



Betrachtungen zum Senkrechtstart-Flugzeug Vergleich verschiedener Konzepte



Dr.-Ing. Dr. h.c. Anselm FRANZ, Consultant AVCO Corporation, 488 A
Commanche Lane, STRATFORD, Conn. 06497, USA.

Bei der Beurteilung von Senkrechtstart-Flugzeugen spielt der Leistungsbedarf im Schwebезustand eine besondere Rolle. Im folgenden wird die grundsätzliche Beziehung zwischen Hubkraft und Schwebеleistungsbedarf entwickelt, es werden Wesen und Bedeutung der Haupteinflußgrößen beleuchtet und verschiedene Senkrechtstartertypen miteinander verglichen. Die Darstellungen beziehen sich auf Helikopter und Senkrechtstarter, die mit freifahrenden Propellern, Mantelschrauben oder ähnlichen Hubtriebwerken arbeiten.

Um das Grundsätzliche leicht übersehen und die Zusammenhänge in einfacher Weise darstellen zu können, wird die Untersuchung für einen Idealfall durchgeführt und der Wirklichkeit durch einen Erfahrungsbeiwert Rechnung getragen. Die Ergebnisse haben aber allgemeine Gültigkeit. Es wird der Betrachtung eine Mantelschraube zugrundegelegt (Abb. 1), bei der der Rotor für über dem Radius konstante Energiezufuhr konstruiert ist und die Drallströmung am Rotoraustritt mittels eines Leitschaufelgitters in eine Axialströmung zurückgelenkt wird. Setzt man weiter reibungsfreie Strömung voraus, so erhält man für die verschiedenen Strömungsquerschnitte über dem Querschnitt konstante Geschwindigkeit. Es ist

am Rotoreintritt $v_1 = \text{konst}$
im freien Schubstrahl $v_s = \text{konst}$

Im Schwebeflug wird vom Triebwerk die Luftmasse \dot{m} aus der ruhenden Umgebungsluft angesaugt und von der Geschwindigkeit Null auf die Geschwindigkeit v_s des nach unten gerichteten Schubstrahls beschleunigt. Hierzu muß vom Triebwerk auf diese Luftmasse eine Kraft $\dot{m} \cdot v_s$ ausgeübt werden, deren Reaktionskraft die Hubkraft F des Triebwerkes darstellt.

$$F = \dot{m} \cdot v_s \quad (1)$$

Die an den Rotor für die Huberzeugung abgegebene Motorleistung P wird mit Hilfe des Rotors auf die Luftmasse \dot{m} übertragen und in kinetische Energie P_s des Schubstrahles verwandelt.

$$P_s \text{ (kW)} = \frac{1}{10^3} \dot{m} \cdot \frac{v_s^2}{2} \quad (2)$$

Der Wirkungsgrad dieser mit Verlusten verbundenen Energieumwandlung ist

$$\eta = \frac{P_s}{P} \quad (3)$$

Verbindung der Gleichungen (1), (2) und (3) ergibt

$$P = \frac{P_s}{\eta} = \frac{1}{10^3} \frac{\dot{m} v_s^2}{\eta} = \frac{1}{10^3} \frac{F v_s}{\eta}$$

oder

$$F/P = 10^3 \frac{2\eta}{v_s} \quad (4)$$

Danach ist die Schubkraft pro Leistungseinheit oder der spezifische Schub F/P proportional dem Wirkungsgrad, aber umgekehrt proportional der Strahlgeschwindigkeit.

Mit Luftdichte ρ , Rotorfläche A_r , Strahlquerschnitt A_s und dem Querschnittsverhältnis $A_s/A_r = \alpha$

