Freifliegende, dynamisch ähnliche Modelle zur Untersuchung komplexer Probleme des Transitionsfluges von V/STOL-Flugzeugen, Teil 2

Autor(en): **Studer, Jürg Dieter**

Objekttyp: **Article**

Zeitschrift: **Schweizerische Bauzeitung**

Band (Jahr): **91 (1973)**

Heft 30: **SIA-Heft, Nr. 7/1973**

PDF erstellt am: **24.05.2024**

Persistenter Link: https://doi.org/10.5169/seals-71945

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Inhalten der Zeitschriften. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern.
Die auf der Plattform e-periodica veröffentlichten Dokumente stehen für nicht-kommerzielle Zwecke in Lehre und Forschung sowie für die private Nutzung frei zur Verfügung. Einzelne Dateien oder Ausdrucke aus diesem Angebot können zusammen mit diesen Nutzungsbedingungen und den korrekten Herkunftsbezeichnungen weitergegeben werden.
Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Die systematische Speicherung von Teilen des elektronischen Angebots auf anderen Servern bedarf ebenfalls des schriftlichen Einverständnisses der Rechteinhaber.

Haftungsausschluss

Alle Angaben erfolgen ohne Gewähr für Vollständigkeit oder Richtigkeit. Es wird keine Haftung übernommen für Schäden durch die Verwendung von Informationen aus diesem Online-Angebot oder durch das Fehlen von Informationen. Dies gilt auch für Inhalte Dritter, die über dieses Angebot zugänglich sind.

Ein Dienst der *ETH-Bibliothek*
ETH Zürich, Rämistrasse 101, 8092 Zürich, Schweiz, www.library.ethz.ch

http://www.e-periodica.ch

Freifliegende, dynamisch ähnliche Modelle zur Untersuchung komplexer Probleme des Transitionsfluges von V/STOL-Flugzeugen, Teil 2

Von **Jürg Dieter Studer**, Hamburg

DK 629.135.001.57

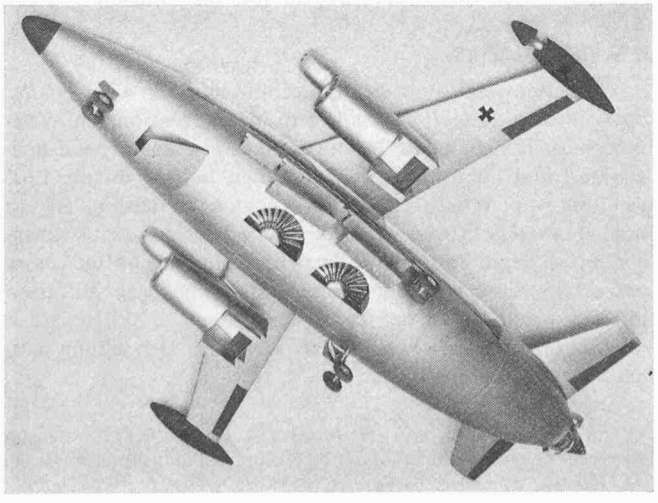
Nachdem im ersten Teil [1]) das Prinzipielle der Versuchstechnik freifliegender Modelle erläutert und auf deren Anwendungsmöglichkeiten sowie besondere Vorteile gegenüber herkömmlichen Verfahren hingewiesen worden ist, soll nachstehend die grundsätzliche Durchführbarkeit dieser Technik erörtert und nachgewiesen werden.

Durchführbarkeit

Die praktische Durchführbarkeit der Technik freifliegender Modelle soll am Beispiel der wesentlichsten Baugruppen einer in Frage kommenden Konfiguration aufgezeigt werden. Es liegt nahe, hierfür eine Variante auszuwählen, deren Komponenten möglichst verschiedenartig, unkonventionell und bisher in der Praxis noch nicht sehr weitgehend erprobt worden sind. Als Untersuchungsbeispiel bietet sich demnach ein V/STOL-Grossraumtransporter mit Hubanlage im Rumpfunterflur an. Typische Merkmale dieser Antriebsvariante sind die im Rumpfunterflur angeordneten Gebläse zum Erzeugen der reinen Hubstrahlen, die unter den Tragflächen angeordneten Hub-/Schubgebläse mit modulierbarem Schubvektor sowie im Rumpfheck und in den Flügelspitzen angeordnete Schwebesteuerungselemente, deren Steuerschub ebenfalls von Gebläsen erzeugt wird. Die Gebläse werden über Blattspitzenturbinen mit Heissgas angetrieben, das von getrennt angeordneten Strahltriebwerken erzeugt und über Rohrleitungen zugeführt wird. Das äusserlich Sichtbare einer solchen Hubanlage ist am Modell der Konfigurationsstudie HFB 590 in Bild 5 veranschaulicht. Der vorliegenden Untersuchung wird ein V/STOL-Grossraumtransporter dieser Art mit vier Unterflurhubgebläsen und je zwei an den Tragflächen installierten Hub-/Schub-Einheiten zugrundegelegt, wie er etwa durch das Muster HFB 600 dargestellt wird [6]. Fluggeräte dieser Art können etwa 100 Passagiere befördern und haben ein Abfluggewicht von rund 55 t. Unter Zugrundelegung des Modellmassstabes von $\lambda = 1:8$ ergeben sich die entsprechenden Modelldaten nach Tabelle 1.

[1]) Siehe «Schweiz. Bauzeitung» *91* (1973), H. 8, S. 183–187.

Bild 5. Ansicht eines Modells der Konfigurationsstudie HFB 590 von unten. Die linke Rumpfhälfte zeigt die Hubanlage in dem für den Schwebe- und Transitionsflug geöffneten Zustand. In der rechten Rumpfhälfte ist die Hubanlage für den Horizontalflug geschlossen. Entsprechendes gilt für die Rollensteuerungselemente an den Flugspitzen



Antriebsanlage

Gasgenerator

Die entscheidenden Beurteilungskriterien für die Wahl eines geeigneten Gasgenerators sind der *Gewichtsaufwand* und die *Regelungsmöglichkeit*. Aus bereits erwähnten Gründen werden Treibsätze hier zum vornherein ausser Betracht gelassen.

Der Gewichtsermittlung für einen Behälter mit hochenergetischem Gas muss ein für das vorgesehene Flugprogramm erforderlicher Arbeitsbedarf zugrundegelegt werden. Im untersuchten Beispiel wurde der Arbeitsbedarf und bei Verwendung von Helium als Energieträger der Gewichtsbedarf für das Profil einer angenommenen Starttransition berechnet, die sich in drei Abschnitte (senkrechtes Steigen, Schweben, schräges Steigen) unterteilt. Dabei ergab sich eine maximal erforderliche Hubkraft von etwa 148 kp. Die Gesamtdauer beträgt bei einer Transitionsendgeschwindigkeit von rund 29 m/s, der zugehörigen Höhe von etwa 18 m und der Strecke von etwa 79 m nicht ganz 15 s. Unter Berücksichtigung der Wirkungsgrade in der Antriebsanlage folgt daraus für eine Starttransition ein Gewichtsbedarf des Gasgenerators einschliesslich der Regelventile von nicht ganz 40% des gesamten Modellgewichtes.

