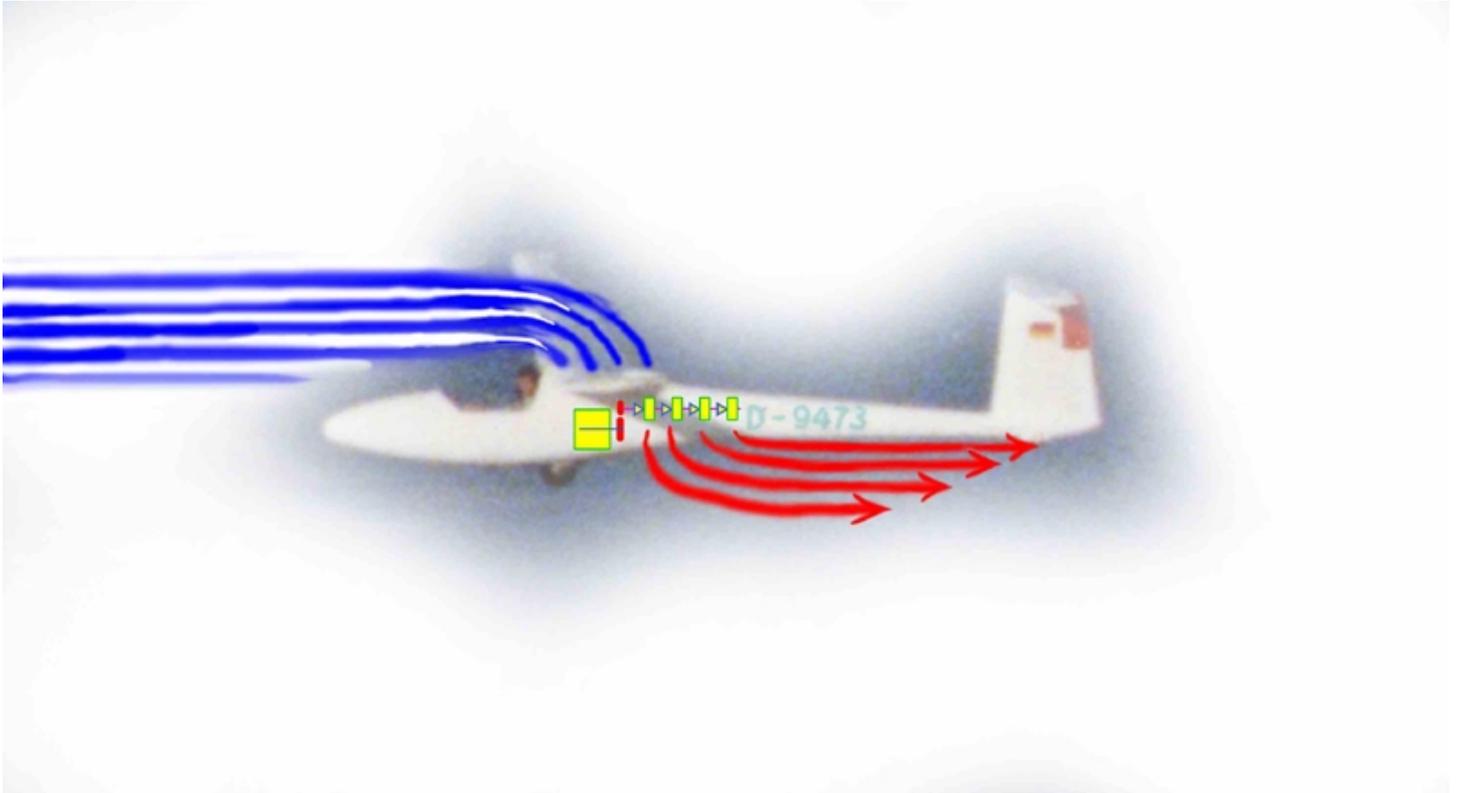


Abschätzung eines Strahlseglers

Abschätzung eines Strahlseglers



Fotomontage - Club Libelle als Strahlsegler

Dieser Text ist die Zusammenfassung eines Vortrages gehalten am 21.11. 2003 auf dem 27. Segelflugsymposium an der TU Braunschweig.

Verfasser: Georg Emanuel Koppenwallner
Plotterland Invention

Abschätzung eines Strahlseglers

1. Zusammenfassung

Dieser Vortrag schlägt ein alternatives Antriebsverfahren für Segelflugzeuge vor, das geringeren Zusatzwiderstand durch die Antriebsvorrichtung aufweist. Es handelt sich um ein ‚Motorluft-Antriebsverfahren‘, bei dem mittels eines Verbrennungsmotors eine mehrflutige Gebläseeinheit (mehrere Radiallaufräder hintereinander auf einer Achse) in der Rumpfröhre betrieben wird. Nach einem kurzen historischen Überblick wird die Effizienz eines Strahlantriebes ausgehend von kleinen Schüben betrachtet. Anhand der Polare einer Club-Libelle wird dieses Flugzeug als Strahlsegler und als Klapptriebwerkssegler abgeschätzt.

Die möglichen Bauausführungen der Lufterlässe und Luftauslässe, der Spiralen, der Gebläselaufräder und der gesamten Gebläseeinheit wird anhand der bisherigen Funktionsmodelle erläutert.

Das derzeitige Fazit ist:

Ein Strahlsegler ist gemäß den Abschätzungen dem Propellerantrieb im Bereich unterhalb 30m/s energetisch gesehen unterlegen. Oberhalb von 30 m/s kann der Strahlantrieb Vorteile gegenüber dem Propellerantrieb aufweisen. Absolut gesehen liegen die minimalen Schwebleistungen beim 4-flutigen Strahlantrieb zwischen 4 und 7 kW gegenüber 3 kW beim Propellerantrieb.

Der Einbau eines ein/zwei-flutigen Gebläses mit einem angenommenen Wirkungsgrad des Gebläses von 0,5 kann das Flugzeug am Schweben halten, wenn die Motorleistung 10 kW beträgt.

Der Strahlsegler verfügt dann über einen sogenannten Motor-Luft Antrieb, folgt man der Terminologie von Müller, 1997.

Abschätzung eines Strahlseglers

1. ZUSAMMENFASSUNG	2
2. ÜBERBLICK	4
3. GRUNDLAGEN	6
3.1. Energieströme	7
3.2. Wirkungsgrade	9
3.3. Differenzgeschwindigkeiten	12
3.4. Abschätzung eines Strahlseglers anhand von Fallbeispielen.....	13
3.1.1. Polare und günstigster Massenstrom	13
3.1.2. Polare modifiziert durch Zusatzwiderstände.....	14
3.1.3. Fallbeispiele.....	15
3.1.4. Modifizierte Polaren der Fallbeispiele	16
3.1.5. Notwendige Leistungen zum Schweben	17
3.1.6. Notwendige Leistungen zum Steigen	19
3.5. Generelle Probleme des Strahlseglers	20
4. KONZEPT	21
5. FUNKTIONSMODELLE	24
5.1. Funktionsmodell 1	24
5.2. Funktionsmodell 2.....	25
5.3. Funktionsmodell 3.....	26
5.4. Funktionsmodell 4 - Rumpfeinbaumodell.....	27
5.5. Weitere Entwicklungsschritte.....	28
5.6. Fernere Entwicklungsschritte	28
6. LITERATURQUELLEN	28
7. FAZIT	29
8. LITERATUR	30

Abschätzung eines Strahlseglers

2. Überblick

Der Propellerantrieb für Luftfahrzeuge war bis zur Entwicklung der Turbo-Luft-Triebwerke ab den 30er Jahren der dominierende Antrieb für Flugzeuge. Für langsame Flugzeuge stellt der Propellerantrieb auch heute noch die Hauptantriebsmethode dar. Motorisierte Segelflugzeuge – auch mit Klapptriebwerk – wurden bereits in den 30er Jahren konzipiert und gebaut. Zu Beginn der 60er Jahre wurden von Löhnert 1960 „Grundlagen des Motorseglers“ abgeschätzt. Dabei wurde auch der Fall eines mittels Axialimpellers angetriebenen Motorseglers berücksichtigt. Allerdings war bei der Verwendung eines Laufrades nur die einsitzige Variante für Eigenstart brauchbar.

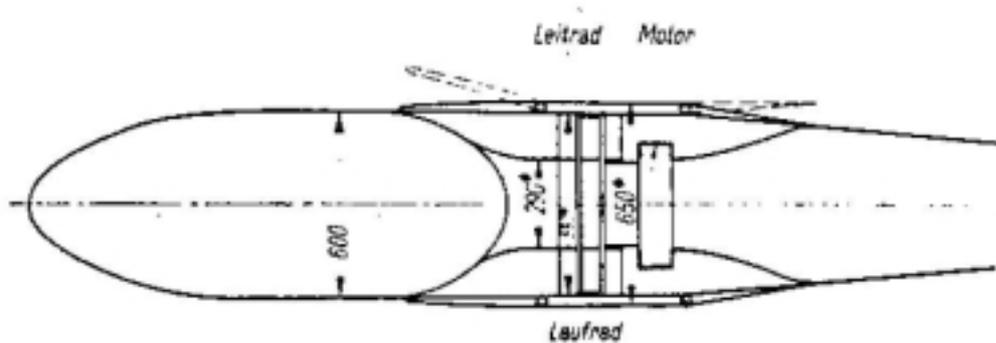


Bild 4. Einsitzer mit Strahlgebläse.

Abbildung 1 Strahlsegler nach Löhnert, 1960

In diese Zeit fällt auch die Entwicklung des Turbinenseglers von Hütter und des Turbinenseglers Greif von Heinkel.

Die Idee des intern erzeugten Strahlantriebes für Segelflugzeuge hat sich aber bis heute nicht durchgesetzt.

Die Entwicklung des Segelflugzeugbaues folgte den neuen Möglichkeiten der GFK Werkstoffe. Der Segler von Hütter ist z.B. Urahn der Standardlibelle.

Die GFK Hochleistungssegler wurden und werden zumeist mit Klapptriebwerken ausgestattet, obgleich diese Art des Antriebes einen Widerstand erzeugt, der um so mehr die Größenordnung des Segelflugzeug-Widerstandes erreicht, je besser die Flugzeuge werden.

Die Möglichkeiten ein Segelflugzeug mit einem Antrieb zu versehen sind sehr schön in der Patentanmeldung DE-2720957 Klotz, 1977, dargestellt.