ergibt sich in Verbindung mit Gleichung (1) für die Durchflußmasse

$$\dot{m} = \rho A_s v_s = \frac{F}{v_s}$$

oder

$$v_s^2 = \frac{F}{\rho A_s} = \frac{F}{\rho \alpha A_r}$$

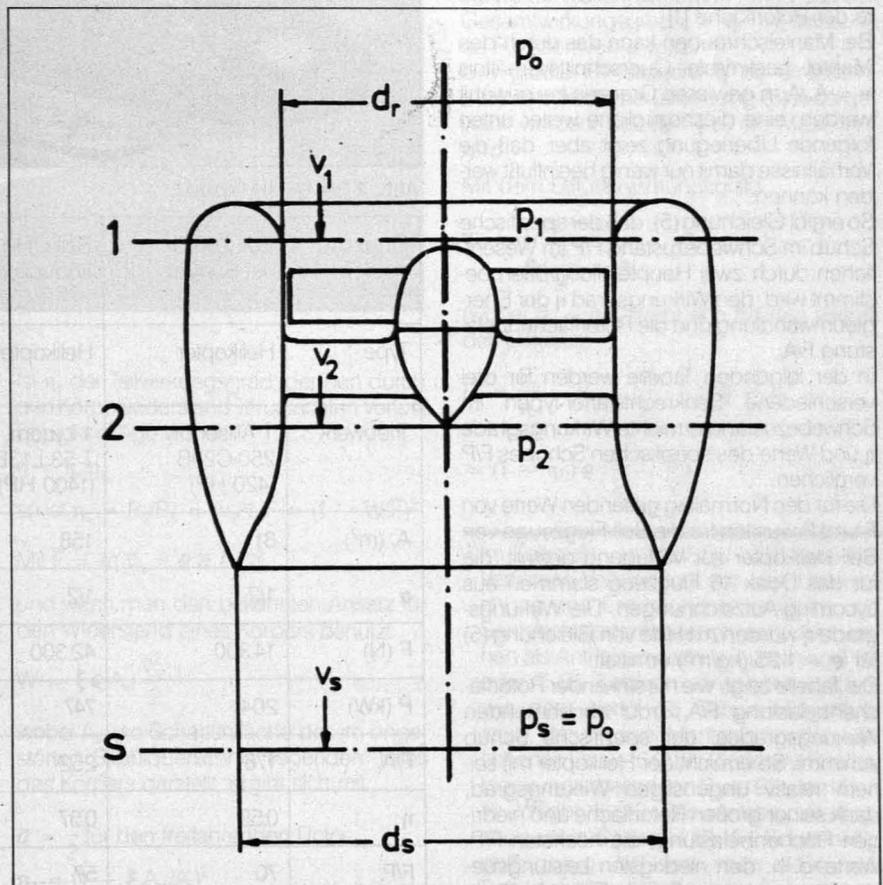


Abb. 1 Schema eines Mantelschrauben-Triebwerkes



und man erhält mit Gleichung (4) für den spezifischen Schub

$$F/P = 2000 \sqrt{\frac{\eta \sqrt{\alpha}}{\sqrt{F/A_r}}} \dots \dots \dots (5)$$

Für Helikopter-Rotoren und freifliegende Luftschrauben oder Propeller kann angenähert inkompressible Strömung mit $\epsilon = \text{konst.}$ vorausgesetzt werden und das Querschnittsverhältnis $\alpha = A_s/A_r$ ergibt sich aus folgender Überlegung:

Für den Eintrittsdruck gilt $p_0 - p_1 = \epsilon \frac{v_1^2}{2}$

die Rotordruckdifferenz ist

$$p_2 - p_1 = \frac{F}{A_r} = \frac{\epsilon A_s v_s^2}{A_r} = \epsilon \alpha v_s^2$$

und der Druckabfall am Austritt

$$p_2 - p_0 = \epsilon \left(\frac{v_s^2}{2} - \frac{v_2^2}{2} \right)$$

wobei p_0 der Druck der ruhenden Luft der Umgebung ist.

Mit $v_1 = v_2$ ergibt die Verbindung der drei Gleichungen

$$p_2 - p_1 = \epsilon \frac{v_s^2}{2} = \epsilon \alpha v_s^2$$

und man erhält für den freifliegenden Rotor

$$\alpha = A_s/A_r = \frac{1}{2}$$

das heißt, der Strahl erfährt nach Verlassen des Rotors eine Einschnürung auf die Hälfte der Rotorfläche [1].

