

Funktionsmodell der Gebläseeinheit für den Strahlsegler



Foto – Zweiflutige Gebläseeinheit Stand Mai 2005

Dieser Text ist die Zusammenfassung eines Vortrages gehalten am 17/18.11. 2005 auf dem 29. Segelflugsymposium an der TU Braunschweig.

Verfasser: Georg Emanuel Koppenwallner
Plotterland Invention/ Flugwissenschaftliche Fachgruppe

Funktionsmodell der Gebläseeinheit für den Strahlsegler

1. Zusammenfassung

Ein Strahlsegler ist ein Segelflugzeug, das von dem/n Strahl/en einer Gebläseeinheit angetrieben wird, die sich in der Rumpfkontur befindet. Ein kurzer patentgeschichtlicher Überblick über Segelflugzeug-Hilfsantriebe wird gegeben. (3 min)

Auf dem Symposium 2003 wurde das Konzept eines Strahlsegler vorgestellt und energetisch abgeschätzt.

Jetzt soll der 1. Entwicklungsschritt vorgestellt werden:

Eine Gebläseeinheit, die in eine Rumpfkontur von 380 mm Durchmesser paßt, den doppelten Schwebeschub liefern und als Heimkehrhilfe dienen soll.

Das derzeitige Funktionsmodell verfügt über 2 Laufräder, die jeweils in eine Doppelspirale fördern. Jedes Laufrad verfügt über einen eigenen Zuströmkanal, der in der Rumpfoberseite beginnt.

Verschiedene Krümmer- und Austrittsöffnungen werden vorgestellt. Die Test zeigen, dass man mit 7 KW – zumindest im Standbetrieb - den Schwebeschub erzeugen kann. Der Wirkungsgrad der Gebläseeinheit liegt bei 0,3. Es ist mit den herkömmlichen Kenntnissen und Werkstoffen möglich diesen Wirkungsgrad auf 0,4 zu steigern. (10 min)

Vor- und Nachteile:

Mögliche Problempunkte bei der weiteren Entwicklung werden angesprochen, z.B. Kühlung, Druckrückgewinn, d.h. Übertragung der Standschubmessung auf höhere Fluggeschwindigkeiten., Vibrationen, Klappenkonstruktion....

Vorteile des Strahlseglers und mögliche Anwendungen werden dargelegt.

(4 min)

Ein 18 m Segler mit Heimkehrhilfe wird im Vergleich– unter Berücksichtigung der Antriebswirkungsgrade- als Strahlsegler betrachtet. (2 min)

Fazit:

**Ein Strahlsegler ist machbar,
bedarf aber noch weiterer Entwicklungsarbeit. (1 min)**

Gliederung:

1.	Zusammenfassung	2
2.	Entwicklungsgeschichte Motorsegler	4
3.	Grundlagen	7
4.	Funktionsmodell der Antriebseinheit	8
4.1.	Spiralen	9
4 1.1.	Einbauvorgaben.....	9
4 1.2.	Methoden der Auslegung	9
4 1.3.	Kasten- und Kreis-Spiralen	10
4 1.4.	Ausgeführte Spiralgehäuse	12
4.2.	Austrittskrümmen	13
4.3.	Schubmessung.....	16
4.4.	Kühlung	19
4 4.1.	Ein-Austrittsklappen	23
4.5.	Strahlsegler als Heimkehrhilfe, vergleichende Abschätzung.....	24
4.	Fazit	27
5.	Literatur	28

2. Entwicklungsgeschichte Motorsegler

Mit der Vervollkommnung der Segelflugzeuge tauchte in den 1930er Jahren der Gedanke des Motorseglers auf. So erfand der Engländer J.V. Carden einen in die Umrißlinie eines Flugzeuges einziehbaren Kraftantrieb, DE 635885.

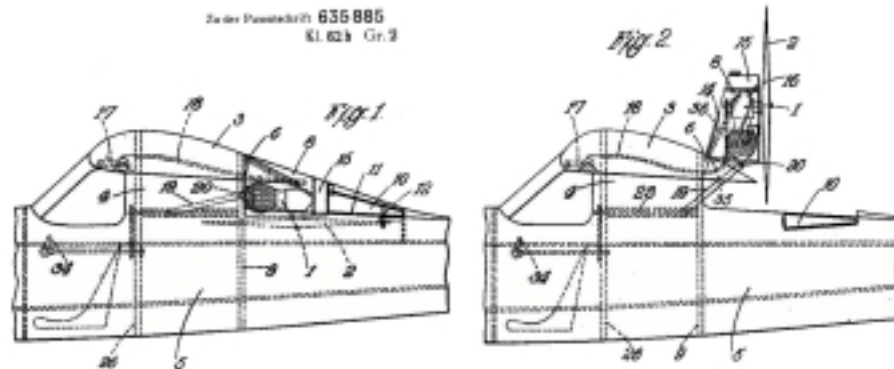


Abb. 1 Segelflugzeug mit Klapptriebwerk, J.V. Carden 1934, DE-635885

Wolf Hirth entwickelte ein Segelflugzeug mit im Rumpf versenkbaren Hilfsantrieb, wobei beim Start das Rad bis zum Abheben angetrieben wurde, DE 698201.

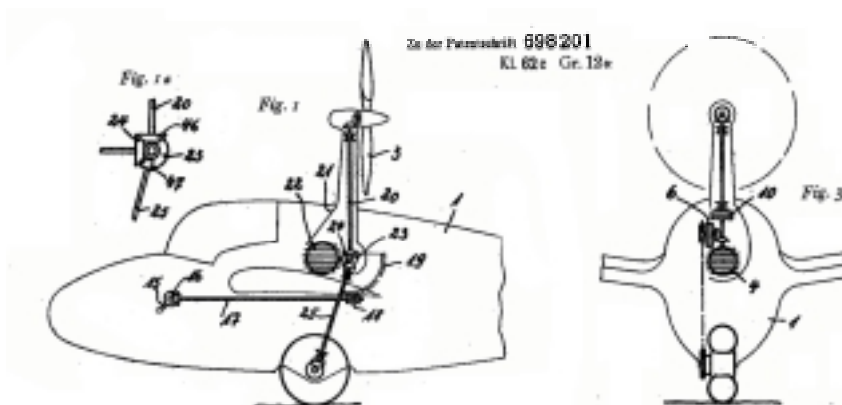


Abb. 2 Segelflugzeug mit Hilfstriebwerk, W. Hirth, 1937, DE-698201

Funktionsmodell der Gebläseeinheit für den Strahlsegler

Der Gedanke des Motorseglers wurde in den 1950er Jahren erneut aufgegriffen, was in Löhner 1960 und Hartmann 1960 dargelegt wird.

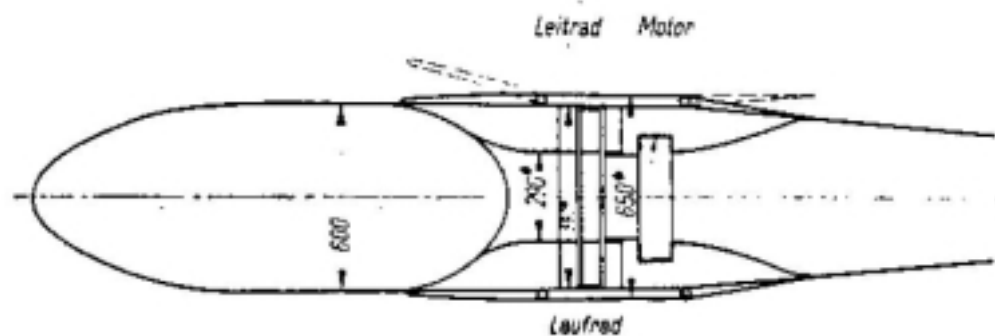


Bild 4. Einsitzer mit Strahlgebläse.

Abb. 3 Strahlsegler nach Löhner, 1960

Eine Entwicklung nach dem obigen Vorschlag von Löhner ist der Sirius von H. Fischer.

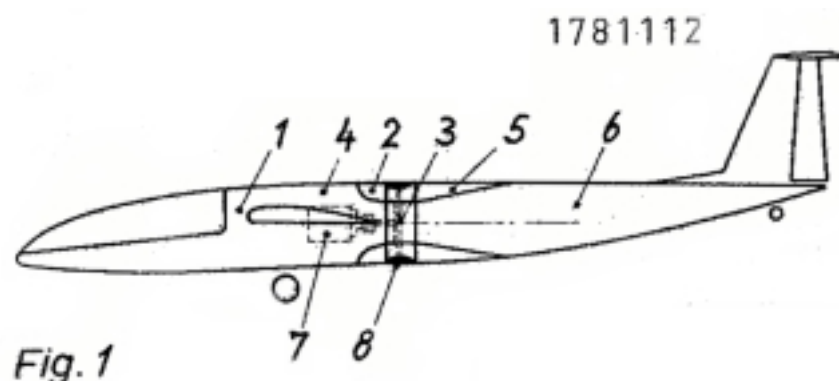


Abb. 4 Strahlsegler nach H. Fischer 1968

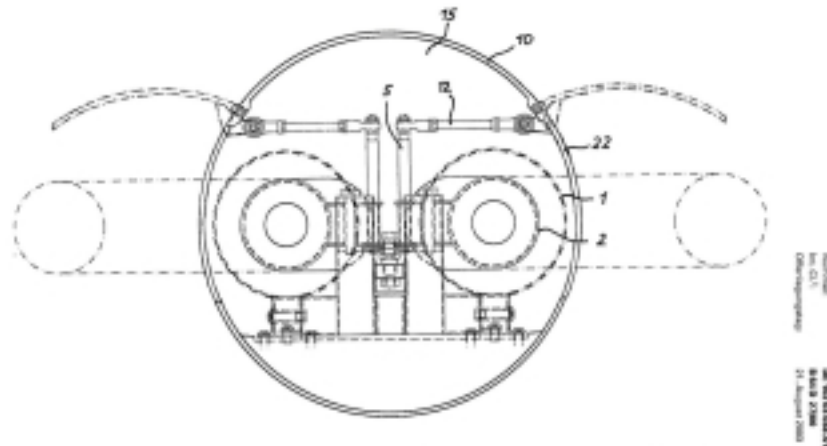
Die Fa. Scheibe entwickelte den sehr beliebten Motor-Falken. Während Schleicher die ASK 14 und ASK 16 entwickelte.

Das Aufkommen der GFK-Flugzeuge verlangte ab den 70er Jahren ein völliges Verschwinden der Antriebseinrichtung im Rumpf, wie Carden es 1934 vorausgesehen hatte. Für die Hochleistungssegler ist das Klapptriebwerk - sieht man einmal von der Stemme S 10 ab - die heute übliche Antriebsart. Diese Bauform wird von allen namhaften Herstellern angeboten. Nachteile der

Funktionsmodell der Gebläseeinheit für den Strahlsegler

Klapptriebwerke sind die Klappmechanik und die auf die Hälfte verringerte Gleitzahl bei ausgefahrenem Triebwerk.

