und der Triebwerke deutlich unter dem Gewicht der Installation der bisher verwendeten Kolbentriebwerke liegt.

Insbesondere auch für den Einsatz solcher umgerüsteten Segelflugzeuge auf Wettbewerben, bei denen bisher aufgrund des hohen Risikos einer Außenlandung, durch das Ziel einer Selektion der besten Piloten bei verschiedenen Wetterlagen, ein hoher personeller Aufwand für eine Rückholmannschaft bietet ein Strahltriebwerk ein hohes Potential. Der Einsatz eines motorisierten Segelflugzeuges kann dabei sogar zu einem Wettbewerbsvorteil führen, da in der Clubklasse nach den aktuellen Regeln der FAI der Einsatz von ablassbarem Ballast nicht zulässig ist. Beim Einsatz eines Strahltriebwerks mit der damit verbundenen höheren Zuladung durch den Kraftstoff kann dieser als regelkonformes Mittel zur Anpassung der Flächenbelastung an die unterschiedlichen Wetterlagen genutzt werden.

Die Betrachtungen unter den Gesichtspunkten einer umweltverträglichen Motorisierung haben gezeigt, dass trotz des schlechten thermischen und des Vortriebwirkungsgrads der Triebwerke nur ein geringer Mehrverbrauch gegenüber einem Rücktransport des Flugzeuges auf der Straße besteht. Durch die grundsätzliche Eignung der Triebwerke zum Betrieb mit verschiedenen Kraftstoffen besteht dabei sogar die Möglichkeit zum Einsatz von regenerativen Kraftstoffen aus Pflanzenölen. Die Probleme einer zu hohen Viskosität eines solchen Kraftstoffes bei niedrigen Temperaturen müssten dafür noch im Detail untersucht werden.

Literaturverzeichnis

- Airenergy 2008** AIR ENERGY ENTWICKLUNGSGESELLSCHAFT MBH: www.airenergy.de
: Website: Deutschland, Aachen, 2008
- Alisport 2008** ALISPORT SRL: www.alisport.com: Website: Italien, Cremella, 2008
- Boyce 1999** BOYCE, Meherewab, P. : *Gasturbinen Handbuch: Gas Turbine Engineering Handbook*. Berlin: Springer, 1999
- Bräunling 2001** BRÄUNLING, J.G., Willy (Prof. Dr.-Ing.): *Flugzeugtriebwerke: Grundlagen, Aerothermodynamik, Kreisprozesse, Komponenten- und Auslegungsberechnung*. Berlin: Springer, 2001
- Brüning 2006** BRÜNING, Gerhard (Dr.-Ing.); HAFER, XAVER (DR.-ING.); Sachs, Gottfried (Dr.-Ing.): *Flugleistungen: Grundlagen, Flugzustände, Flugabschnitte*. Berlin: Springer, 2006
- Brütting 1952** BRÜTTING, Georg: *Segelflug erobert die Welt*. München-Ulm: Knorr & Hirth, 1952
- Brütting 2003** BRÜTTING, Georg: *Die berühmtesten Segelflugzeuge*. Stuttgart: Motorbuchverlag, 2003
- DG GmbH 2008** Flugzeugbau GmbH: www.dg-flugzeugbau.de: Website. Bruchsal: 2008
- Dubbel 2002** BEITZ; GROTE: *Taschenbuch für Maschinenbau*. Berlin: Springer, 2002
- Gersdorff 1981** GERSDORFF, Kyrill von (Ing. grad.): *Flugmotoren und Strahltriebwerke*. Bonn: Bernhard & Graefe Verlag, 1981
- Gieck 1995** GIECK, K; GIECK, R: *Technische Formelsammlung*. Germering: Gieck Verlag, 1995
- HFK 2008** Heimann Flexible Flächentanks: www.hfk-heimann.de: Website. Deutschland, Burbach: 2008

- Küntscher 1995** KÜNTSCHER, Volkmar (Prof. Dr.-Ing. habil.): *Kraftfahrzeugmotoren: Auslegung und Konstruktion*. Berlin: Verlag Technik, 2006
- LTH 2005** VERSCHIEDENE: *Luftfahrttechnisches Handbuch*. Ottobrunn: IABG mbH, 2005
- Matek 2001** MATEK, Wilhelm: *Maschinenelemente: Normung, Berechnung, Gestaltung*. Braunschweig: Vieweg, 2001
- Moser 1992** MOSER, Kurt (Prof. Dr.-Ing.): *Faser-Kunststoff-Verbund: Entwurfs- und Berechnungsgrundlagen*. Düsseldorf: VDI-Verlag, 1992
- Müller 1997** MÜLLER, Reinhard (Dr.-Ing. habil.): *Luftstrahltriebwerke: Grundlagen, Charakteristiken, Arbeitsverhalten*. Braunschweig : Vieweg, 1997
- PBS 2008** PBS VELKÁ BÍTEŠ, A.S. : www.pbsvb.cz . : *Website. Tschechien: 2008*
- Penner 1987** PENNER, Helmut: *Motorsegeln heute: Entwicklung, Praxis, Konstruktionen* . Stuttgart: Motorbuch Verlag, 1987
- Roskam 1990** ROSKAM, Jan (Prof. Dr.-Ing.): *Airplane Design, Part VI Preliminary Calculation of Aerodynamic*. Ottawa, Kansas, USA: Roskam Aviation and Engineering, 1990
- Selinger 2003** SELINGER, Peter F. (Dipl.-Ing.): *Rhön-Adler: 75 Jahre Alexander Schleicher Segelflugzeugbau*. Frankfurt/Main: R.G. Fischer Verlag, 2003
- Thomas 1999** THOMAS, Fred (Prof. Dr.-Ing.): *Fundamentals of Sailplane Design*. New York: College Park Press, 1999
- Urlaub 1991** URLAUB, Alfred: *Flugtriebwerke: Grundlagen, Systeme, Komponenten*. Berlin: Springer, 1991
- Wissmann 1988** WISSMANN, Gerhard (Dr. phil.): *Abenteuer in Wind und Wolken: Die Geschichte des Segelfluges*. Berlin: VEB, 1988
- Zingel 2003** ZINGEL, Hartmut: *Flugmechanik 1: Umdruck zur Vorlesung*. Hamburg: HAW Hamburg, 2003

Anhang I

Entwurf für Lufttüchtigkeitsvorschrift CS 22

Subpart H

Quelle: Luftfahrt-Bundesamt
Referat T 4
Projekte Segelflugzeuge / Motorsegler / Ballone / Luftschiffe
Dipl. Ing. Ronald Blume

Proposal for the development of
Airworthiness Code
for

turbine engines in powered sailplanes

Proposal for CS-22 Subpart H, Turbine engines generated from CS-22, Subpart H and CS-E by LBA

CS 22.1801 Applicability

Subpart H includes the requirements that are decisive for the certifications and the modification of the certification of turbine engines to drive a powered sailplane.

