

## Staustrahlpropeller für Segelflugzeuge

Von E. Schäfer

Vortrag am 6. Kongreß der OSTIV, St-Yan (Frankreich), Juli 1956

### Gliederung

1. Einleitung
2. Probleme des Staustrahlpropellers
3. Versuche mit Kleinst-Staustrahltriebwerken an einem Miniatur-Rundlauf
4. Wirtschaftlichkeit des Staustrahlpropellers
5. Zusammenfassung
6. Literaturhinweise

### 1. Einleitung

Das Starten von Segelflugzeugen mit den heute üblichen Mitteln ist trotz aller Bemühungen ein wirtschaftliches Problem geblieben. Wenn auch in Einzelfällen die Winde oder gar das Gummiseil sich behaupten werden, so zeigen die Erfahrungen der letzten Jahre, daß der kostspielige Flugzeugschlepp letzten Endes doch das billigste Verfahren ist.

Einen möglichen Ausweg aus dieser — nicht sehr erfreulichen — Situation dürfe die Verfolgung des Gedankens bieten, Segelflugzeuge mit Hilfsantrieben zu versehen. Es hat auch nicht an Versuchen gefehlt, dieses Ziel durch den Einbau von Kolbenmotor-Propellertriebwerken zu erreichen. Infolge der hohen Leistungsgewichte der hierfür in Frage kommenden Motoren werden einsitzige Motorsegler aber so groß und schwer wie normale Doppelsitzer. Dadurch wird der Aufwand um 150 bis 100 % vergrößert und die erhofften wirtschaftlichen Vorteile wieder in Frage gestellt. Zudem waren diese Motorsegler in der Handhabung den Motorflugzeugen ähnlicher als Segelflugzeugen.

Die Betriebsdauer eines Segelflugzeugantriebs kann man im Mittel zu 5 Minuten je Stunde Flugzeit annehmen, das sind 8 %. Es handelt sich also um einen ausgesprochenen Kurzzeitantrieb, an den folgende Bedingungen gestellt werden:

- a) möglichst kleines Leistungsgewicht
- b) geringer zusätzlicher Luftwiderstand
- c) einfache Handhabung
- d) Wiederanlaßmöglichkeit im Fluge
- e) nicht zu hoher Brennstoffverbrauch
- f) gute Lebensdauer
- g) angemessener Anschaffungspreis
- h) tragbare Betriebsgeräusche

Bei einer allgemeinen Untersuchung der bekannten Antriebsmöglichkeiten lag es nun nahe, auch die Anwendung

von Strahltriebwerken in Erwägung zu ziehen, die nachfolgend aufgeführt seien:

- |                                |                  |            |
|--------------------------------|------------------|------------|
| a) Raketen                     | — fusée          | — rocket   |
| b) Turbinenstrahltriebwerke    | — turbo-réacteur | — turbojet |
| c) Staustrahltriebwerke        | — stato-réacteur | — ramjet   |
| d) Verpuffungsstrahltriebwerke | — pulso-réacteur | — pulsojet |

Strahltriebwerke sind ausgesprochene Hochgeschwindigkeitstriebwerke, deren günstigster Arbeitsbereich bei hohen Unterschallgeschwindigkeiten beginnt und bis zur mehrfachen Schallgeschwindigkeit reicht. Eine vergleichende Übersicht über Größe und Verlauf der Wirkungsgrade verschiedener Triebwerksarten mit der Fluggeschwindigkeit gibt Abbildung 1 (1). Im Bereich der hier interessierenden Flugge-

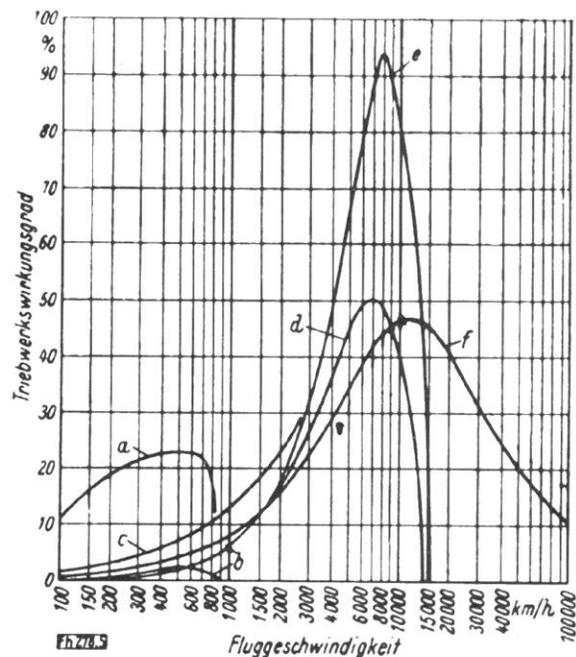


Abb. 1. Triebwerkswirkungsgrade in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit. a Luftschrauben-Kolbentriebwerk; b Verpuffungs-Strahlrohr; c Turbinen-Strahltriebwerk; d praktisch ohne weiteres realisierbarer Staustrahl mit geradem Verdichtungsstoß im Diffusor; e idealer Grenzfall des Staustrahls mit isentropischem Stau im Diffusor; f OI-Sauerstoff-Rakete