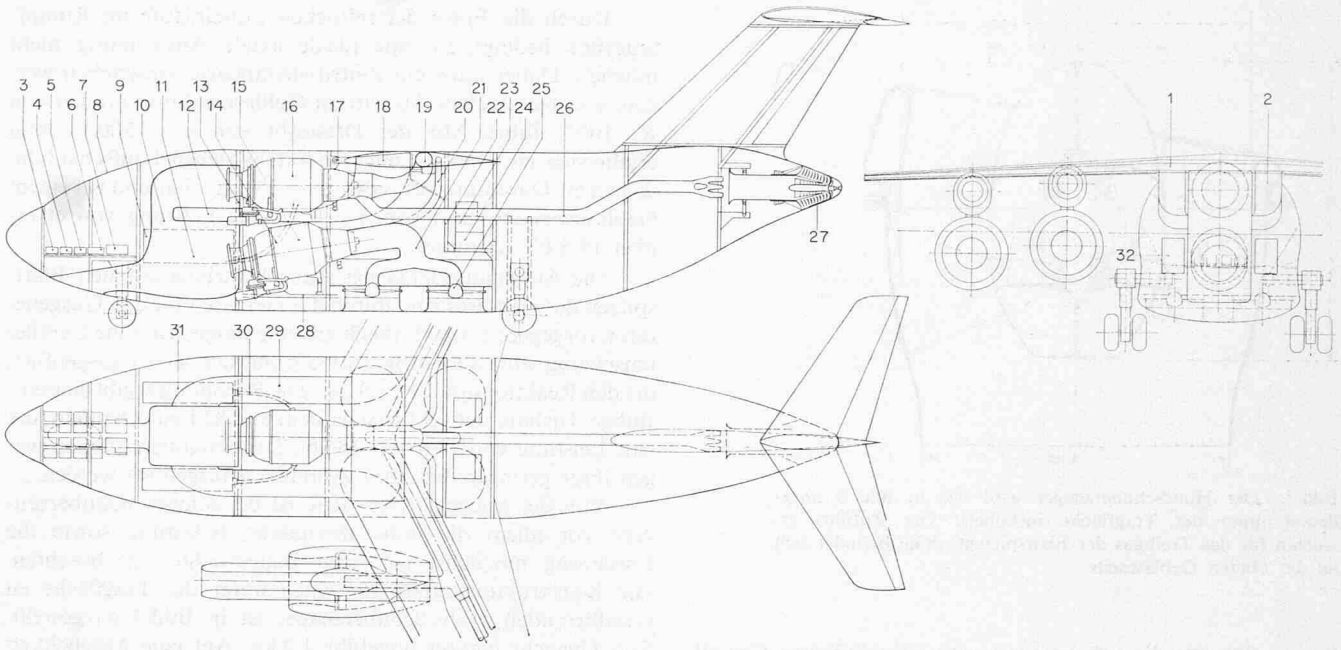
Kleine Strahltriebwerke kommen als Gasgeneratoren nur dann in Frage, wenn sie den während des Versuchsprogrammes auftretenden Maximalschub aufbringen können, der sich im vorliegenden Fall aus den Betrachtungen über den Arbeitsbedarf zu

$$L_{max} = 148 \text{ kp}$$

ergibt. Kleine Gasturbinenstrahltriebwerke dieser Art werden auf dem Markt für verschiedene Zwecke angeboten, u.a. zum Antrieb von Segelflugzeugen. Eine Untersuchung mehrerer solcher Triebwerke auf ihre Eignung als Gasgeneratoren für das freifliegende Modell der genannten Spezifikation ergab, unter Berücksichtigung der Wirkungsgrade und der Ruhedruckverluste, für ein erforderliches Druckverhältnis der Modellgebläse von FPR (Fan Pressure Ratio) = 1,05 die Werte von Tabelle 2. Dabei wurde angenommen, dass der Turbinengegendruck dem Gebläsegegendruck gleich sei. Tabelle 2 lässt erkennen, dass sich für das betrachtete Beispiel die beiden Triebwerke «Baby Boa» und «Cougar» anbieten. Setzt man nämlich in Analogie zu berechneten Werten für die erforderlichen Steuerkraftanteile der Grossausführung (Rollen je 15,6%, Nicken 26,5%, Gieren 42,3%) und unter Berücksichtigung eines Schubverstärkungsfaktors der Schwebesteuerelemente im Modell von $K_E = 1{,}2$ die Summe aller zur Steuerung erforderlichen Primärschübe zu

Tabelle 1. Modell- und Versuchsdaten bei $\lambda = 1:8$

Abfluggewicht	~ 105 kg
Länge des Rumpfes	3600 mm
Durchmesser des Rumpfes	667 mm
Spannweite	2975 mm
Flügelprofil	NACA 65–210
Flügelfläche	1,47 m²
Starttransition:	
Endgeschwindigkeit	~ 29 m/s
Strecke	~ 79 m
Höhe	~ 18 m
Zeit	~ 14 s
Bahnwinkel: Anfangsphase	12 °
Endphase	8 °



1 Flügelholm
2 Luftansaugkanal
3 Telemetriesender
4 Telemetrieempfänger
5 Regelverstärker
6 Netzgerät
7 Verstärkereinheit
8 Aussenhaut
9 Treibstofftank
10 Ansaugschacht
11 Leitprofil
12 Einmündung der Flügeleinlaufluft in den Ansaugkanal
13 Hitze-Spant (Brandschott)
14 Kraftstoffleitung
15 Gasgenerator unten
16 Gasgenerator oben
17 Flügelanschlussbeschlag
18 Flügelholmkasten
19 Gasleitung im Flügel
20 Gasleitung für Roll-Steuer-Düsen
21 Gasleitung für Rumpf-Lift-Fan
22 Hitze-Spant (Brandschott)
23 Stellmotoren
24 Fluglagenregler
25 Liftfan
26 Gasleitung für Steuerdüse im Heck
27 Steuerdüse im Heck
28 Konsole für Gasgenerator
29 Ansaugkanal der Einlaufluft aus dem Flügel
30 Kraftstoffleitung
31 Treibstofftank
32 Hauptfahrwerk

Bild 6. Gesamtübersicht über die Installationen im Modell

$$\Sigma T_S = 10{,}76 \text{ kp}$$

an, so verbleibt für die Hub- und Schubarbeit

- bei Verwendung von zwei Triebwerken des Typs «Baby Boa» ein Betrag von $L = 163$ kp und
- bei Verwendung eines Triebwerks des Typs «Cougar» ein Betrag von $L = 228$ kp.