Because of the use of these engines in sailplanes, there are several assumptions, to simplify the requirements for certification.

The assumptions are:

- engines will be used for self-sustaining sailplanes only, not intended for take-off
- no bleed air, no reverse functions
- no flight in icing or hail conditions
- no aerobatic operation
- the turbine is not used to drive accessories, that are essential for any other means than the turbine itself
- The Strike and Ingestion of Foreign Matter can be treated as extremely remote, because the engine is started and shut down in flight. Ground operation will only take place for maintenance purpose.

A failure of the engine should not endanger the sailplane by the spread of fire or burst. An adequate burst protection has to be provided with the engine.

By ensuring, that a failure of the engine is not affecting the controllability and characteristics of the resulting sailplane, the maximum effect of a failure would be the need to continue the flight as a sailplane, which can be treated as minor.

CS 22.1803 Functioning (new in Subpart H from CS-E 500 and CS-E 840)

(a) The Engine must be free from dangerous surge and instability throughout its operating range of ambient and running conditions within the air intake pressure and temperature conditions declared by the constructor.

(b) For each fan, compressor turbine rotor and shaft, it must be established by test, analysis, or combination thereof, that the burst of a rotor will not have any adverse effect on the surrounding structure of the sailplane and is shielded by an appropriate device.

CS 22.1805 Instruction manual

An instruction manual containing the information that the applicant considers essential for installing, operating, servicing and maintaining the engine must be provided.

CS 22.1807 Engine ratings and operating limitations

Engine ratings and operating limitations to be established are based on the operating conditions demonstrated during the bench tests prescribed in this Subpart H. They include power ratings and operational limitations relating to speeds, temperatures, pressures, fuels and oils which the applicant finds necessary for the safe operation of the engine.

CS 22.1808 Selection of engine power ratings

Each selected rating must be for the lowest power that all engines of the same type may be expected to produce under the conditions to determine that rating.

CS 22.1815 Materials

The suitability and durability of materials used in the engine must –

- (a) Be established on the basis of experience or tests; and
- (b) Conform to approved specifications that ensure their having the strength and other properties assumed in the design data.

CS 22.1817 Fire prevention

(a) The design and construction of the engine and the materials used must minimise the probability of the occurrence and spread of fire because of structural failure, overheating or other causes.

(b) Each external line or fitting that conveys flammable fluids must be at least fire resistant. Components must be shielded or located to safeguard against the ignition of leaking flammable fluid.

<p>CS 22.1819 Durability Engine design and construction must minimise the probability of occurrence of an unsafe condition of the engine between overhauls.</p>
<p>CS 22.1821 Engine cooling Engine design and construction must provide the necessary cooling under conditions in which the powered sailplane is expected to operate.</p>
<p>CS 22.1823 Engine mounting attachments and structure (a) The maximum allowable loads for engine mounting attachments and related structure must be specified. (See AMC 22.1823(a)) (b) The engine mounting attachments and related structure must be able to withstand the specified loads without failure, malfunction or permanent deformation.</p>
<p>CS 22.1825 Accessory Attachment Each accessory drive and mounting attachment must be designed and constructed so that the engine will operate properly with the accessories attached. The design of the engine must allow the examination, adjustment or removal of each essential engine accessory. The turbine is not used to drive accessories, that are essential for any other means than the turbine itself.</p>
<p>CS 22.1827 Engine Control System (new in Subpart H from CS-E 50) (a) <i>Engine Control System Operation.</i> It must be substantiated by tests, analysis or a combination thereof that the Engine Control System performs the intended functions in a manner which – (1) Enables selected values of relevant control parameters to be maintained and the Engine kept within the approved operating limits over changing atmospheric conditions in the declared flight envelope, and (4) Does not create unacceptable thrust or power oscillations.</p>
<p>CS 22.1833 Vibration The engine must be designed and constructed in such a way that in the normal operating range of engine shaft speed and engine rating no excessive stress arises in any engine part because of vibrations and no excessive vibration forces are transmitted from the engine to the structural integrity.</p>
<p>CS 22.1835 Fuel and induction system (a) The fuel system of the engine must be designed and constructed to supply the appropriate fuel throughout the complete operating range of the engine under all starting, flight and atmospheric conditions. It should also keep the rotational speed in the range, defined by the manufacturer. (c) The type and degree of fuel filtering necessary for protection of the engine fuel system against foreign particles in the fuel must be specified. The applicant must show (e.g. within the 50-hour run prescribed in CS 22.1849(a)) that foreign particles passing through the prescribed filtering means will not critically impair engine fuel system functioning. (d) The induction system has to prevent situations in which fuel may accumulate inside the engine while not in use. This applies to all attitudes that the applicant establishes as those the engine can have when the powered sailplane in which it is installed is in the static ground attitude.</p>
<p>CS 22.1839 Lubrication system (a) The lubrication system of the engine, if installed, must be designed and constructed so that it will function properly in all attitudes and atmospheric conditions in which the powered sailplane is expected to operate. In wet-sump engines this requirement must be met when the engine contains only the minimum oil quantity, the minimum quantity being not more than half the maximum quantity. (b) The lubrication system of the engine must be designed and constructed to allow installing a means of cooling the lubricant. c) deleted.</p>
<p>CS 22.1845 - Calibration Test Each engine must be subjected to the calibration tests necessary to establish its power characteristics and the conditions for the endurance test specified in CS 22.1849 (a) to (c). The results of the power characteristics calibration tests form the basis for establishing the characteristics of the engine over its entire operating range of rotational speeds and pressures, settings. Power ratings are based on standard atmospheric conditions at sea-level.</p>

CS 22.1849 Endurance test

(a) The engine must be subjected to an endurance test (with a representative propeller for turbo-prop) that includes a total of 50 hours of operation and consists of the cycles specified in CS 22.1849(c).