schwindigkeiten um 100 km/h erkennt man die überragende Stellung des klassischen Kolbenmotor-Propellertriebwerks, dem die Strahltriebwerke nur ihren einfacheren Aufbau entgegengesetzt haben.

Da der Wirkungsgrad der Strahltriebwerke, im Gegensatz zu dem Verhalten des Kolbenmotor-Propellertriebwerks, stark von der Fluggeschwindigkeit abhängt, kommt erschwerend hinzu, daß für den Antrieb eines einsitzigen Segelflugzeuges (40 kg Schub bei einer Fluggeschwindigkeit von 80 km/h), wofür 12 PS gut ausreichend wären, ein Strahltriebwerk von 120 PS eingesetzt werden müßte.

Bei der Erwägung der direkten Anwendung von Strahltriebwerken kommt man daher zu folgenden Feststellungen:

Die Feststoff- oder Flüssigkeitsraketen sind allein schon im Brennstoffverbrauch so teuer (3- bis 5mal teurer als Flugzeugschlepp), daß ihre direkte Anwendung wirtschaftlich nicht tragbar ist. Zudem dürfte die erforderliche Sicherheit noch nicht gegeben sein. Die Heißwasserrakete (2) wäre zwar sicher und billig (es wären Betriebskosten von 0,1 DM/tsek zu erwarten, das ist etwa der tausendste Teil jener von Pulverraketen), doch ist andererseits der Gewichtsaufwand (26 kg/tsek, davon allein 24 kg/tsek Wasserverbrauch) für den Flug viel zu hoch.

Die direkte Anwendung von Turbinenstrahltriebwerken kann keine Vorteile bringen, weil sie zu schwer und zu teuer sind.

Das Staustrahltriebwerk muß als Direktantrieb ausscheiden, weil es keinen Standschub hat und die Schubdichten und Wirkungsgrade bei Fluggeschwindigkeiten um 100 km/h noch so niedrig sind, daß ihre technische Anwendung — selbst nach Fremdstart — in diesem Geschwindigkeitsbereich nicht in Betracht gezogen werden kann.

Die Verpuffungsstrahltriebwerke wären die einzigen, die für die direkte Anwendung wenigstens einige Vorteile besäßen. Infolge der oben angeführten Verhältnisse ist aber auch ihr Leistungsgewicht bei 100 km/h recht hoch (2 bis 3 kg/PS), so daß man zu empfindlichen Gewichtsbelastungen und zusätzlichen Luftwiderständen kommt. Aber selbst wenn man einen leistungsschwachen Antrieb ins Auge faßt [der nur knapp mehr als die Schwebelast aufbringen soll, so daß der Start selbst durch Winde oder Gummiseil erfolgen müßte (3)], dürfte die starke Lärmbelästigung der Piloten und besonders der flugplatznahen Bevölkerung nicht unterschätzt werden (3), so daß deren Verwendungsmöglichkeit doch problematisch bleibt.

Eine Möglichkeit, die interessanten Eigenschaften der Strahltriebwerke auch bei niedrigen Unterschallgeschwindigkeiten nutzbar zu machen, besteht darin, sie als Blattspitzenantrieb oder — so weit möglich — als Zentralantrieb von Luftschrauben zu verwenden. Diese Kombination bietet den Strahltriebwerken günstige Arbeitsbedingungen und erlaubt, selbst unter Berücksichtigung der Propellerverluste, eine vorteilhafte Anpassung des Gesamttriebwerkes an die Fluggeschwindigkeiten der Segelflugzeuge.