Ein Triebwerk des Typs «Cougar» würde sich für das betrachtete Modell dann besser eignen, wenn aufgrund besonderer parametrischer Variationen oder dgl. das Untersuchungsprogramm die Forderung besonders grosser Leistungsreserven erwarten liesse. Dieses Triebwerk hätte zudem den Vorteil geringen spezifischen Verbrauchs und stellt Treibgas mit verhältnismässig hohem Druckverhältnis zur Verfügung.

Trotz des etwas höheren spezifischen Verbrauchs eignen sich im vorliegenden Fall jedoch zwei Triebwerke des Typs «Baby Boa» am besten als Modellgasgeneratoren, da sie bei ausreichender Hubreserve insgesamt mit etwas mehr als der Hälfte des Gewichtes der Heliumanlage auskommen und ohne Schwierigkeiten im Modell installiert werden können, Bild 6.

Energietransport

Wegen des unterschiedlichen Gasbedarfs der einzelnen Verbraucher beliefert das obenliegende Triebwerk die Hub-/Schub-Einheiten und das Nick-/Gier-Steuerelement, während das unten liegende Triebwerk die Unterflurgebläse sowie die Rollsteuereinheiten versorgt. Die Anordnung der Zuleitungen des Heissgases zu den einzelnen Verbrauchern geht aus Bild 6

Tabelle 2. Daten von Modellhubanlagen

Typ	Drehzahl	Schub T	Gewicht W	T/W	Turbinen-Druckverhältnis	Schubverst.-Faktor	Bypass-Verhältnis	Hubkraft L	Spez. Verbrauch
Dimension	min^{-1}	kp	kg	—	—	—	—	kp	kg/kp h
Microturbo «Cougar»	48500	81	28,3	2,86	2,17	3,25	22,8	253	0,385
Microturbo TRS-18	45500	100	30	3,33	1,93	3,16	21,6	316	0,405
Williams WR 2 - 6	60000	56,6	13,6	4,16	1,63	2,80	17	159	0,446
Rover TJ 125	65000	51,6	19,5	2,65	1,59	2,72	16,1	140	0,481
MAN Turbo 6012	45000	45	38	1,18	1,42	2,33	11,6	105	0,562
Dreher TJD-81 A «Baby Boa»	51000	40	9	4,44	1,40	2,35	12	94	0,616

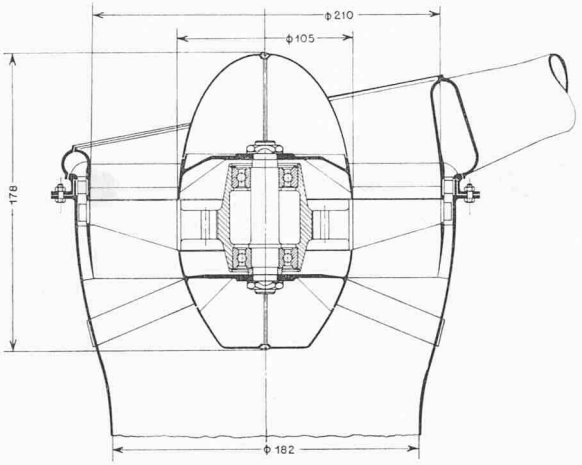


Bild 7. Der Hub/Schuberzeuger wird wie in Bild 9 angedeutet unter der Tragfläche installiert. Der Zuführungsstutzen für das Treibgas der Blattspitzenturbine befindet sich an der oberen Gebläseseite

hervor. Die für die Schwebesteuerung erforderlichen Gasteilmengen lassen sich aufgrund der für die Grossausführung bekannten Werte leicht ermitteln. Ihre Summe beträgt 14,55%, von denen rund zwei Drittel auf die Nick-/Gier-Steuerung entfallen. Die sich daraus ergebenden Querschnitte der Gasleitungsrohre sind in Bild 6 massstäblich eingetragen. Sie sind für eine Strömungsmachzahl des Gases von $M = 0{,}3$ bemessen.

Die Isolierung der einzelnen Heissgasleitungen ist im Gegensatz zur Grossausführung nicht nach dem Multispaltverfahren durchführbar [7]. Im Modell ist es vielmehr sinnvoll, den gesamten beheizten Raum in Rumpf und Tragfläche brandschottartig von der übrigen Zelle zu isolieren, was für den vorgesehenen Fall verhältnismässig einfach und wirkungsvoll durchführbar ist. Zusätzlich kann mit Hilfe von Zwangsbelüftungsschlitzen in der Aussenhaut Wärme über einen in die Einlaufräume der Rumpfgebläse mündenden Belüftungsstrom abgeführt werden.

Schuberzeuger

Die Auslegung und die Konstruktion der Schuberzeuger sind nach bekannten Verfahren durchführbar. Besonders zu beachten ist ein gutes Zusammenspiel von Gebläse und Blattspitzenturbine. Massgebend für die Auslegung der Antriebsgebläse sind die entsprechenden Werte der Grossausführung. Für den betrachteten Fall ergibt sich ein Modellgebläse mit dem Druckverhältnis FPR = 1,05, dem Durchmesser $D = 210$ mm und einem Schub von etwa $S = 20$ kp.

Durch die Form der seitlichen Lufteinläufe im Rumpfunterflur bedingt, ist eine ideale axiale Anströmung nicht möglich. Daher muss ein Eintrittsleitapparat vorgesehen werden, was bei axialem Austritt zu Gebläsereaktionsgraden von $R > 100\%$ führt. Mit der Drehzahl von $n = 15000$ U/min ergibt sich ein Gebläse mit mindestens sieben Laufschaufeln, das einen Durchsatz von etwa $\dot{m} = 2{,}6$ kg/s hat und bei einem Gebläsewirkungsgrad von $\eta = 0{,}77$ eine Leistung von etwas über 18,4 PS aufnimmt.

Die Auslegungsdaten der Antriebsturbine auf den Blattspitzen des Gebläses sind durch das Gebläse und den Gasgenerator vorgegeben. Im Hinblick auf eine möglichst hohe Gefälleumsetzung wird die Turbine als Gleichdruckbauart ausgeführt, die den Reaktionsgrad $R = 0$ hat. Die Rechnung ergibt eine einstufige Turbine mit 69 Leitschaufeln und 82 Laufschaufeln, die eine Leistung von 18,65 PS abgibt. Die Schaufeln können wegen ihrer geringen Bauhöhe zylindrisch ausgeführt werden.

Von der konstruktiven Seite ist bei solchen Schuberzeugern vor allem die hohe thermische Belastung sowie die Forderung möglichst niedrigen Baugewichtes zu beachten. Die Konstruktionsskizze für einen unter der Tragfläche zu installierenden Hub-/Schuberzeuger ist in Bild 7 dargestellt. Sein Gewicht beträgt ungefähr 1,2 kg. Auf eine Möglichkeit der Erstellung einer reinen Hubeinheit für den Rumpfunterflur wurde bereits im ersten Teil in Bild 3 hingewiesen.