Additional endurance testing at particular rotational speed(s) may be required depending on the results of the tests prescribed in CS 22.1843, to establish the ability of the engine to operate without fatigue failure.

The additional endurance test may be conducted in a cell of a powered sailplane and consists of ground and flight tests.

(1) Ground tests are composed of at least 2 cycles specified according to CS 22.1849 (c) (see table below).

(2) Flight tests shall be conducted for a duration of 6 hours of engine operation less hours of ground operation according to the following criteria:

- a total of at least 50 take-offs
- including at least 30 climbs using maximum climb power for at least 10 minutes. 15 flights out of 30 should be carried out when temperatures are summery (at least 30° C on the ground).

(b) Depending on the results of the tests prescribed in CS 22.1843, additional endurance tests may be required at one or more particular rotational speed(s) to find out whether the engine may be operated without fatigue failure.

(c) Each cycle must be conducted as follows:

Sequence	Duration (Minutes)	Operating Conditions
1	1	Starting Idle
2	10	Maximum power / Thrust
3	1	Cooling run (idle)
4	5	Maximum power / Thrust
5	1	Cooling run (idle)
6	30	Maximum continuous power
7	1	Cooling run
8	10	Acceleration and deceleration consists of 6 cycles from Ground Idling to Take off Power / Thrust, maintaining Take off Power / Thrust for a period of 30 seconds, the remaining time being at Ground Idling
9	1-3	Cooling run (idle) and stop
Total:		60-62

(d) During or following the endurance test the fuel and if applicable oil and gas consumption must be determined.

CS 22.1851 Operation test

(a) The operation test shall include the demonstration of characteristics in case of idling, transitional characteristics among operational stages, characteristics of acceleration of design load, characteristics in case of overspeeding as well as any other operational characteristics of the engine. (new)

(b) The operation test shall also include the demonstration of capabilities in case of exposure to radio magnetic interference to the engine and its electrical parts in an adequate way.

CS 22.1853 Engine component test

(a) For engine components that cannot be adequately substantiated by endurance testing in accordance with CS 22.1849(a) to (c), the applicant must conduct additional tests to establish that components are able to function reliably in all normally anticipated flight and atmospheric conditions.

(b) Temperature limits must be established for each component that requires temperature controlling provisions to ensure satisfactory functioning, reliability and durability.

CS 22.1855 - Teardown Inspection

After the endurance test has been completed the engine must be completely dis-assembled. No essential component may show rupture, cracks or excessive wear. The condition of the engine must be satisfactory for safe continued operation.

CS 22.1857 Engine adjustment and parts replacement

Service and minor repairs to the engine may be made during the bench tests. If major repairs or replacements of parts are necessary during the tests or after the teardown inspection, or if essential parts have to be replaced, the engine must be subjected to any additional tests the Agency may require.

Anhang II

Auszüge aus der Offenlegungsschrift 101 51 954 A 1

Quelle: Deutsches Patent- und Markenamt

Gebrauchsmusterschrift 101 51 954 A1



⑩ BUNDESREPUBLIK
DEUTSCHLAND



DEUTSCHES
PATENT- UND
MARKENAMT

⑫ **Offenlegungsschrift**
⑩ **DE 101 51 954 A 1**

⑤ Int. Cl. 7:
B 64 D 27/14
B 64 C 31/02

⑰ Aktenzeichen: 101 51 954.0
⑱ Anmeldetag: 22. 10. 2001
⑬ Offenlegungstag: 30. 4. 2003

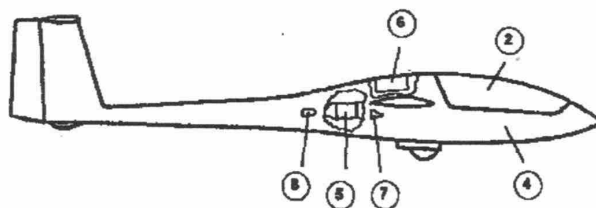
DE 101 51 954 A 1

⑦① Anmelder:
Rittner, Roland, 89542 Herbrechtingen, DE

⑦② Erfinder:
gleich Anmelder

Die folgenden Angaben sind den vom Anmelder eingereichten Unterlagen entnommen

- ⑤④ Segelflugzeug mit einem Triebwerk
⑤⑦ Die Erfindung betrifft ein Segelflugzeug, das von einem im Rumpf (4) angeordneten Cockpit (2) aus steuerbar ist, mit einem Triebwerk. Das Triebwerk ist ein Turbinentriebwerk (5). Es hat einen Schub zwischen 200 und 1000 N und reicht zum Eigenstart des Segelflugzeuges und/oder zur Überbrückung kurzer Distanzen aus.



DE 101 51 954 A 1

DE 101 51 954 A 1

1

Beschreibung

[0001] Die Erfindung betrifft ein Segelflugzeug mit einem Triebwerk.

[0002] Bekannte Segelflugzeuge mit einem Triebwerk, sogenannte Motorsegler, weisen einen Kolbenmotor und einen Propeller auf. Das Triebwerk dient dabei ausschließlich für einen Eigenstart und/oder um bei fehlender oder schwacher Thermik Distanzen zu überbrücken. Angeboten werden derartige Motorsegler zum Beispiel von den deutschen Firmen DG Segelflugzeugbau, Schempp-Hirth, Rolladen-Schneider und Alexander Schleicher.

[0003] Nachteilig ist, dass durch den Motor, den Propeller und den nötigen Treibstoff das Gewicht des Flugzeugs deutlich erhöht wird; das zusätzliche Gewicht gegenüber einem triebwerklosen Segelflugzeug beträgt dabei etwa 45–85 kg und entspricht dabei nahezu dem Gewicht eines zusätzlichen Piloten oder Passagiers. Die Möglichkeit auch schwache Thermik zum Höhengewinn des Flugzeugs auszunutzen, wird dadurch verschlechtert.