Für die vier möglichen Kombinationen findet man folgende Eigenschaften:

1. Der *Raketenpropeller* ist immer noch sehr teuer; seine Handhabung wäre — wegen der Raketenbrennstoffe — nicht einfach und der Aufwand recht hoch. Auch mit Heißwasserantrieb wäre der Aufwand noch zu hoch. Der Antrieb des Propellers mittels Preßluft scheidet wegen der geringen Energiespeicherfähigkeit dieses Mittels aus, zumindest für stärkere Triebwerke.
2. *Turbinen-Propellertriebwerke* für Leistungen von 25 und 40 PS werden in absehbarer Zeit nicht greifbar sein, da die heutige untere Grenze bei 100 PS liegt.
3. Die Verwendung von *Staustrahltriebwerken* als Blattspitzenantrieb verspricht indessen sehr interessante Triebwerke, da sie ein außerordentlich geringes Leistungsge-

wicht haben und von einer kaum mehr zu unterbietenden Einfachheit sind.

4. *Propeller mit Verpuffungsstrahltriebwerk* sind ebenso denkbar, doch dürfte ihre Realisation schwieriger und die Geräuschentwicklung nicht in wünschenswertem Maße zu unterdrücken sein.

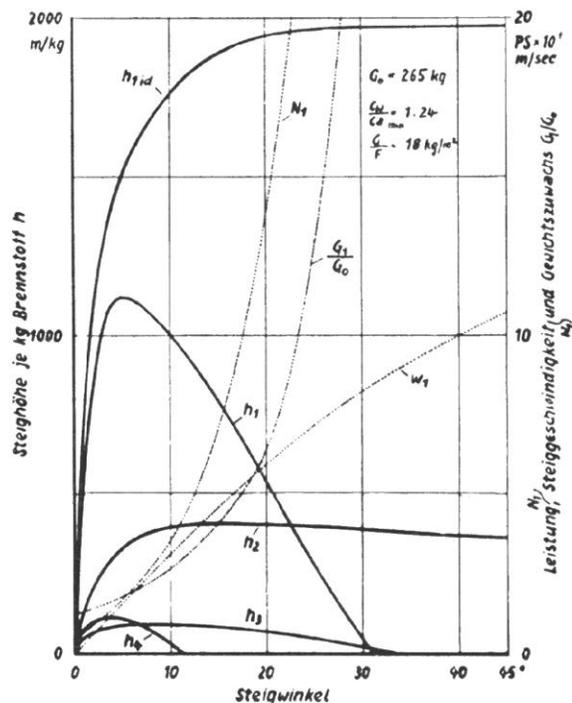


Abb. 2. Höhengewinn je kg Brennstoff eines Übungssegelflugzeuges, mit verschiedenen Arten von Hilfsantrieben  
1 Kolbenmotorpropeller; 2 Staustrahlpropeller; 3 Verpuffungsstrahltriebwerk; 4 Turbinentriebwerk

Um einen Überblick über den jeweiligen Brennstoffaufwand zu erhalten, wurde der Höhengewinn je Kilogramm Brennstoffverbrauch für den Steigflug eines Segelflugzeuges vom Grundtyp DFS-Meise mit vier verschiedenen Triebwerksarten errechnet. Die erhaltenen Ergebnisse sind in Abb. 2 graphisch dargestellt. Dabei wurde die Voraussetzung gemacht, daß die Flugleistung des jeweiligen Flugzeuges nach dem Steigflug, also für den anschließenden antriebslosen Flug, die des Grundtyps sein sollen. Für den Fall des Kolbenmotor-Propellertriebwerks wurden außerdem noch einige andere Größen eingezeichnet.

Aus dem Verlauf des Verhältnisses von Fluggewicht  $G_1$  zum Fluggewicht des Originalflugzeuges  $G_0$  ersieht man das schnelle Anwachsen des durch den Triebwerkeinbau bedingten Mehrgewichts; die Differenz zwischen den Kurven  $h_1$  ideal (d. h. Höhengewinn mit gewichtslosem Triebwerk) und  $h_1$  veranschaulicht die Einbuße an Steighöhe, die durch den höheren Gewichtsufwand verursacht wird.

Der zunächst noch hypothetische Staustrahlpropeller dürfte durch sein geringes Gewicht, seine Einfachheit und den weiten Bereich seiner Einsatzmöglichkeiten allen anderen Triebwerksarten überlegen sein, so daß der Versuch seiner Realisation gerechtfertigt erschien.

## 2. Probleme des Staustrahlpropellers

Der Staustrahlpropeller ist ein einfacher Propeller, der von zwei an seinen Blattspitzen angeordneten Staustrahldüsen angetrieben wird, ähnlich den bei einigen Helikoptertypen mit

Erfolg verwendeten Staustrahlhubschrauben. Da die Staustrahltriebwerke für Propeller jedoch bis zu fünfmal kleiner sein werden, treten — infolge der zur Verfügung stehenden, nur sehr kurzen Aufenthaltszeiten der durchströmenden Luft — verbrennungstechnische Grenzprobleme auf, die ganz erhebliche Schwierigkeiten verursachen können (4).