In jüngster Zeit wurde vorgeschlagen, Modellturbinen ganz oder teilweise aus dem Segelflugzeug herauszuklappen, z.B. Herrmann, DE-10203038. In [Abb. 5](#) ist der Schnitt durch den Rumpf eines Segelflugzeuges etwa hinter der Flächenwurzel zu sehen

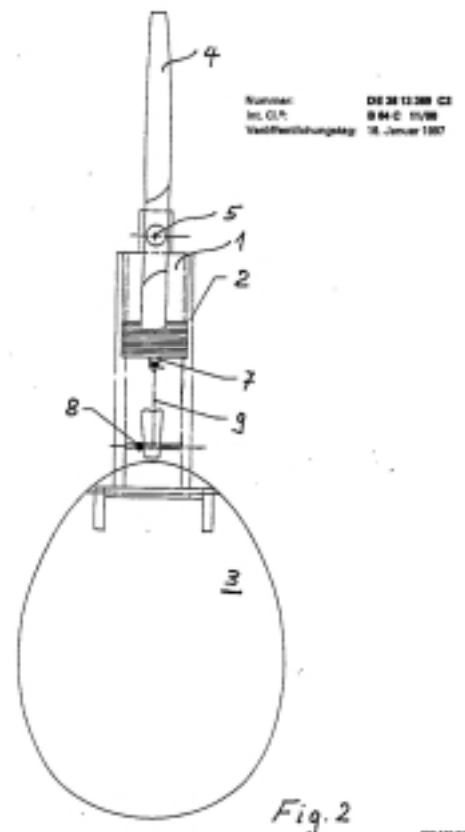


[Abb. 5](#) Ausklappbare Kleinturbinen, H. Herrmann, 2002, DE-102 03 038

Gerade bei Modell-Turbinentriebwerken bietet sich der Vorteil der geringen Baugrößen an, der allerdings mit einem sehr großen Verbrauch `bezahlt` wird. Doch ist jeder gerne bereit, bis zu 30 Liter Treibstoff pro Stunde für den Heimflug zu opfern, weil der praktische Wirkungsgrad den technischen Wirkungsgrad aussticht.

Die heutigen Klapptriebwerke gehören zum Stand der Technik. Verbesserungen werden bei Einzellösungen z.B. den Arretier- oder Rastvorrichtungen für die Propellerposition patentiert.

[Abb. 6](#) Frontalsicht auf ein Klapptriebwerk, DE-3813369, Schempp-Hirth



3. Grundlagen

Um einen bestimmten Schub zu erzeugen kann man den Massenstrom oder die Austrittsgeschwindigkeit entsprechend variieren.

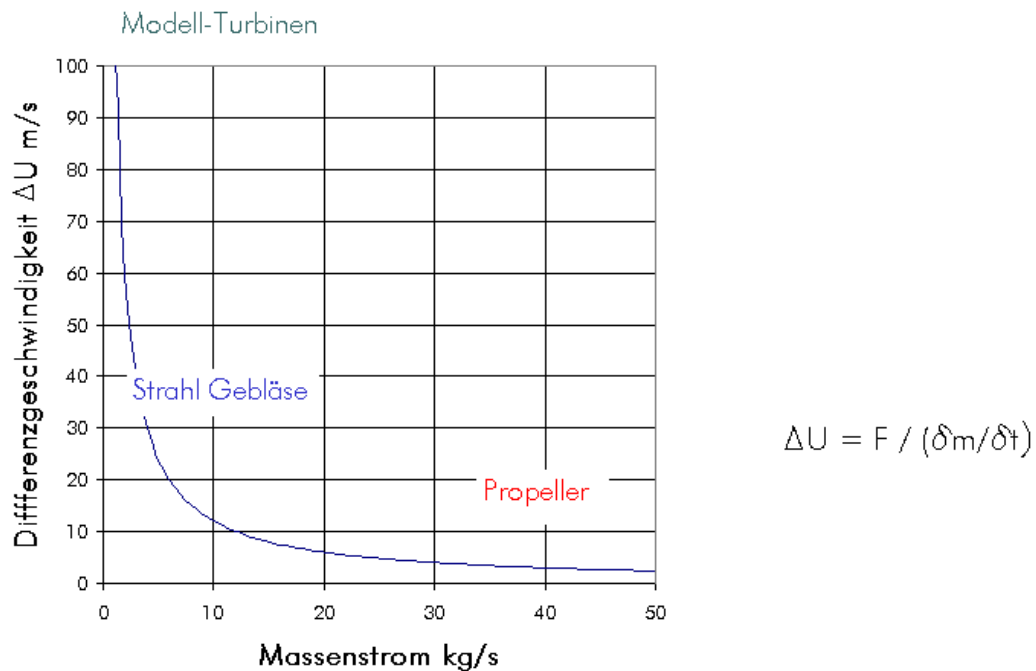


Diagramm 1 Differenzgeschwindigkeit als Funktion des Massenstromes

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.

Der Energiestrom des bewegten Fluides weist ein Minimum auf. Dieses Minimum liegt für ein Segelflugzeug je nach erforderlichem Schub und zugehöriger Fluggeschwindigkeit bei ca. 5 kg/s, Koppenwallner, 2003.

Formel 1

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

Idealerweise arbeitet der Strahlsegler in diesem Minimum des Energieinhaltes des Antriebsstrahles.

4. Funktionsmodell der Antriebseinheit

Basierend auf Gebläserädern des Volkswagen wurde eine mehrströmige und mehrflutige Antriebseinheit gebaut. Jedes Gebläserad saugt über einen Zuströmkanal an, fördert in eine Zwillingspirale, (Begriff Doppelspirale vergeben für Spirale mit zweifacher Kanalführung, vergl. Gülich, 1999). Jede dieser 180° Spiralen endet in einem 90° Krümmer, hinter dem der Antrittsstrahl austritt.

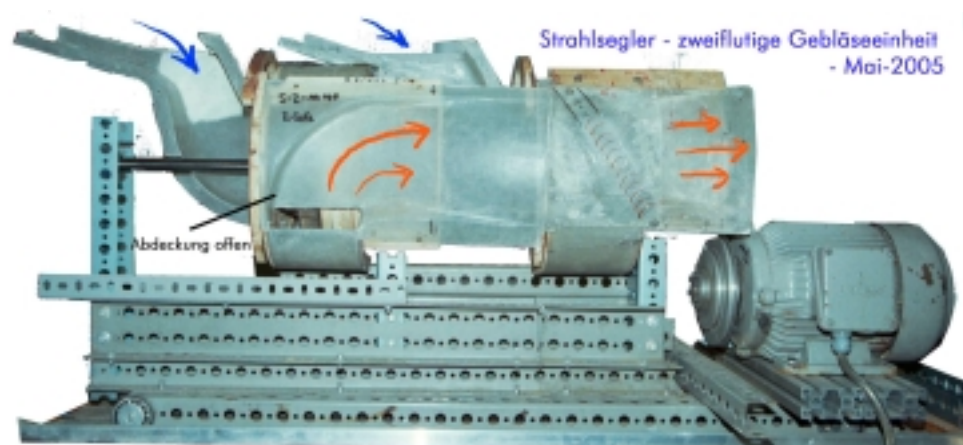


Abb. 7 Antriebseinheit, zweiströmig, 2005-05

Auf dem Foto ist bei dem vorderen Gebläsemodul die Abdeckplatte und eine Seite des Zuströmkanales abgenommen, so dass man in die Austrittsschale blicken kann.

Folgende Baugruppen kann man beim Funktionsmodell FM-6 unterscheiden.

1. Zuströmkanal
2. Gebläselaufrad mit Aufnahme für Ringspannelement
3. Spiralgehäuse
4. Austrittskrümmen mit
5. Abdeckplatte mit/ohne Umlenkprofile
6. Achse mit Lagerung und Ringspannelementen, Antriebskeilriemenscheibe
7. Antriebsmotor 4 kW mit Keilriemenscheibe.
8. Montagehelling

Die blau gekennzeichneten Baugruppen werden durch die Aerodynamik beeinflusst.

4.1. Spiralen

4 0.1. Einbauvorgaben

Ziel ist es, dass die Antriebseinheit in einen Flugzeugrumpf passt. Als typischer Rumpfdurchmesser im Bereich der hinteren Flächenwurzel wurde 380 mm gewählt.

4 0.2. Methoden der Auslegung

Wesentliches Bauteil der Gebläseeinheit sind die Sammel- oder Leitvorrichtungen. Diese sind in der Regel Spiralgehäuse. Ausführungen zur Berechnung von Leitvorrichtungen finden sich z.B. in Eck 1972, Pfeleiderer 1961, Gülich 1999.

Ich gehe davon aus, dass das Radialgebläse gleichmäßig verteilt über den Laufradumfang fördert. Der Volumenstrom $Q(\mathbf{f})$ über den durch \mathbf{f} beschriebenen Laufradbereich ist also proportional $\mathbf{f}/360^\circ$.

Die Leitvorrichtung soll den Volumenstrom aus dem Winkelbereich \mathbf{f} aufnehmen.

Dabei wird davon ausgegangen, dass die Geschwindigkeit dem sogenannten ‚Drallsatz‘ gehorcht, also mit anderen Worten, dass der Drehimpuls erhalten bleibt.

Formel 2
$$c_u(\mathbf{r}) = \frac{r_0}{r} \cdot c \quad c_0 = c(r_0)$$

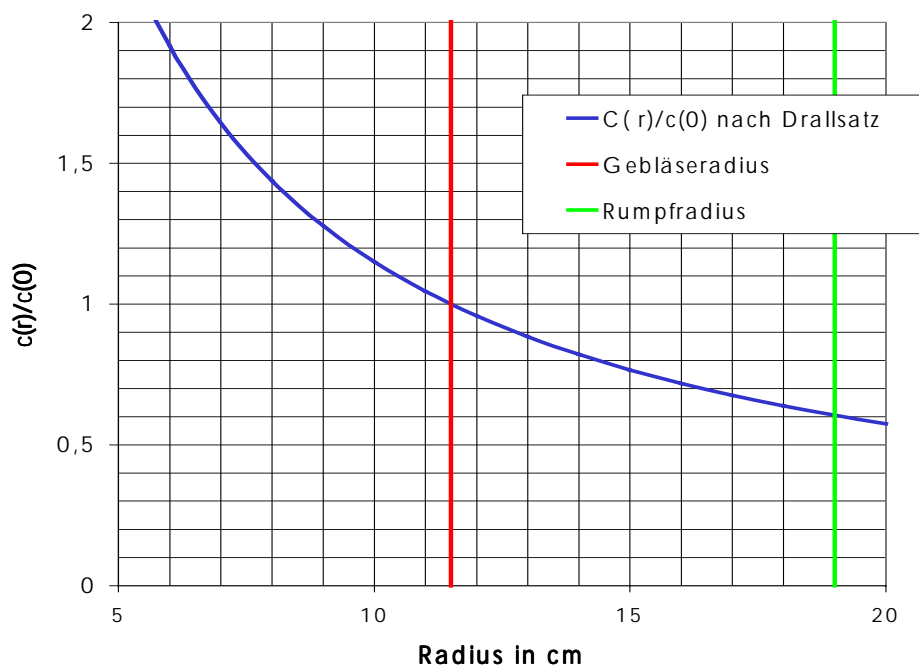


Diagramm 2 Geschwindigkeit $c(r)$ gemäß dem Drallsatz für ein Gebläse mit $r(0) = 11,5$ cm Außenradius.