Abschätzung eines Strahlseglers

2720957

Nummer: 27 20 957
Int. Cl. 2: B 64 D 27/28
Anmeldetag: 10. Mai 1977
Offenlegungstag: 23. November 1978

-11-

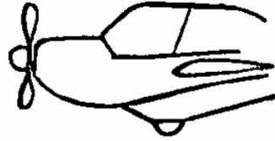


Fig. 1

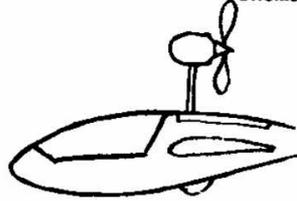


Fig. 2



Fig. 3



Fig. 4



Fig. 5

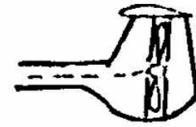


Fig. 6

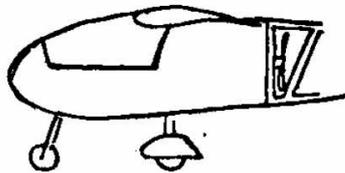


Fig. 7



Fig. 8

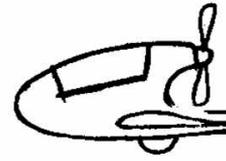


Fig. 9

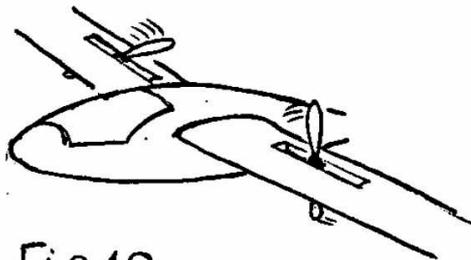


Fig. 10

809847/0080

Abbildung 2 Motorseglervarianten – DE 2720957

Abschätzung eines Strahlseglers

3. Grundlagen

Der Schwebeschub eines Flugzeuges, hängt ab von der Gleitzahl E und von seiner Masse m , z.B. $m = 300 \text{ kg}$ und $E = 30$.

Formel 1

$$F = \frac{m \cdot g}{E} = \frac{300 \text{ kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}{30} = 98,1 \text{ N}$$

Man erkennt, dass für einsizige Segelflugzeuge sehr geringe Schwebeschübe notwendig sind. Will man mit einer Geschwindigkeit in der Größenordnung des zugehörigen Eigensinkens steigen, so muß man in erster Näherung das doppelte des Schwebeschubes aufbringen.

Der Schub im Kraftflug wird durch die Beschleunigung umgebender Luft, also durch eine Impulsänderung eines auf das Luftfahrzeug zurückwirkenden Luftstromes hervorgerufen.

Ich gehe im folgenden stets von mittleren Größen aus.

Die Kraft, die durch einen homogenen und kontinuierlichen Massenstrom dm/dt hervorgerufen wird, der von u_0 auf $u_0 + \Delta u$ beschleunigt wird, zeigt

Formel 2 a.

Formel 2 a

$$F = \frac{dm}{dt} \cdot \Delta u \Rightarrow \frac{dm}{dt} = \frac{F}{\Delta u} \Rightarrow \Delta u = \frac{F}{\dot{m}}$$

Formel 2 b

$$L(\text{Schwebe}) = F \cdot u_0 = m \cdot g \cdot w(u_0) \approx 3 \text{ KW}$$

Die Schwebeschübe für ein Standardklasse Flugzeug liegen in der Größenordnung von 120 N. Man kann diese Kraft als Konstante vorgeben und die zugehörigen Massenströme und Geschwindigkeitsdifferenzen benutzen die zugehörigen Energieströme auszudrücken. Die Schwebeleistungen lassen sich aus der Schubarbeit, s. auch Formel 7 oder aus der Sinkgeschwindigkeit bei u_0 berechnen.

Das Diagramm 1 zeigt die Abhängigkeit des Massenstromes von der Geschwindigkeitsdifferenz bei 120 N Schub bei einer ‚Turbomaschine‘ im Stand.

Abschätzung eines Strahlseglers

Geschwindigkeitsdifferenz als Funktion Massenstrom bei 120 N

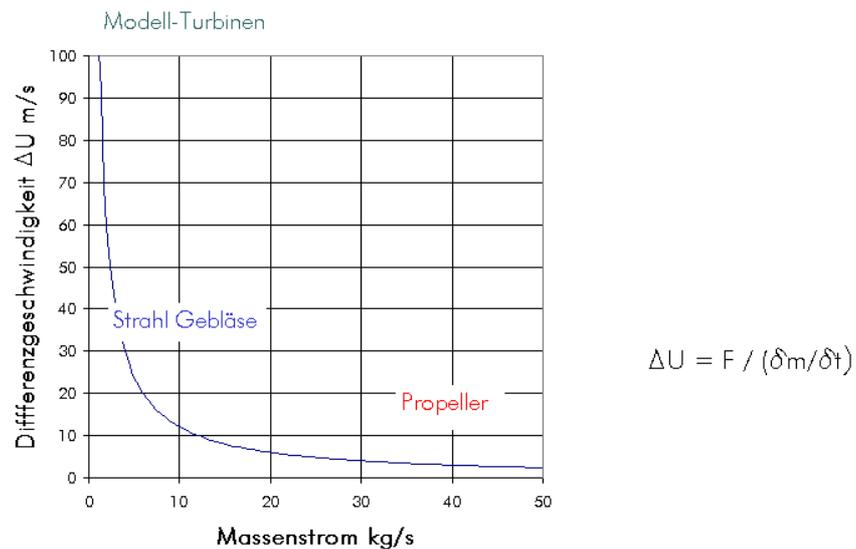


Diagramm 1 Differenzgeschwindigkeit als Funktion des Massenstromes

Dabei entsprechen die großen Massenströme > 50 kg/s dem Propellerantrieb, die kleineren Massenströme um 5 kg/s einem Strahlantrieb und die kleinsten Massenströme um 1 kg/s Modellturbinen, die ja in einigen Flugzeugen erprobt werden.

3.1. Energieströme

Die in Diagramm 1 dargestellten Massenströme, die durch Formel 2 bestimmt werden, kann man auch über den Volumenstrom Q bestimmen, der sich aus der Durchtrittsgeschwindigkeit u_A , im Stand bei einem Gebläse z.B. DU , multipliziert mit einer Referenzdurchtrittsfläche A_{Ref} ergibt.

Formel 3
$$Q = u_A * A_{\text{REF}} \Rightarrow \dot{m} = \rho \cdot Q$$

Als Referenzdurchtrittsfläche kann man die von einem Propeller bestrichene Fläche bei einem niedrig belasteten Propeller annehmen. Bei einem Gebläse oder Verdichter muß der gesamte Volumenstrom durch die Eintrittsöffnung des (oder auch der Laufräder) treten, so dass in diesem Fall die Gebläseeintrittsfläche als Referenzfläche für den Durchfluß gelten kann.

Die Durchtrittsgeschwindigkeit u_A bei einem Propeller ist, wenn sich dieser mit u_o bewegt und die Luft um die Differenzgeschwindigkeit DU beschleunigt:

Abschätzung eines Strahlseglers

Formel 4
$$u_A = u_0 + \frac{\Delta u}{2}$$

Bei einem Gebläse gilt:

Formel 5
$$u_A = u_0 + \Delta u$$

Bewegt man ein Flugzeug mit der Geschwindigkeit u_0 mittels eines Strahles der gegenüber dem Flugzeug die Relativgeschwindigkeit DU aufweist, so sind folgende kinetische Energieströme wesentlich, die sich aus den jeweiligen Volumenstrom bzw. aus dem Massenstrom herleiten lassen.

Formel 6

Der Energiestrom der ankommenden Luft	=	$E(ein)$
Der Energiestrom der austretenden Luft	=	$E(aus)$
Die Strahlleistung	=	$L(Strahl) = E(aus) - E(ein)$,
Die Schubarbeit des Strahles	=	$L(Schub) = F \cdot u_0$

Es ist:

Formel 7

$$E(ein) = \frac{\dot{m}}{2} u_0^2$$
$$E(aus) = \frac{\dot{m}}{2} (u_0 + \Delta u)^2$$
$$L(Strahl) = \frac{\dot{m}}{2} (2u_0\Delta u + \Delta u^2)$$
$$L(Schub) = F \cdot u_0 = \dot{m} \cdot \Delta u \cdot u_0$$

Ich gebe einen bestimmten Schub, z.B. 120 N, vor. Die Differenzgeschwindigkeit DU läßt sich bei gegebenem Schub F als Funktion des Massenstromes angeben. Mit u_0 , DU und dem Massenstrom, lassen sich die Energieströme in Formel 7 berechnen. Dies wird bei einem Schub von $F = 120$ N und einer Fluggeschwindigkeit $u_0 = 30$ m/s in Diagramm 2 dargestellt.

Abschätzung eines Strahlseglers

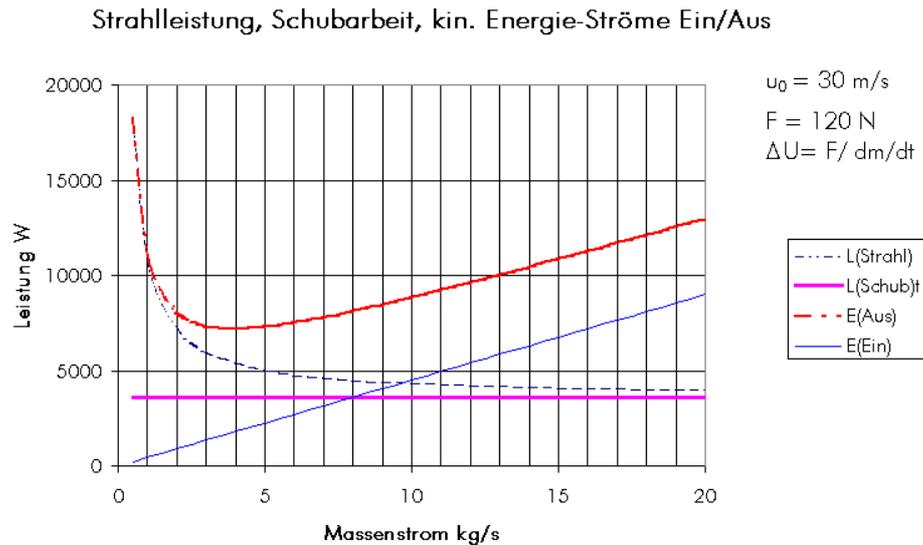


Diagramm 2 Energieströme (ein-aus) , Schubarbeit, Strahlleistung

Man erkennt in Diagramm 2 die Schubarbeit, die für alle Massenströme konstant ist, da sie nur von der Fluggeschwindigkeit und dem Schub bestimmt wird. Man erkennt auch, dass der eintretende kin. Energiestrom linear mit dem Massenstrom ansteigt, da die Fluggeschwindigkeit ja konstant ist. Der austretende kin. Energiestrom weist ein Minimum, hier bei 4 kg/s Massenstrom auf, wobei dort der austretende kin. Energiestrom das doppelte der Schubarbeit darstellt. Die Strahlleistung nähert sich mit zunehmendem Massenstrom der Schubarbeit an.