Bei Mantelschrauben kann das durch den Mantel bestimmte Querschnittsverhältnis $\alpha = A_s/A_r$ in gewissen Grenzen frei gewählt werden; eine diesbezügliche weiter unten folgende Überlegung zeigt aber, daß die Verhältnisse damit nur wenig beeinflußt werden können.

So ergibt Gleichung (5), daß der spezifische Schub im Schwebestand F/P im Wesentlichen durch zwei Haupteinflußgrößen bestimmt wird, den Wirkungsgrad η der Energieumwandlung und die Rotorflächenbelastung F/A_r .

In der folgenden Tabelle werden für drei verschiedene Senkrechtstarter-Typen im Schwebestand erreichte Wirkungsgrade η und Werte des spezifischen Schubes F/P verglichen.

Die für den Normaltag geltenden Werte von F und P wurden für die Bell-Flugzeuge von Bell Helikopter zur Verfügung gestellt, die für das Doak 16 Flugzeug stammen aus Lycoming-Aufzeichnungen. Die Wirkungsgrade η wurden mit Hilfe von Gleichung (5) für $\epsilon = 1.25 \text{ (kg/m}^3\text{)}$ ermittelt.

Die Tabelle zeigt, wie mit sinkender Rotorflächenbelastung F/A_r , trotz abnehmenden Wirkungsgrades, der spezifische Schub zunimmt. So erreicht der Helikopter mit seinem relativ ungünstigen Wirkungsgrad, dank seiner großen Rotorfläche und niedrigen Flächenbelastung, die höchsten F/P -Werte, d. h. den niedrigsten Leistungsbedarf für gegebenen Schub. Er ist damit als Hubgerät dem Schwenkrotor und der Man-

telschraube überlegen, mit letzteren lassen sich natürlich höhere Fluggeschwindigkeiten erzielen. Der niedrige Leistungsbedarf im Schwebeflug ist aber wohl ein Grund für den außerordentlichen Erfolg des Helikopters, der auf breiter Basis Anwendung gefunden hat, während — vom Schwenkrotor abgesehen — die übrigen ursprünglich bearbeiteten Senkrechtstarterprojekte nicht zum Tragen gekommen sind. [2].

Die Größe η in Gleichung (5) wird in der Literatur zum Teil als »Figure of Merit« bezeichnet und nicht als Wirkungsgrad angesehen [3].

Um den ganzen Prozeß richtig beurteilen und eventuelle Verbesserungs- und Ent-

wicklungsmöglichkeiten erfassen zu können, ist es aber wichtig, zu erkennen, daß η , wie etwa der Wirkungsgrad eines Compressors, tatsächlich der Wirkungsgrad ist, mit dem mechanische Arbeit in eine andere Energieform, hier in kinetische Energie, umgewandelt wird. Er gibt Auskunft über die durch verschiedene schädliche Widerstände und Abweichungen vom Idealprozeß verursachten Energieverluste.

In der Tabelle fallen die niedrigen η -Werte der Helikopter auf. Der Helikopterrotor hat infolge der besonderen Bedingungen für seine Konstruktion, im Vergleich z. B. zur Mantelschraube, an sich einen niedrigen Wirkungsgrad η_r . Der Gesamtwirkungs-



Abb. 2 Bell UH-1H Iroquois

Flugzeug	Bell 206 B Jet Ranger	Bell UH-1H Iroquois (Abb.2)	Bell XV-15 Forschungsflugzeug (Abb.4)	Doak 16 Forschungsflugzeug (Abb.3)
Type	Helikopter	Helikopter	2 Schwenkrotoren	2 Mantelschrauben
Triebwerk	1 Allison 250-C20B (420 HP)	1 Lycom. T 53 L13B (1400 HP)	2 Lycom. T 53 L13 (2 x 1550 HP)	1 Lycom. T 53 (840 HP)
A_r (m ²)	81	158	91	3
α	1/2	1/2	1/2	1
F (N)	14.300	42.300	68.700	14.300
P (kW)	204	747	1810	550
F/A_r	176	252	755	4770
η	0.59	0.57	0.65	0.8
F/P	70	57	38	26

Tab. 1: Charakteristische Daten verschiedener Senkrechtstarter-Typen.