Schubvektormodulation

Für die Durchführung des Transitionsfluges ist die Modulierbarkeit der an den Tragflächen installierten Hub-/Schubvektoren erforderlich. Sie wird durch besondere Strahlumlenkvorrichtungen erreicht. Von mehreren bisher bekannten Lösungen eignen sich für das betrachtete Modell die nachstehenden ganz besonders: Die Kettenkaskade (auch Sukzessivkaskade genannt) besteht aus einzelnen Umlenkschaufeln, die im oberen Gehäuseteil der Gebläsegondel gestapelt sind [8]. Zur Strahlablenkung werden diese Schaufeln über einen Kettentrieb mit definiertem Abstand sukzessive in den rechteckigen Strahlquerschnitt eingefahren, wodurch der Strahl allmählich bis zum geforderten Mass umgelenkt wird. Solche Kaskaden eignen sich ganz besonders für die Anwendung im Modell, wenn sie aus wenigen und verhältnismässig grossen Schaufeln bestehen.

Beim Klappenumlenker wird die Umlenkung dadurch erzeugt, dass der Horizontalstrahl durch ein System von Absperrklappen umgelenkt wird, die in den Strahl eingefahren werden, während im unteren Gehäuseteil der Gebläsegondel durch zwei Klappen gleichzeitig ein vertikaler Austrittsquerschnitt geöffnet wird, Bild 5. Bei horizontalem Schubvektor liegen die Absperrklappen in der oberen Kanalwand und in Nullstellung ausgerichtet im Strahl. Die koordi-

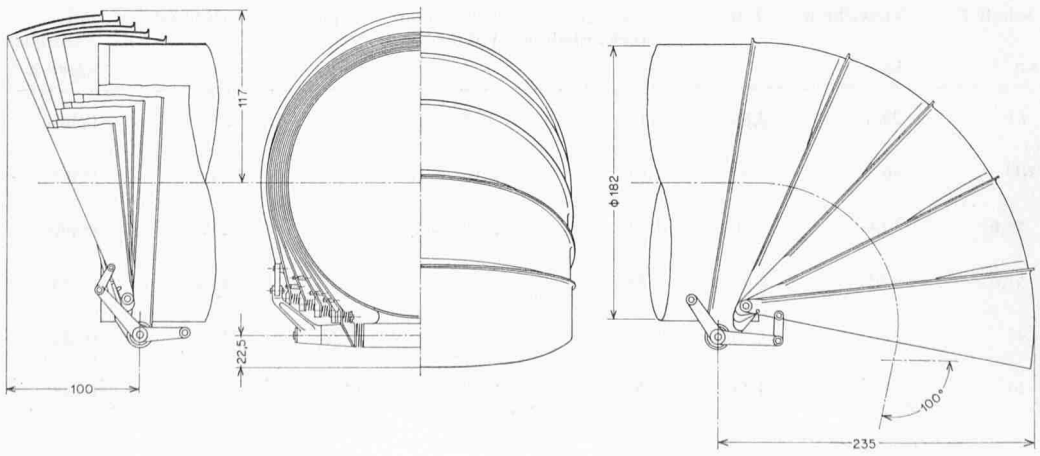


Bild 8. Markisenumlenker mit Kniesegmenten im eingefahrenen (links) und ausgefahrenen Zustand (rechts)

nierte Klappenbetätigung erfolgt über ein Hebelsystem. Nachteilig ist, wie auch im Beispiel der Kettenkaskade, dass der kreisrunde Querschnitt dabei in einen rechteckigen übergeführt werden muss.

Demgegenüber bleibt beim Markisenumlenker der Strahlquerschnitt unverändert kreisförmig, Bild 8. Dieser Umlenker besteht aus fünf Kniesegmenten, von denen das erste bei der Umlenkung direkt durch einen Hebel ausgefahren wird. Jedes ganz ausgefahrene Segment greift in das nächstfolgende ein und nimmt dieses mit. Bei der Auslenkung werden die in den einzelnen Gelenkwellen angebrachten Torsionsfedern gespannt, wodurch die Rückstellkraft für das jeweilige Segment gespeichert wird.

Alle Umlenker ermöglichen eine Stellung des Hub-/Schubvektors zwischen 0° und etwa 100°. Ihr Gewicht beträgt etwa 0,7 bis 0,9 kg.

Einlaufimpuls

Das Erfüllen der Newtonschen Ähnlichkeit bedingt ein möglichst genaues Simulieren der Impulskräfte am Einlauf der Gasgeneratoren. In der Grossausführung sind im Rumpf vier Gasgeneratoren des Typs GE 1–10 vorgesehen, die durch den in den Bildern 5 und 6 dargestellten Einlauf mit Luft versorgt werden. Vier weitere Triebwerke dieses Typs sind je zusammen mit einem Hub-/Schubgebläse an den Tragflächen installiert. Diese acht Gasgeneratoren werden im Modell in beschriebener Weise durch die beiden Strahltriebwerke des Typs «Baby Boa» ersetzt, die entsprechend Bild 6 über eine Plenum Chamber (Sammelkammer) mit Luft beliefert werden. Die erforderliche Luftmenge gelangt durch den Rumpfeinlauf und durch die Tragflächen in die Sammelkammer. Dabei wird an den Stellen der Tragflächen, wo in der Grossausführung die Gasgeneratoren installiert sind, Luft angesaugt und über den hohl ausgebildeten Hauptholmkasten zur Sammelkammer im Rumpf geleitet, Bild 9. Die insgesamt fünf Einlaufquerschnitte sind so bemessen, dass die Verteilung der Einlaufimpulse der Grossausführung entspricht. Die Einmündung in dieselbe Sammelkammer macht für beide Einlaufströme ein gleiches Ruhedruckverhältnis erforderlich. Das kann auf experimentellem Weg durch entsprechende Bemessung des Rumpfeinlaufes bzw. Anordnung der in Bild 6 angedeuteten Leitschaufel in der Sammelkammer erreicht werden. Für das Modell ergibt sich am Ende der Transition eine Einlaufimpulskraft von $I = 0{,}71$ kp, die der Einlaufimpulskraft eines Gasgenerators der Grossausführung entspricht. Entsprechend entsteht am Rumpfeinlauf eine Impulskraft von $I_R = 2{,}84$ kp. Um die Verluste möglichst gering zu halten, wurde die Einströmlavalzahl des Flügelstromes verhältnismässig klein zu $M^* = 0{,}12$ angesetzt, was je Gondel einen Einlaufquerschnitt von $F_G = 44$ cm² ergibt. Entsprechend ergibt sich bei $M^* = 0{,}25$ der Einlaufquerschnitt im Rumpf zu $F_R = 87$ cm².