Ein Antrieb, der nur die Strahlleistung aufbringen muß , um seinen Antriebstrahl auf die Differenzgeschwindigkeit zu beschleunigen, hat also bei großen Massenströmen den Vorteil der geringst möglichen Strahlleistung, die nahe über der Schubarbeit liegt. Der Propellerantrieb ist in bestimmten Grenzen ein solcher Antrieb. Beim hier propagierten Strahlantrieb mit Gebläse hingegen liegt idealerweise E(Aus) nahe beim Minimum!

3.2. Wirkungsgrade

Man kann das Verhältnis von Strahlleistung/Schubarbeit bilden. Dieses gibt an wieviel der in den Strahl gesteckten Energie tatsächlich für den Vortrieb genutzt wird. Dieses Verhältnis heißt Strahlwirkungsgrad $\eta(\text{Strahl})$.

Formel 8

$$\eta(\text{Strahl}) = \frac{L(\text{Schub})}{L(\text{Strahl})} = \frac{\dot{m} \cdot \Delta u \cdot u_0}{\dot{m} / 2 (2u_0 \cdot \Delta u + \Delta u^2)} = \frac{2}{2 + \frac{\Delta u}{u_0}} = \frac{2}{1 + \frac{(\Delta u + u_0)}{u_0}}$$

Bei Strahlantrieben, die den Strahl innerhalb des Gehäuses einer Turbomaschine mittels Gebläsen oder Verdichtern beschleunigen, soll der einströmende Energiestrom möglichst vollständig genutzt werden, um im Eintritt der Turbomaschine einen möglichst hohen Vordruck zu erzeugen. Je

Abschätzung eines Strahlseglers

höher dieser Vordruck ist, um so weniger Energie muß zur weiteren Beschleunigung des Strahles aufgewandt werden.

Für die Leistung $L(TM)$ einer Turbomaschine gilt nämlich:

Formel 9

$$L(TM) = Q \cdot \Delta P_{tot} = \frac{\dot{m}}{\rho} \left(\frac{\rho}{2} (u_0 + \Delta u)^2 - \frac{\rho}{2} u_0^2 \right) = E(aus) - E(ein)$$

Dabei ist Q der geförderte Volumenstrom und ΔP_{tot} die Differenz der Totaldrucke bei Ein- und Austritt der Turbomaschine.

Wenn man den eintretenden Energiestrom überhaupt nicht nutzen könnte, hieße dies, dass man für den Antrieb den gesamten austretenden kinetischen Energiestrom aufbringen müßte. In diesem Fall wäre bei einem Antrieb mittels Gebläsen bei vorgegebenem Schub der Punkt am günstigsten, für den die Leistung des austretenden Strahles am geringsten ist

Aus Ableitung der Beziehung für den austretenden kin. Energiefluss $E(aus)$ nach dem Massenstrom ergibt sich:

Formel 10

$$\frac{\partial E(aus)}{\partial \dot{m}} = \frac{u_0^2}{2} - \frac{1}{2} \cdot \frac{F^2}{\dot{m}^2} \Rightarrow \dot{m} = \frac{F}{u_0}$$

Aus vorgegebenen Schüben und Geschwindigkeiten läßt sich dann das zugehörige Minimum von $E(aus)$ in Abhängigkeit vom Massenstrom bestimmen.

Für Diagramm 2 liegt dieser Punkt, bei 120 N und 30 m/s bei 4 kg/s.

Schätzt man ungünstigsten Fall so ab, dass man die Strahlleistung im Fall eines ‚Motor-Luft‘ Gebläseantrieb mit Erzeugung des gesamten austretenden kinetischen Energiestromes bezahlt, dann kam dafür auch einen ‚Maschinen Wirkungsgrad‘ $\eta(MWG)$ angeben:

Formel 11

$$\eta(MWG) = \frac{L(Strahl)}{E(aus)}$$

Will man nur die Verluste der Antriebskonzeption abschätzen. dann kann man den Maschinenwirkungsgrad mit dem Strahlwirkungsgrad multiplizieren. Für das Antriebssystem Strahlsegler gilt dann der Antriebswirkungsgrad η (Antrieb)

Formel 12

$$\eta(Antrieb) = \eta(Strahl) * \eta(MWG) = \frac{L(Schub)}{E(aus)}$$

Berücksichtigt man, dass man einen Teil m ($0 < m < 1$) der eintretenden kin. Energie doch zurückgewinnt, dann gilt für den Antriebswirkungsgrad

Abschätzung eines Strahlseglers

Formel 13
$$\eta(\text{Antrieb}) = \frac{L(\text{Schub})}{E(\text{aus}) - m * E(\text{ein})}$$

Für den Beispielsfall $F= 120 \text{ N}$ und $u_0= 30 \text{ m/s}$ sind diese Wirkungsgrade in Diagramm 3 dargestellt.

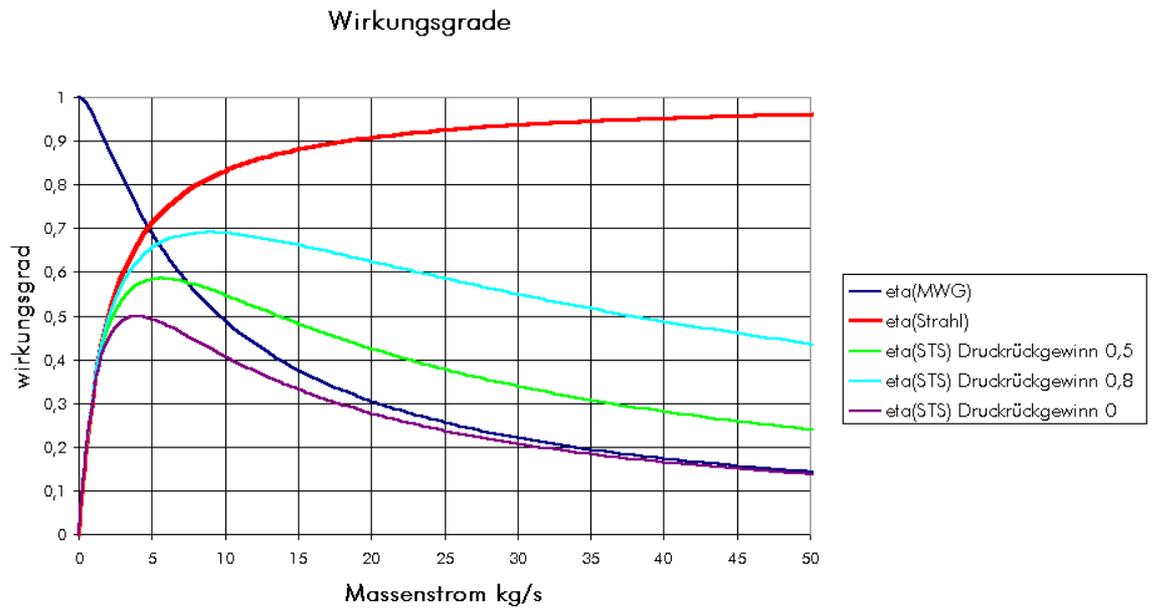


Diagramm 3 Wirkungsgrade, für $F= 120 \text{ N}$ und $u_0= 30 \text{ m/s}$

Den Wirkungsgrad für das gesamte Antriebssystem erhält man, wenn man die ‚hydraulischen‘ Wirkungsgrade der eingesetzten Turbomaschinen und die internen Rohrleitungs- und Umlenkungsverluste berücksichtigt.

Formel 14
$$\eta(\text{Ges}) = \eta(\text{Antrieb}) * \eta(\text{hyd.})$$

Dabei ist $\eta(\text{hyd.})$ der Wirkungsgrad der ‚Turbomaschine‘. Dieser hängt von den Betriebsbedingungen ab. Der maximale hydraulische Wirkungsgrad eines Propellers liegt bei 0,8, der eines Radialgebläses vorsichtig gesagt bei 0,7. Hinzu kommen Verluste in den Leitungen und Umlenkungen, die bei Strahlflugzeugen den Wirkungsgrad der Anlage wesentlich weiter senken können.

Die bisherigen Erwägungen gingen von einem vorgegebenen Schwebeschub von 120 N aus. Dies bedeutet, dass für den Strahlantrieb und den Propellerantrieb dieselben Gleitzahlen des Flugzeuges angenommen wurden.

Abschätzung eines Strahlseglers

3.3. Differenzgeschwindigkeiten

Im folgenden soll aus einer gegebenen Gleitzahl und einem gegebenem Fluggewicht der Schwebeschub und daraus ferner die notwendige Schubarbeit beim Propeller bzw. beim Strahlantrieb ermittelt werden.

Dabei ordne ich dem jeweiligen Antrieb eine Wirk- bzw. Durchtrittsfläche A_W zu. Diese Fläche wird je nach Antriebsart durchströmt gemäß Formel 4, Propeller, oder Formel 5, Gebläse. Sind der notwendige (Schwebeschub) F , die Fluggeschwindigkeit u_0 und die Durchtrittsfläche A_{REF} sowie die Antriebsart vorgegeben, so läßt sich damit die resultierende Differenzgeschwindigkeit Δu errechnen. Aus $\Delta u / u_0$ kann man dann den Strahlwirkungsgrad bestimmen. Aus der Beziehung für den Schub und die Durchtrittsgeschwindigkeit ergibt sich z.B. für den Strahlantrieb, bzw. den Propeller:

Formel 15
$$F = \dot{m} \cdot \Delta u = \rho \cdot A_{REF} \cdot u_A \cdot \Delta u$$

Strahlantrieb
$$F = \dot{m} \cdot \Delta u = \rho \cdot A_{REF} \cdot (u_0 + \Delta u) \cdot \Delta u$$

Propeller
$$F = \dot{m} \cdot \Delta u = \rho \cdot A_{REF} \cdot (u_0 + \Delta u / 2) \cdot \Delta u$$

Löst man obige quadratische Gleichungen nach Δu auf, dann erhält man

Formel 16
$$\Delta u = -\frac{u_0}{2} + \sqrt{\left(\frac{u_0}{4}\right)^2 + \frac{F}{\rho \cdot A_{REF}}}$$

für den Strahl

und

für den Propeller
$$\Delta u = -\frac{u_0}{2} + \sqrt{u_0^2 + \frac{2 \cdot F}{\rho \cdot A_{REF}}}$$

Mittels dieser Differenzgeschwindigkeiten lassen sich die zu den jeweiligen Konfigurationen gehörenden Strahlwirkungsgrade angeben.