[0004] Des weiteren sind Flugzeuge mit Turbinentriebwerken bekannt. Derartige Flugzeuge sind jedoch entweder Passagierflugzeuge mit 10 und mehr Sitzen oder Militärflugzeuge. Ein Segelflug, d. h. ein Höhengewinn des Flugzeugs bei abgeschaltetem Triebwerk unter alleiniger Ausnutzung der natürlichen Thermik, ist mit diesen Flugzeugen nicht möglich. Außerdem werden Turbinentriebwerke wegen ihres im Vergleich zu einem Propellerantrieb bei Geschwindigkeiten unter etwa 500 km/h geringeren Wirkungsgrades nur bei Flugzeugen eingesetzt, deren Reisegeschwindigkeit mehr als 500 km/h beträgt.

[0005] Es ist das Ziel der vorliegenden Erfindung, ein Segelflugzeug mit einem Triebwerk anzugeben, bei dem die Gewichtserhöhung durch das Triebwerk relativ gering ist und die zusätzlichen Kosten für das Triebwerk gegenüber üblichen Triebwerken aus Kolbenmotor und Propeller reduziert sind.

[0006] Dieses Ziel wird durch ein Segelflugzeug mit den Merkmalen des Anspruches 1 gelöst. Vorteilhafte Ausführungsformen der Erfindung ergeben sich aus den Merkmalen der abhängigen Ansprüche.

[0007] Beim erfindungsgemäßen Segelflugzeug ist das Triebwerk als Turbinentriebwerk ausgebildet. Da Turbinentriebwerke leichter bauend ausgebildet sein können als einen vergleichbaren Schub liefernde Kolbenmotoren, resultiert die Gewichtsreduzierung. Der mit dem Turbinentriebwerk verbundene Nachteil des geringen Wirkungsgrades – insbesondere bei den für Segelflugzeuge üblichen maximal zulässigen Geschwindigkeiten von unter 400 km/h – und des dadurch bedingten erhöhten Treibstoffverbrauchs, wirken sich beim Segelflugzeug kaum nachteilig aus, da das Triebwerk primär zum Eigenstart dient und gegebenenfalls zur Überbrückung kürzerer Distanzen und demzufolge die Menge des mitgeführten Treibstoffs nach dem Start entsprechend gering ist.

[0008] Der vom Triebwerk maximal erzeugte Schub sollte im Bereich 120 N bis 1000 N liegen. Ein Schub in diesem Bereich reicht für einen Eigenstart aus und der für ein solches Triebwerk für den Eigenstart eines Flugzeuges mit einem Eigengewicht zwischen 500 kg und 1000 kg benötigte Treibstoff beträgt nur ca. 10–20 kg. Das Eigengewicht solcher Triebwerke beträgt unter 30 kg, vorzugsweise sogar unter 20 kg. Beim Start resultiert dann ein nur ca. 30 kg bis 40 kg höheres Eigengewicht gegenüber dem triebwerklosen Flugzeug. Das nach dem Start und dem damit verbundenen Treibstoffverbrauch verbleibende Mehrgewicht gegenüber dem gleichen triebwerklosen Flugzeug beträgt dann nur ca. 20–25 kg und liegt damit in einem Bereich, der dem Ge-

2

wichtsunterschied verschiedener Piloten entspricht.

[0009] Entsprechend kleine und leicht bauende Turbinentriebwerke sind vom Modellbau bekannt und werden beispielsweise von Ing. Büro CAT, M. Zipperer GmbH, 79129 Stauffen unter der Bezeichnung JetCat P200 oder AMT Netherlands unter der Bezeichnung Olympus angeboten. Um Triebwerke mit einem Schub oberhalb 500 N zu realisieren, können diese bekannten Turbinentriebwerke entsprechend größer und mit zusätzlichen Kompressionsstufen ausgelegt sein.

[0010] Das Triebwerk sollte am oder im Rumpf des Segelflugzeuges angeordnet sein.

[0011] Bevorzugt ist das Triebwerk jedoch im Rumpf des Segelflugzeuges angeordnet, da es dann die Aerodynamik des Flugzeuges nicht negativ beeinflusst. Um das Triebwerk bei dessen Betrieb, also bei dessen Schuberzeugung, in Funktionsstellung aus dem Rumpf heraus zu bringen, kann das Triebwerk auf einer Ein- und Ausfahreinrichtung angeordnet sein. Durch die Ein- und Ausfahreinrichtung kann das Triebwerk – vom Cockpit gesteuert – aus dem Rumpf heraus gefahren und in den Rumpf hinein gefahren werden.

[0012] Eine weitere Gewichtsreduzierung lässt sich erreichen, wenn das Triebwerk im Rumpf fest angeordnet ist und auch bei der Schuberzeugung im Rumpf verbleibt. Das Gewicht der Ein- und Ausfahreinrichtung kann dann eingespart werden. Statt dessen sind im Rumpf dann lediglich Öffnungen zum Ansaugen von Luft und zum Ausstoßen der vom Triebwerk komprimierten Luft vorzusehen.

[0013] Weiterhin können – ebenfalls vom Cockpit gesteuert – vor die Öffnungen einschwenkbare Abdeckungen vorgesehen sein, die der äußeren Rumpfform des Flugzeuges angepasst sind. Bei abgeschaltetem Triebwerk und vor die Öffnungen geschwenkten Abdeckungen entspricht dann die äußere Oberflächenform und das gesamte aerodynamische Verhalten des Flugzeuges dem des triebwerklosen Flugzeuges gleicher Bauart, so dass die Leistungsfähigkeit des Segelflugzeuges im Segelflug nahezu vollständig der des triebwerklosen Segelflugzeuges gleicher Bauart entspricht. Für den Lufteinlass kann auch ein sogenannter NACA Einlass (7) verwendet werden der sich luftwiderstandsneutral verhält.