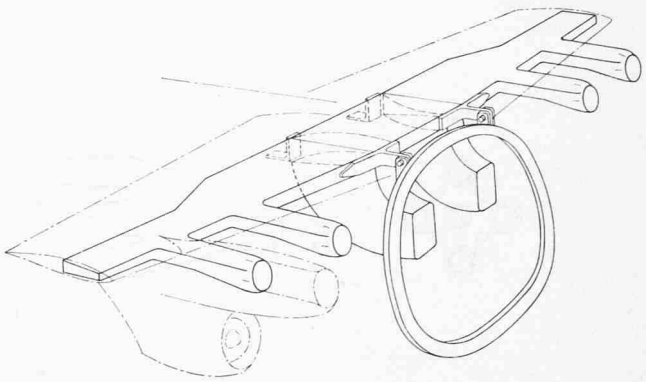


Bild 9. Der Hauptholm der Tragfläche ist als hohler Kasten ausgebildet und dient gleichzeitig als Zuführungskanal des zum Simulieren des Einlaufimpulses aus den Flügelgondeln angesaugten Luftanteils der Gasgeneratoren

Steuerung, Regelung, Flugführung

Die erforderlichen Messbereiche, Toleranzen, Ruderkräfte, Winkelgeschwindigkeiten usw. werden von den entsprechenden Daten der Grossausführung auf die Modellverhältnisse übertragen.

Telemetrie- und Kommandoanlage

Mit der bereits früher erwähnten Flugführungs- und Messanlage werden die Messdatenerfassung, die Datenübertragung Bord–Boden, die Datenauswertung sowie die Fernsteuerung und Regelung durchgeführt. Von den zu erfassenden Messwerten werden die reinen Flugmessdaten, wie Fluggeschwindigkeit, Fluglagewinkel, Winkelgeschwindigkeiten, Translationsbeschleunigungen und Ruderausschlagswinkel sowie die Triebwerküberwachungsdaten (Drehzahl, Druckverhältnis, Abgastemperatur) an Bord aufgenommen. Die Bodenmessungen umfassen die Aufnahme meteorologischer Parameter und die Bahnverfolgung zur Positions- und Geschwindigkeitsbestimmung. Als Messwertgeber und Messwertwandler können marktübliche Produkte verwendet werden. Die Übertragung der Messdaten von Bord zur Bodenstation erfolgt nach entsprechender Modulation einer Trägerfrequenz über den Telemetriesender. Das für den vorliegenden Fall entwickelte Übertragungsverfahren enthält 31 Messkanäle. Alle im Flug gewonnenen und vom Telemetriesender abgestrahlten Messdaten werden von einer mobilen Bodenstation übernommen, die neben den üblichen Einrichtungen zur Datenaufzeichnung und Sichtbarmachung auch einen Analog- und Digitalrechner enthält [9]. Dem Erprobungsteam können die Messwerte also simultan zur Verfügung gestellt werden; es können auch Realzeitrechnungen durchgeführt werden, die z. B. die Gewinnung von Regelkommandos und die Ausgabe programmierter Steuerungsabläufe ermöglichen. Solche Bodenstationen stehen bereits zur Verfügung und haben sich in der Praxis, beispielsweise bei der Erprobung der HFB 320 Hansa Jet, bewährt. Die Kommandoübertragung Boden–Bord erfolgt über Telemetrie. An Bord ist eine proportional arbeitende Folgesteuerung vorgesehen. Die von den Eingabemitteln (Steuerknüppel, Pedale, Gashebel usw.) erzeugten digitalen Sollinformationen werden dem Modell übermittelt, an Bord analogisiert und selbsttätig abgleichenden Servostellgliedern zugeführt. Für die Datenübermittlung wird ein Kommandosender mit einer entsprechenden Anzahl Kanälen eingesetzt. Neben dem bodenseitig in der mobilen Bodenstation vorhandenen Teil der Anlage sind hierfür an Bord Empfänger, Worterkennungslogik, Digital-Analog-Wandler, Regelverstärker und Stellmotoren erforderlich.

Die für das Modell notwendigen Regelungsaufgaben werden im allgemeinen durch den Rechner der beteiligten Bodenstation ausgeführt. Für den Fall kurzzeitiger Störungen des Telemetrieweges ist das Modell jedoch mit einer Notsteuerung ausgerüstet, die mit bordeigenen Mitteln funktionsfähig ist und deren Einsetzen automatisch an den Ausfall der Fernsteuerung gekoppelt ist. Falls visuelle Beobachtung des fliegenden Modelles auf Unregelmässigkeiten in der Steuerfunktion schliessen lässt, kann diese willkürlich unterbrochen und somit die Notsteuerung eingeschaltet werden.

Die an Bord erforderliche Energiequelle muss ausreichen, um die bordseitig installierten Elemente für Steuerung, Regelung, Messung und Übertragung mit Strom zu versorgen. Eine Leistungsbilanz ergab, dass 25 Ni-Cd-Zellen auch bei 20% Kapazitätsverlust noch in der Lage sind, eine sichere Betriebsdauer von gut 15 min zu gewährleisten.