Abschätzung eines Strahlseglers

3.4. Abschätzung eines Strahlseglers anhand von Fallbeispielen

3.1.1. Polare und günstigster Massenstrom

Ich gehe von der Polare einer Club-Libelle aus, Diagramm 4 :

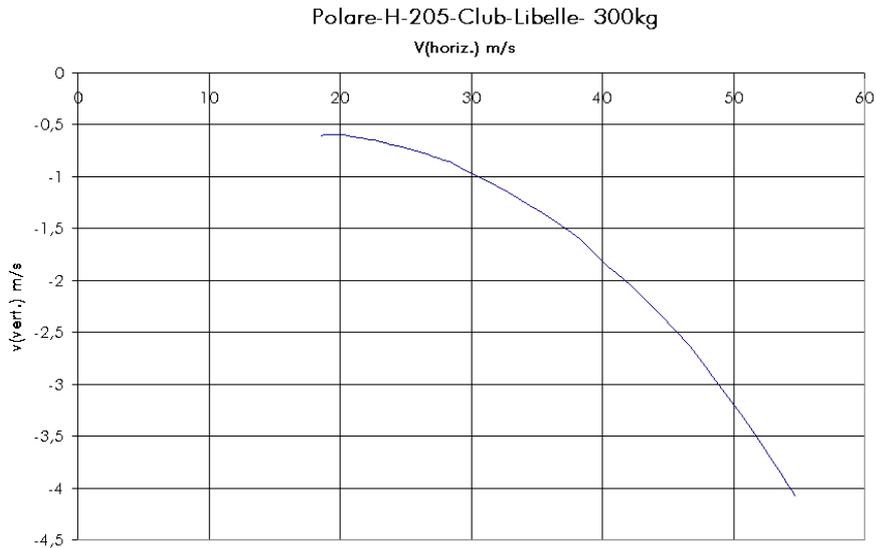


Diagramm 4 Polare Club Libelle

Mittels der Formel 10 lassen sich die Massenströme für den geringsten austretenden Energiefluß in Abhängigkeit vom Schwebeschub und der Fluggeschwindigkeit als Funktion der Fluggeschwindigkeit darstellen.

Massenstrom mit Minimum für E(aus)-Polare Club Libelle

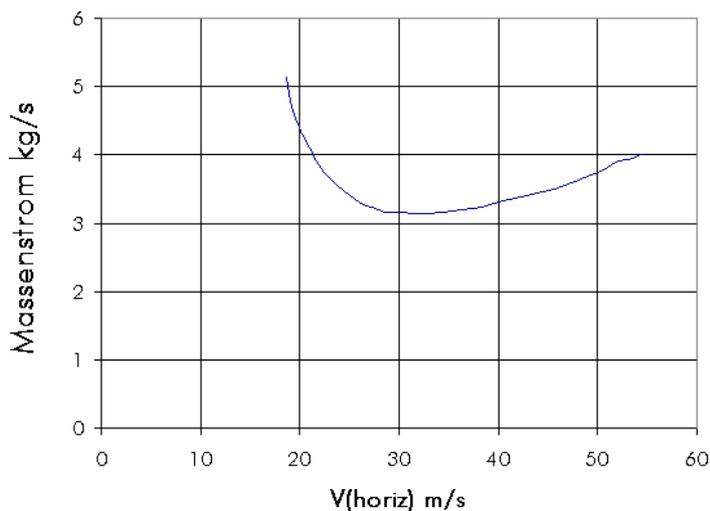


Diagramm 5 Günstigster Massenstrom als Funktion der Fluggeschwindigkeit
Man erkennt in , dass Massenströme zwischen 5 und 3 kg/s ein diesbezügliches Optimum bieten.

Abschätzung eines Strahlseglers

3.1.2. Polare modifiziert durch Zusatzwiderstände

Für den Vergleich Klapptriebwerk und Strahlsegler mache ich folgende Annahmen – (Fallbeispiel-1)

Wirkfläche Propeller = 1 m², bzw. Gebläseöffnungen 0,07068 m².

Der (Form) Widerstandsbeiwert des Propellers und seines Klappturmes ist $c_w = 1$.

Bezugsfläche ist ein Propeller von 1,12 m Durchmesser, der auf einem 0,5 m hohem Turm sitzt. Die Breite ist dabei 0,1 m. Ich gehe von 0,15 m²

Widerstandsfläche aus. Diese Abschätzung folgt Löhnert, 1961.

Der (Form) Widerstandsbeiwert des Strahlseglers ist bezogen auf seine Wirkfläche als Widerstandsfläche für Ein/und Austritt $c_w = 0,5$, wenn der Antrieb durchströmt wird.

Minimale Form-Widerstände von 0,1 bis -0,2 (!) treten bei dem günstigsten Verhältnis V/u_0 auf. Dieses Verhältnis von Durchströmgeschwindigkeit/Fluggeschwindigkeit ist z.B. beim NACA Einlauf 0,6 -0,7 je nach Bauart. Die Abschätzung basiert auf Hoerner, 1965. Siehe hierzu auch die Recherchen.

Also $A(\text{Wid}) \text{ Propeller} = 0,15 \text{ m}^2$, $A(\text{Wid}) (\text{STS}) = 0,07068 \text{ m}^2$

(Anm: Der Formwiderstand ist im engl. Sprachgebrauch der ‚external drag‘. Der Impulsstrom-Widerstand heißt ‚internal drag‘. Saugt man einen Massenstrom in das Flugzeug und läßt diese Masse nicht wieder vollständig in Antriebsrichtung austreten, dann bewirkt dieser Massenstrom bzw. der Leckstrom einen Widerstand, bzw. negativen Schub.)

Mittels der obigen Annahmen für Widerstandsbeiwert und Widerstandsflächen, die für alle Geschwindigkeiten als konstant angesehen werden, läßt sich ein ‚Antriebs‘ Zusatz-Widerstand $W(\text{Zusatz})$ errechnen.

$$\text{Formel 17} \quad W(\text{Zusatz}) = c_w * \rho(\text{stau}) A(\text{Wid.}) = c_w * A(\text{Wid.}) \frac{\rho \cdot u_0^2}{2}$$

Dieser Zusatzwiderstand kann in die Beziehung für die Gleitzahl eingebracht werden.

$$\text{Formel 18} \quad E = \frac{A}{W} = \frac{A}{W + W(\text{Zusatz})} = \frac{A}{W + c_w * A(\text{Wid.}) \frac{\rho \cdot u_0^2}{2}}$$

Dies wurde für Fallbeispiel 1 z.B. mit der Polare der Club-Libelle, Diagramm 4 durchgeführt.

Abschätzung eines Strahlseglers

3.1.3. Fallbeispiele

Ich mache ferner folgende Annahmen für die hydraulischen Wirkungsgrade der jeweiligen Konfiguration (Fallbeispiel 1-5) :

$$h(\text{hydr. Prop}) = 0,8$$

$$h(\text{hydr. TM}) = 0,7$$

Der Druckrückgewinn beim Strahlantrieb wird im schlechtesten Fall nicht berücksichtigt, sonst wird von einem Druckrückgewinn von 0,7 ausgegangen. Beim Propeller ist dieser Druckrückgewinn stets 1!

Es wurden verschiedene Fallbeispiele gewählt, um die Bandbreite der möglichen Effekte abzuschätzen, Abbildung 3 .

Fallbeispiel	A(W) (Prop)	A(W) (Strahl)	c _w (Prop)	c _w (Strahl)	η_j (Ekin[ein])	η_j (hy-TM)	η_j (hy-Prop)
1	0,15	0,07068	1	0,5	0,7	0,7	0,8
2	0,07	0,07068	1	0,5	0,7	0,7	0,8
3	0,07	0,07068	1	0,1	0,7	0,7	0,8
4	0,15	0,07068	1	0,1	0,7	0,7	0,8
5	0,07	0,07068	1	-0,1	0,7	0,7	0,8
6	0,07	0,07068	1	0,1	0,7	0,5	0,8
7	0,07	0,07068	1	0,1	0,7	0,8	0,8
8	0,07	0,01767	1	0,1	0,7	0,5	0,8
9	0,07	0,0352	1	0,1	0,7	0,5	0,8

Abbildung 3 Tabelle Fallbeispiele

Die Fallbeispiele unterscheiden sich durch die zugrunde gelegten Wirkflächen, die zugehörigen Widerstandsbeiwerte und die angenommenen Wirkungsgrade.

Fallbeispiel 1 weist einen extrem hohen Propellerwiderstand auf.

Fallbeispiel 2 nimmt einen wesentlich geringeren Propellerwiderstand an.

Fallbeispiel 3 nimmt einen sehr geringen Widerstand des Strahlantriebes an.

Fallbeispiel 4 nimmt den hohen Propellerwiderstand und den niedrigsten Widerstand des Strahlantriebes an.

Fallbeispiel 5 geht von einem ‚negativen‘ Widerstand des Strahlantriebes aus.

Fallbeispiel 6 ist wie Beispiel 3 nimmt aber einen Wirkungsgrad der Turbomaschine von 0,5 an.

Fallbeispiel 7 nimmt einen Wirkungsgrad der Turbomaschine von 0,8 an.

Fallbeispiel 8 geht von einer auf ein Viertel verkleinerten Wirkfläche des Strahlantriebes aus, einströmiges Gebläse, und einem $h(\text{TM})$ von 0,5.

Fallbeispiel 9 geht von einer auf die Hälfte verkleinerten Wirkfläche aus, zweiströmiger Antrieb,sonst wie Beispiel 8

Abschätzung eines Strahlseglers

Man erkennt in Diagramm 6 z.B. für Fallbeispiel 1, dass die Gleitzahl des Klapptriebwerksseglers verglichen mit demselben Flugzeug als Segler auf 70% im Langsamflug, auf 50% im mittleren Geschwindigkeitsbereich und auf 40% im hohen Geschwindigkeitsbereich abnimmt.

Aus den Fallbeispielen 1-7 geht hervor, dass der Strahltrieb Schwebeschübe zwischen 4 und 7 KW aufweist gegenüber Schwebeschüben des Propellers bei ca. 3 KW. Allerdings tritt bei einigen Fallbeispielen, z.B. Beispiel 1,3,7, der Fall auf, dass ab einer bestimmten Grenzgeschwindigkeit 30 m/s (1), 40 m/s (3) oder 35 m/s (7) der Strahltrieb günstiger ist. Bei anderen Beispielen, z.B. 2, 6, 8 und 9 ist der Propellerantrieb stets überlegen.

Es ist aber darauf hinzuweisen, dass der Strahlwirkungsgrad von Propeller und Turbomaschine als für alle Geschwindigkeiten konstant angenommen wurde. Für einen normalen Klapptriebwerkler ohne Verstellpropeller gibt es ja eine ‚Endgeschwindigkeit‘, die er aufgrund des abbrechenden Propellerwirkungsgrades nicht überschreiten kann.

Die Fallbeispiele 8 und 9 betreffen den Fall einer Heimkehrhilfe und zeigen, dass man mit 10 KW Motorleistung bei einem ‚schlechten‘ $h(TM) = 0,5$ und ohne Druckrückgewinn schweben kann.