Für die technische Durchführbarkeit und für die Beurteilung der Wirtschaftlichkeit von Staustrahlpropellern war es noch wichtig, zu wissen, ob Staustrahltriebwerke derart kleiner Dimensionen — einwandfreien Verbrennungsablauf vorausgesetzt — überhaupt technisch verwertbare Schubentwicklung zeigen und gegebenenfalls, inwieweit die von E. Sängler und I. Bredt berechneten und durch Flugversuche mit größeren Triebwerken bestätigten Kennwerte (1) für sehr kleine Triebwerke gültig sind.

Andere Fragen, wie statische und dynamische Festigkeit, Betriebsverhalten der Staustrahltriebwerke an schnell umlaufenden Blättern, Regelbarkeit usw., sind demgegenüber von zweiter Bedeutung.

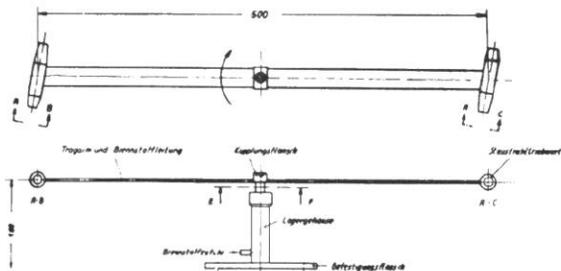


Abb. 3. Rundlaufgerät

### 3. Versuche mit Kleinststaustrahltriebwerken an einem Miniaturrundlauf

Um die oben dargelegte Frage zu klären, wurden am Forschungsinstitut für Physik der Strahltriebwerke ein Miniaturrundlauf von 50 cm Durchmesser mit zwei kleinen Staustrahltriebwerken von nur 30 mm Größtpantdurchmesser entworfen und Versuche mit Flüssiggas als Brennstoff durchgeführt (4). Der Rundlauf wurde gewählt, weil ein Windkanal für diese Versuche nicht zur Verfügung stand. Außerdem konnten damit bereits gewisse Erfahrungen für den Bau von Staustrahlpropellern gesammelt werden. Abb. 3 zeigt den Rundlauf und Abb. 4 einen Schnitt durch ein Staustrahltriebwerk.

Zur Arbeitsweise von Staustrahltriebwerken sei nur kurz bemerkt, daß die vorn eintretende Frischluft im Diffusor verzögert, dann mit Brennstoff eingereicht und nach der Verbrennung mit etwa dreifacher Geschwindigkeit hinten ausgestoßen wird. Der hierbei gewonnene Impulszuwachs ist der Triebwerkschub

$$S = m \cdot \Delta v = m (v_4 - v_1)$$

worin  $m$  der sekundliche Massendurchsatz und  $\Delta v$  die Differenz zwischen Austritts- und Eintrittsgeschwindigkeit ist. Der Staustrahl Schub ist auch durch die Form eines Luftkraftgesetzes beschreibbar und wird dabei:

$$S = \frac{\rho}{2} v^2 \cdot c_s \cdot F$$

Diese Formel zeigt bereits eine typische Eigenschaft dieser Triebwerksart: einen mit dem Quadrate der Fluggeschwindigkeit wachsenden Schub und keinen Standschub zu haben. Der Schubbeiwert  $c_s$  ist im wesentlichen von der Aufheizung (Drosselzustand) abhängig und kann durch umfangreiche thermodynamische Strömungsrechnungen bzw. durch Messungen an ausgeführten Triebwerken ermittelt werden. Die

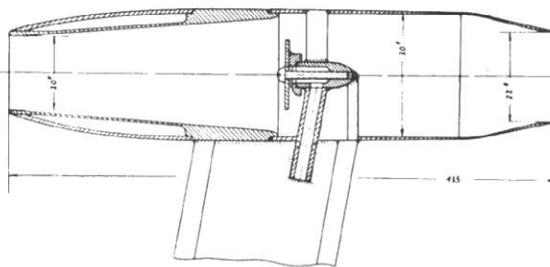


Abb. 4. Staustrahltriebwerk D=30 mm

für den Wirkungsgrad maßgebende «Vorverdichtung» wird durch den Aufstau im Diffusor bewirkt (auf diesen charakteristischen Vorgang deutet auch der Name «Staustrahltriebwerk» hin), so daß der Wirkungsgrad, ebenso wie der Schub, im Unterschallbereich proportional dem Flugstaudruck verläuft (siehe auch Abb. 1 und später unter «Wirtschaftlichkeit»).

