

ANWENDUNG DES EJEKTORS ZUR LÖSUNG DES AUSLEGUNGSPROBLEMS BEI TRIEBWERKSANLAGEN FÜR SCHNELLE VTOL-FLUGZEUGE

DIPL.-ING. CH. STORKEBAUM

UND

ING. L. v. BONIN

*Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und
Raumfahrt e.V. (DFL)
Institut für Strahlantriebe
Braunschweig*

Wenn man die im Winter 1963 von einigen europäischen Luftwaffen über den Einsatz von VTOL-Flugzeugen geäußerten Bedenken einmal ausser acht lässt, so bedeutet für den Entwicklungsingenieur der Vertikalstart eine Forderung, die noch am leichtesten für das schnelle Jagd- und Kampfflugzeug erfüllt werden kann. Dieses liegt in dem Schubbedarf begründet, den schnelle Flugzeuge auf Grund der geforderten Flugleistungen aufweisen. Dabei sollen unter schnellen Jagd- und Kampfflugzeugen solche Flugzeuge verstanden werden, die im Hinblick auf ihre Verwendbarkeit als Mehrzweckgeräte geeignet erscheinen, und die über Flugleistungen verfügen, die mit denen der bekannten Dassault "Mirage" III oder Lockheed F-104 vergleichbar sind. Reine Bodenkampfflugzeuge werden deswegen jedoch nicht aus den folgenden Betrachtungen ausgeschlossen.

Diese Flugzeuge gehören jeweils einer bestimmten Flugzeuggattung an, die durch die gestellte Flugaufgabe geprägt wird. Die Extrema der mit der Flugaufgabe bzw. mit den einzelnen Flugaufträgen verknüpften Flugleistungen bestimmen die Flugzeugform und somit die aerodynamischen Kenngrößen des Flugzeuges. Die flugleistungsmechanischen und aerodynamischen Kenngrößen stehen damit in einem wechselseitigen Zusammenhang und sind die bestimmenden Faktoren für den Schubbedarf [1].

In Hinblick auf das Vertikalstartproblem dürfte nunmehr interessieren, welche Startschübe sich hieraus für die heutigen, horizontalstartenden Jagd- und Kampfflugzeuge herkömmlicher aerodynamischer Auslegung ergeben. Ein Überblick lässt sich hierüber gewinnen, wenn man die Startschübe F_S , welche die zusätzlichen Schub erhöhungen durch Nachverbrennung einbeziehen, auf die Abfluggewichte G_A der Flugzeuge bezieht, die so erhaltenen Verhältniswerte jeweils von 1 subtrahiert und dann über F_S aufträgt. Bild 1 zeigt eine diesbezügliche statistische Auswertung. Durch die Formulierung $1 - \psi_F = 1 - F_S/G_A = -\epsilon_V$ wird der Unterschied erkennbar, der zwischen dem vorhandenen höchstmöglichen Startschub und dem sogenannten normalen, nur in beschränkter Masse nichtintegrierte Aussenlasten einbeziehende Abfluggewicht herrscht. Beim Stand der heutigen Triebwerkstechnik sind Überschall-Flugleistungen nur durch die Integration zusätzlicher schubsteigernder Mittel möglich, wenn man nicht stark überbemessene Triebwerke verwenden will, die im Unterschallgebiet unwirtschaftlich arbeiten. Auch für vertikalstartende Überschallflugzeuge muss von vornherein die Nachverbrennung oder, wenn gegeben, die Nebenstromaufheizung in die Triebwerkskonzeption einbezogen werden.

Wollte man von den in Bild 1 notierten Flugzeuggattungen Vertikalstarteigenschaften verlangen, so sieht man die zwischen höchstmöglichem Startschub F_S und normalem Abfluggewicht G_A herrschende Diskrepanz, die, um die Flugzeuge lotrecht heben zu können, durch die Erzeugung zusätzlicher Schubkräfte überbrückt werden muss. Schon für Überschallgeräte beträgt im Durchschnitt diese Diskrepanz etwa 40 Prozent, wenn man erstens unterstellt, dass für Vertikalstart gegenüber dem Abfluggewicht ein Schubüberschuss von 20 Prozent als notwendig betrachtet werden muss, und zweitens voraussetzt, dass die Nachverbrennung oder Nebenstromaufheizung für den Vertikalstart nutzbar gemacht werden kann. Wäre die zweite Bedingung nicht erfüllbar, so zeigen die gestrichelten Felder, welcher Schub dann noch zur Verfügung steht. Man kommt somit in den Bereich der reinen Bodenkampfflugzeuge, die schubsteigernde Mittel nicht benötigen. Im Gegensatz zur 35 F Draken oder Mig-23, bei denen der Vertikalstart ohne allzu grosse Überbemessung der Triebwerke theoretisch schon jetzt möglich wäre, treten bei reinen Unterschall-Flugzeugen die Auslegungsprobleme verschärft in den Vordergrund.

Die bisher in dem hier interessierenden Bereich der Vertikalstarttechnik eingeschlagenen Wege führten zu den Triebwerkskonzeptionen der P 1154, Mirage III, VJ101C und Lockheed "Hummingbird." Bis auf den "Hummingbird" stellen sie typische, von der Triebwerksseite her entstandene Konzeptionen dar, bei denen entweder der gesamte Schubbedarf durch ein und dasselbe Triebwerk oder durch separate, für das Heben und für