3.1.4. Modifizierte Polaren der Fallbeispiele

Die Gleitzahlen für Fallbeispiel 1 zeigt Diagramm 6 .

Vergleich Gleitzahlen, Segler, Strahlsegler, Klapptriebwerkler
(Club-Libelle)
 $CW(STS) = 0,5$, $A(STS) = 0,07068 \text{ m}^2$, $CW(KTS) = 1$, $A(KTS) = 0,15 \text{ m}^2$

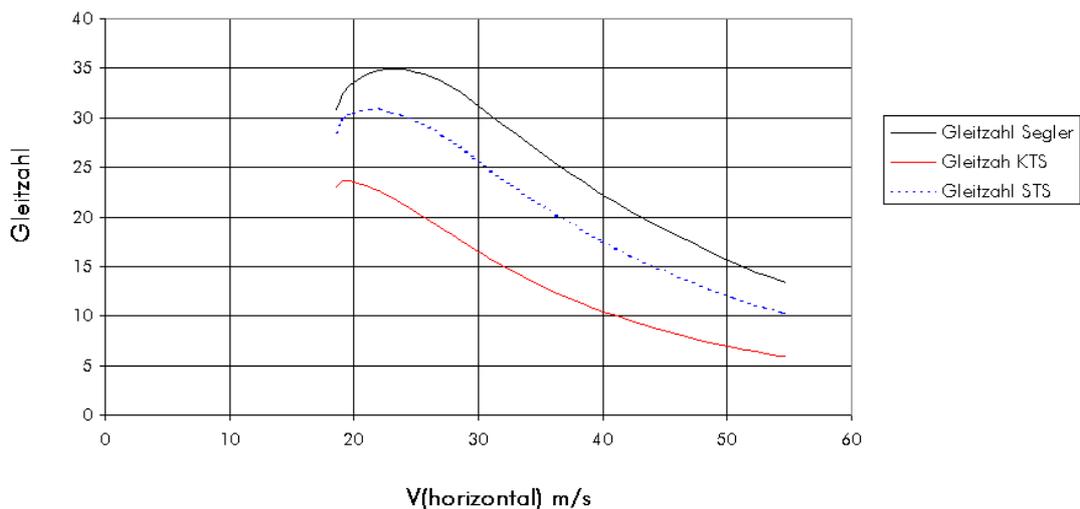


Diagramm 6 Gleitzahlvergleich, Fallbeispiel 1

Abschätzung eines Strahlseglers

Die Gleitzahlen für die Fallbeispiele bewegen sich zwischen dem des Seglers und dem des Klapptriebwerkers (rot). Für das hypothetische Fallbeispiel 5 liegt die Polare des Strahlseglers etwas über der des Seglers!

Den Effekt der verschlechterten Gleitzahl des Klapptriebwerkers durch seinen Aufbau und Propeller muß man bei der Beurteilung der Antriebe berücksichtigen!

3.1.5. Notwendige Leistungen zum Schweben

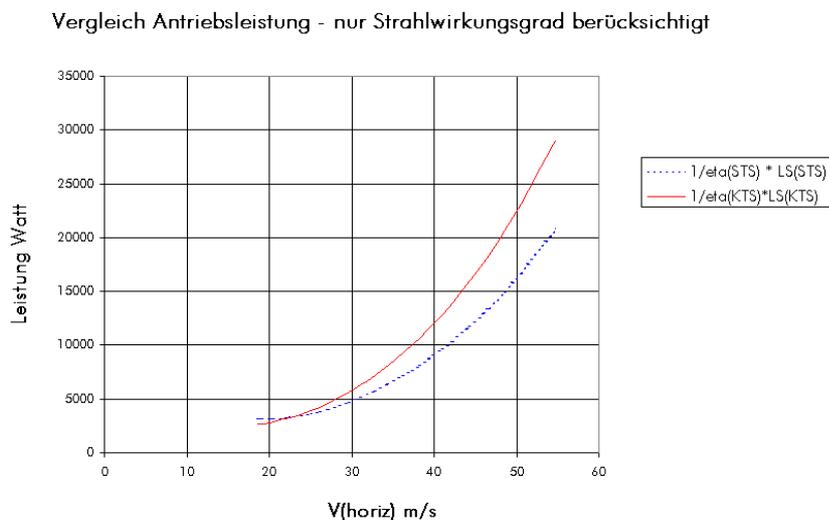


Diagramm 7 Vergleich Schwebelageistung * h(Strahl) Fallbeispiel 1

Aus den in Diagramm 6 gezeigten Gleitzahlen lassen sich Schwebeschübe für die jeweiligen Geschwindigkeiten errechnen. Mittels der Formel 16 für die Differenzgeschwindigkeit lassen sich diese für die jeweilige Antriebsform ermitteln und damit die Strahlwirkungsgrade bestimmen.

Aus der Fluggeschwindigkeit u_0 , der Differenzgeschwindigkeit u_d , und der Durchtrittsfläche A_{REF} kann man die Massenströme und damit auch die Energieströme gemäß Formel 7 direkt bestimmen.

Diagramm 7 zeigt, dass der Strahlsegler bezüglich der Strahlwirkungsgrade im Fallbeispiel 1 dem Klapptriebwerker ebenbürtig und ab 25 m/s überlegen ist! Die bessere Gleitzahl kompensiert also den schlechteren Strahlwirkungsgrad des Strahlseglers.

Die tatsächlichen Leistungen müssen gemäß Formel 14 noch mit den hydraulischen Wirkungsgraden und beim Strahltrieb mit dem ‚Maschinen‘- bzw. Druckrückgewinnungs-Wirkungsgrad multipliziert werden.

Abschätzung eines Strahlseglers

Dabei ergaben sich folgende Leistungskurven:

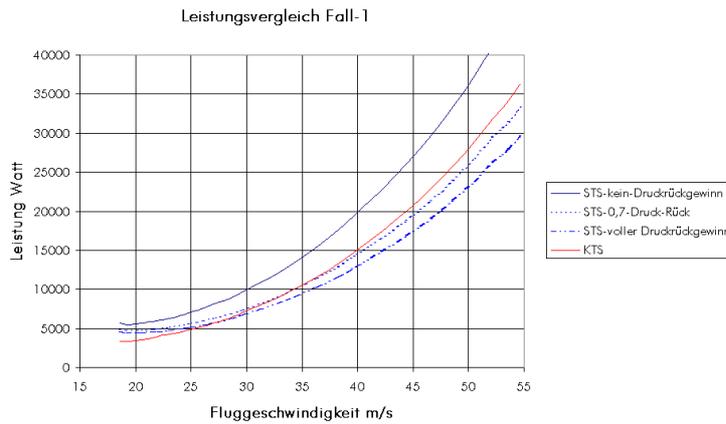


Diagramm 8 Schwebel Leistungen Fallbeispiel 1

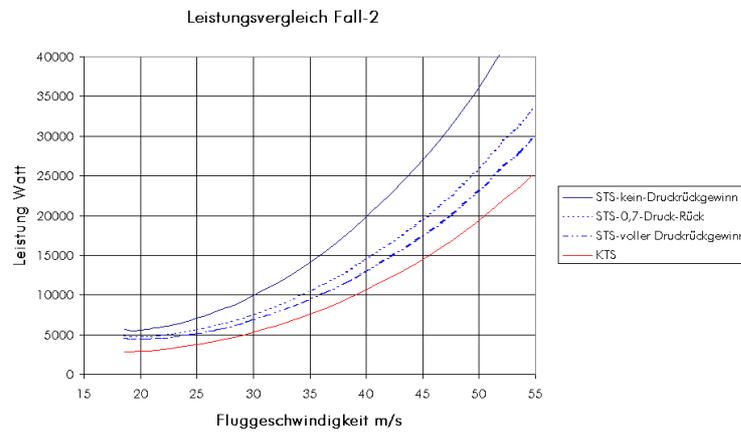


Diagramm 9 Schwebel Leistungen Fallbeispiel 2

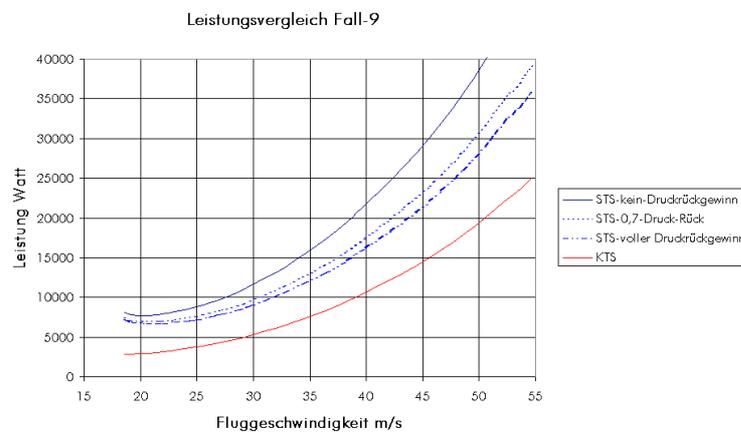


Diagramm 10 Schwebel Leistung Fallbeispiel 4, 2 Laufräder, Heimkehrhilfe

Abschätzung eines Strahlseglers

3.1.6. Notwendige Leistungen zum Steigen

Die notwendigen Steigleistungen $L_{(\text{Steig})}$ bei Steiggeschwindigkeit w lassen sich mittels folgender Formel ermitteln:

$$\text{Formel 19} \quad L_{(\text{Steig})} = w \cdot m \cdot g + L_{(\text{Schub} - \text{Schweb})} = F_{(\text{Steig})} \cdot u_0$$

Aus dem Steig Schub $F_{(\text{Steig})}$, lassen sich die Differenzgeschwindigkeiten mittels der Formel 16 ermitteln.