Abb. 5 gibt einen Überblick über den getroffenen Versuchsaufbau. Der Rundlauf konnte durch einen regelbaren Gleichstrommotor angeworfen und während des Laufs von diesem entkuppelt werden. Das Zünden erfolgte vor dem Anwerfen mittels eines elektrischen Funkens. Der Brennstoff (Acetylen und Propangas) wurde aus Stahlflaschen entnommen und mittels eines Druckminderventils nach einem Manometer eingeregelt; er wurde am Lagergehäuse eingeführt und gelangte durch die hohle Achse und den ebenfalls hohlen Flügel in die beiden Triebwerke. Die Abb. 7 und 8 zeigen Aufnahmen des Rundlaufs im Betrieb.

Die Ergebnisse der durchgeführten Versuche waren sehr befriedigend. Es zeigte sich

a) daß der Versuchsrundlauf nach dem Anwerfen auf Umfangsgeschwindigkeiten von 85 m/sec in der Lage war, sich durch den Staustrahl Schub allein weiterzudrehen und zu beschleunigen. Die Schubentwicklung der kleinen Staustrahltriebwerke, deren direkte Messung nicht möglich war, kann als überraschend gut bezeichnet werden, und es erscheint der Schluß erlaubt, daß auch etwas größere Triebwerke zum Antrieb regulärer Propeller technisch möglich sind.

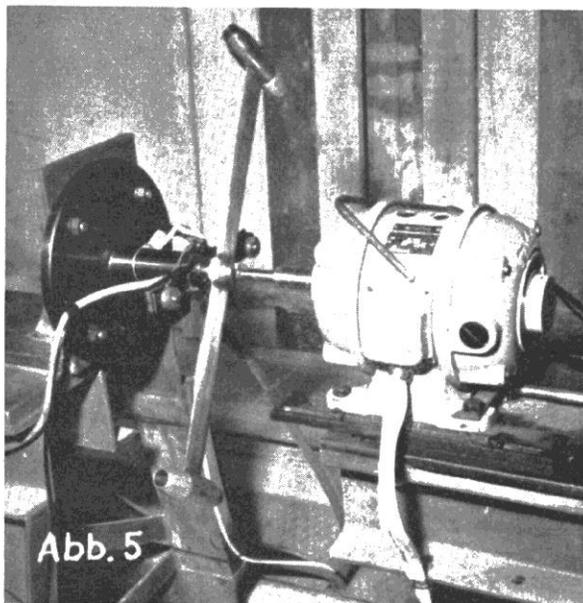


Abb. 5.

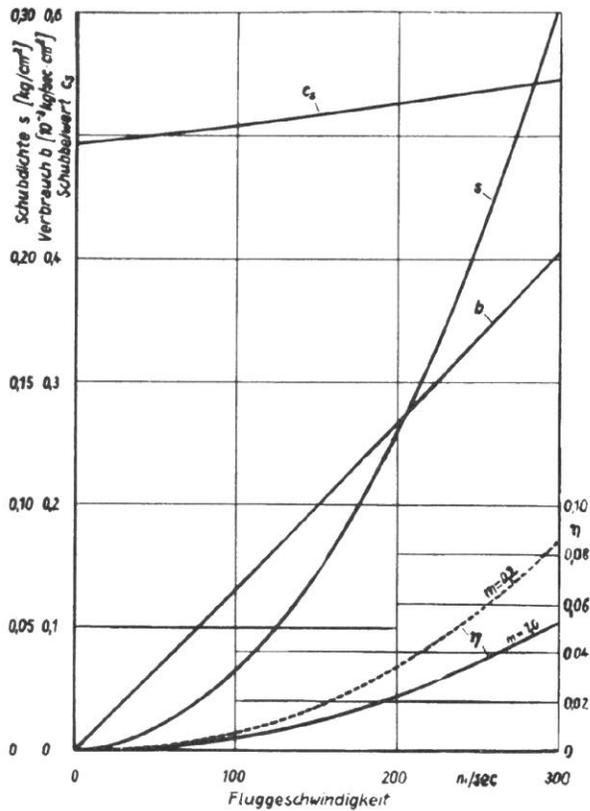


Abb. 6. Verlauf der spezifischen Werte größerer Staustrahltriebwerke (H = 0 km; m = 1,0 [0,2])

- b) Die auftretenden Betriebsgeräusche waren bedeutend geringer als die kleiner Verpuffungsstrahltriebwerke.
- c) Der heiße Abgasstrahl vermischt sich schnell mit der Umgebungsluft, so daß man in einem Meter seitlichem Abstand bereits die Hand in die Strahlebene halten konnte.