Aus Gründen der Vereinfachung wird oft auch davon ausgegangen, dass in einem Spiralquerschnitt eine mittlere Geschwindigkeit herrscht, die der Geschwindigkeit entsprechend des Drallsatzes im Schwerpunkt dieser Fläche entspricht.

Noch vereinfachender ist die Annahme, dass nur im Austritt der Leitvorrichtung der Drallsatz erfüllt ist. Dort wird der Austrittsquerschnitt bestimmt und alle übrigen (meridionalen) Querschnitte der Spirale werden **proportional zum Umfangswinkel φ** daraus errechnet.

Derartig ausgelegte Spiralen sind laut Gülich 1999, S.349, gleichwertig zu den nach dem Drallsatz ausgelegten Spiralen.

Bei Vollast, bzw. höherer spez. Drehzahl, kann man von den nach dem Drallsatz ausgelegten Spiralen etwas bessere Ergebnisse erwarten.

4 0.3. Kasten- und Kreis-Spiralen

Für einfache geometrische Formen läßt sich ein direkter Zusammenhang zwischen Umfangswinkel φ und den diese Form beschreibenden Längen angeben. Dies ist z.B. bei Kastenformen der Fall.

Wird einbeliebiger Querschnitt, der durch $b(r)$ zwischen $r(\text{innen}) = r_i$ und $r(\text{außen}) = r_a$ beschrieben wird, so durchströmt, das $c(r)$ dem Drallsatz genügt, dann läßt sich dazu ein Volumenstrom angeben. Dieser Volumenstrom kann entweder analytisch oder numerisch ermittelt werden.

Demgemäß gilt :

Formel 3

$$Q(360^\circ) \cdot \frac{\varphi}{360^\circ} = Q(\varphi) = \int_{r(\text{innen})}^{r(\text{außen})} b(r) \cdot c_a(r) \cdot dr$$

$$Q(\varphi) = c_a(r) \cdot r_0 \cdot \int_{r(\text{innen})}^{r(\text{außen})} \frac{b(r)}{r} dr$$

Wichtig für die Anwendung sind rechteckige und (halb)kreisförmige Querschnitte. Für $b(r)$ kann man die Beziehung für ein Rechteck, einen Kreis oder Halbkreis einsetzen.

Im Falle der Rechteckspiralen kann man einen direkten Zusammenhang zwischen Winkel φ , den Integrationsgrenzen und den Geschwindigkeiten $C(O)_u$ und $C(O)_m$ angeben. Dies ist bei Kreisformen nicht einfach möglich.

Funktionsmodell der Gebläseeinheit für den Strahlsegler

Es gelten für Rechtecke, Kreise und Halbkreise folgende Beziehungen:

Formel 4

$$Q(\text{Rechteck})(\varphi) = c_u(\mathbf{r}) \cdot r_o \cdot b_{\text{Spir}} \cdot \ln\left(\frac{r_o + r_H}{r_o}\right)$$

$$Q(\text{Kreis})(\varphi) = 2 \cdot \pi \cdot c_u(\mathbf{r}) \cdot r_o \cdot (r_o - \sqrt{r_o^2 - r_H^2})$$

$$Q(\text{HKreis} \cap)(\varphi) = 2 \cdot c_u(\mathbf{r}) \cdot \left(\frac{\pi}{2} r_o - \frac{\pi}{2} \sqrt{r_o^2 - r_H^2} - r_H + \sqrt{r_o^2 - r_H^2} \cdot \arcsin\left(\frac{r_o}{r_H}\right) \right)$$

$$Q(\text{HKreis} \cup)(\varphi) = 2 \cdot c_u(\mathbf{r}) \cdot \left(\frac{\pi}{2} r_o - \frac{\pi}{2} \sqrt{r_o^2 - r_H^2} + r_H - \sqrt{r_o^2 - r_H^2} \cdot \arcsin\left(\frac{r_o}{r_H}\right) \right)$$

Dabei gelten folgende Parameterbezeichnungen:

r_o – Laufradradius, r_H Höhe des Rechteckes, bzw. Kreisradius, b_{Spir} Breite des Rechteckes.

Mit Hilfe der Formel 3 lassen sich zu den jeweiligen Querschnitten und Parameterwerten die Umfangswinkel φ angeben, so dass mit diesen Werten die Spiralquerschnitte konstruiert werden können.

Spirale: Bezeichnungen von Längen und Geschwindigkeiten

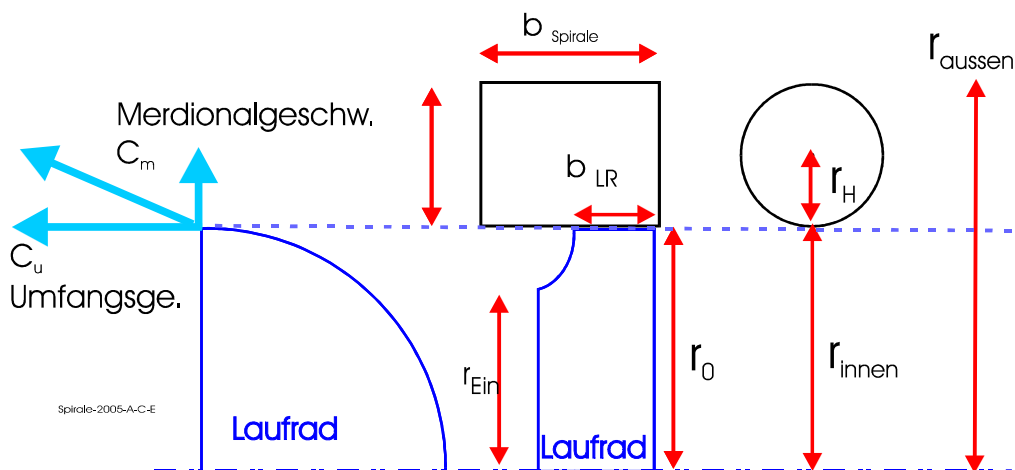


Abb. 8 Bezeichnungen für die Konstruktion von Kasten und Kreisspiralen

4 1.4. Ausgeführte Spiralgehäuse

Für die ersten Tests wurde ein Spiralgehäuse als Kastenspirale für eine Drehzahl um **6800 Rot/min** und einen Volumenstrom von $0,54 \text{ m}^3/\text{s}$ ausgelegt. Je schmaler die Spiralbreite b_{Spir} gewählt wird, um so weiter baut die Spirale nach außen.

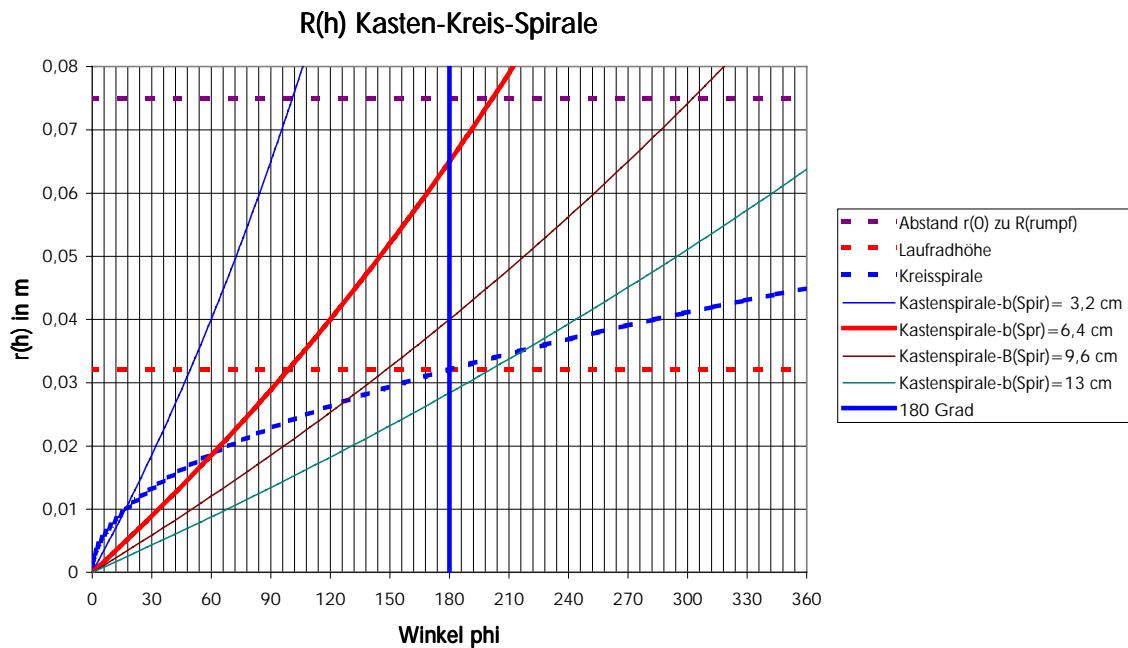


Diagramm 3 Spiralradius in Abhängigkeit vom Umfangswinkel, $Q=0,54 \text{ m}^3/\text{s}$

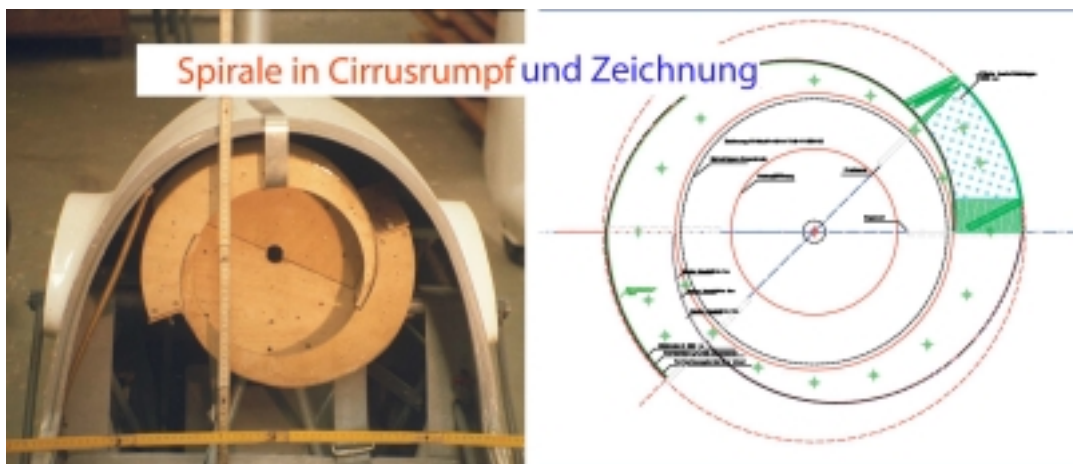


Abb. 9 links, Spirale im Rumpf eines Cirrus, rechts, Zeichnung, grün Bereich des Austrittes nach hinten.