Für das Fallbeispiel 1 wurden 3 Steigraten und zur Kontrolle der Schwebefall durchgerechnet:

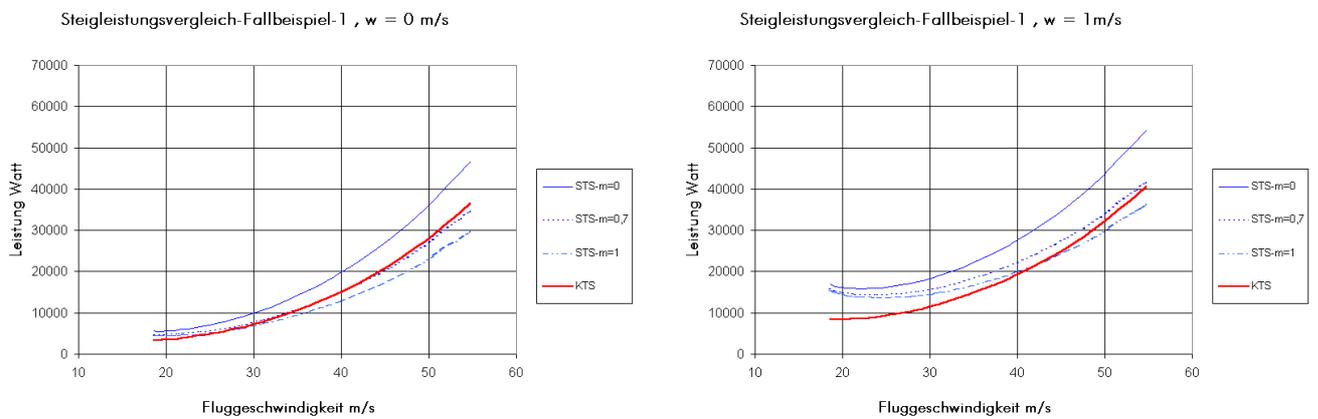


Diagramm 11 Steigleistungen $w = 0 \text{ m/s}$, $w = 1 \text{ m/s}$

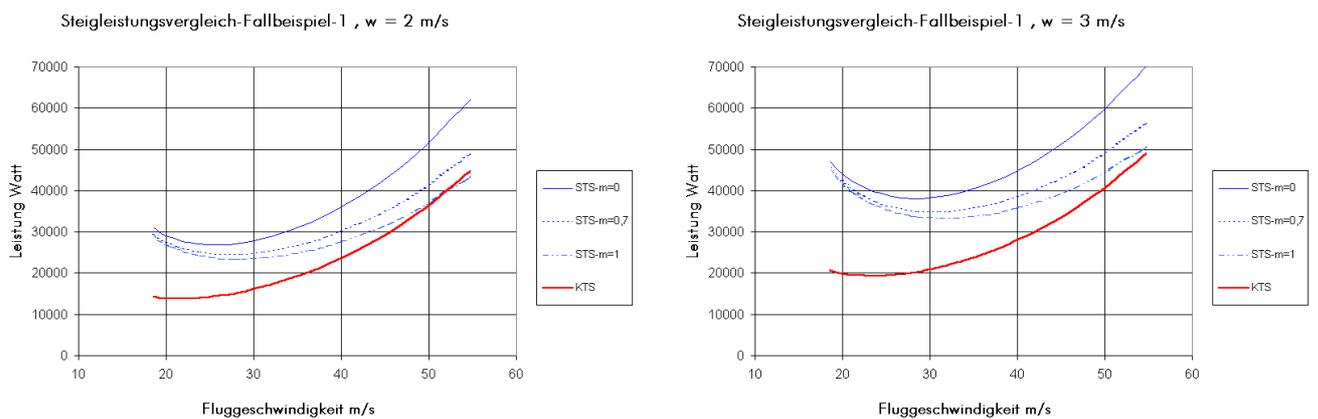


Diagramm 12 Steigleistungen $w = 2 \text{ m/s}$, $w = 3 \text{ m/s}$

Man erkennt deutlich, dass für Steigraten über 2 m/s der Strahlsegler die doppelte Leistung des Klapptriebwerksseglers benötigt. Zu hohen Geschwindigkeiten hin verringert sich dieser Unterschied.

Abschätzung eines Strahlseglers

3.5. Generelle Probleme des Strahlseglers

Die Abschätzungen im vorherigen Abschnitt haben gezeigt, dass es möglich ist einen Strahlsegler zu bauen, der schwebefähig bzw. heimkehrfähig ist. Wie sieht es aber mit der Eigenstartfähigkeit aus?

Die verbesserte Gleitzahl gegenüber einem normalen Propellersegler wird mit der durch den Rumpf laufenden Antriebsströmung ‚erkauft‘.

Diese Verluste lassen sich so abschätzen :

Man betrachtet eine Rohrströmung durch ein Rohr mit z.B. $d = 15 \text{ cm}$ Durchmesser. Ausgehend von einer Durchtrittsgeschwindigkeit $u_0 = 50 \text{ m/s}$ ergibt sich eine Reynoldszahl von 500 000. Dies entspricht einer Reibungszahl von 0,02, gemäß Recknagel et al., 1999, S. 247 ff. .

Für den Rohrleitungs-Druckverlust gilt bei einer Rohrlänge von $l = 1 \text{ m}$

Formel 20
$$\Delta p = \lambda \cdot \frac{l}{d} \cdot \frac{\rho}{2} u_0^2 = 0,13 * p_{STAU}$$

Für die Umlenkungs-Druckverlust gilt z.B bei einer 90° Umlenkung ja nach Krümmungsradius, $r = 3d$, bzw. $r = 1d$

Formel 21
$$\Delta p = \zeta \cdot \frac{\rho}{2} u_0^2 \dots, \zeta = 0,15 - 1$$

Beide Druckverluste sind sehr hoch. Der Umlenkungsdruckverlust hängt stark vom Krümmungsradius der Biegung und von der tatsächlichen Ausformung ab.

Die Luftführungen müssen deswegen sehr glatt, mit internen Umlenkungselementen und möglichst kurz ausfallen.

Versieht man nämlich die Umlenkung mit Führungen wie bei den Umlenkecken von Windkanälen, dann lassen sich Beiwerte des Druckverlustes von 0,1 erreichen!

Diese in Gehäusen verlaufende Antriebsströmung hat große innere Strömungsverluste zur Folge. Will man diese Verluste reduzieren, muß man größere Kanalweiten wählen, bzw Führungen im Kanal vorsehen. Bei einem schlanken Flugzeug wie einem Segelflugzeug ist das nur begrenzt möglich. Die Tragfähigkeit des Konzeptes hängt deswegen stark davon ab, mit welcher aerodynamischen Güte die Eintritte, die Spiralgehäuse und die Ausstritte tatsächlich hergestellt werden können.

Eigenstart ist erst dann mit vertretbarer Motorleistung möglich, wenn ein Verlustbeiwert in den Rohrleitungen von 0,2 – 0,3 erreicht werden kann. Dieser Verlustbeiwert ist ein Widerstandsbeiwert für die Rohrströmung.

Abschätzung eines Strahlseglers

4. Konzept

Ein interner Motorluft-Antrieb benötigt relativ hochdrehende Gebläse. Diese findet man vor allem im Bereich der luftgekühlten Motoren, z.B. Käfergebläse. Das Konzept des Strahlseglers sieht die mehrfache Verwendung von ein/mehrströmigen und ein/mehr-flutigen Gebläseeinheiten vor,

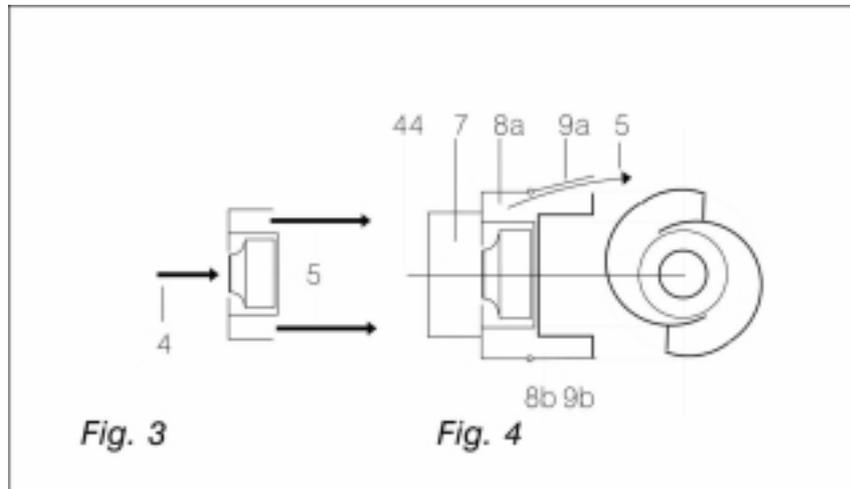


Abbildung 4 Doppelspirale

die miteinander kombiniert werden. Bevorzugt sollten Radialgebläse verwandt werden, da diese nicht so sehr auf den Rohrleitungswiderstand ‚reagieren‘. Eine Bauausführung ist die Anordnung auf einer Achse, wie diese z.B. beim Eicher-Traktor geschieht.

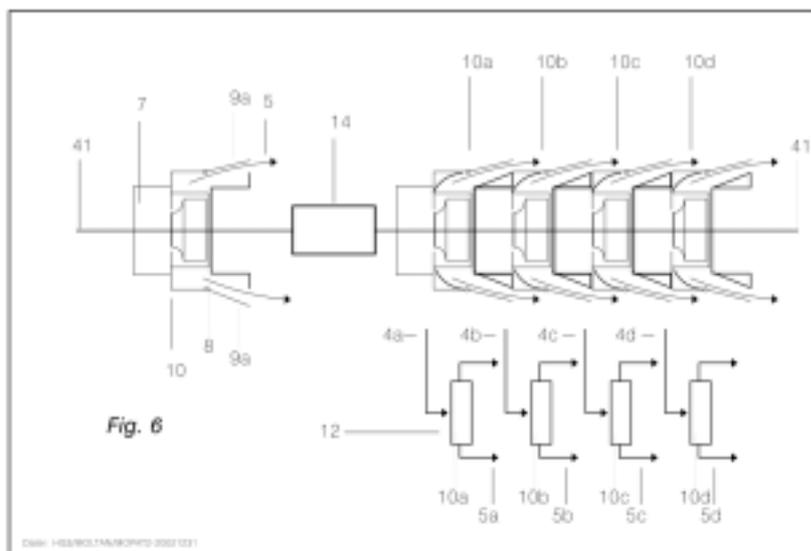


Abbildung 5 Doppelspiralen auf einer Achse angeordnet

Abschätzung eines Strahlseglers

Damit ergibt sich ein Grundaufbau, der den Motor kurz vor dem Schwerpunkt anordnet und die Gebläseeinheit im Rumpfbereich hinter dem Holm, also in dem Raum, der im normalen Segelflugzeug nur von den Antriebsstangen eingenommen wird, bzw. in dem Raum, der nach den Randbögen nur im unteren Bereich von den Schubstangen bzw. Steuerseilen durchlaufen wird.