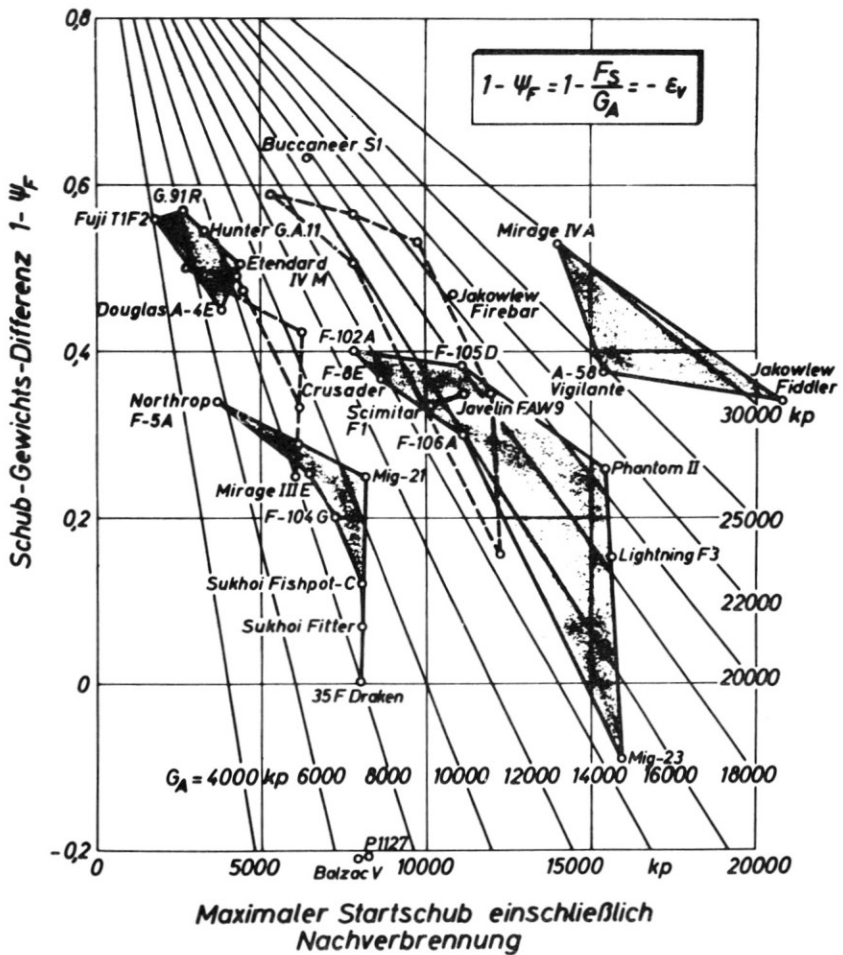


Bild 1.

den Vortrieb jeweils speziell ausgelegte Triebwerke gedeckt wird. Schliesslich deutet sich die neueste Entwicklung in der Vereinigung beider Konzeptionen an, bei der in der Transitionsphase die optimal bemessenen Marschtriebwerke voll zum Auftrieb beitragen und der noch fehlende Schubanteil durch zusätzliche Hubaggregate bestritten wird. Obwohl die Konzeption separater Hub- und Schubtriebwerke neben einigen konstruktiven Vereinfachungen optimal ausgelegte Marschtriebwerke erlaubt, ist durch die Installation zusätzlicher Hubaggregate eine Verschlechterung des als Vergleichskenngrösse dienenden Gesamtschubgewichtes p_T^* hinzunehmen. p_T^* ist der auf das Einbaugewicht der Triebwerksanlage (Gesamtanlage) bezogene *maximale Gesamtstartschub* der Marschtriebwerke.

Gegenüber einem vergleichbaren Flachstartflugzeug ist mit einem höheren Kraftstoffbedarf für Start und Landung zu rechnen, sowie eine Verminderung der Gleitzahl infolge vergrösserter Zellenquerschnittsfläche und Zellenoberfläche in Kauf zu nehmen.

Geht man von einem mit 53 Prozent bezifferten Verhältnis

$$\frac{G_{TK}}{G_A} = \frac{\text{Triebwerksgewicht} + \text{Kraftstoffgewicht}}{\text{Flugzeug-Abfluggewicht}}$$

aus, so lässt sich mit Hilfe der Näherungsformel

$$\frac{G_{TK}}{G_A} = 0.53 = \psi \epsilon_V \left[\frac{\omega}{p_T^*} + \overbrace{\omega t_{SL}(\delta b_{SA} + b_{SV})} = A + \overbrace{b_{RV} t_{Rf}} = C + \overbrace{N(b_{RV} t_{R})} = D \right]$$

ein durch die einheitslosen Grössen ψ , ω , δ gekennzeichneter Zusammenhang zwischen Flugaufgabe, Flugzeugauslegung und Wahl des Triebwerkssystems herstellen und eine Verbindung zwischen den Einsatzzeiten und den spezifischen Kraftstoffverbräuchen finden [2] (Bedeutung der Formelzeichen s. Anhang). Dabei repräsentiert die Grösse A die für Start, Landung und Transition benötigte Kraftstoffmenge, die Grösse C den Kraftstoffbedarf für den Unterschall-Marschflug und schliesslich die Grösse D das Kraftstoffgewicht für den bei Machzahl 2 liegenden Überschallflug. Hält man A , ψ , ϵ_V und δ konstant, so bedeuten ω/p_T^* , C und D variable Grössen, die sich stets zu 0.53 ergänzen, wenn man die spezifischen Kraftstoffverbräuche für Unter- und Überschallflug als Parameter und die dazugehörigen Einsatzzeiten als abhängig Veränderliche ansieht.

Bei einem Mindestmass an militärischer Ausrüstung und Nutzlast stellen die Einsatzzeiten schliesslich den Nutzeffekt solcher Kampfflugzeuge dar, denn sie sind das Äquivalent für Aktionsradien oder Überführungsreichweiten.

Bild 2 zeigt die Auswirkungen der Vertikalstartforderung auf die Einsatzzeiten eines Überschallgerätes der "Mirage"-Konzeption mit separaten Hub- und Schubtriebwerken. Dabei handelt es sich um die Einsatzzeiten für bestimmte Flugzustände, wie die Benennungen im Bild 2 zeigen. Die drei Anteile ω/p_T^* , C und D werden durch je eine Dreiecksseite dargestellt. Gegenüber einem gleichartigen, aber horizontal startenden Flugzeug verringert sich die optimale Einsatzzeit (der Überführungsreichweite entsprechend) um beinahe 30 Prozent, der absolute Wert beträgt etwas unter $1.05 h$ [3,4]. Zieht man das Marschtriebwerk voll zur Hubschuberzeugung heran, so beträgt der Unterschied zwar nur noch ca. 5 Prozent, doch muss man berücksichtigen, dass das Verhältnis G_{TK}/G_A von 0.53 nur integrierte, d.h. gänzlich im Rumpfspantquerschnitt untergebrachte Kraftstoffmengen einschliesst. Die Vermehrung dieser Kraftstoffmenge, etwa durch Mitführen von Aussenbehältern, ist nur auf Kosten des Schubüberschusses ϵ_V möglich. Dem ist jedoch bald eine Grenze gesetzt, wenn die VTOL-Eigenschaft nicht aufgegeben werden soll.

Dagegen zeichnet sich in dem Versuchsgerät Lockheed "Hummingbird" eine Entwicklung ab, die in Hinblick auf die Triebwerksauslegung einige Erleichterungen verspricht, wenn man das Ejektorprinzip in einer für schnelle Flugzeuge geeigneten Konstruktion verwirklicht.