Man erkennt, dass nur für Spiralbreiten über **6,4 cm** der Aussenradius kleiner als **7 cm** bleibt. Die Spiralen starten ja bei $r(\text{Lauftrad}) = 11,5 \text{ cm}$, so dass bei $r_H = 7 \text{ cm}$ bald der Aussenradius des Rumpfes erreicht wird. Die Kreisspirale baut wesentlich enger.

Die verwandten Spiralen wurden für $r_{\text{Spr}} = 6,4 \text{ cm}$ ausgelegt, aber dann einfach in axialer Richtung auf **13 cm** extrudiert.

In einem Rumpf sieht das Größenverhältnis Spirale zu Querschnitt aus wie in Abb. 9. Der grüne Teil der rechten Zeichnung ist der Bereich des Austrittes nach hinten.

4.2. Austrittskrümmen

Nach dem Verlassen des Spiralgehäuses tritt die Luft in den Austrittskrümmen ein. Eine 90° Umlenkung kann mit hohen Verlusten behaftet sein. Die Gestaltung der Umlenkung hat sich deswegen an bisherige Erkenntnisse gehalten.

Informationen zu Umlenkungen findet man in Eck, 1958, Frey, 1966, Kröber, 1938, und in Recknagel e.a. 1999, um eine kleine Auswahl zu geben.

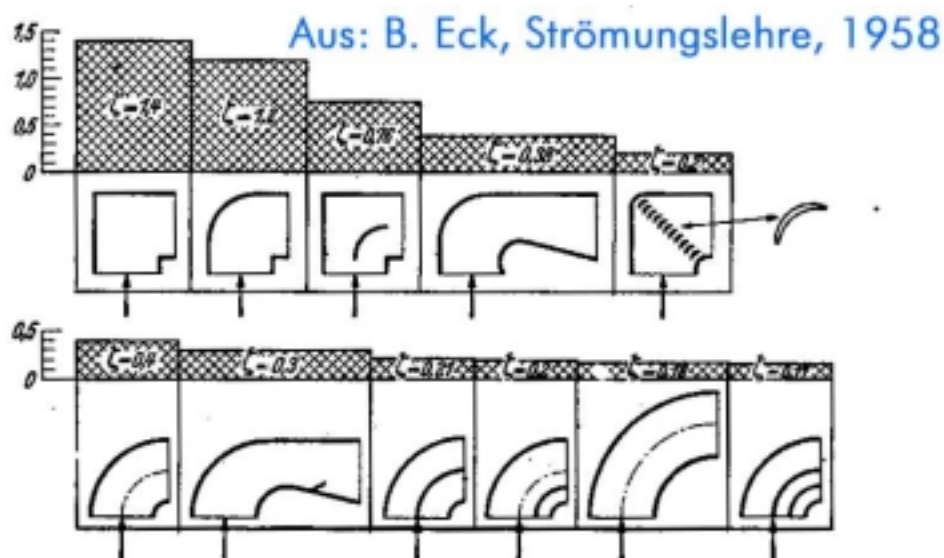


Abb. 204. Verbesserung von Krümmern durch verschiedene Gestaltung und Einbauten nach BIOLLEY (Versuchswerte für $Re \sim 300000$).

¹ BIOLLEY, A.: Hilfsmittel zur Verringerung der Verluste in scharfen Krümmern. Schweiz. Baustg. 1941, S. 85.

Abb. 10 Krümmen – Konstruktionen und Verlustbeiwerte ζ

Der Verlustbeiwert ζ entspricht dabei dem Druckabfall normiert mit dem bei der Durchströmung mit der Geschwindigkeit V auftretenden Staudruck.

Formel 5

$$\zeta = \frac{\Delta p}{\frac{\rho}{2} V^2}$$

Ein Krümmer mit vielen kleinen Leitschaufeln wurde getestet. Bezüglich der Profilierung der Leitschaufeln gibt Pope, 1966, einen Vergleich zwischen verschiedenen Profilformen.

Die Frage ist, ab wann sich Profilierung der Umlenkelemente lohnt. Darauf geht Eck 1958 ein. Demzufolge ist erst ab einer Re-Zahl von 100 000 eine Profilierung notwendig. Im Falle des hier behandelten Antriebes wird diese Re-Zahl allerdings überschritten.

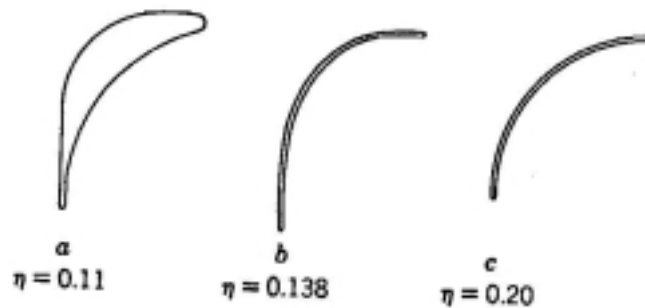


Fig. 2:10 Corner vanes.

Aus: Pope, A., Harper, J., Low-speed wind tunnel testing, 1966, Wiley + Sons

Abb. 11 Verlustbeiwerte in Abhängigkeit von der Profilform, Pope 1966

Bei der Aufteilung der Umlenkelemente habe ich mich an eine Konstruktionsvorschrift nach Eck, 1958, gehalten. Statt der Halbkreis-profile habe ich fülligere Profile verwandt, indem ich an der Nase des Halbkreisprofiles ein **4 mm** Kreiselement angeformt habe und dieses nach hinten hin amodeliert habe.

Aus: B. Eck, Strömungslehre, 1958

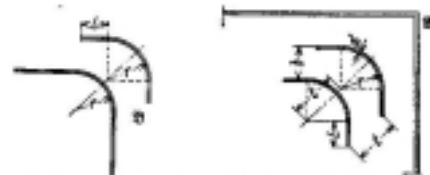
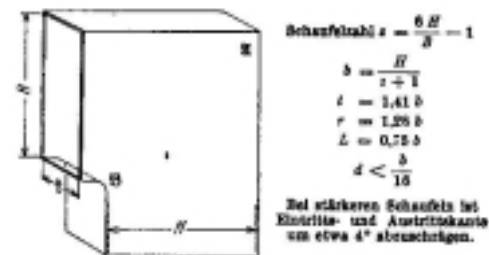


Abb. 206. Eweckmäßige Anordnung von Leitflächen nach Untersuchungen der General Electric Company.

Abb. 12 Teilungsvorschrift für die Leitelemente eines Krümmers, Eck, 1958

Der ausgeführte Krümmer ist in dargestellt. Die Verwendung des Krümmers erhöhte den erreichbaren Schub um ca. 10%.

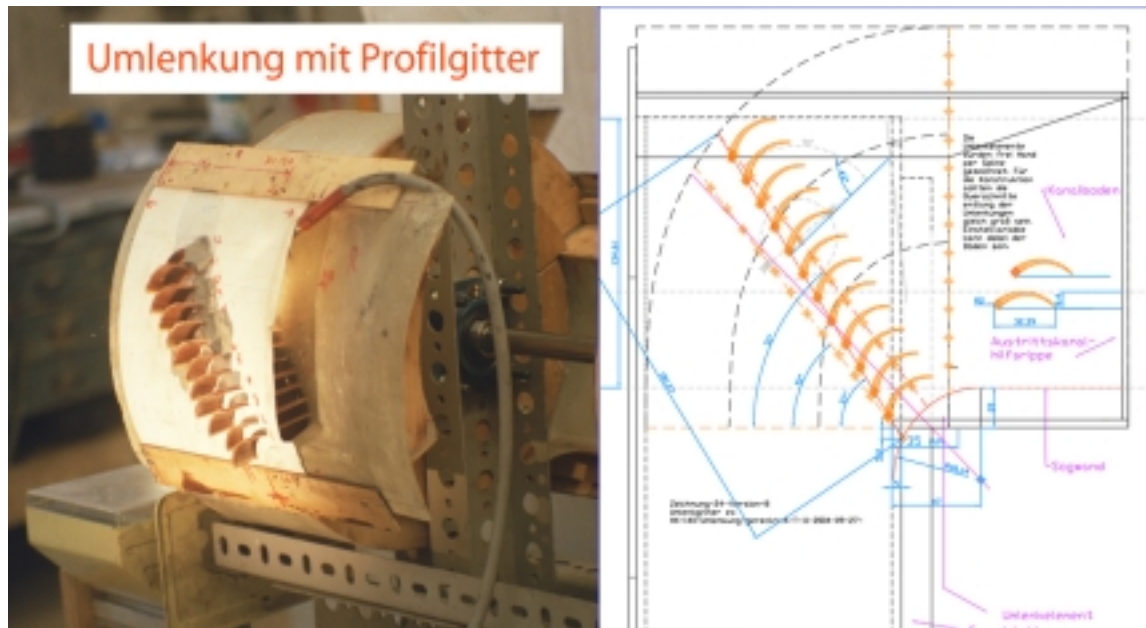


Abb. 13 Umlenk-element und Zeichnung , 2004

Der Aufbau sieht von der Seite aus, wie in Abb. 13 dargestellt. Nach Abnehmen der Abdeckplatte mit den Umlenkelementen kann man das Laufrad und die ‚Austrittschale‘ erkennen.



Abb. 14 Austrittschale, Modifikation 2004

4.3. Schubmessung

Zu Beginn der Untersuchungen wurde der Schub mittels Federwaagen gemessen. Der Versuchsaufbau befand sich auf einem Rollwagen, dessen Räder 4 Kugellager sind, die auf Schienen laufen, [Abb. 7](#). Es zeigte sich, dass die Haftreibung eine Größenordnung von 2-4 N annehmen kann. Außerdem ist es sehr schwierig den Aufbau genau auf ein Niveau zu bringen.

Deswegen wurde zum Erhalt genauerer Werte eine Messung im Wassertank durchgeführt. Der Aufbau wiegt wegen des Elektromotors ca. 100 kg. Das Gewicht wurde auf 3 Stellen verteilt, die sich auf drei Schwimmkörper (Styroporblöcke) stützten. Jeder dieser Schwimmkörper schwimmt in einem eigenen Becken.



Abb. 15 Schubmessung mit Wassertanks

Der Schub wurde mittels einer elektronischen Federwaage gemessen. Es zeigte sich, dass im Rahmen der Messgenauigkeit der Waage der Nullpunkt nach jedem Test erhalten blieb. Diese Art der Schubmessung ist der Messung mit Rollwagen überlegen, allerdings recht platzaufwendig. Ein mögliche Fehlerquelle bei dieser Messung können die Luftkräfte des von den Wänden reflektierten Antriebsstrahles auf den Aufbau darstellen.