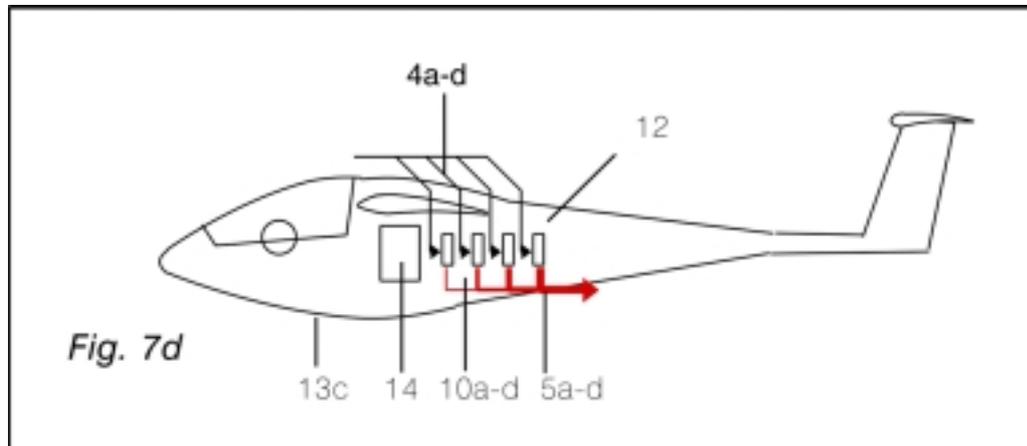
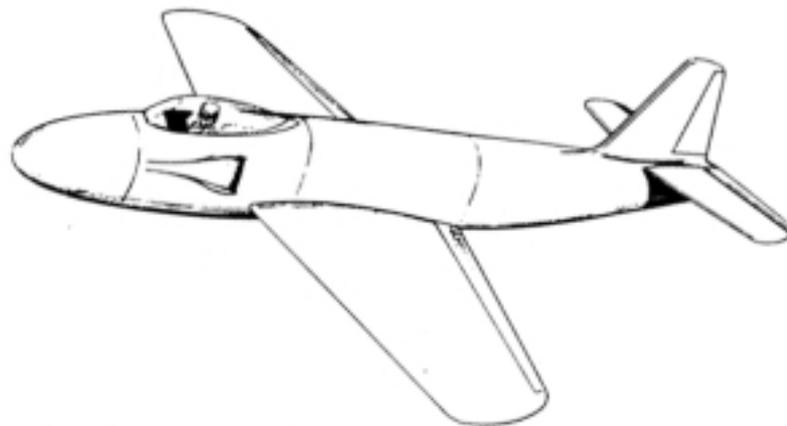


Abbildung 6 Grundaufbau

Die Lufteintritte können bei geringeren Luftmengen z.B. als NACA Einläufe, siehe Abbildung 7, ausgeführt werden.



NACA Report 5120, 1945, Fig. 38

Abbildung 7 NACA-Einlauf in einem Konzept von 1945, Naca Report, 5120

Abschätzung eines Strahlseglers

Die Austritte können direkt an den Rumpfwänden geschehen, wodurch die Leitungslänge sehr kurz gehalten werden kann.

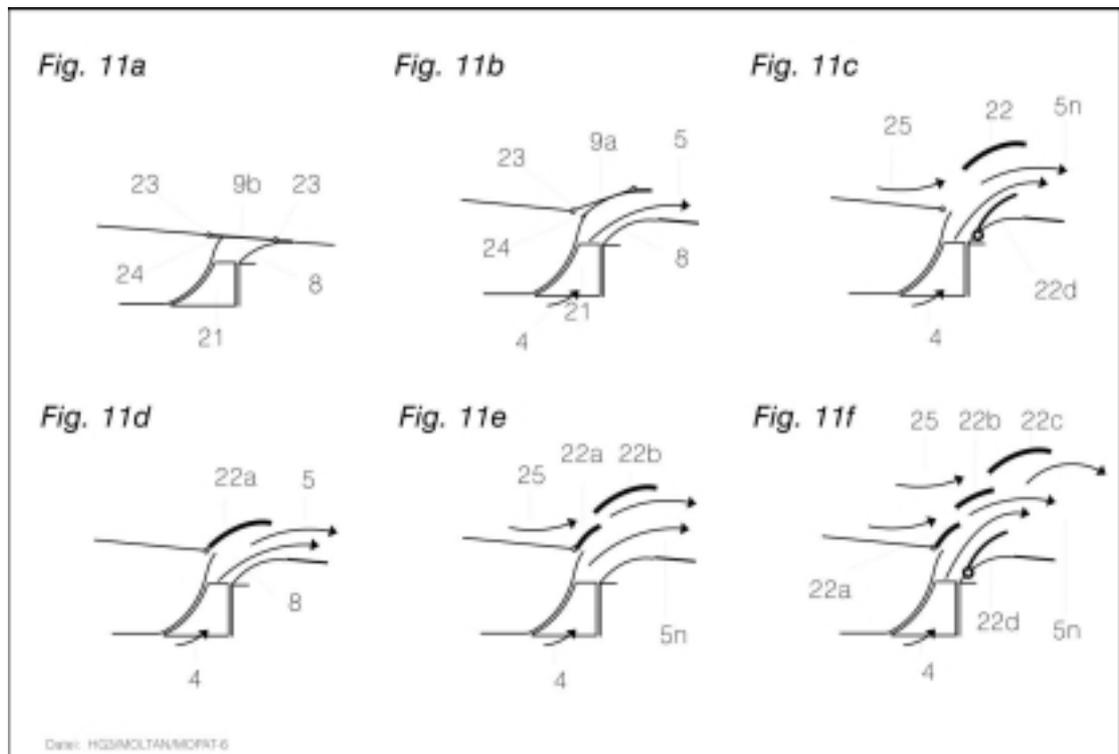


Abbildung 8 Austrittsklappen mit Nebenstrom

Der Luftaustritt kann durch einfaches Aufdrücken einer Klappe durch den Antriebsstrahl geschehen. Für das Starten und Steigen bietet sich unter Umständen die Verwendung von Nebenstromklappen an, um einen verbesserten Strahlwirkungsgrad zu bekommen. Siehe dazu die Abbildung 8 .

Abschätzung eines Strahlseglers

5. Funktionsmodelle

Als Grundlage für den Antrieb werden Gebläse aus luftgekühlten Verbrennungsmotoren verwendet, da diese kompakt und hochdrehend sind.

5.1. Funktionsmodell 1

Ein normales Käfergebläse wurde in einer Doppelspirale eingebaut. Die entkernte Lichtmaschine diente als Lagerung. Es wurden bei gerader Anströmung Schübe bis 25 Newton erreicht. Als Antrieb wurde eine 2 kW Flex verwendet. Die maximalen Gebläsedrehzahlen lagen dabei um 5300 Rot/min.

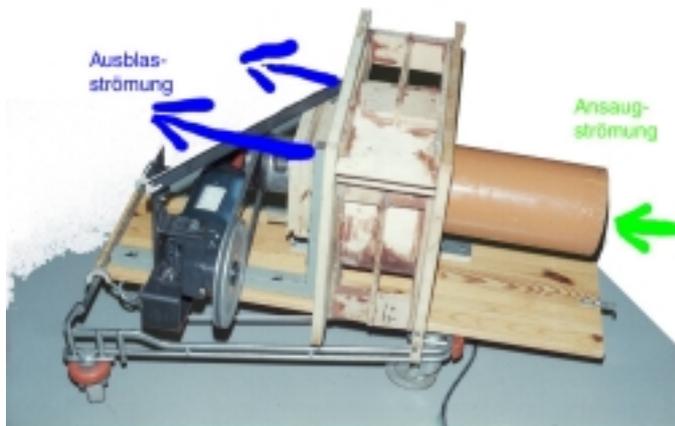


Abbildung 9 Schubwagen-Funktionsmodell 1

Die Schübe wurden mittels einer Federwaage vermessen:

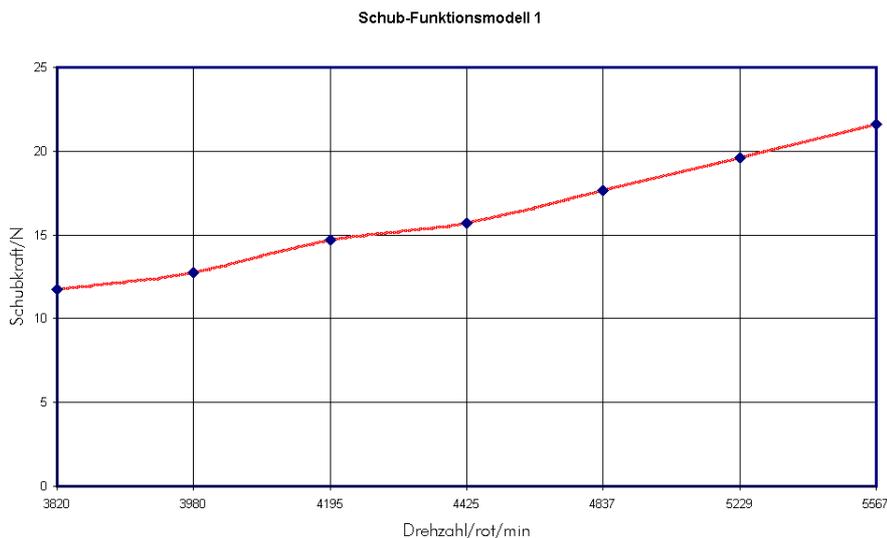
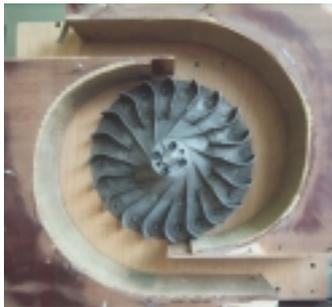


Diagramm 13 Schubmessung an Funktionsmodell 1

Abschätzung eines Strahlseglers

Eine grobe Abschätzung des Wirkungsgrades über die Austrittsgeschwindigkeit gemessen mittels eines Fahrtmessers, wobei der Volumenstrom bestimmt und aus diesem wiederum der austretende Energiestrom wurde, wurde ergab einen Wirkungsgrad von 0,3! Die elektrische Leistung wurde mittels eines handelsüblichen Meßgerätes von Conrad El. Gemessen.

5.2. Funktionsmodell 2



Die Abbildung zeigt eine geöffnete Doppelspirale ohne Umlenkelemente in den Austritten. Das Gebläse ist kein VW-Lüftergebläse

Als Grundmodell für einen mehrströmigen Antrieb wurde ein zweiflutiges vierströmiges Gebläse in einer Stütz-Helling montiert getestet und mit einem 4 kW Drehstrommotor bis 4400 Rot/min betrieben.

Dabei werden auf einer handelsüblichen 20 mm Welle die Gebläseräder mittels Ringspannelementen befestigt. Vorteil ist die freie Einbaulage der Laufräder in den Doppelspiralen.