Die Tatsache, dass mit Hilfe des Ejektors ein Teil der Abgasenergie dazu verwendet werden kann, grössere Mengen Frischluft aus der Atmosphäre anzusaugen, um damit den für die Schuberzeugung erforderlichen Massendurchsatz zu vergrössern, ist bekannt. Obwohl diese Vermischung zu einer starken Reduzierung der effektiven Austrittsgeschwindigkeit führt, ist dennoch die Vergrösserung des Massendurchsatzes massgebend für den Schubgewinn [5-10].

Bevor auf die konstruktive Auslegung eines Ejektors diese für Aufgabe eingegangen wird, sollen die Vorteile, die sich bei der Anwendung dieses Prinzips ableiten lassen, dargelegt werden.

1. Der entscheidende Vorteil beruht auf der Tatsache, dass die Schubsteigerung ohne jeglichen Zusatzkraftstoff erzielt wird. Das bedeutet, abgesehen von der wirtschaftlichen Seite, dass beim Start der Verbrauch nicht besonders ansteigt, was gleichzeitig mit einer Gewichts- bzw. Raumersparnis verbunden ist, die sich positiv auf die Zuladung bzw. Eindringtiefe auswirkt, je nach Mission, die der Senkrechtstarter zu erfüllen hat.

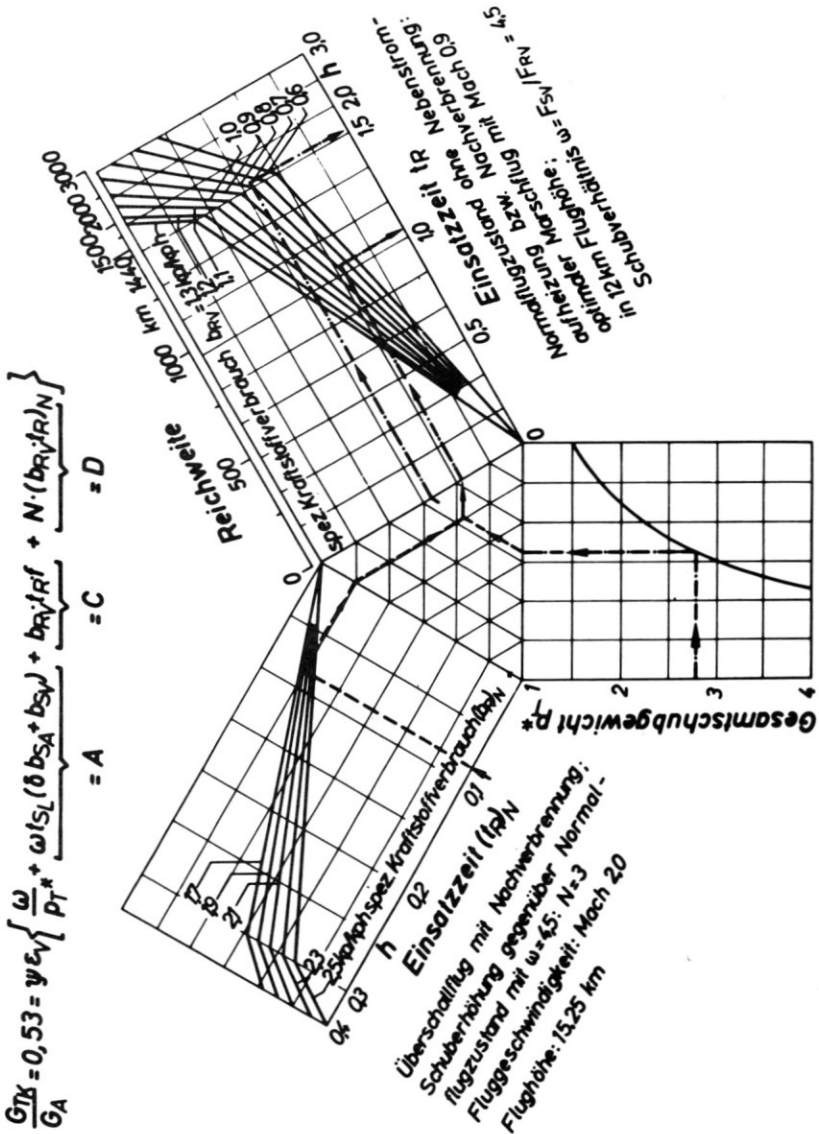


Bild 2.

2. Die Austrittstemperaturen nach der Vermischung liegen weit unter denen der Abgase eines normalen TL-Triebwerks, erst recht, wenn dieses mit Nachverbrennung läuft. Diese niedrigen Austrittstemperaturen erlauben weitgehend uneingeschränkte Start- und Landemöglichkeiten eines solchen VTOL-Flugzeuges, da die Bodenerosion auf ein Minimum reduziert werden kann. Die Einsatzmöglichkeit wird also ebenfalls stark verbessert.
3. Weiterhin kann die Vermischung u.U. eine Senkung des Geräuschpegels gegenüber den reinen Triebwerken ergeben.

Nach Kenntnis der Abmessungen des Ejektors und seines Verhaltens gilt zuerst festzulegen, welche Bedingungen beim Einbau zu erfüllen sind, denn die Lösung dieser konstruktiv schwierigen Frage dürfte einer der Gründe sein, weshalb die Anwendung des Ejektors sich bis heute noch nicht stärker durchgesetzt hat.

1. Da das Flugzeug ohne Hubtriebwerke senkrecht starten und landen soll, kommt also entweder nur ein Schwenken der Triebwerke oder der Einsatz bestimmter Schubumlenkvorrichtungen infrage, die für die Umlenkung des Schubvektors um 90° sorgen.
2. Wie später gezeigt wird, ist die Anwendung des Ejektors nur in einem kleinen Fluggeschwindigkeitsbereich sinnvoll, da er sonst zu Schubverlusten führt. Das bedeutet, dass also für den Fall der Strahlumlenkung der Ejektor nur zusammen mit dem nach unten abgelenkten Teil des Strahles in Aktion treten darf. Bei schwenkbaren Triebwerken muss die Transition bei der Fluggeschwindigkeit beendet sein, bei der die Schuberhöhung 0 Prozent beträgt. Es ist dann erforderlich, den Ejektor auf irgendeine Weise abzuschalten.
3. Die Schubvektoren müssen den Schwerpunkt des Flugzeuges unterstützen und möglichst so aufgeteilt sein, dass bei Ausfall eines Triebwerkes (für den Fall, dass mehrere vorhanden sind) keine Momente auftreten.
4. Wiederholte Umlenkungen der heissen Abgase sollen weitgehendst vermieden werden, da die daraus resultierenden Schubverluste schon wieder einen Teil des erzielten Zusatzschubes aufzehren.
5. Besonders wichtig ist die Aufgabe, das Ablenksystem einschliesslich Ejektor so leicht wie möglich zu gestalten, da sonst die entscheidenden Vorteile ebenfalls wieder reduziert werden.