[0014] Um den Wirkungsgrad des Triebwerkes zu erhöhen kann das Turbinentriebwerk zusätzlich einen sogenannten Fan aufweisen, wie er von sogenannten Mantelströmtriebwerken bekannt ist. Dabei handelt es sich um einen propellerartigen Gegenstand der wegen seines größeren Durchmessers die an der Turbine seitlich vorbeiströmende Luft in Bewegung versetzt, wodurch auf Grund der geringeren Relativgeschwindigkeit zwischen der von der Turbine in Bewegung versetzte Luft und der dazu unmittelbaren Umgebungsluft und der geringeren Austrittsgeschwindigkeit der Brenngase, insgesamt ein höherer Vortriebswirkungsgrad erzeugt wird. Die Energiezuführung von der Turbine zum Fan kann sowohl mechanisch und/oder pneumatisch und/oder hydraulisch erfolgen. Das größere Gewicht der zusätzlichen Komponenten wird dabei durch den höheren Wirkungsgrad und die dadurch geringere mitzuführende Menge Treibstoff und einer kleineren und leichteren Turbine zum größten Teil kompensiert.

[0015] Nachfolgend werden Einzelheiten der Erfindung anhand mehrerer Zeichnungen näher erläutert. Dabei zeigt:

[0016] **Zeichnung 1** Ein erfindungsgemäßes Segelflugzeug (1) perspektivisch.

[0017] **Zeichnung 2** Eine Seitenansicht des Segelflugzeuges in teilweisem Aufriss.

[0018] **Zeichnung 3** Eine Seitenansicht einer zweiten Ausführungsform der Erfindung.

[0019] **Zeichnung 4** Eine Frontansicht der Ausführungs-

DE 101 51 954 A 1

3

4

form in **Zeichnung 3**.

[0020] Das Segelflugzeug (1) weist ein Cockpit (2) auf, das zur Aufnahme von ein oder zwei Piloten und/oder eines Piloten und eines Passagiers ausgelegt ist. Das Segelflugzeug ist vom Cockpit (2) aus steuerbar, wofür im Cockpit unter anderem ein Steuerknüppel (3) vorgesehen ist.

[0021] Im Rumpf (4) des Segelflugzeuges (1) ist zusätzlich zum Cockpit (2) ein vom Cockpit (2) aus steuerbares, insbesondere startbares und abschaltbares, Turbinentriebwerk (5) mit einem oder mehreren Turbinenrädern und ein Treibstofftank (6) angeordnet.

[0022] Bei der Ausführungsform in den **Zeichnungen 1** und **2** weist die Rumpfwand in beiden gegenüberliegenden Seitenwänden in Längsrichtung des Rumpfes je zwei hintereinander angeordnete Öffnungen (7, 8) auf. Über die Luftansaugöffnungen (7) in der Rumpfwand des Flugzeuges saugt das Turbinentriebwerk (5) Luft an und stößt diese komprimiert über eine zum Flugzeugheck gerichtete, relativ zur Ansaugöffnung (7) heckseitig angeordnete Auslassöffnung (8) zur Erzeugung des Schubes heraus.

[0023] Start und Stop des Turbinentriebwerkes (5) sind vom Cockpit (2) aus steuerbar.

[0024] Weiterhin sind in den Tragflächen (9) des Segelflugzeuges Wassertanks zur Aufnahme von Wasser vorgesehen, um in bekannter Weise das Gleitverhalten des Segelflugzeuges durch gezielte Erhöhung des Gewichtes zu verbessern bzw. durch Ablassen von Wasser das Ansprechen des Segelflugzeuges auf Thermik zu verbessern.

[0025] Die Ausführungsformen in den **Zeichnungen 3** und **4** unterscheiden sich von der Ausführungsformen in den **Zeichnung 1** und **2** dadurch, dass das Turbinentriebwerk (5) zum Betrieb, also im Falte der Schuberzeugung, aus dem Rumpf herausgefahren wird. Dazu ist das Triebwerk über eine Ein- und Ausfahreinrichtung (10) im Rumpf aufgenommen. Die Ein- und Ausfahreinrichtung (10) ist vom Cockpit (2) aus bedienbar, so dass die Ein- und Ausfahreinrichtung (10) vom Cockpit aus gesteuert das Triebwerk (5) aus dem Rumpf (4) zur Schuberzeugung herausfährt und, falls das Triebwerk (5) ausgeschaltet ist, in den Rumpf (4) hereinfährt.

[0026] Das Ein- und Ausfahren des Triebwerkes (5) bei Ausführungsbeispiel nach **Zeichnung 3** und **4** bzw. das Öffnen und Schließen der Lufteintritts- und Austrittsöffnungen (7, 8) bei er Ausführung nach den **Zeichnungen 1** und **2** kann mit dem Starter des Triebwerkes (5) derart gekoppelt sein, dass ein Start des Triebwerkes (5) nur bei ausgefahrenem Triebwerk (5) oder geöffneten Abdeckungen der Luftein- und Austrittsöffnungen (7, 8) möglich ist bzw. ein laufendes Triebwerk (5) beim Einfahren des Triebwerkes (5) in den Rumpf (4) oder beim Schließen der Luftein- und Austrittsöffnungen (7, 8) automatisch abgestellt wird.

5. Segelflugzeug nach einem der Ansprüche 1-4, wobei zusätzlich ein Treibstofftank (6) mit einem Fassungsvermögen von weniger als 40 Litern vorgesehen ist.

6. Segelflugzeug nach einem der Ansprüche 1-5, wobei das Triebwerk (5) am oder im Rumpf (4) des Segelflugzeuges angeordnet ist.

7. Segelflugzeug nach einem der Ansprüche 1-6, wobei eine Ein- und Ausfahreinrichtung (10) vorgesehen ist, durch die das Triebwerk (5) aus dem Rumpf (4) herausfahrbar und in den Rumpf (4) hineinfahrbar ist.

8. Segelflugzeug nach einem der Ansprüche 1-6, wobei das Triebwerk (5) im Rumpf (4) angeordnet ist und der Rumpf (4) Öffnungen (7, 8) zum Ansaugen von Luft und zum Ausstoßen der vom Triebwerk (5) komprimierten Luft aufweist.

9. Segelflugzeug nach Anspruch 8, wobei Abdeckungen für die Öffnungen (7, 8) vorgesehen sind, die während des Fluges vor die Öffnungen bringbar und von den Öffnungen entfernbar sind.