4. Wirtschaftlichkeit des Staustrahlpropellers

Staustrahltriebwerke haben, selbst beim Betrieb in der Nähe der Schallgeschwindigkeit, einen relativ hohen spezifischen Brennstoffverbrauch, der sich daraus erklärt, daß der Wirkungsgrad hier erst 4 % beträgt. Abb. 6 gibt einen Überblick über praktisch bestätigte Kennwerte größerer Staustrahltriebwerke. Neben der bereits erwähnten Tatsache des fehlenden Standschubes erkennt man in diesem Diagramm die Eigenschaft der Staustrahltriebwerke, bei Drosselung bessere Wirkungsgrade zu haben; demgegenüber zeigen Kolbenmotoren und Turbinenstrahltriebwerke bei Drosselbetrieb eine Wirkungsverschlechterung. Das günstige Drosselverhalten der Staustrahltriebwerke würde dazu führen, daß man Flüge längerer Dauer mit gedrosselten Triebwerken macht. Andererseits blieben dadurch für den Start entsprechende, sehr erwünschte Leistungsreserven. Man wird aber, selbst im günstigsten Falle, im Mittel mit Brennstoffverbräuchen von 1,25 kg/PS h rechnen müssen.

Das Leistungsgewicht von Staustrahltriebwerken der hier in Frage kommenden Größe beträgt 0,025 kg/PS, das ist etwa der fünfzigste Teil derjenigen der Kolbenmotoren; man würde also das Gewicht des Antriebsmotors fast ganz einsparen. Ein 25 PS-Antrieb würde ohne Brennstoff 10 kg wiegen (Leistungsgewicht 0,4 kg/PS), und mit einem Brennstoffvorrat von 5 kg läge das gesamte Mehrgewicht noch im Zuladungsspielraum normaler Segelflugzeuge. Damit würde die Flugzelle praktisch weder größer noch nennenswert teurer. Die

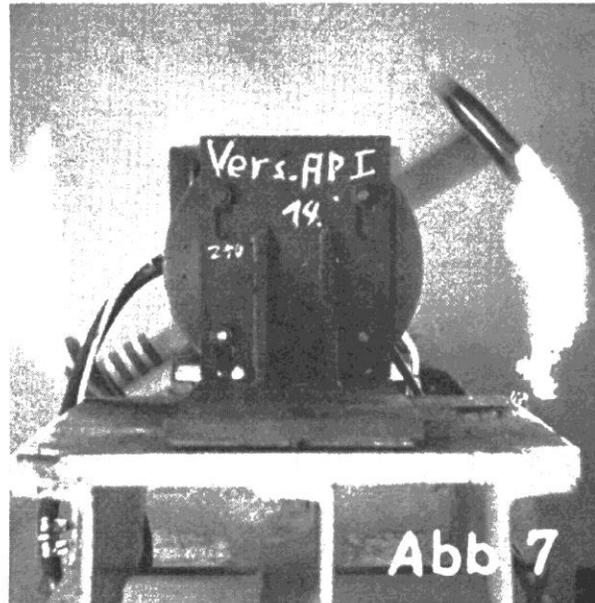


Abb. 7. Rundlauf beim Anwerfen

Anschaffungskosten eines Staustrahlpropellers würden etwa 1/5 derjenigen eines gleich starken Kolbenmotor-Propellertriebwerks betragen.

Mit diesen Grundzahlen können für den Einsitzerantrieb folgende Leistungen erwartet werden:

1. Steighöhe je kg Brennstoff (Steigflug) . . . . . 400 m/kg
2. Im Horizontalflug, also für die Überbrückung von Abwindgebieten (und zum Rückflug), werden erreicht, d. h. 100 km Flugstrecke mit 15 Litern Brennstoff . . . . . 10 km/kg

Der praktische Wert der letztgenannten Zahl wird deutlich, wenn man bedenkt, daß für den heute üblichen Straßenrücktransport von einem Streckenflug allein schon mehr Autobenzin erforderlich ist, vom Fahrzeugverschleiß, Zeitverlust