Definiert man die Schuberhöhung eines solchen Systems, indem man den Schub einschliesslich Ejektor auf den Schub des reinen, vorgeschalteten

Triebwerks bezieht,

$$K_E = \frac{F_E}{F_0} \quad (1)$$

so folgt darauf die Frage, wie dieser Faktor K_E vom Flächenverhältnis und den Betriebs- und Flugzuständen abhängt.

Zur theoretischen Ableitung des Schubgewinnes müssen zunächst die einzelnen Zustandsgrößen am Ejektor errechnet werden.

Als bekannt vorauszusetzen sind die Gesamtzustandsgrößen P_{t_1} ; T_{t_1} und P_{t_2} ; T_{t_2} (Bild 3), die vom Flug- und Betriebszustand des Strahltriebwerkes abhängig sind:

$$\begin{aligned} (a) \quad P_{t_1}; \quad T_{t_1} &= f(H; w_{t1}; n) \\ (b) \quad P_{t_2}; \quad T_{t_2} &= f(H; w_{t2}) \end{aligned} \quad (2)$$

Freier Parameter ist das Flächenverhältnis $\epsilon = A_D/A_E$. Somit bleiben die drei Unbekannten w , T_{st} und P_{st_1} , zu deren Bestimmung es dreier Gleichungen bedarf.

Zur rechnerischen Durchführung müssen folgende Annahmen getroffen werden:

1. Die Strömung sei eindimensional und stationär.
2. Beide Gase haben vor und nach der Mischung die gleichen Eigenschaften, d.h. $\kappa_1 = \kappa_2 = \kappa$, bzw. $R_1 = R_2 = R$.
3. Der statische Druck P_{st_1} ist für beide Teilströme gleich gross und bleibt über den gesamten Querschnitt konstant. Dieses gilt, solange der Primärstrahl nicht kritisch wird.
4. Verluste in den beiden Einläufen und über der Länge sollen hier nicht mit einbezogen werden. Somit wird über die Länge der Mischkammer keine Aussage getroffen. Es wird vorausgesetzt, dass sie für eine gute Vermischung beider Ströme ausreicht.

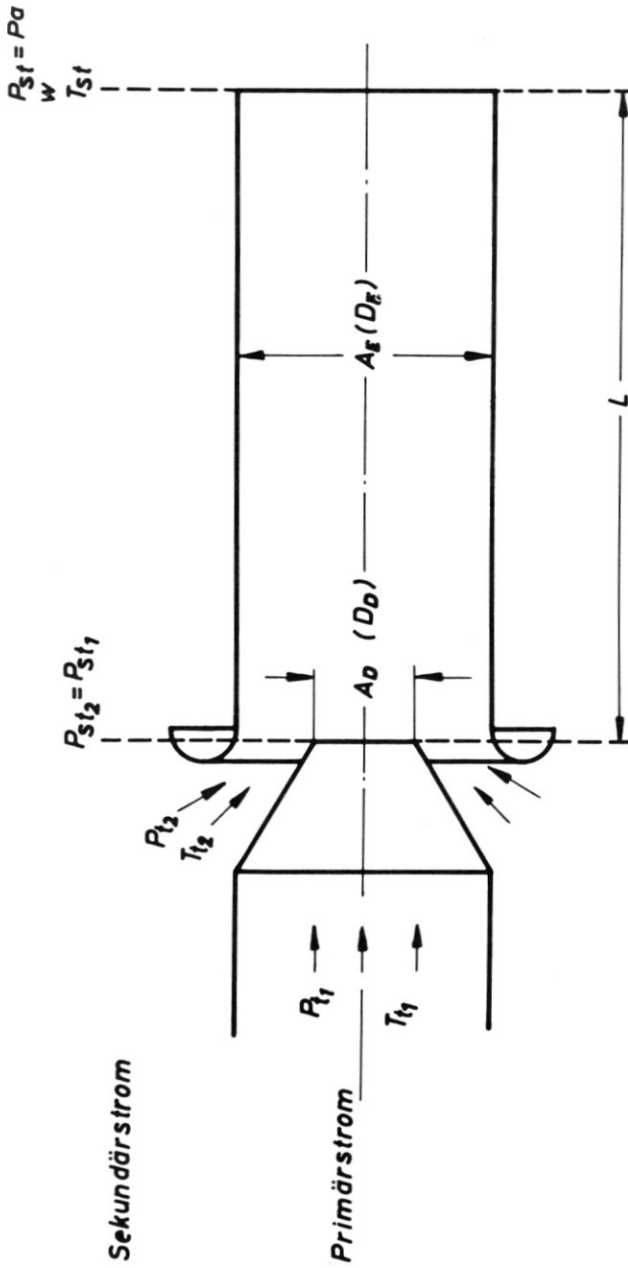
Unter diesen Voraussetzungen lassen sich die drei unbekannt Grössen mit Hilfe der folgenden drei Gleichungen ermitteln:

$$\begin{aligned} &\text{Kontinuität} \\ m &= m_1 + m_2, \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} &\text{Impuls} \\ mw + P_a A_E &= m_1 w_1 + m_2 w_2 + P_{st_1} A_E \end{aligned} \quad (4)$$

und

$$\begin{aligned} &\text{Energie} \\ mh_t &= m_1 h_{t_1} + m_2 h_{t_2}, \end{aligned} \quad (5)$$



Bezeichnungen am Ejektor

Bild 3.