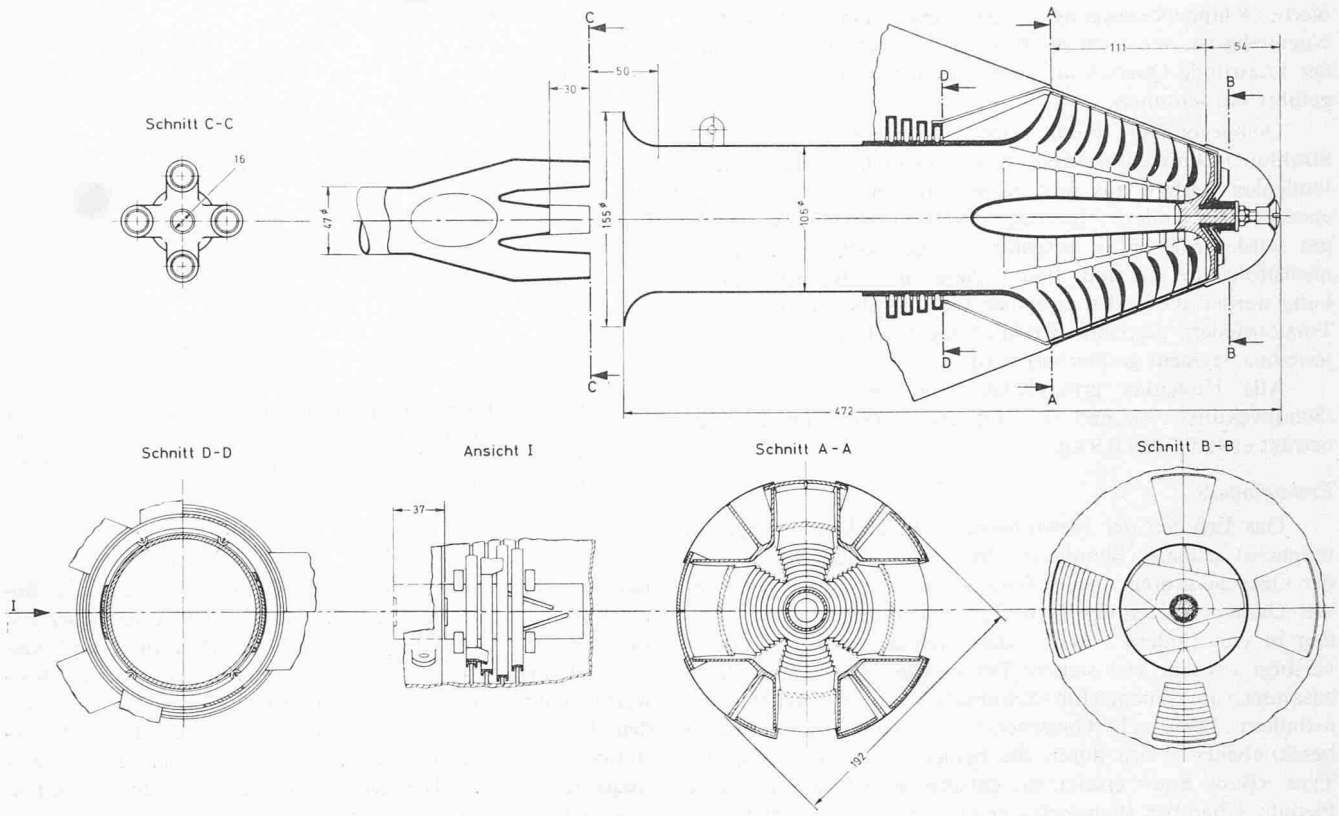


Bild 10. Schwebesteuerungselemente für Nicken und Gieren mit Fünffachdüse des Ejektorprimärstrahls

Eine grobe Gewichtsabschätzung ergab für die gesamte Anlage ein Gewicht von nicht ganz 21 kg. Genauere marktanalytische Untersuchungen lassen jedoch noch merkliche Verbesserungen erwarten.

Strahlsteuerung

Wie bereits erwähnt, wird die Steuerung um die Roll-, Nick- und Gierachse während des reinen Schwebefluges und der Transition mit Steuerstrahlen durchgeführt, die in besonderen Steuerelementen erzeugt werden. In der Grossausführung werden die Steuerstrahlen durch Gebläse erzeugt, die von etwa 10% der erzeugten Heissgasmenge über Blattspitzenturbinen angetrieben werden. Da auch im Modell nicht genügend Heissgasmenge für die direkte Erzeugung der Steuerstrahlen zur Verfügung steht, ist, wie in der Grossausführung, eine Schubverstärkung erforderlich, die jedoch einfacher mit Ejektoren erreicht werden kann. Unter Berücksichtigung der kurzen Mischrohrlängen lässt sich für Ejektoren mit fünffachen Primärdüsen ein Schubverstärkungsfaktor von etwa $K_E = 1{,}20$ abschätzen, was nach obigen Angaben bei 14,55% Primärgasmenge für die Strahlsteuerung ausreicht.

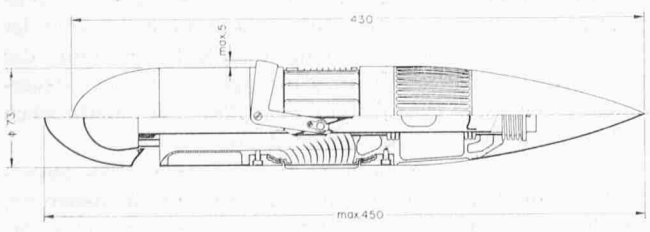


Bild 11. Schwebesteuerungselemente für Rollen
Obere Bildhälfte: geschlossener Zustand für Horizontalflug
Untere Bildhälfte: geöffneter Zustand für Schwebe- und Transitionsflug

Das kombinierte Nick-Gier-Steuerelement ist im Rumpfheck des Modells eingebaut, Bild 6. Es enthält für die Nick- und Giersteuerung je zwei symmetrisch angeordnete Austrittsöffnungen, die mit differential gekoppelten Blenden verstellt werden können, Bild 10. Die Blenden sind derart geführt, dass die Summe der austretenden Steuerschubbeträge konstant bleibt. In der Nullstellung sind also beide gegenüberliegenden Austrittsöffnungen gleich gross, so dass sich die beiden austretenden Vektoren in ihrer Wirkung aufheben. Bei Abweichen von der Nullstellung werden die Öffnungsquerschnitte in entgegengesetztem Sinn gleich stark verändert, so dass sich aus den unterschiedlichen Schüben der austretenden Steuerstrahlen eine resultierende Steuerkraft ergibt. Die Austrittsöffnungen sind derart bemessen, dass im Extremfall (eine Seite ganz geöffnet, eine Seite ganz geschlossen) der vorhandene Steuerschub das maximal erforderliche Steuermoment zu erzeugen vermag.

Diese Art der Steuerung hat den Vorteil, dass der Ejektor während der ganzen Versuchsdauer im Nennbereich gefahren werden kann. Wie in Bild 10 dargestellt, tritt das Primärgas in fünf Strahlen ins Mischrohr, das direkt in die Umlenkgitter mündet. Die Sekundärluft wird durch Lufteintritte am Rumpfheck in den Ejektor geführt.

In gleicher Weise sind die Rollsteuerelemente aufgebaut, die wie in Bild 11 eine ähnliche Aussenkontur wie Flügelspitzen-Brennstoffbehälter haben und von denen je eines entsprechend Bild 5 an den Enden der Tragflächen angebracht ist.

Störfunktionen und Ausfallsimulationen

Die Anzahl Steuerkanäle für den Kommandosender umfasst neben den normalen Steuerfunktionen auch Störfunktionen zur Simulation möglicher Ausfälle, deren Abdeckung den Richtlinien entsprechend gewährleistet sein muss. Der Nachweis hierfür ist mit der Grossausführung aufgrund strenger Forderungen ausserordentlich risikoreich. Er kann mit dem Modell jedoch wesentlich einfacher erbracht werden. Von der

Vielzahl möglicher Ausfälle sind nachstehend die wichtigsten aufgeführt.

1. Ausfall eines der äusseren Gasgeneratoren an der Tragfläche, simuliert durch Blockierung der Gaszufuhr zum entsprechenden Gebläse
2. Ausfall eines der äusseren Hub-/Schubgebläse der Tragfläche, simuliert durch mechanisches Blockieren des Modellgebläserotors
3. Ausfall eines Gasgenerators im Rumpf. Simulation durch Blockieren der Gaszufuhr
4. Ausfall eines Unterflurgebläses, simuliert durch Blockieren des Rotors
5. Ausfall der Rollsteuerung im Schwebeflug, simuliert durch Absperren der Gaszuführung.