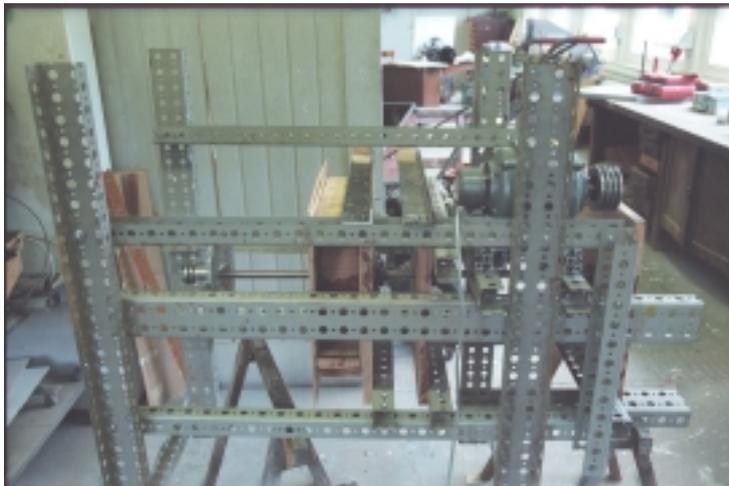
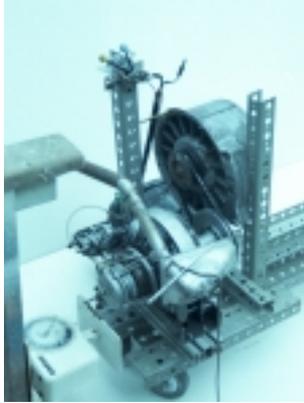


Abbildung 10 Funktionsmodell 2 in der Helling, eine Doppelspirale montiert

Abschätzung eines Strahlseglers

5.3. Funktionsmodell 3



Als Antrieb steht ein alter Sachs KM 48 zur Verfügung, der 1969 in der Ka 8b zum Einsatz mit einem Druckpropeller kam. Dieser Motor wurde mit einem Axialkühlluftgebläse, vermutlich Deutz, auf einem Rollwagen getestet – max. Drehzahlen 7000 Rot/min (Gebälse) und 4200 Rot/min (Motor).

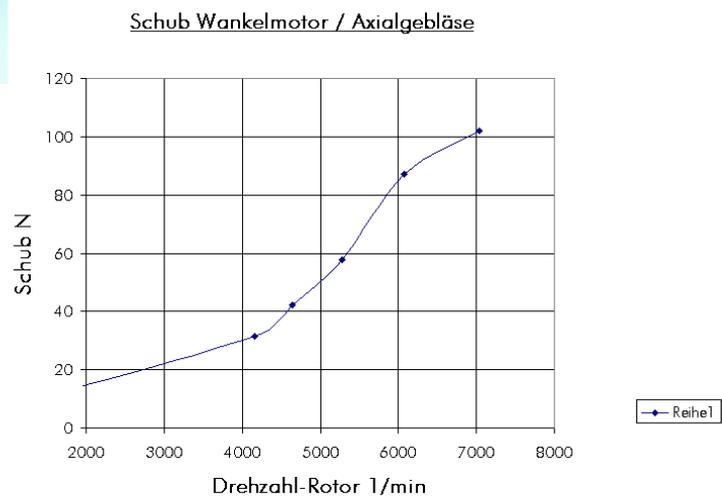


Diagramm 14 Schubmessung Funktionsmodell 3

Im Vordergrund sieht man die Waage, mit der der Schub gemessen wurde. Es ergaben sich Schübe über 100 N. Damit würde eine derartige Konfiguration zum Schweben ausreichen.

Abschätzung eines Strahlseglers

5.4. Funktionsmodell 4 - Rumpfeinbaumodell

Als Rumpfeinbaumodell wurde eine deutlich vereinfachte, teilbare Spiralkonstruktion gewählt. Diese soll vorerst mit ein oder zwei Radialgebläsen in Verbindung mit einem Verbrennungsmotor bzw. Elektromotor getestet werden. Als umhüllender Durchmesser der Anordnung wurden 38 cm gewählt. Diese Abmessung paßt leicht in den Rumpf bei Standardklasse Flugzeugen der 70er Jahre.

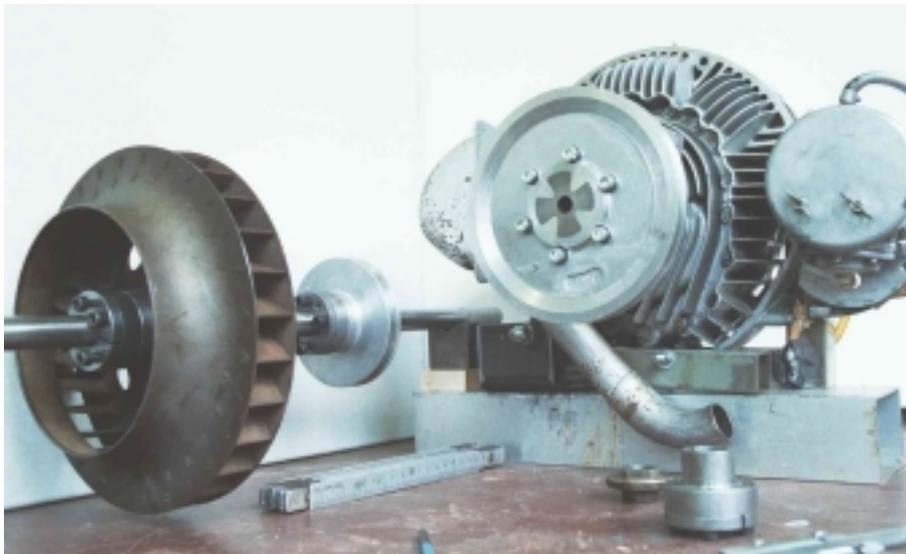


Abbildung 11 Wankelmotor, Gebläse und Achse mit Ringspannelementen

Abschätzung eines Strahlseglers

5.5. Weitere Entwicklungsschritte

Verschließbare Zuströmungen – basierend auf Naca-Einläufen – werden gebaut und getestet.

Die Spiralen und Austritte des Funktionsmodelles 4 werden optimiert.

Das Funktionsmodell 3 kann ebenfalls zur einfachen allerdings nur einflutigen Heimkehrhilfe modifiziert werden.

Die Wärmeabfuhr bzw. Kühlung des Motors und die Abgasführung wird in die Auströmung integriert.

Ausströmdüsen werden gebaut.

Schubmessungen im Stand können leicht durchgeführt werden.

Der Aufbau kann auch einfach im Fahrtversuch getestet werden, wobei speziell die Ausströmgeschwindigkeit einfach zu messen sein sollte.

Die Schubmessung im Windkanal bzw. Fahrtversuch benötigt eine möglichst Reibungsfreie und stabile Führung der Antriebseinheit.

5.6. Fernere Entwicklungsschritte

Ein Flugzeug, das über eine leistungsfähige Absauganlage in Form seines Antriebes verfügt, läßt sich auch dadurch weiterentwickeln, dass man Auftriebs- und Widerstandsbeeinflussung, wie z.B. in Lachmann, 1953, beschrieben, durch Absaugen oder Ausblasen anwendet. Weiteres dazu findet sich auch bei Prandtl, 1965.

6. Literaturquellen

Für die Bauausführung sind Literaturstudien für die Einläufe und Austritte sowie für die Gestaltung der Spiralgehäuse sinnvoll.

Für die Einläufe und Austritte finden sich speziell, was den NACA Einlauf anbelangt in Frick, 1945, in Hoerner, 1965, Holzhauser, 1950, und in Rogallo 1943 wesentliche Hinweise.

Informationen über Gebläse finden sich in Eck, 1972.

Informationen über unübliche Gebläse-Konfigurationen und Antriebe gibt Just, 1961, 1963.

Abschätzung eines Strahlseglers

7. Fazit

Der Klapptriebwerkssegler ist von den Leistungen einem Strahlsegler überlegen beim Steigen und beim langsamen Schweben.

Dieser Nachteil kann eventuell durch die Entwicklung von sogenannten Nebenstrom-austritten ausgeglichen werden, was in diesem Bericht nicht behandelt wurde. Diese Nebenstromklappen sind bei einer Beschleunigung des Fluides senkrecht zur Flugrichtung eher machbar, als bei Antrieben mit axialen Turbomaschinen.

Beim schnelleren Schweben, Reiseflug, und beim schnelleren schwachen Steigen kann der Strahlsegler im Kraftflug dem Klapptriebwerkssegler überlegen sein.

Ein Strahlsegler als Fremdstarter, sozusagen ein Flugzeug mit Heimkehrhilfe, dürfte der erste Entwicklungsschritt sein.

Im Gegensatz zum Propellerantrieb hat der Strahlantrieb in dieser Konfiguration noch ein großes Entwicklungspotential:

Spiralgehäuse können verbessert werden.

Die Eintritte und Austritte der Strömung sind ebenfalls ein Bereich mit großen Entwicklungsmöglichkeiten.

Die Widerstands/Auftriebsbeeinflussung mittels der Saug- bzw. Blasströmung der Antriebseinheit ist nur beim Strahlsegler machbar.

Der dazu notwendige Aufwand ist jedoch als groß einzuschätzen, weswegen möglichst Recherchen in alten Arbeiten gemacht werden sollen, um ‚Umwege‘ zu vermeiden.

Abschätzung eines Strahlseglers

8.Literatur

- Eck, Bruno, 1972, *Ventilatoren*, Springer Verlag, 5. Auflage, ISBN-3-540-05600-9
- Frick, Charles.W., 1945, An experimental investigation of NACA submerged-duct-entrances, NACA Report 5120
- Hoerner, Sighard F., Fluid-dynamic Drag, 1965, Selbstverlag des Autors, Library on Congress Catalog Card Number 64-19666
- Holzhauser, Curt, A., 1950, An experimental investigation at large scale of an NACA submerged intake and deflector installation on the rearward portion of a fuselage, NACA RM A50F13
- Just, Walter, 1961, Vertikalstartflugzeuge und Luftkissenfahrzeuge, Deutsche Forschungsanstalt für Hubschrauber und Vertikalflugtechnik e.V. Bericht 33, Verlag Flugtechnik Stuttgart
- Just, Walter, 1963, Hubschrauber und Vertikalstartflugzeuge, Verlag Flugtechnik Stuttgart
- Lachmann, Gustav Victor, 1953, Allgemeine Probleme der Grenzschichtsteuerung, Jahrbuch 1953 der WGL
- Löhner, Kurt., 1960, *Grundlagen des Motorseglers*, Jahrbuch 1960 der WGL, DK 629.135.15
- Müller, Reinhard, 1997, *Luftstrahltriebwerke*, Vieweg, Braunschweig, ISBN 3-528-06648-2
- Prandtl, Ludwig, 1965, *Strömungslehre*, Vieweg, Braunschweig, 6. Auflage
- Recknagel, Sprenger, Schramek, 1999, *Taschenbuch für Heizungs und Klimatechnik*, Oldenburg Verlag, München und Wien
- Rogallo, F.M., 1943?, Internal-FlowSystem for Aircraft, NACA Report No.713