10. Segelflugzeug nach einem der Ansprüche 1-9, wobei das Segelflugzeug ein- oder zweisitzig ist.

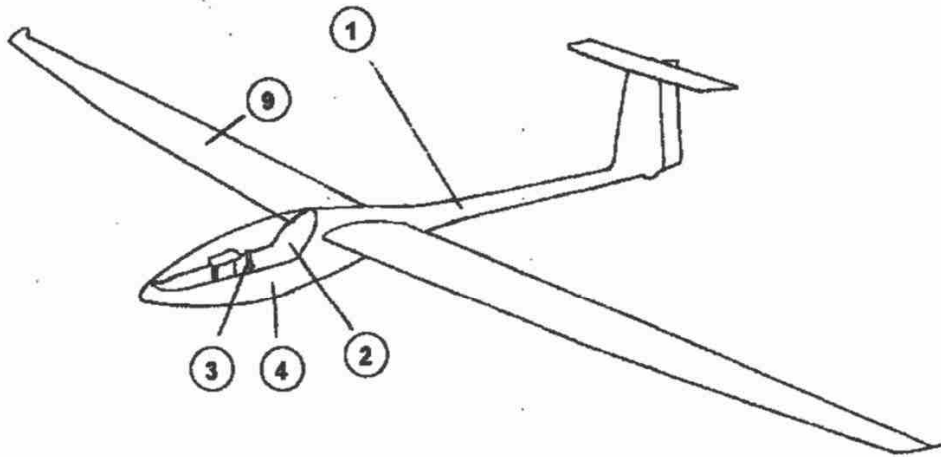
11. Segelflugzeug nach einem der Ansprüche 1-10, wobei die maximal zulässige Geschwindigkeit des Segelflugzeuges unter 400 km/h beträgt.

12. Segelflugzeug nach einem der Ansprüche 1-11, wobei das Triebwerk (5) im Rumpf (4) angeordnet ist und der Rumpf (4) Ein- und Ausfahreinrichtung (10) für einen Fan oder ein Turbinentriebwerk mit Fan aufweist der die Leistung des Turbinentriebwerkes mit einem höheren Vorschubwirkungsgrad umsetzt.

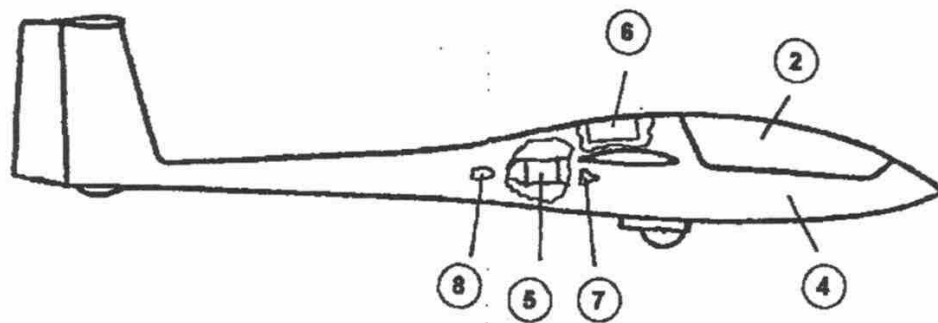
Hierzu 2 Seite(n) Zeichnungen

Patentansprüche

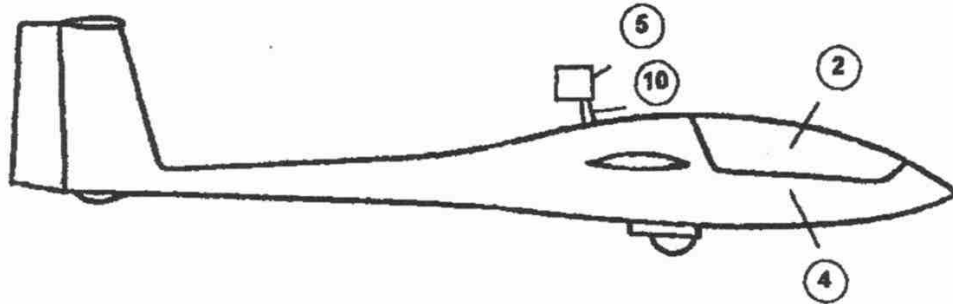
1. Segelflugzeug, das von einem im Rumpf (4) angeordnetem Cockpit (2) aus steuerbar ist, mit einem Triebwerk, wobei das Triebwerk ein Turbinentriebwerk (5) ist.
2. Segelflugzeug nach Anspruch 1, wobei der maximale Schub des Turbinentriebwerkes (5) im Bereich 120 N bis 1000 N liegt.
3. Segelflugzeug nach einem der Ansprüche 1 oder 2, wobei das Gewicht der Turbinentriebwerkes kleiner oder gleich 30 kg beträgt.
4. Segelflugzeug nach einem der Ansprüche 1-3, wobei das Gesamtgewicht des Segelflugzeuges einschließlich des Triebwerkes weniger als 1000 kg beträgt.



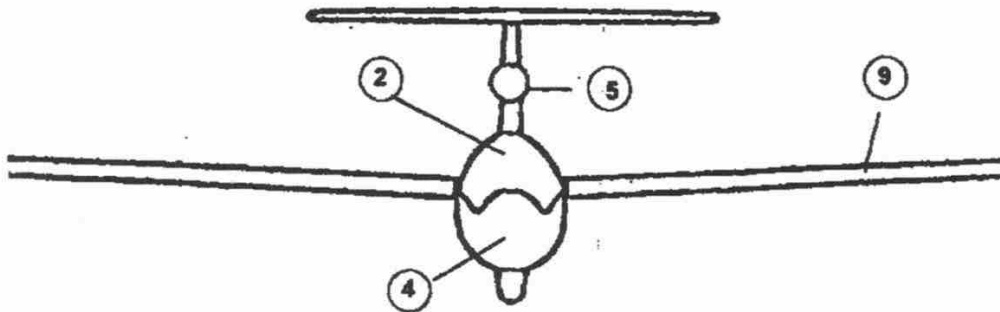
Zeichnung 1: Segelflugzeug perspektivisch



Zeichnung 2: Segelflugzeug mit eingebauter Turbine



Zeichnung 3: Segelflugzeug mit ausgefahrenem Triebwerk (Seitenansicht)



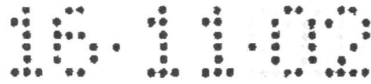
Zeichnung 4: Segelflugzeug mit ausgefahrenem Triebwerk (Frontansicht)