Die Ausfälle 1 und 3 erfordern eine Drosselung des Gasdurchsatzes bis auf 87,5% der Gesamthubkraft. Die Ausfälle 2 und 4 bewirken beim betroffenen Gebläse eine Schubreduktion auf etwa 25 bis 35%. Aufgrund der hohen Verluste im blockierten Turbinengitter wird bei dem betreffenden Gaserzeuger die Angleichung des Betriebspunktes an diese druckseitige Drosselung schon bei einer Verringerung der Drehzahl auf etwa 97% erreicht.

Die Auswirkungen dieser Ausfälle werden vornehmlich durch die Strahlsteuerung ausgeglichen, deren maximale Schübe in der Grossausführung im Hinblick auf diese Aufgabe bemessen sind. Im vorliegenden Beispiel tritt das grösste Steuermoment beim ersten der obengenannten Ausfälle auf. Entsprechend den AGARD-Forderungen Nr. 408[2]) muss ein solcher Ausfall bei einem zulässigen Rollwinkel von $\varphi = 10°$ im Modell mit einer Schubkraft von etwa 2 kp ausgesteuert werden, was nach den im Zusammenhang mit dem Gasgenerator gemachten Angaben möglich ist.

Die vorstehende Zusammenstellung möglicher Ausfälle erhebt keinen Anspruch auf Vollständigkeit. Weitere denkbare Ausfälle sowie Doppelausfälle können mit der Kommandoanlage wahlweise simuliert und das entsprechende Flugverhalten am Modell erprobt werden.

Konstruktion und Bauweise

Richtlinien

Für die Konstruktion des Modells sind die nachstehenden Gesichtspunkte richtungsweisend:

- Durch die Grossausführung vorgegebenes Gesamtgewicht von rund 105 kg
- Bemessung für verhältnismässig harte Fahrwerkstösse bei der Landung
- Temperaturbeständigkeit des Materials und gute Isolierung im Bereich des beheizten Raumes
- Sinnvolle Anordnung der Einbaugruppen, damit für das Einstellen der Schwerpunktslage keine Tariergewichte benötigt werden.

Ausführung

Das tragende Element der Modellkonstruktion besteht aus drei Hauptspanten (Bild 6), die durch eine obere und eine untere Verbindung gehalten werden. Die Hauptspanten umfassen den Bereich zwischen dem Lufteintritt in die Gasgeneratoren und der hinteren Begrenzung des Unterflurlufteinlaufes. Die obere und untere Verbindung des vorderen mit dem mittleren Hauptspant besteht aus den beiden übereinander installierten Gasgeneratoren. Der hintere Hauptspant ist oben über den Hauptholmkasten des Flügels und unten über die Montageplattform für die Unterflurgebläse mit dem mittleren Hauptspant verbunden.

[2]) AGARD steht für Advisory Group for Aerospace Research and Development (NATO), früher Advisory Group for Aeronautical Research and Development.

Tabelle 3. Abflugegwicht des Modells

Baugruppe	Gewicht kg
Tragendes Element	11,85
Schalen von Rumpf, Flügel und Leitwerk	22
Fahrwerk	12,50
Antriebsanlage:	
Schuberzeuger	9,60
Schubumlenker	3
Nick-Giersteuerung	2,30
Rollsteuerung	3
Heissgasleitungen	3,60
Gaserzeuger	18
Messeinrichtung	20
Übrige Einbauten	7,50
Gesamtabfluggewicht	113,35

Die Schalen der Modellaussenhaut werden in Tubusbauweise hergestellt. Dabei wird ein Tubuskern zwischen zwei Kunststoffschichten in eine Negativform der Modellschalen einlaminiert und mit Vakuumpumpe und Folienbeutel bis zum Aushärten eingepresst. Für dieses Herstellungsverfahren verfügen die Modellbauabteilungen der Industrie über ausreichende Erfahrungen.

Das Hauptfahrwerk befindet sich wegen der Hubanlage im Unterflur ziemlich weit hinter dem Schwerpunkt. Es besteht aus je zwei Zwillingsrädern. Das Federbein ist über eine Druckfeder im Führungsrohr gelagert. Der Kraftfluss wird über die Fahrwerkshalterung in das tragende Element geführt. Wegen der extremen Rücklage des Hauptfahrwerkes ist die Belastung des Bugfahrwerkes grösser als üblich. Das Bugfahrwerk wird deshalb mit zwei Federbeinen ausgeführt, die den Kraftfluss über die vorderen Spanten und den Kasten der Einlaufsammelkammer in das tragende Element führen.

Die Antriebsanlage wird in der beschriebenen Weise ausgeführt. Die Lage der Heissgasleitungen geht aus Bild 6 hervor. Die Einlaufsammelkammer und die daneben liegenden Kraftstoffbehälter können aus glasfaserverstärktem Kunststoff (GFK) gefertigt werden. Die Isolierung des beheizten Raumes vom unbeheizten Raum wird mit brandschottartigen Trennwänden ausgeführt. Eine Wärmeisolierung der Modellschalen im Bereich des beheizten Raumes kann ausreichend durch Bekleben mit einer goldbeschichteten Knitterfolie erreicht werden, da der beheizte Raum zusätzlich belüftet wird.

Der bordgestützte Anteil der Mess- und Flugführungsanlage kann in einzelne Pakete aufgeteilt werden, deren Anordnung im Modell in gewissen Grenzen frei gewählt werden kann. Diese Pakete können deshalb gleichzeitig als Tauchergewichte für das Einstellen der erforderlichen Schwerpunktslage und Massenverteilung verwendet werden.

Baustoffe und Gewichte

Die zu verwendenden Baustoffe sind nach dem geringsten Gewicht bei ausreichender Festigkeit auszuwählen. Für die Tubusplatten ergibt sich bei Verwendung eines Nylonkernes ein Gewicht von 20 g/dm². Für den Hauptholmkasten des Flügels und die Montageplattform der Unterflurgebläse kann der Werkstoff MgAl3Zn mit einem Gewicht von 1,8 kg/dm³ verwendet werden, dessen Festigkeit auch bei Schweissnähten noch ausreichend ist. Die Hauptspanten bestehen aus AlCuMg2. Die Heissgasrohre werden in Titan ausgeführt.

Unter Verwendung der angegebenen Baustoffe folgt aus einer ersten Gewichtsabschätzung ein Abfluggewicht des Modelles nach Tabelle 3. Dieses Gewicht entspricht beim Modellmassstab von $\lambda = 1:8$ einem Abfluggewicht der Grossausführung von 58 t und liegt in einer für die betrachtete Konzeption realistischen Grössenordnung.

Für die besondere Konfiguration des vorliegenden Beispiels, dessen Abfluggewicht bei der Grossausführung etwa 55 t beträgt, ist dieses Modellabfluggewicht noch um etwa 6 bis 8 kg zu hoch. Die Gewichtsabschätzung liegt jedoch besonders bezüglich der Werkstoffwahl sowie der Produktauswahl einiger Bauteile auf der sicheren Seite, so dass die erforderliche Gewichtsverminderung durch Optimierung erwartet werden kann. Eine andere Möglichkeit der Gewichtsanpassung besteht in der Erhöhung des zulässigen Modellgewichts durch Vergrössern des Massstabsfaktors, was jedoch nur im Rahmen der Schubreserve des gewählten Antriebssystems als sinnvoll betrachtet werden kann.