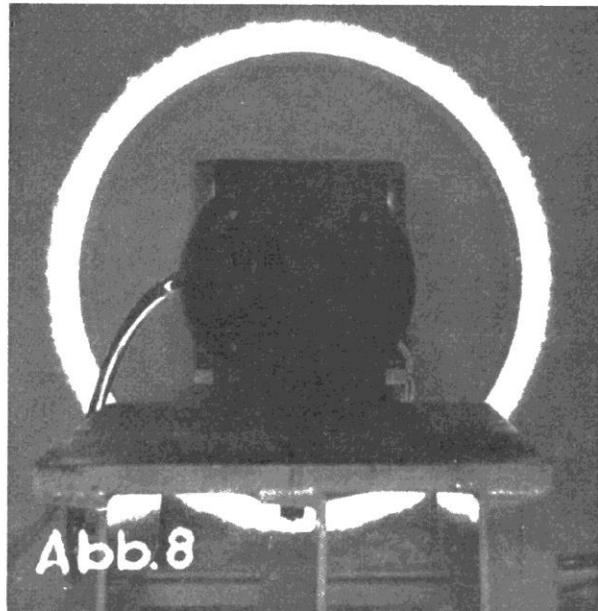


Abb. 8. Freilauf bei n = 4000 U min

und den bekannten Transportschäden an den Flugzeugen abgesehen.

Man würde also das Ziel des Flugzeugschlepps mit den Kosten des Windschlepps erreichen, das heißt mit dem zehnten Teil des bisherigen Unkostenaufwandes. Darüber hinaus erhielte man die Freiheit, das Triebwerk bei Bedarf jederzeit wieder in Betrieb nehmen zu können.

Die Handhabung eines Staustrahlpropellers wäre wesentlich einfacher als die eines Kolbenmotor-Propellertriebwerks, da gefährliche Überdrehzahlen wegen der natürlichen Bremse des Macheinflusses an den Blattspitzen nicht möglich sind. Durch die zulassungsseitige Geschwindigkeitsbegrenzung wäre man zur Drosselung, also zum wirtschaftlichen Fliegen gezwungen.

Ein Staustrahlpropeller dürfte am Boden mittels einer Reißleine angeworfen werden können, natürlich auch mit Anlaßeinrichtungen (kleine Anlaßraketen, Schwungkraftanlasser usw.). Da sich die ausgefahrene Luftschaube im Fahrtwind dreht, würde das Wiederanlassen im Fluge keine besonderen Schwierigkeiten bereiten.

Die Lebensdauer eines Staustrahlpropellers kann 1000 Stunden wesentlich überschreiten. Auch der Staustrahlpropeller ließe sich als Verschwindtriebwerk einbauen, wofür zahlreiche Lösungsvorschläge bekannt sind.

Wenn es gelingt, die Betriebsgeräusche in tragbaren Grenzen zu halten, könnte der Staustrahlpropeller ein nahezu ideales Hilfstriebwerk für Segelflugzeuge werden.

#### 5. Zusammenfassung

Die Anwendung von Strahltriebwerken für den Hilfsantrieb von Segelflugzeugen verspricht nur dann Vorteile, wenn man sie mit Propellern kombiniert. Von den möglichen Kombinationen scheint der Staustrahlpropeller die weitaus günstigere Lösung zu bieten.

Die im Forschungsinstitut für Physik der Strahltriebwerke unternommenen Realisierungsversuche von Staustrahlpropellern umfaßten zunächst Versuche mit Kleinststaustrahltriebwerken an einem Miniaturrundlauf. Es zeigte sich, daß diese kleinen Staustrahltriebwerke mit Flüssiggas als Brennstoff noch sicher arbeiten und dabei Schübe entwickeln, die für Staustrahlpropeller ausreichend sein dürften. — Ein Versuchspropeller für 25 PS ist in Vorbereitung.

Mit der Lösung des Problems der Hilfsantriebe würde der Segelflug von den bisherigen, sehr aufwendigen und teuren Startverfahren unabhängig. Es verschwände zwar das reizvolle — aber kostspielige — Risiko der Aufwindsuche nach dem Ausklinken. Die dafür gewonnene Selbständigkeit würde jedoch neue, kaum abzuschende Aspekte eröffnen: dem Segelflugzeug, als Instrument der Forschung, würde ein größeres Einsatzfeld entstehen, der Traum des Wandersegelfluges könnte Wirklichkeit werden, und mit der schnell anwachsenden Kenntnis von den Aufwindquellen würden uns die Möglichkeiten des Segelfluges in weit höherem Maße zugänglich sein, als es bisher erreichbar war.

Der Beginn der vorgetragenen Überlegungen reicht zurück in die Zeit meiner Tätigkeit bei der unter Leitung von Herrn Prof. Georgii stehenden Deutschen Forschungsanstalt für Segelflug in Ainring (Obb.). Besonderen Dank schulde ich Herrn Dr. Ing. Eugen Sängler und Frau Dr. Irene Sängler-Bredt, die diese Arbeit ermöglichten und sie mit Rat und Tat förderten. Die Firma Ernst Heinkel GmbH hat die Anfertigung der Versuchsgeräte unentgeltlich übernommen und die Durchführung der Versuche in verdankenswerter Weise unterstützt.