Anhang III

Auszüge aus der Gebrauchsmusterschrift 202 17 738 U1

Quelle: Deutsches Patent- und Markenamt

Gebrauchsmusterschrift 202 17 738 U1



GRAMM, LINS & PARTNER
Patent- und Rechtsanwaltssozietät
 Gesellschaft bürgerlichen Rechts

GRAMM, LINS & PARTNER GbR, Theodor-Heuss-Str. 1, D-38122 Braunschweig

Martin Käppeler
 Wacholderstieg 6
 21227 Bendestorf

Dr. Bernd Schweitzer
 Celler Heerstraße 37
 38114 Braunschweig

Braunschweig:

Patentanwalt Prof. Dipl.-Ing. Werner Gramm *^o
 Patentanwalt Dipl.-Phys. Dr. jur. Edgar Lins *^o
 Rechtsanwalt Hanns-Peter Schrammek ^o
 Patentanwalt Dipl.-Ing. Thorsten Rehmann *^o
 Rechtsanwalt Christian S. Drzymalla ^o
 Patentanwalt Dipl.-Ing. Hans Joachim Gerstein *^o
 Rechtsanwalt Stefan Risthaus
 Patentanwalt Dipl.-Ing. Kai Stornebel ^o
 Patentanwalt Dipl.-Phys. Dr. Joachim Hartung ^o

Hannover:

Patentanwältin Dipl.-Chem. Dr. Martina Läufer *^o

* European Patent Attorney
^o European Trademark Attorney
^o zugelassen beim LG u. OLG Braunschweig

Unser Zeichen/Our ref.:
 3457-001 DE-2

Datum/Date
 15. November 2002

Schutzansprüche

1. Segelflugzeug mit einem Hilfsmotor, der ausfahrbar an dem Rumpf des Segelflugzeuges befestigt ist, **dadurch gekennzeichnet**, dass der Hilfsmotor (10) als Gasstrahltriebwerk ausgebildet ist.
2. Segelflugzeug nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet**, dass der Hilfsmotor (10) innerhalb des Rumpfes (1) angeordnet ist.
3. Segelflugzeug nach Anspruch 1 oder 2, **dadurch gekennzeichnet**, dass der Hilfsmotor (10) im Segelflugbetrieb von einer Abdeckung (5) überdeckt ist, die mit der Kontur des Rumpfes (1) im wesentlichen bündig abschließt.
4. Segelflugzeug nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet**, dass der Hilfsmotor (10) in einem auf dem Rumpf (1) anbringbaren Gehäuse angeordnet ist.

Antwort bitte nach / please reply to:

Hannover:

Freundallee 13
 D-30173 Hannover
 Bundesrepublik Deutschland
 Telefon 0511 / 988 25 02
 Telefax 0511 / 988 25 09

Braunschweig:



Theodor-Heuss-Straße 1
 D-38122 Braunschweig
 Bundesrepublik Deutschland
 Telefon 0531 / 28 14 0 - 0
 Telefax 0531 / 28 14 0 - 28

15.11.02

2

5. Segelflugzeug nach einem der voranstehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass der Hilfsmotor (10) hinter dem Cockpit (20) angeordnet ist.
- 5 6. Segelflugzeug nach einem der voranstehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass der Hilfsmotor (10) im Leergewichtsschwerpunkt oder auf der vertikal durch den Leergewichtsschwerpunkt gehend Achse des Segelflugzeuges angeordnet ist.
- 10 7. Segelflugzeug nach einem der voranstehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass der Hilfsmotor (10) an einer verschwenkbaren Gestängekonstruktion (15) gelagert ist.