Formt man diese drei Beziehungen derart um, dass sie nur noch die Grundgrößen enthalten, so schreiben sie sich in der Form:

$$\frac{w}{T_{st}} = X(P_{st_1}) = \frac{P_{st_1}}{P_a} \sqrt{\frac{2gc_p}{T_{t_1}}} \left[\sqrt{\pi_1(\pi_1 - 1)} \epsilon + \sqrt{\pi_2(\pi_2 - 1)} \frac{(1 - \epsilon)}{\sqrt{\alpha}} \right] \quad (6)$$

$$w \left(1 + \frac{w^2}{2gc_p T_{st}} \right) = Y(P_{st_1}) = \frac{P_{st_1}}{P_a} \sqrt{T_{t_1} 2gc_p} \left[\sqrt{\pi_1(\pi_1 - 1)} \epsilon + \sqrt{\pi_2(\pi_2 - 1)} (1 - \epsilon) \sqrt{\alpha} \right] \quad (7)$$

und

$$\frac{w^2}{T_{st}} = Z(P_{st_1}) = 2gc_p \frac{P_{st_1}}{P_a} \left[\epsilon(\pi_1 - 1) + (1 - \epsilon)(\pi_2 - 1) + \frac{R}{2c_p} \left(1 - \frac{P_a}{P_{st_1}} \right) \right] \quad (8)$$

worin die Abkürzungen π_1 , π_2 und α folgende Bedeutung haben:

$$\pi_1 = \left(\frac{P_{t_1}}{P_{t_1}} \frac{P_{t_2}}{P_{st_1}} \right)^{(\kappa-1/\kappa)} ; \pi_2 = \left(\frac{P_{t_2}}{P_{st_1}} \right)^{(\kappa-1/\kappa)} ; \alpha = \frac{T_{t_2}}{T_{t_1}} \quad (9)$$

Durch Erweiterung der zu Anfang definierten Gleichung der Schuberrhöhung ergibt sich

$$K_E = \frac{1}{\epsilon} \frac{1}{2gc_p \left[\left(\frac{P_{t_1}}{P_a} \right)^{(\kappa-1/\kappa)} - 1 \right]} \frac{w^2}{T_{st}} \quad (10)$$

und man sieht, dass sich die Impulsgleichung nach G (5) hierin einsetzen lässt, ohne dass die Faktoren w und T_{st} exakt bestimmt werden müssen und man erhält:

$$K_E = \frac{P_{st_1}}{P_a} \frac{1}{\epsilon} \frac{\epsilon(\pi_1 - 1) + \pi_2 - 1 + \frac{\kappa - 1}{2\kappa} \left(1 - \frac{P_a}{P_{st_1}} \right)}{\left[\left(\frac{P_{t_1}}{P_a} \right)^{(\kappa-1/\kappa)} - 1 \right]} \quad (11)$$

Daraus folgt, dass für die Errechnung der Schuberrhöhung nur die Bestimmung des Unterdruckes P_{st_1} in Abhängigkeit der bekannten Grössen erforderlich ist.

Diese gesuchten Faktoren erhält man aus den obengenannten Gleichungen (6) bis (8). Da die rechten Seiten X ; Y und Z (P_{st_1}) nur noch Funktionen von P_{st_1} sind, ergibt die Elimination von w und T_{st} die implizite Lösung der gesuchten Unterdruckfunktion:

$$\frac{X(P_{st_1}) Y(P_{st_1})}{Z(P_{st_1})} - \frac{Z(P_{st_1})}{2gc_p} = 1 \quad (12)$$

Diese Abhängigkeit gestattet die Bestimmung der Unterdrücke, die dann bei den jeweiligen bekannten Gesamtzustandsgrössen in die Gleichung der Schuberrhöhung einzusetzen sind.

Ein Auswertungsbeispiel zeigt Bild 4.

Die theoretische Schuberrhöhung, wie sie verlustfrei bestimmt wurde, zeigt an einer Stelle eine nicht vertretbare Lösung, und zwar steigt bei $\epsilon = 0$ der Schubgewinn auf 100 Prozent. Das ist insofern nicht sinnvoll, da $\epsilon = 0$ bedeutet, dass der Ejektordurchmesser unendlich gross ist und somit nicht existiert. Der K_E -Wert müsste somit wieder den Wert 1.0 erreichen. Dies liegt an der zu Anfang getroffenen Annahme, dass der statische Druck P_{st_1} über dem gesamten Querschnitt konstant bleibt, was bei grossen Ejektordurchmessern sicherlich nicht mehr der Fall ist.

Unter Einbeziehung von Verlustfaktoren lässt sich dieser Widerspruch beseitigen, was hier nicht weiter dargelegt werden soll. Die Aussage der Schuberrhöhungsfunktion lässt sich wie folgt zusammenfassen:

1. Grundsätzlich bedeutet eine Vergrösserung des Ejektordurchmessers eine Vergrösserung des Schubgewinnes, wenn man von dem letzten Bereich der Kurve absieht, der technisch ohnehin nicht mehr interessant ist.
2. Erhöhte Abgastemperatur, d.h. $\alpha < 1.0$; und eine Vergrösserung des Gesamtdruckes P_t , bewirken einen Abfall des Schubgewinnes.

Versuche haben gezeigt, dass diese theoretische Tendenz recht gut wiedergegeben wird. Das Nachschalten eines Diffusors bewirkt, dass das Unterdruckniveau weiter abgesenkt und damit eine weitere Schubsteigerung erzielt wird.

Neben der Auslegung des Ejektordurchmessers in bezug auf den Düsendurchmesser ist die Bestimmung der Mischkammerlänge auf den zu erwartenden Schubgewinn von Bedeutung. Die theoretische Erfassung ist recht schwierig, und es ist daher zweckmässig, die optimale Länge versuchs-technisch zu ermitteln.