#### 6. Literaturhinweise

1. E. Sängler und I. Sängler-Bredt: Probleme der Strahl- und Raketechnik, VDI-Forschungsheft 437.

2. W. Michely und E. Schäfer: Heißwasserraketen, aus Mitteilung Nr. 6 des Forschungsinstituts für Physik der Strahltriebwerke e. V. (Tagungsband der Internationalen Tagung des Instituts in Freudenstadt/Schwarzwald, Febr. 1956), Verlag Flugtechnik, E. von Olhausen, Stuttgart.
3. Nils Hiorth: Das Verpuffungsstrahltriebwerk, ein Diskussionsbeitrag, Thermik, Nov. 1951.  
E. Schäfer: Diskussionsbeitrag zu «Segelflug ohne große Unkosten», Flugwelt IV, 10/1952, S. 335–337.
4. E. Schäfer und W. Michely: Beitrag zum Problem der Staustrahl-Treibschraube, aus Mitteilung Nr. 6 des Forschungsinstituts für Physik der Strahltriebwerke e. V. (s. a. unter 2).

#### Hélices à statoréacteurs pour planeurs

Le problème du lancement des planeurs n'a pas cessé d'être difficile, et surtout coûteux, le remorquage par avion à moteur étant seul jusqu'ici à avoir donné vraiment satisfaction. Quant au moto-planeur, il présente de graves défauts. On cherche donc du nouveau.

Les propulseurs à réaction séduisent par la simplicité de montage, mais leur emploi direct n'est guère optimum à des vitesses de l'ordre de 100 km/h. Les diverses solutions qu'on peut envisager conduisent à des dispositifs dispendieux, lourds et bruyants, si on les monte sur le planeur lui-même. Mais il y a une idée plus intéressante, celle de statoréacteurs mis à l'extrémité des pales d'une hélice, ou disposés d'autre façon pour mouvoir celle-ci. Mécaniquement, les conditions de travail cessent, dans certaines conditions, d'être désavantageuses.

Les statoréacteurs au bout des pales seraient légers, et d'une simplicité insurpassable. Ils ne causeraient pas de bruit intolérable. Il vaudrait donc la peine d'essayer de les réaliser. Certains hélicoptères portent déjà des dispositifs analogues. Mais le problème à résoudre est plus complexe dans le cas du planeur, parce que l'hélice devrait être environ 5 fois plus petite qu'un rotor d'hélicoptère. Puis, de si petits statoréacteurs présenteront-ils encore une combustion normale? Des expériences ont prouvé que c'est réalisable.

Le poids de ces statoréacteurs est de 0,025 kg par CV; c'est 50 fois moins que pour un moteur à piston. Tout le propulseur pèserait 10 kg au total, soit 0,4 kg/CV, pour une puissance de 25 CV; si l'on ajoute 5 kg pour le combustible, on reste dans les limites d'une surcharge supportable sans renforcement (et renchérissement) de la cellule d'un planeur normal. Un planeur ainsi équipé pourrait regagner sa base par ses propres moyens. La durée de vie d'un semblable propulseur dépasserait 1000 heures de fonctionnement. Le combustible est du gaz liquéfié.

Avec un planeur avec hélice à statoréacteurs, plus besoin de craindre les zones sans ascendance: le pilote est beaucoup plus libre.

#### Propellers with Ram-jets for Gliders

The problem of launching gliders remains a difficult one and, above all, costly. Aero-towing is the method which has, up to now, been most satisfactory. Powered gliders have serious drawbacks. New methods are being sought.

Jet propulsion units are easily installed but they would scarcely be working efficiently at speeds of the order of 100 km/h. Various devices have been suggested which would be expensive, heavy and noisy if mounted on the glider itself. There is, however, the interesting idea of using ram-jets at the tips of the blades of a propeller (or arranged in some other manner so as to revolve the propeller).

Ram-jets at the blade tips would be light and simple and the noise would not be intolerable. An experiment would be worthwhile. Some helicopters already have similar systems. The problem is more difficult in the case of a glider since the propeller would be only about one fifth the size of the helicopter rotor. Also, with such small ram-jets would the combustion still remain normal? Tests have shown that the scheme is possible.

The weight of these ram-jets is 0,025 kg per B.H.P., which is one fiftieth that of a piston engine. The propulsive unit would weigh 10 kg in all or 0,4 kg per B.H.P. for a power of 25 B.H.P. If 5 kg are added for fuel, the engine can still be fitted without strengthening the ordinary glider fuselage. The life of such a unit would be more than 1000 hours.