KS

DE 202 17 738 U1

16.11.00

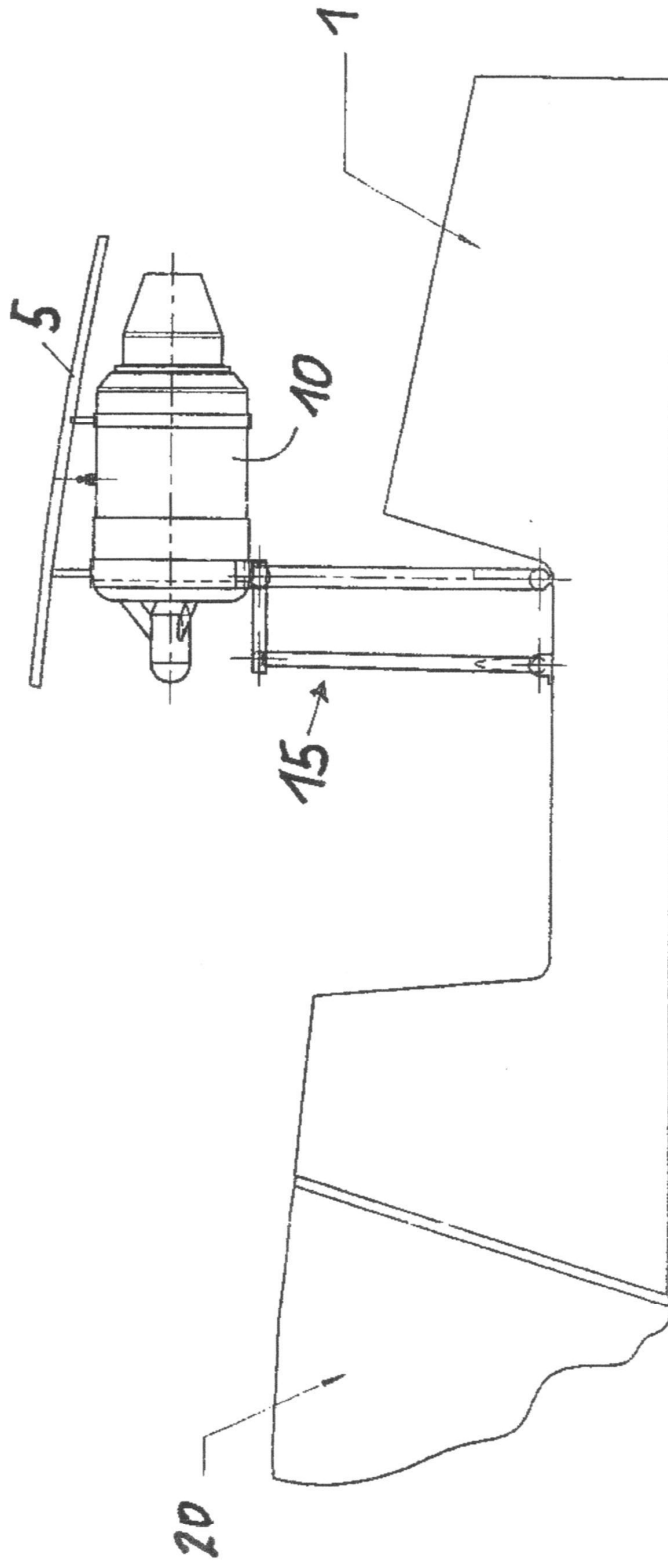


Fig. 2

DE 200 17 738 U1

Anhang IV

Technische Daten zertifizierter Motoren für Segelflugzeuge

- Quellen: - Veröffentlichte Kennblätter
 - Internetseiten der Luftfahrzeughersteller
 - Wartungshandbücher der Flugzeugtypen

Motor	TCDS	Motortyp	Hersteller	Dauerleistung [kW]	Arbeitsdrehzahl [U/min]	TBO [h]	Motorgewicht netto [kg]
Solo 2325-01	LBA 4600	2 Takt	Solo Kleinmotoren GmbH	38	6000	400	23
Solo 2325-02	LBA 4600	2 Takt	Solo Kleinmotoren GmbH	47	6500	400	24
Solo 2350	LBA 4603	2 Takt	Solo Kleinmotoren GmbH	15,4	5500	200	20
Solo 2350B	LBA 4603	2 Takt	Solo Kleinmotoren GmbH	17	5900	200	20
Solo 2350C	LBA 4603	2 Takt	Solo Kleinmotoren GmbH	20	6100	200	20
Solo 2350D	LBA 4603	2 takt	Solo Kleinmotoren GmbH	22	6500	200	20
AE 50R	LBA 4611	Drehkolbenmotor	Mid-West Engines Ltd. / Diamond Aircraft Industries GmbH	37	7500	150	26,1
IAE 50R	LBA 4611	Drehkolbenmotor	Mid-West Engines Ltd. / Diamond Aircraft Industries GmbH	40,4	7750	150	26,1

Mtr	Varduginflugag	Eignatfelig	Tilítt II	MOM [g]	Ridvæ inSigahflugil [kj]	GviltörMinnstafin [g]
Slo23501	DC88C	Ja	4	60	50	78
	StempHthVetus2GM	Ja	3	55	80	5
Slo23502	StempHthNibus4DM	Ja	26	80	40	5
Slo2350	StempHthDcas2T	Nin	125	55	30	47
	AexandrShicherFlugagau GnhH AS2E	Nin	65	60	20	45
	AexandrShicherFlugagau GnhH ASW2E	Nin	65	55	20	45
Slo2350B	StempHthNibus4T	Nin	28	80	40	50
Slo2350C	DCFlugagauGnhHDC 100T	Nin	22	70	30	3/4
Slo2350D	StempHth DoDcas	Nin	16	70	20	35
A3R	AexandrShicher FlugagauGnhH AS2E	Ja	16	55	60	90
IA3R	AexandrShicher FlugagauGnhH AS25M	Ja		70		10
	A Shicher Flugagau GnhHASK21M	Ja	26	70	50	15

Anhang V

Technische Daten von Kleinstrahltriebwerken

Quellen - Hersteller von Kleinstrahltriebwerken

Triebwerks- bezeichnung	Hersteller	Startchb [N]	Triebwerks- durchmesser [mm]	Triebwerks- länge [mm]	Verdichter- durchmesser [mm]	Turbine- durch- messer [mm]	Triebwerks- gewicht Buto mit Aggregat [kg]	Arbeits- drehzahl [U/min]	Preis der un- zertifizierten Triebwerks inkl. MwSt. [€]
Tubojet 74S	Frank-Tubi- ren	145	112	330	70	70	17	12000	2000
Tubojet 7016	Frank- Tubiren	170	112	330	76	70	17	12000	2000
Tubojet 70 Rotor	Frank-Tubi- ren	190	112	330	74	70	17	12000	2000
RepusHP	AIM Niederlande	167	120	332			23	11900	48519
OlympusHP	AMT Niederlande	230	130	374			29	10800	58779
Titan UAV	AMT Niederlande	332	147	385			34	9000	105715
Riro	JetCat	160	111	300			17	11700	
JB16	Bluec	165	113	292			15	12000	32200
JB18	Bluec	180	113	300			16	12000	32700
Neus 300 ASCE	Snjec	160	113	290			17	11800	34786
P10SE	Jetcat	163	112	300			15	12000	36411
P18	Jetcat	200	121	300			23	11000	45311
P20	Jetcat	220	130	300			24	11300	48800

Die Preisangaben stammen von verschiedenen Anbietern der Hersteller aus dem Zeitraum 01.03.2008-2008

Die technischen Daten wurden soweit als möglich den Herstellerangaben entnommen

Anhang VI

Herstellerübersicht von Kleinstrahltriebwerken

Frank Turbinen:

Alfred Frank
Tanneneckstr. 27
D-93453 Neukirchen b. Hl. Bl
www.frankturbine.de

AMT Netherlands:

AMT Netherlands b.v.
Heistraat 89
NL 5701 HJ Helmond
The Netherlands
www.amtjets.com

Jetcat:

Ing.-Büro CAT
M. Zipperer GmbH
Etzenbach 16
D- 79219 Staufen
www.jetcat.de

Jetcentral:

Tochtli 352
Fracc.Ind. San Antoniono
Mexico City 02760
www.jetcentral.com

Behotec Turbines:

Behotec Turbines
Sonnenstraße 1
85232 Bergkirchen
www.behotec.com

Simjet denmark APS:

Aarhus Airport Building 31
Stabrandvej 24
8560 Kolind
Denmark
www.simjet.com

Wartung:

UK praezitec:

UK praezitec
Cordinger Str.98
D-29699 Bomlitz/Benefeld
www.praezitec.de

Anhang VII

3-Seitenriss DG-100 G ELAN

Quelle: DG-Flugzeugbau GmbH