Funktionsmodell der Gebläseeinheit für den Strahlsegler

Der Schub wurde in Abhängigkeit von der Drehzahl und der Leistungsaufnahme des Motors gemessen. An dieser Stelle soll die Schubmessung der zweiströmigen und der einströmigen Antriebseinheit vorgestellt werden.

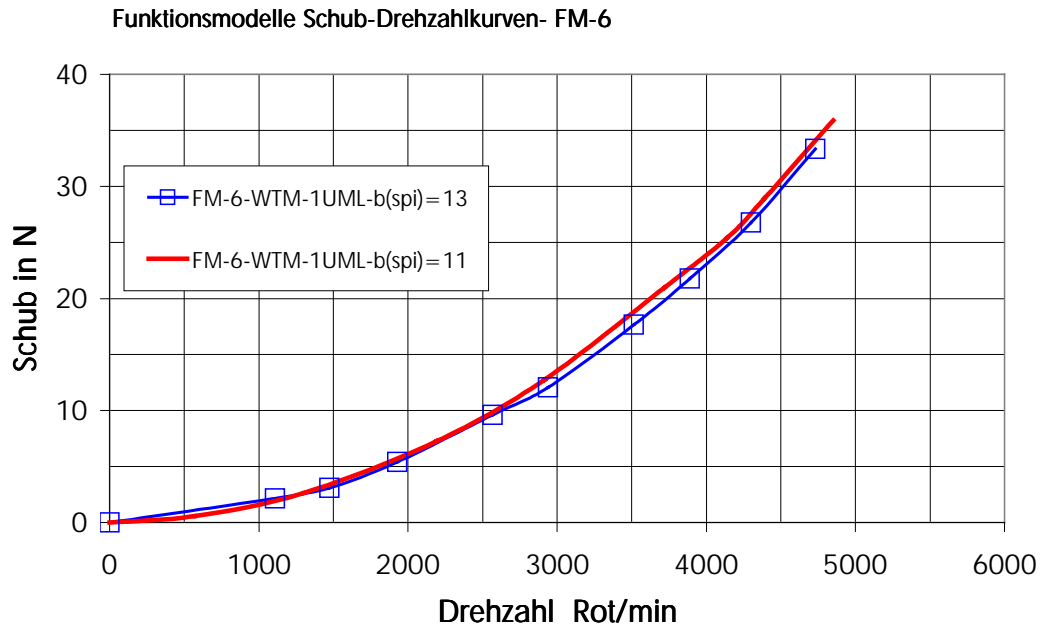


Diagramm 4 Schubmessung im Wassertank, zweiströmige Gebläse-einheit, 1. Spirale Umlenkungen, 2. Spirale ohne Umlenkung, Die Spiralebreite $b(spi) = 11$ cm bzw. 13 cm .

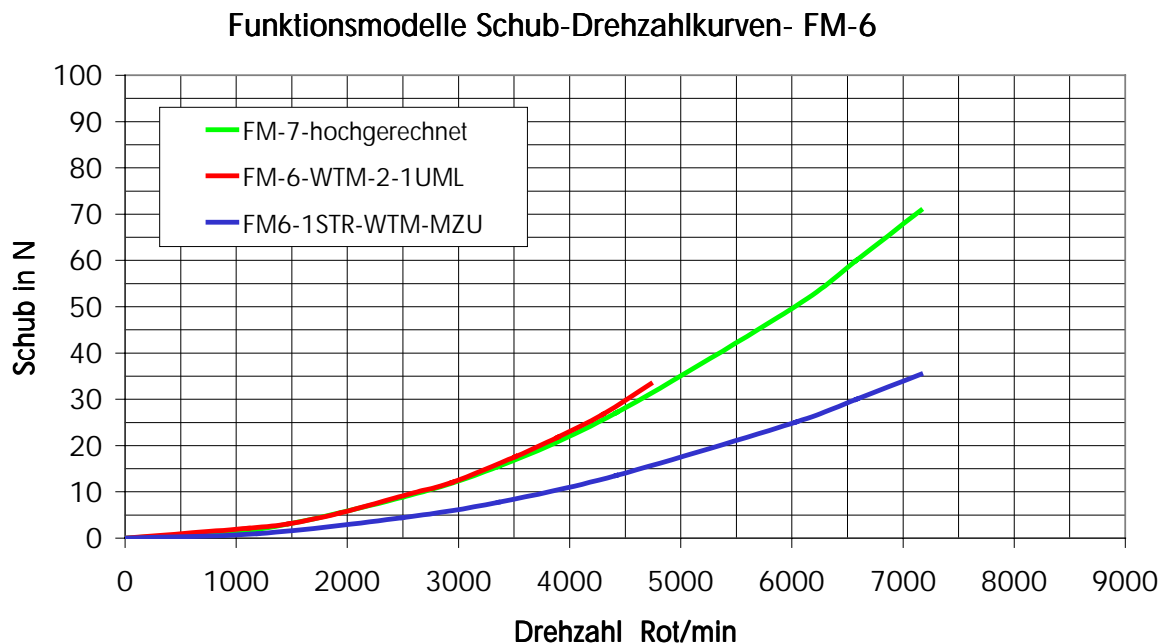


Diagramm 5 Schubmessung einströmig, blau, zweiströmig rot, bei $b(spi) = 13$ cm. grün ‚rechnerische Verdoppelung‘ der einströmigen Kurve

Funktionsmodell der Gebläseeinheit für den Strahlsegler

Der maximale Schub beträgt **36 N** bei **4800 Rot/min** bei einer Spiralbreite von **$b(\text{spi}) = 11 \text{ cm}$** . Bei der Höchstdrehzahl wirkt eine Wellenleistung von 3,5 KW. Höhere Drehzahlen lassen sich mit einer einströmigen Gebläseeinheit erreichen. Die Messung der einströmigen Einheit mit Umlenkelementen ist in [Diagramm 5](#) blau aufgetragen, **$b(\text{spi}) = 13 \text{ cm}$** . Rechnerisch wurde der Schub der einströmigen Einheit verdoppelt, um derart eine zweiströmige Einheit bei höherer Drehzahl darzustellen, grüne Kurve. Zum Vergleich ist die zweiströmige Einheit rot mit dargestellt. Die beiden Kurven decken sich recht gut. Die Verwendung besserer Spiralgehäuse kann zu weiteren Schuberhöhungen führen. Die Verwendung der Zuströmleitung ergibt stets etwas höhere Schübe als das freie Ansaugen.

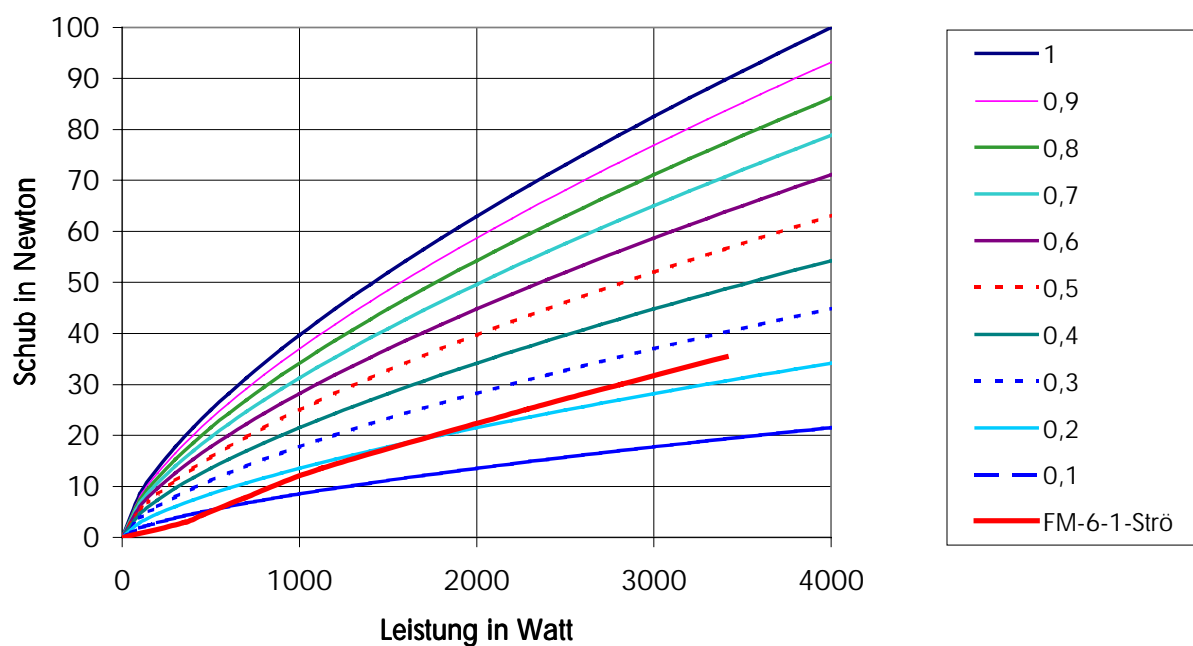


Diagramm 6 Schubkurve der einströmigen Gebläseeinheit im Wirkungsgradfeld

Formel 6

$$\eta \cdot L = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} v^2 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A(\text{Austritt}) \cdot v \cdot v^2$$

$$\Rightarrow v(\eta) = \sqrt{\frac{2 \cdot \eta \cdot L}{\dot{m}}} \quad F(v, \eta) = \rho \cdot A(\text{Austritt}) \cdot v(\eta)$$

Der Wirkungsgrad steigt mit zunehmender Leistung, bzw. zunehmender Re-Zahl an. **Der Wirkungsgrad hat derzeit eine Größenordnung von 0,25.**

Wichtig ist dabei die Bezugsfläche für die idealisierte Turbomaschine, mit der die Messung verglichen wird, in diesem Fall 0,13 m², Fläche der Austrittsöffnung.

Formel 6 zeigt die in Diagramm 6 aufgezeichneten Leistungs-Schubkurven in Abhängigkeit vom Wirkungsgrad .