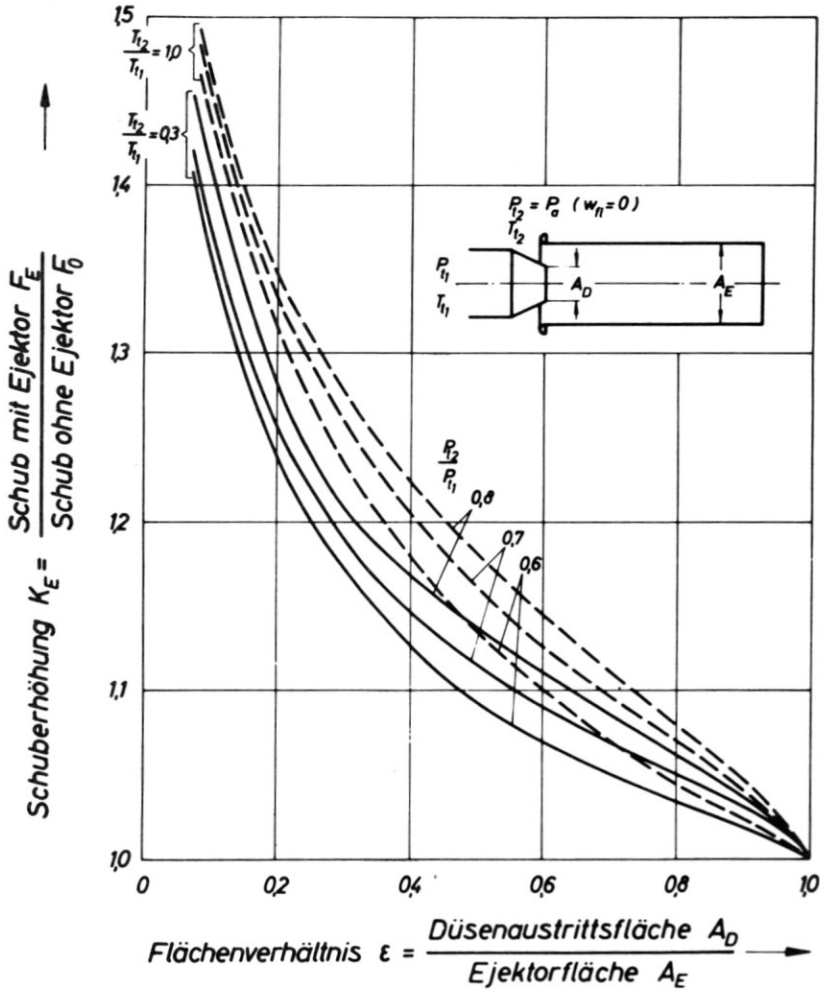


Bild 4.

Grundsätzlich gibt es für jedes Einlaufsystem, d.h. für die Zuordnung des Mischkammereintritt-Profiles zu der Aufspaltung des Primärstrahles, und für jedes Flächenverhältnis ein optimales Längenverhältnis L/D_E .

Diese optimale Länge wird von zwei gegenläufigen Tendenzen beeinflusst: Eine Verlängerung der Mischkammer bewirkt eine bessere Vermischung beider Teilströme, so dass die für den theoretischen Ansatz getroffene Annahme eher erfüllt wird. Demgegenüber steigen die Reibungsverluste stärker als linear an, da sich die Geschwindigkeit w_2 am Ende der Mischkammer mit zunehmender Vermischung vergrößert.

Trotz der grundsätzlich bestehenden Vorteile des Ejektors muss einem Umstand besondere Aufmerksamkeit gewidmet werden. Aufgrund dessen, dass die Vermischung eine weitaus kleinere Ausströmgeschwindigkeit bedingt als die Geschwindigkeit nach der Primärdüse, folgt für das Verhalten des Ejektors bei steigender Fluggeschwindigkeit ein steilerer Abfall (des Schubes) als der des eigentlichen Triebwerks. Diese Erscheinung, die schon zu Anfang dieser Ausführungen angeführt wurde, spricht wiederum für die Anwendung des Ejektors bei Senkrechtstartern, da bei höheren Fluggeschwindigkeiten, falls der Ejektor dort nicht abgeschaltet wird, Schubverluste mit in Kauf genommen werden müssen.

Das folgende Beispiel soll die hier teilweise nur kurz gestreiften Einflüsse in Form von Zahlenwerten widerspiegeln.

Gegeben sei ein Triebwerk mit einem Gesamtdruckverhältnis von $P_{t_2}/P_{t_1} = P_a/P_{t_1} = 0.6$ und einem Temperaturverhältnis $\alpha = T_{t_2}/T_{t_1} = 0.3$. Für eine erforderliche Schuberrhöhung von 30 Prozent müsste für die verlustfreie Bestimmung ein Flächenverhältnis von $\epsilon = 0.135$ zugrunde gelegt werden.

Die Ausströmgeschwindigkeit aus der Düse beträgt für diese Werte ohne Ejektor $w_0 = 510$ m/sec; vernachlässigt man den Einfluss des Stauanteils bei den niedrigen Anfangsgeschwindigkeiten, so ist (s. Bild 5) der Abfall des spezifischen Schubes $F_0/m_0 = (w_0 - w_{t1})$ über der Fluggeschwindigkeit durch eine lineare Funktion wiedergegeben.

Der spezifische Schub mit Ejektor $F_E/m_0 = m/m_0(w - w_{t1})$ liegt entsprechend dem Massenverhältnis m/m_0 anfangs höher, zeigt aber einen steileren Abfall. Der Schnittpunkt dieser etwas vereinfacht berechneten Funktion gibt die Fluggeschwindigkeit an, bis zu der die Anwendung des Ejektors gerade noch sinnvoll erscheint. Diese Einschränkung im unteren Fluggeschwindigkeitsbereich kann natürlich durch geeignete Wahl des Flächenverhältnisses und der sonstigen Parameter positiv oder negativ beeinflusst werden, dabei muss natürlich in bezug auf die Schuberrhöhung ein Kompromiss geschlossen werden.

Die bisherigen Ausführungen lassen sich wie folgt zusammenfassen: Unter der voraussetzenden Annahme, dass für schnelle VTOL-Flugzeuge