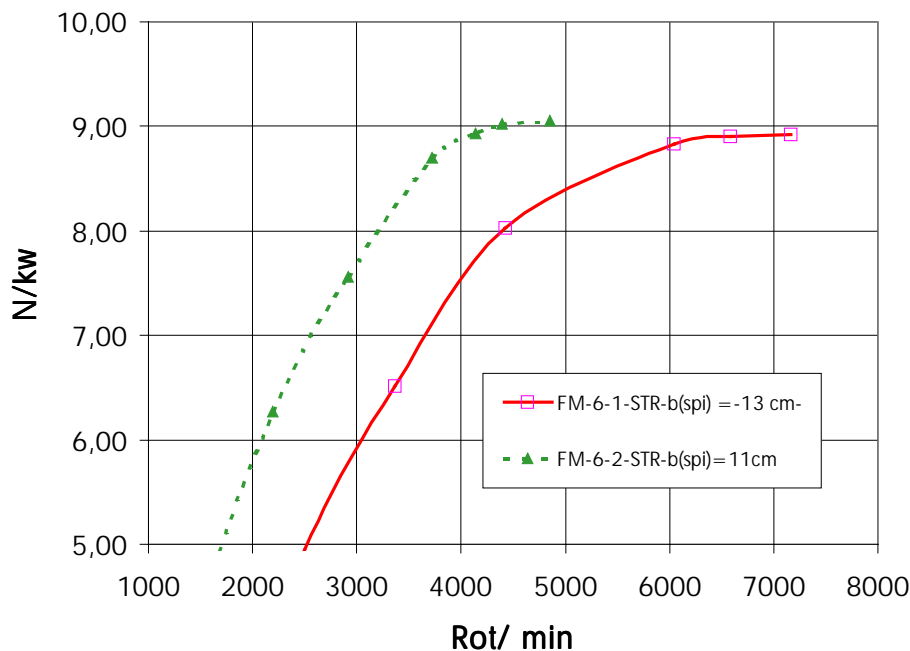


Diagramm 7 Schub/kW als Funktion der Leistung, rot 1-strömig , grün gepunktet 2 strömig

Der erreichbare Schub pro aufgewandter Leistung liegt derzeit bei 9N/kW.

4.4. Kühlung

Die Wärmeabfuhr des Antriebmotors kann mittels Luft- oder Wasserkühlung erfolgen. In beiden Fällen wird die Luft als Trägermedium für die Wärmeabfuhr verwendet. Auf den Aspekt innerhalb des Wasserkühlers soll hier nicht eingegangen werden. Die Antriebsleistung liegt in der Größenordnung von 10 KW. Die abzuführende Wärmeleistung liegt ebenfalls in dieser Größenordnung. Der Kühler bzw. das zu kühlende Bauteil ‚Motor‘ befindet sich in einem Leitungssystem innerhalb des Flugzeuges.. Informationen zu durchströmten Leitungssystemen innerhalb eines bewegten Fahrzeuges finden sich in Hörner, 1965, und Hucho ,1981.

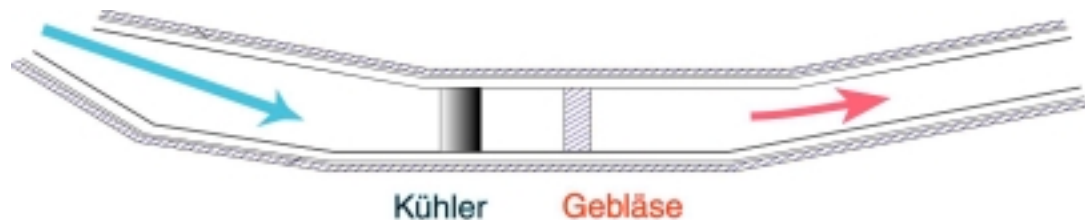


Abb. 16 Prinzip der Kühlluftströmung (interne Strömung=internal flow system)

Funktionsmodell der Gebläseeinheit für den Strahlsegler

Die Strömung tritt in den Einströmkanal ein, trifft auf den Kühler und wird abgebremst. Hinter dem Kühler befindet sich (optional) ein Gebläse, das die Kühlung im Standbetrieb bzw. geringen Fluggeschwindigkeiten ermöglichen soll. Unter Umständen ist dieses Gebläse auch überflüssig.

Dieser schematische Aufbau entspricht dem Kühlproblem bei Flugzeug-Ölkühlern, Hörner 1965, 9.1, bzw. der geführten Durchströmung von Kühlern, Hucho, 1981, S. 312. Für den Widerstandsbeiwert einer Kühlvorrichtung gilt im Falle der ‚geführten Strömung‘, d.h. bei einer internen Strömung, folgender Zusammenhang zwischen Widerstandsbeiwert c_w der Kühlvorrichtung bezogen auf die durchströmte Tauscherfläche und dem Druckverlustbeiwert z (Achtung bisweilen wird dieser Druckverlustbeiwert z auch als Widerstandsbeiwert bezeichnet.)

Unter der vereinfachenden Bedingung, das Ein- und Austritt der Luftführung gleich groß sind und dass der statische Druck am Austritt gleich dem Umgebungsdruck ist (Druckbeiwert $c_p = 0$) gilt:

Formel 7
$$c_{wKü} = 2 \left(\frac{1}{\sqrt{1+\zeta}} - \frac{1}{1+\zeta} \right)$$

Diese Beziehung ist in Diagramm 8 dargestellt

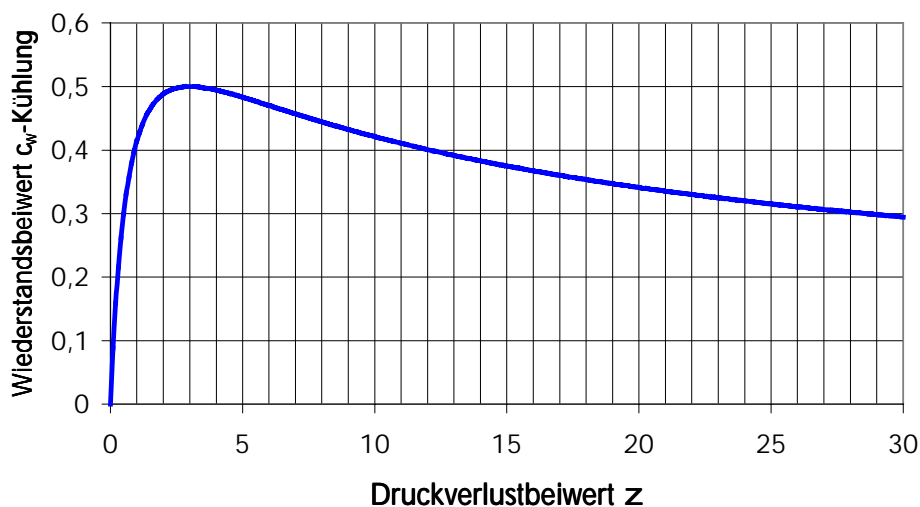


Diagramm 8 Widerstandsbeiwert c_w als Funktion des Druckverlustbeiwertes z

Bezugsfläche ist dabei die Durchtrittsfläche durch den Wärmetauscher.

Bei PKWs beträgt der Anteil des Kühlerwiderstandes am Gesamtwiderstand laut Hucho, 1981, für durchlässige Systeme bis zu 10% .

Für eine Abschätzung des Widerstandes bei Strahlsegler muß man Annahmen für die abzuführende Wärmemenge treffen und anhand von Serienteilen, in diesem Fall Heizungswärmetauscher, den Widerstand ermitteln.

Funktionsmodell der Gebläseeinheit für den Strahlsegler

Die erste Annahme ist, dass sich die Wärme- Energieströme bei einer Verbrennungskraftmaschine zu je einem Drittel auf die Antriebsleistung, den Wärmeabtransport durch die Abgase und durch den Wärmetauscher verteilen. Nach dieser Annahme müßten bei 10 kW Leistung auch 10 kW über den Wärmetauscher abgeführt werden. Allerdings zeigt Bild 9.5 Hucho, dass bei einem PKW Motor das Verhältnis Kühlwärmestrom/Leistungsabgabe meist kleiner als 0,8. Dies bedeutet bei 10 kW Antriebsleistung eine Wärmemenge von 8 kW, die abgeführt werden soll.

Die einfachste Annahme ist die, dass die Luft den Wärmetauscher mit genau der Temperatur der Kühlflüssigkeit verläßt.

Für die Wärmekapazität der Luft gilt, Rechnagel Sprenger , 1999, S. 109 ,gerundet:':

Formel 8
$$cp = 1 \frac{kJ}{kg K} \Rightarrow Q = \dot{m} \cdot cp = 0,1 \cdot 100 \frac{kJ}{s} = 10 \text{ kW}$$

Das bedeutet, dass man für die Abfuhr von 10 kW Wärmestrom bei einer Temperaturdifferenz von 100 K einen Massenstrom von 0,1 kg/s Luft benötigt. Ich betrachte im folgenden einen typischen Wärmetauscher laut Herstellerangaben.

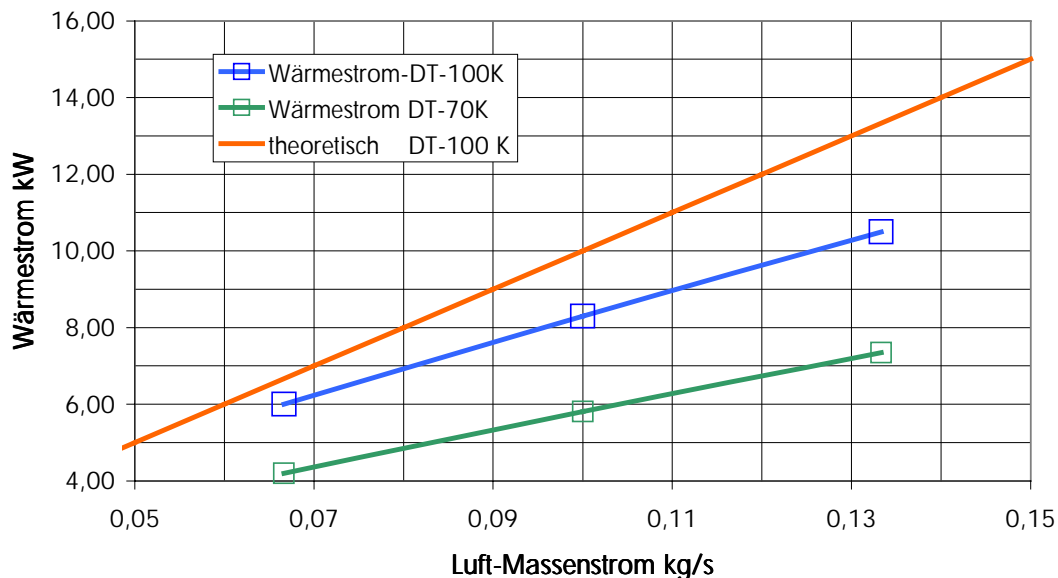


Diagramm 9 Abgeführter Wärmestrom eines PKW-Heizungswärmetauschers, Durchtrittsfläche 0,041125 m², Kühlfluidstrom 600 l/h, DT = 100 °C.

Man erkennt aus Diagramm 9 , dass ein Luftmassenstrom um 0,1 kg/ s ausreicht 6 kW Wärme abzuführen. Zu den Messwerten des Wärmestromes gibt es auch Messwerte des Druckabfalles am Wärmetauscher.