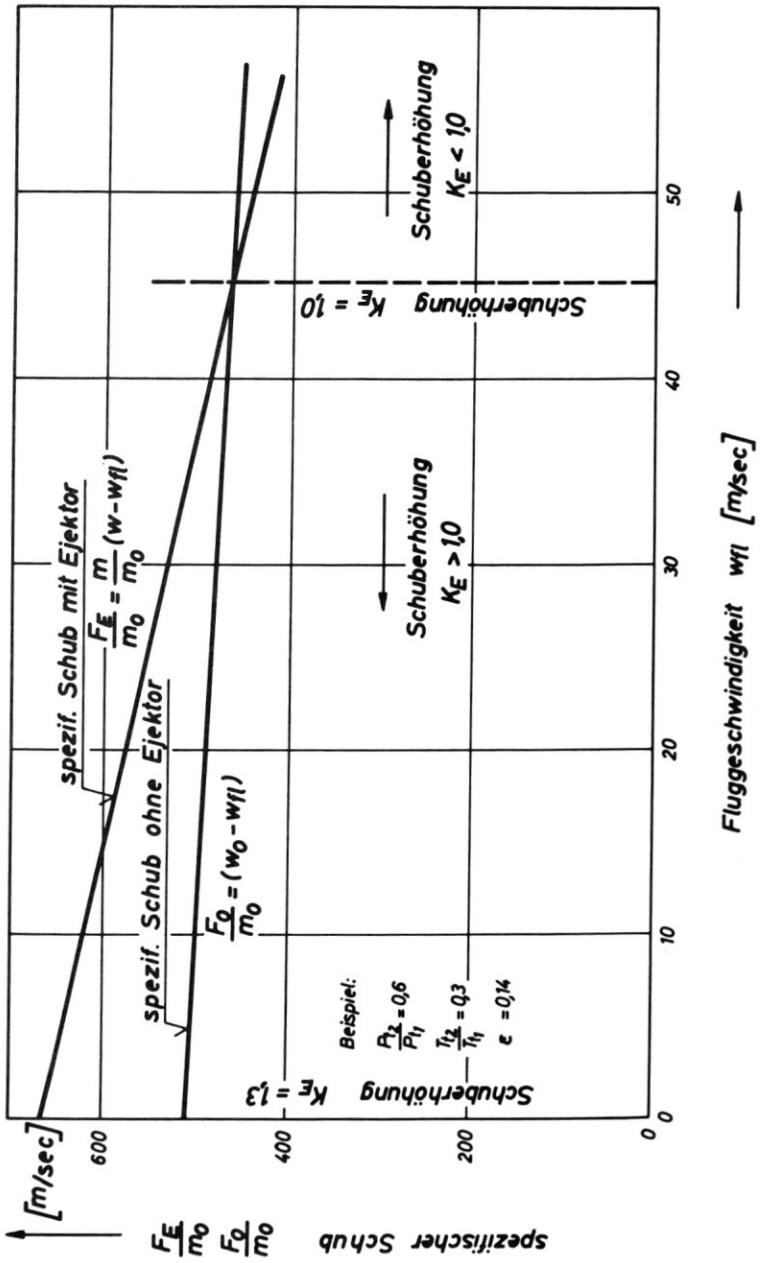


Bild 5.

Schub- zu Gewichtsverhältnisse von 0.7 bis 0.8 zutreffend sind und mit einem Ejektor Schub erhöhungen von 30 bis 40 Prozent möglich sind, kann man folgendes sagen:

Durch Einbeziehung des Ejektors in die Gesamtkonzeption ist es möglich, ein schnelles VTOL-Flugzeug zu schaffen, das einen Senkrechtstart ebenso wirtschaftlich wie einen Flachstart durchführen kann, weil die Schubhöhung des Ejektors keinen zusätzlichen Kraftstoffbedarf in der Startphase bedingt, wenn man unterstellt, dass das Gewicht dieser Zusatzeinrichtung etwa in der Größenordnung eines Nachverbrennungssystems liegt.

Damit scheint es wahrscheinlich, dass mit derartigen Triebwerkskonzeptionen Flugleistungen, d.h. Reichweite oder Einsatzzeiten und militärische Nutzlast, wieder in den Bereich der Flachstartflugzeuge gelangen.

VERWENDETE FORMELZEICHEN

A	Fläche
b_{RV}	spez. Kraftstoffverbrauch der Marschtriebwerke im Marschflug ohne Nachverbrennung
$(b_{RV})_N$	wie oben, jedoch mit Nachverbrennung
b_{SA}	spez. Kraftstoffverbrauch der Hubtriebwerke im Hebestand und im Übergangsflug
b_{SV}	spez. Kraftstoffverbrauch der Marschtriebwerke in der Start- und Landephase und im Übergangsflug
c_p	spez. Wärmekapazität bei konstantem Druck
f	Korrekturbeiwert zur Berücksichtigung des Kraftstoffverbrauches während der Steigflug- und Abstiegsphase
F	Schub
g	Erdbeschleunigung
G_A	Flugzeug-Abfluggewicht
G_{TK}	Gesamteinbaugewicht der Triebwerksanlage plus Kraftstoff-Gesamtgewicht
H	Flughöhe
h	spez. Enthalpie
K_E	Schubhöhung durch Ejektor
m	Massendurchsatz
n	Drehzahl
N	Schubhöhungsfaktor, berücksichtigt die Schubhöhung für den Überschallflug durch zusätzliche Schubsteigerungen gegenüber dem Unterschallmarschflug
P	Druck

p_T^*	Gesamtschubgewicht	
R	Gaskonstante	
T	absolute Temperatur	
t_R	Flugzeit, die sich über den Primärteil des eigentlichen Flugauftrages erstreckt	
$(t_R)_N$	Flugzeit, in der mit Nachverbrennung, Nebenstromaufheizung usw. geflogen wird	
t_{SL}	die für Start und Landung sowie für die Transition benötigte Gesamtzeit	
w	Geschwindigkeit	
δ	Schubaufteilung	$\left(\frac{\text{Gesamtstartschub der Hubtriebwerke}}{\text{Gesamtstartschub der Marschtriebwerke}} \right)$
ϵ	Flächenverhältnis	
ϵ_V	Schubüberschuss =	$\frac{\text{lotrecht wirkender Gesamtstartschub}}{\text{Flugzeug-Abfluggewicht}}$
ψ	Verhältnis =	$\frac{\text{Marschschub aller Marschtriebwerke}}{\text{Gesamtstartschub aller im Flugzeug installierten Triebwerke}}$
ω	Verhältnis =	$\frac{\text{Startschub der Marschtriebwerke}}{\text{Marschschub der Marschtriebwerke}}$
κ	Adiabatexponent	

INDICES (S. BILD 3)

<i>ohne Index</i>	<i>Ende der Mischung</i>
0	ohne Ejektor
1	Treibstrahl
2	getriebener Strahl
<i>a</i>	aussen
<i>D</i>	Düse
<i>E</i>	Ejektor
fl	Flug
st	statisch
<i>t</i>	gesamt

APPENDIX

Kontinuität:

$$\frac{w}{T_{st}} = X(P_{st_1}) = \frac{P_{st_1}}{P_a} \sqrt{\frac{2gc_p}{T_{t_1}}} \left[\sqrt{\pi_1(\pi_1 - 1)} \epsilon + \sqrt{\pi_2(\pi_2 - 1)} \frac{1 - \epsilon}{\sqrt{\alpha}} \right]$$