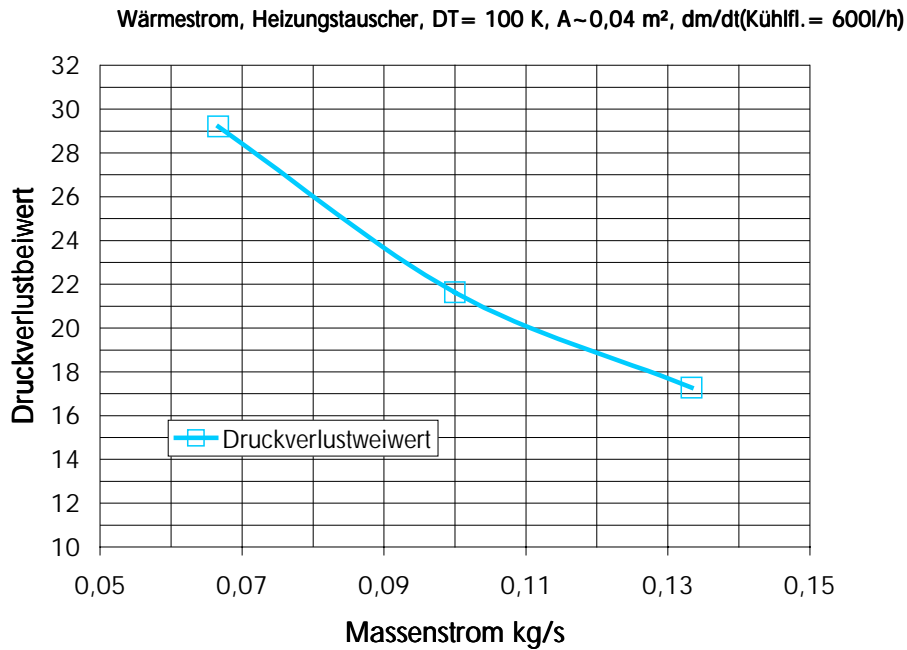


Diagramm 10 Druckverlustbeiwert am Wärmetauscher

Mit den Werten für den Druckverlustbeiwert kann man in das Diagramm 8 gehen und findet dort Widerstandsbeiwerte für das geführte Strömungssystem zwischen 0,3 und 0,4.

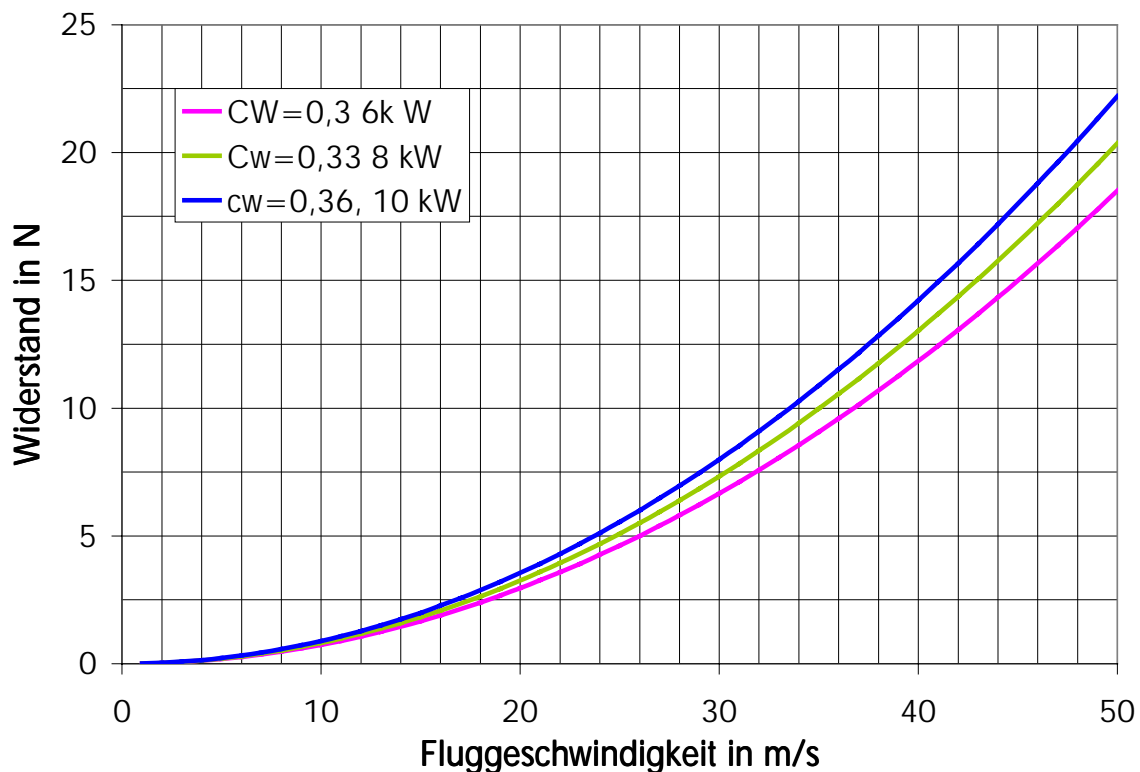


Diagramm 11 Widerstand durch Kühlung, Kühlelement PKW-Heizungswärmetauscher

Funktionsmodell der Gebläseeinheit für den Strahlsegler

Mit diesen Werten kann man den Widerstand in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit bestimmen, aus Staudruck, Kühlerfläche und Widerstandsbeiwert. Man erkennt in Diagramm 11, dass der Widerstand aufgrund der Kühlung bei **7-15 N** liegt, bei einem Geschwindigkeitsbereich von **30-40 m/s**.

Der Kühlerwiderstand hat damit die Größenordnung von knapp **10% des Schwebeschubes eines Standardklasse Seglers**.

Bei dieser Abschätzung wurde nicht die Reibung des Rohrsystemes berücksichtigt. Der Zusatzwiderstand durch die Ein- Austrittsklappen des gesamten Antriebssystems wird in die `Gleitzahl` des Strahlseglers mit „eingerechnet“.

4 3.1. Ein-Austrittsklappen

Für den Einsatz dieses Strahlantriebes wird man Wert drauf legen, dass die Öffnungen der Antriebseinheit verschließbar sind. Für Testzwecke können zumindest die Austrittsklappen auch nicht verschließbar ausgeführt werden ohne große Zusatzwiderstände. Auch bei dem Segler der Abb. 4 konnten die Luftöffnungen nicht verschlossen werden.

Bei der Ausführung kann man sich an Hörner, 1965, orientieren.

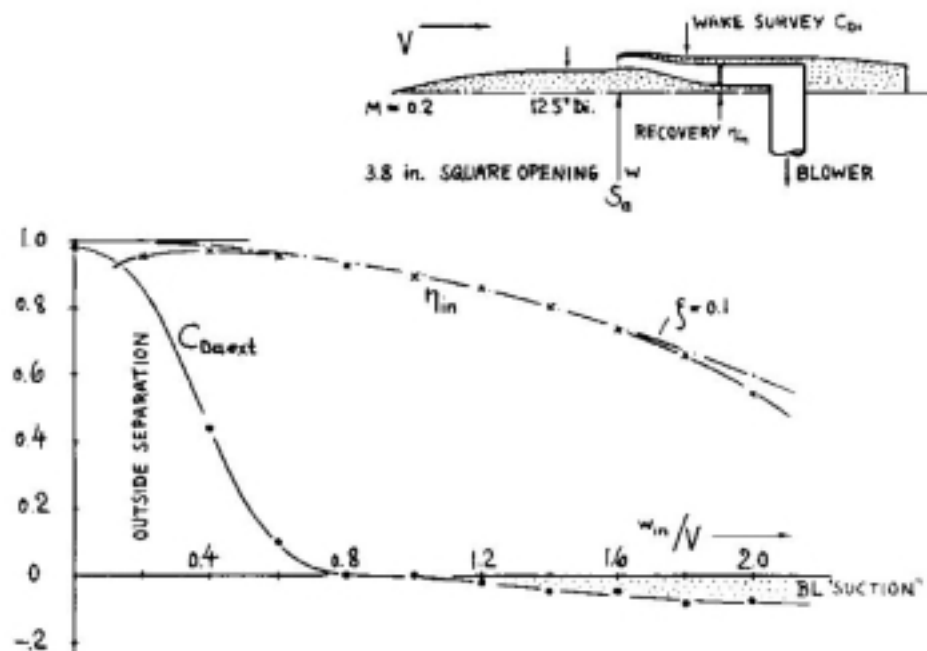


Figure 14 Characteristics of a scoop-type air-induction system designed to be used for a jet engine (13,b).

Abb. 17 Widerstandsbeiwert eines Luftenlasses als Funktion des Verhältnisses Durchströmgeschwindigkeit zur Fluggeschwindigkeit..

Funktionsmodell der Gebläseeinheit für den Strahlsegler

Man erkennt, dass der Widerstand mit einem Geschwindigkeitsverhältnis $w(\text{durch})/V(\text{Flug}) > 1$ gleich oder kleiner Null wird. Der Lufteinlass erzeugt also sogar Vortrieb.

Die Verhältnisse beim Auslass zeigt die folgende Abbildung, allerdings für Wasser.



Figure 28. Pressure coefficients (and estimated drag coefficients) of several marine-type condenser-water outlets (21) and of one inlet opening.

Aus: Hörner Aerodynamic Drag, 1965

Abb. 18 Aus- Einlass eines internen Strömungssystems (Wasser), Hörner, 1965, S. 9-16, Verhältnisse für Luft sind vergleichbar (Bild 29, Hörner)

In der folgenden vergleichenden Abschätzung eines Strahlseglers werden deutlich größere Widerstandsbeiwerte (bezogen auf die Eintrittsfläche/bzw. den Radius des Leitungssystems) verwandt.

Auf die mechanische Ausführung der Klappenelemente gehe ich an dieser Stelle nicht ein.

4.5. Strahlsegler als Heimkehrhilfe, vergleichende Abschätzung

Sogenannte Turbos, Klapptriebwerke als Heimkehrhilfe aber nicht für den Eigenstart, könnten durch den hier vorgeschlagenen Strahlantrieb ersetzt werden. Zur Verdeutlichung soll die ASW 28 als Klapptriebwerkler und als Strahlsegler verglichen werden. Die Polare aus Herstellerangabe wird dabei als Grundlage verwandt. Diese Abschätzung geschieht nach dem Schema, das ich auf dem Segleflugsymposium 2003 vorgestellt habe, Koppenwallner, 2003.

Folgende Überlegungen liegen dieser Abschätzung zu Grunde:

1. Die Polare der ASW 28 als Klapptriebwerkssegler, KTS, wird durch Wahl des Propellerwirkungsgrades, des Widerstandsbeiwertes und der Widerstandsfläche, die sich an der Propellerabmessung orientiert, so eingestellt, dass das Flugzeug mit einer Leistung von 7,5 KW schwebt. Bei der Geschwindigkeit des besten Gleitens hat das Flugzeug ein Eigensinken von 1 m/s. Verdoppelung der Antriebsleistung und überschlägig des Schubes bewirkt dann ein Steigen von 1 m/s, was dem Flugbericht entspricht, Marzinzik, 2004

Funktionsmodell der Gebläseeinheit für den Strahlsegler

2. Beim Strahlsegler wird als Bezugsfläche für den Widerstand der Gebläsedurchmesser jedes Laufrades verwendet. Die Kühlung wird über den Widerstandsbeiwert, bzw den Widerstand gemäß Diagramm 11 erfaßt.
3. Die Wirkungsgrade Propeller und Turbomaschine werden als unabhängig von der Geschwindigkeit (Re-Zahl) angenommen !!