Energie:

$$w \left(1 + \frac{w^2}{2gc_p T_{st}} \right) = Y(P_{st_1}) = \frac{P_{st_1}}{P_a} \sqrt{T_{t_1} 2gc_p} \left[\sqrt{\pi_1(\pi_1 - 1)} \epsilon + \sqrt{\pi_2(\pi_2 - 1)} (1 - \epsilon) \sqrt{\alpha} \right]$$

Impuls:

$$\frac{w^2}{T_{st}} = Z(P_{st_1}) = 2gc_p \frac{P_{st_1}}{P_a} \left[\epsilon(\pi_1 - 1) + (1 - \epsilon)(\pi_2 - 1) + \frac{R}{2c_p} \left(1 - \frac{P_a}{P_{st_1}} \right) \right]$$

Abkürzungen:

$$\pi_1 = \left(\frac{P_{t_1}}{P_{st_1}} \right)^{(\kappa-1)/\kappa}; \quad \pi_2 = \left(\frac{P_{t_2}}{P_{st_1}} \right)^{(\kappa-1)/\kappa}; \quad \alpha = \frac{T_{t_2}}{T_{t_1}}$$

Schuberhöhung:

$$K_E = \frac{1}{\epsilon} \frac{1}{2gc_p \left[\left(\frac{P_{t_1}}{P_a} \right)^{(\kappa-1)/\kappa} - 1 \right]} \frac{w^2}{T_{st}}$$

oder

$$K_E = \frac{P_{st_1}}{P_a} \frac{1}{\epsilon} \frac{\epsilon(\pi_1 - 1) + \pi_2 - 1 + \frac{\kappa - 1}{2\kappa} \left(1 - \frac{P_a}{P_{st_1}} \right)}{\left[\left(\frac{P_{t_1}}{P_a} \right)^{\kappa-1/\kappa} - 1 \right]}$$

Unterdruckfunktion:

$$\frac{X(P_{st_1}) Y(P_{st_1})}{Z(P_{st_1})} - \frac{Z(P_{st_1})}{2gc_p} = 1$$

REFERENCES

1. v. Bonin, L., Der Schubbedarf neuzeitlicher Strahlflugzeuge, Luftfahrttech Raumfahrttechnik Bd. 9 (1963), Nr. 12, S. 344/354.
2. v. Bonin, L., Bestimmung von Gütekennwerten für VTOL-Triebwerksanl Luftfahrttechnik-Raumfahrttechnik Bd. 10 (1964), Nr. 12, S. 329/343.
3. v. Bonin, L., Der Einfluss verschiedener Triebwerksanlagen auf die Einsatz schneller VTOL-Flugzeuge (erscheint in Luftfahrttechnik-Raumfahrttechnik)
4. v. Bonin, L., Gedanken über Antriebsfragen der derzeitigen VTOL-Entwick Interavia Bd. 19 (1964), Nr. 1, S. 63/66.
5. Lutz, O., Über gasdynamische Mischungsvorgäng Le, Schuberhöhung durch Si beimischung (WGL-Jahrbuch 1957).
6. Alvermann, W., Theoretische Schubvermehrung durch gasdynamische Misc DFL-Bericht 181.
7. Sänger, E., Die physikalischen Grundlagen der Strahlantriebstechnik, Forschungsheft 437 (1953).
8. Abramowitsch, G. N., Angewandte Gasdynamik, VEB Technik Verlag, I (1958).
9. Chisholm, R. G. A., Design and calibration of an air ejector to operate ag various back pressures, UTIA Techn. Note No. 39 (Sept. 1960).
10. Storkebaum, C., Die Anwendung des Ejektors bei V/STOL-Flugzeugen und d Auslegung, DFL-Bericht Nr. 234.

COMMENTARY

HELMUT LANGFELDER (*Entwicklungsring Süd, Messerschmitt AG, Mu Germany*): Das Auslegungsproblem für die Triebwerksanlage für senk startende Kempfflugzeuge für aktuelle Flugaufgaben resultiert eher in 50 Pr und mehr notwendige Schusserhöhung bezogen auf Standschuss des Ma triebwerks. Daher benötigt man sehr grosse Ejektoren, deren Unterbringun Flugzeug auf grosse Schwierigkeiten stösst. Auch dürfte der Gewichtsauf erheblich sein und man sollte daher andere Möglichkeiten Hubschuss zu erze insbesondere fortschrittliche marschtriebswerke, nicht vergessen. Ferner dürf äusserst ungünstig sein, das Schusserhöhende Mittel mitten in der Trans auszuschalten, da die Transitions-Endgeschwindigkeit in vielen Fällen ehe 100–110 m/s liegt als bei 40–50 m/s, wo der gezeigte Ejektor keine Schusserhö mehr bringt. Es dürfte also kein Grund für grossen Optimismus bestehen, Ejektor in dieser Anwendung zu bringen.

REPLY

Sinn der ersten beiden Bilder war ja zu zeigen, dass nur wenige Flugzeu tungen überhaupt für VTOL infrage kommen, wenn man Flugleistungen erz will, die die Beschaffung eines VTOL-Gerätes rechtfertigen. Für solche G beträgt die notwendige Schuberhöhung nur noch etwa 30 bis 40 Prozent-Bereich, der durchaus von Ejektoren mit erträglichem Gewichts—und Raumb überbrückt werden könnte, wenn der Ejektor weitgehend zum Bestandtei

Zelle wird. Es darf bemerkt werden, dass andere Möglichkeiten zur zusätzlichen Hubschuberzeugung ebenso mit zusätzlichem Gewichtsaufwand (Triebwerksge-
wicht plus Kraftstoffgewicht) verbunden sein werden, auch wenn man sog.
fortschrittliche Marschtriebwerke verwendet. Es wird zugegeben, dass die
Betriebscharakteristik von Ejektoren für die Transition nicht sonderlich günstig
ist, andererseits ist aber anzunehmen, dass das Grundtriebwerk weiterhin seinen
Vollschub abgibt und somit eine gefahrlose Beschleunigung des Flugzeuges auf
Transitions-Endgeschwindigkeit erlaubt, zumal bei der Geschwindigkeit, wo der
Ejektor keine Schuberrhöhung mehr bringt, bereits Flügelauftrieb vorhanden ist.
Objektiverweise soll auch zugegeben werden, dass der Ejektor für VTOL kein
Allheilmittel darstellt, aber andererseits für einige, allerdings wenige Flugzeuggat-
tungen durchaus realistische Lösungen zuführen kann—VTOL-Verkehrsflugzeuge
sind damit nicht zu betreiben.