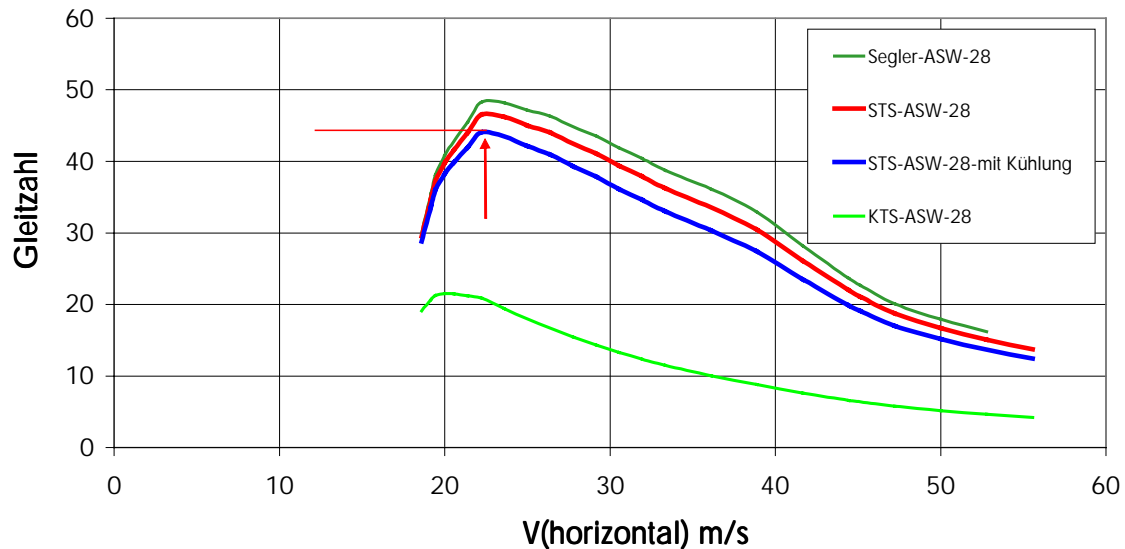


Diagramm 12 Gleitzahlvergleich der ASW 28 als Segler, Strahlsegler, STS und Klapptriebwerkssegler, KTS

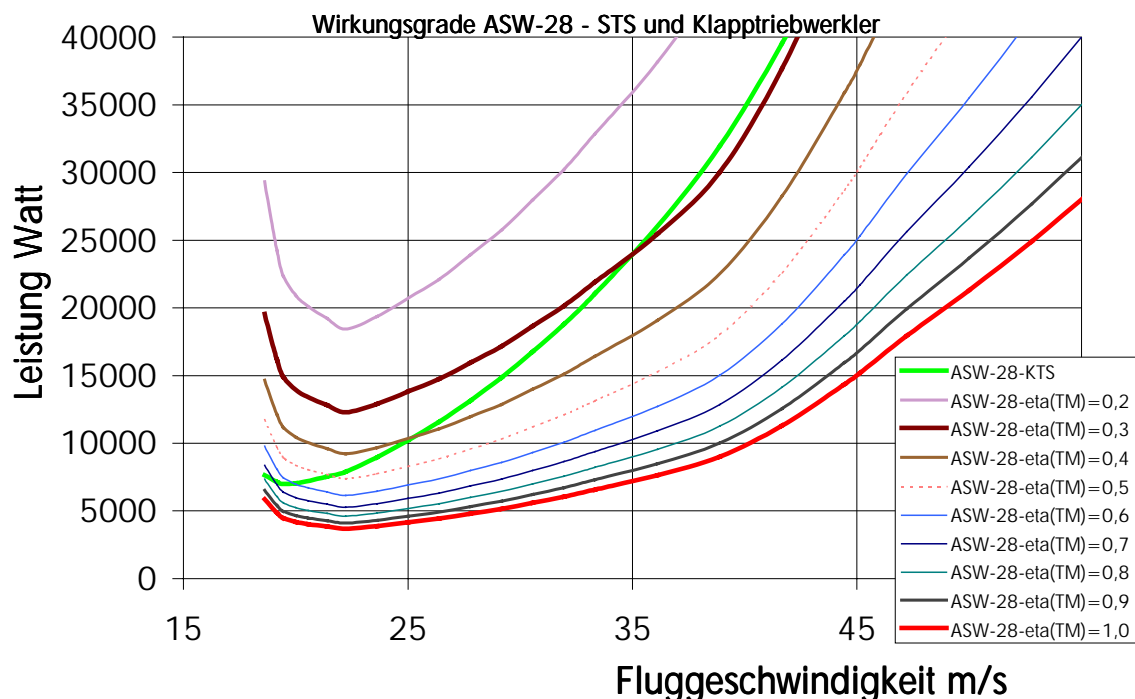


Diagramm 13 Vergleich des Leistungsbedarfes Klapptriebwerkssegler, ASW-28 nach Flugbericht, im Wirkungsgradfeld des Strahlseglers.

Funktionsmodell der Gebläseeinheit für den Strahlsegler

Man erkennt aus den beiden Diagrammen, dass der Widerstand durch die Kühlung dem Widerstand durch die Antriebseinheit entspricht, zumindest gemäß den gewählten Parametern für diese Abschätzung. Der Klapptriebwerkssegler ist ein Flugzeug mit mehr als halbiertes Gleitzahl verglichen mit dem Segler. Der Segler schwebt mit 7,5 kW bei ungefähr 63 kmh, gegenüber den 85 kmh des Flugberichtes.

(Anm: Das Minimum liegt vermutlich aufgrund des konstanten Propellerwirkungsgrades und der veränderten Polare bei geringeren Geschwindigkeiten.)

Das Schweben mit geringster Leistung liegt beim Strahlsegler bei etwas über 80 kmh.

Der Strahlsegler wird ab einem Turbomaschinen-Wirkungsgrad von 0,5 dem Klapptriebwerkler ebenbürtig.

Die für die Abschätzung verwandten Parameter finden sich in folgender Liste:

Steuerparameter				
	Propeller		STS	
Widerstandsbeiwert	2	cw (Prop)		cw (Strahl)
Widerstandsfläche	0,18	A(W) (Prop)	0,0352	A(W) (Strahl)
Wirkfläche	1	A(W) (Prop)	0,0352	A(wirk)Strahl
Wirkungsgrad	0,6	h(hy-Prop)	0,45	h(hy-TM)
Druckrückge.-Faktor	1		0,7	eta(Ekin(ein))
Erdbeschleunigung	9,81	m/s ²		
Dichte kg/m ³	1,2	kg/m ³		
Kühlerfläche	0,04	m ²		
cw-Kühler	0,4			

Diagramm 14 Steuerparameter der Abschätzung

4. Fazit

Die Abschätzung und die bisherigen Versuche zeigen, dass es möglich ist einen STS als Heimkehrhilfe mit ähnlichen Leistungswerten wie einen Segler mit Klaptriebwerksheimkehrhilfe zu bauen.

Im Gegensatz zum Klaptriebwerkssegler, dessen Entwicklungsspielraum nach nunmehr 60 Jahren Entwicklung recht ausgeschöpft ist, steht der Strahlsegler am Anfang einer solchen Entwicklung.

Ersatzlösungen

Der Einsatz von Modellstrahltriebwerken stellt eine Ersatzlösung dar, die für einen kürzeren Betriebszeitraum von **30-60 min.** pro Einsatz vergleichbar ist.

Für längere Betriebszeiten kommt diese Lösung mit den bisherigen Bauausführungen ohne Nebenstrom nicht in Frage

Eine zweite Ersatzlösung ist die Kombination von einflutigen Axialgebläsen mit Verbrennungsmotoren.

Die dritte Lösung stellt ein Segler mit einer mehrflutigen Antriebseinheit dar, der in diesem Bericht vorgestellt wurde.

Folgende Punkte müssen noch untersucht werden

1. Schub in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit
2. Widerstandsbeiwert des Antriebes
3. tatsächliche Strömungsverluste im Kühler
4. Aus/Eintrittsklappen, Widerstandsbeiwerte und praktische Ausführung
5. Ansaugluft- und Abgas-führung bei Verwendung eines Verbrennungsmotors

Folgende Punkte können zu einer weiteren Verbesserung führen:

1. Spiralkonstruktion, Konzept und Bauausführung
2. Vorsatzläufer vor den Gebläserädern
3. aerodynamische Verkleidung der Spannvorrichtung der Gebläseräder
4. verbesserte Gebläseräder,
5. Gebläseräder größeren Durchmesser
6. Verbesserung der Umlenkblätter

Ich denke, dass damit mit ‚relativ‘ geringem Aufwand ein Antriebsverfahren geschaffen werden kann, mit dem man die Welt ‚dünn‘ segeln kann.

5. Literatur

- Eck, Bruno, 1972, *Ventilatoren*, Springer Verlag, 5. Auflage, ISBN-3-540-05600-9
- Frey, K.P.H., 1966, *Detached Flow and control*, Selbstverlag des Autors, Box 584, Newark, Delaware 19711,
- Gülich, Johann f., 1999, *Kreiselpumpen: ein Handbuch für Entwicklung, Anlagenplanung und Betrieb*, Springer Verlag, ISBN 3-540-56987-1
- Hartmann, H., 1960, *Grundlagen des Motorseglers*, Jahrbuch 1960 der WGL, 433 – 441, DK 629.135.15
- Hoerner, Sighard F., *Fluid-dynamic Drag*, 1965, Selbstverlag des Autors, Library on Congress Catalog Card Number 64-19666
- Hucho, Wolf-Heinrich, 1981, *Aerodynamik des Automobils*, Vogel Verlag, Würzburg, ISBN 3-8023-0642-2
- Koppenwallner, G. E., 2003, *Abschätzung eines Strahlseglers*, Schriftliche Fassung des Vortrages auf dem Segelflugsymposium 2003 in Braunschweig.
www.segelflug.de/vereine/goettingen oder über email: plotter@t-online.de
- Löhner, Kurt., 1960, *Grundlagen des Motorseglers*, Jahrbuch 1960 der WGL, DK 629.135.15
- Marzinzik, Gerhard, 2004, *Segelflug – Pilot report: ASW-28 „Jetzt mit Heimkehrhilfe“*, Aero-Kurier, 07-2004
- Pfleiderer, Carl, 1961, *Die Kreiselpumpen*, Springer, 5. Auflage
- Pope, A., Harper, J.J., 1966, *Low speed wind tunnel testing*, J.Wiley + sons, New York, London, Sidney
- Prandtl, Ludwig, 1965, *Strömungslehre*, Vieweg, Braunschweig, 6. Auflage
- Recknagel, Sprenger, Schramek, 1999, *Taschenbuch für Heizungs und Klimatechnik*, Oldenburg Verlag, München und Wien