Schlussbemerkung

Im ersten Teil der Ausführungen wurde die Grundidee der Technik freifliegender Modelle dargelegt, deren Zweckmässigkeit anhand von Vergleichen mit bisher praktizierten Verfahren untersucht sowie Einsatzmöglichkeiten erörtert. Der vorliegende Teil der Ausführungen befasst sich mit der Durchführbarkeit dieser Methode im einzelnen. Diese Ausführungen lassen erkennen, dass die Methode freifliegender, dynamisch ähnlicher Modelle zur umfassenden Untersuchung komplexer Probleme des Transitionsfluges von VTOL- und STOL-Konfigurationen sinnvoll und durchführbar ist.

Literaturverzeichnis

[6] *Wilson, Michael:* Towards the Intercity Era, «Flight International», 27. November 1969.

[7] *Konecny, Jan:* Berechnung und Konstruktion von Gasführungssystemen. Berichte TB TEW/Ae ZTL 69/19 ff. der Firma Hamburger Flugzeugbau GmbH.

[8] *Studer, Hans-Luzi, E. Petri* und *K. Wurmstedt:* Luftfahrzeug mit waagerecht und ortsfest angeordneten Schub- und Hubgebläsen. Deutsche Offenlegungsschrift 2013344.

[9] Berichte TB TV/F V/STOL 67–1 und TB TV/F ZTL 68–15 der Firma Hamburger Flugzeugbau GmbH.

Adresse des Verfassers: Dipl.-Ing. *Jürg Dieter Studer,* D-2091 Winsen/Luhe, Königstrasse 245, i. Fa. Messerschmitt Bölkow Blohm, Unternehmungsbereich Hamburger Flugzeugbau, D-2103 Hamburg 95, Kreetslag 10.

Zur Entwicklung der Ablationswerkstoffe

DK 620.22:629.10

Von **Jacques Spincourt,** Paris[1])

Beim Wiedereintritt von Weltraumkapseln und Flugkörperköpfen in die Atmosphäre und auch an den Düsen von Raketenmotoren entstehen während verhältnismässig langer Zeiträume sehr hohe Wärmeflüsse, die absorbiert werden müssen. Hierbei haben sich die klassischen Kühlverfahren mittels Wärmesenken, Konvektionskühlung oder Wärmeabstrahlung oft als unzureichend erwiesen, so dass ein neues Verfahren entwickelt werden musste, das als Ablationskühlung bezeichnet wird.

Die Ablationskühlung beruht auf zwei bekannten, bei der Wärmeabsorption auftretenden Erscheinungen: Veränderungen physikalischer Art (Schmelzen, Verdampfen, Sublimieren) und bestimmte chemische endotherme Zerfallsreaktionen des Werkstoffes. Für die Ablationskühlung sind also Werkstoffe zu wählen, in denen diese Merkmale kombiniert sind, und zwar möglichst im Verein mit den Auswirkungen der Wärmesenke und der Wärmeabstrahlung.

Seit mehr als zehn Jahren befasst sich die Forschung mit den Ablationswerkstoffen und hat im Laufe dieser Zeit eine Anzahl von Eigenschaften definiert, die zum optimalen Wärmeschutz erforderlich sind. Vereinfacht gesagt, wirkt die Ablationskühlung folgendermassen: Der Werkstoff zerfällt bei der Ablationstemperatur T_{ab} an der Oberfläche, welche infolgedessen kontinuierlich zurückweicht. Ein Teil des auftreffenden Wärmeflusses, dessen Grösse vom Abstrahlfaktor der Oberfläche, von der Menge der Ausgasung beim Ablationsvorgang und der bei den physikalisch-chemischen Umwandlungsprozessen entstehenden Wärme abhängt, wird nach aussen abgestrahlt, während der verbleibende Teil in die Schutzverkleidung eindringt. Es ist demnach erforderlich, dass der Ablationswerkstoff bei seiner Vernichtung ein Höchstmass an Wärme aufzehrt, zudem muss er die zu schützende Wand bei der Temperatur T_{ab} isolieren; ferner ist beim Ablationsvorgang so wenig Masse wie möglich zu verbrauchen. Ein Ablationswerkstoff sollte also einerseits durch die Ablation möglichst viel Wärme ableiten, anderseits aber eine möglichst geringe Wärmeleitfähigkeit besitzen. Da diese beiden Bedingungen im allgemeinen unvereinbar sind, wird bei der Wahl eines Ablationswerkstoffes letztlich immer ein Kompromiss geschlossen, welcher vor allem den beabsichtigten Einsatzzweck, das heisst die Höhe der bei dem Einsatz zu erwartenden Wärmeflüsse berücksichtigt.

Vergleich einiger Ablationswerkstoffe

Bei den Ablationswerkstoffen handelt es sich im allgemeinen um Verbundwerkstoffe aus Verstärkungsfasern und einem Bindemittel. Als Bindemittel werden bevorzugt Phenol- oder Silikonharze, aber zuweilen auch Epoxydharze und Polyurethane verwendet. Phenolharze bieten den Vorteil, dass sie beim Zerfall einen höheren Prozentsatz an Kohlenstoff (Koks) mitführen, während die Epoxydharze dazu neigen, vor dem Verkohlen ihr Volumen zu vergrössern, wodurch die Ablationsschicht dicker und die Ablationsgeschwindigkeit herabgesetzt wird.

Die Armierungsfasern sollen die Abriebfestigkeit erhöhen und das Abreissen des Ablationswerkstoffes verhindern; am gebräuchlichsten sind Siliziumdioxid-, Asbest- und Kohlenstoffasern. Erstere hinterlassen nach dem Zerfall des Werkstoffes einen festen Rückstand, ihr Schmelzpunkt liegt höher als 1800 °C, und ihre Wärmeleitfähigkeit ist gering. In der Praxis werden diese Fasern in Form von Matten verwendet, wobei die Schichten der Matte senkrecht zur zu schützenden Wand angebracht werden. Unter den Ablationswerkstoffen mit Siliziumdioxidfasern sind Orthostrasil und Renard zu nennen, welche als Bindemittel ein Phenolharz verwenden. Orthostrasil hat eine Ablationstemperatur von 2570 K und eine Ablationswärmeleistung von 1700 kJ/kg und wird mit seinem spezifischen mittleren Gewicht von 1,6 t/m³ vor allem zur Verkleidung von Düsen und Wiedereintrittskörpern verwendet. Nach der endgültigen Formgebung wird es im allgemeinen auf die darunterliegenden Konstruktionselemente geklebt. Renard weist dasselbe spezifische Gewicht auf bei einer Ablationstemperatur von 2370 K und einer Wärmeablationsleistung von 1000 kJ/kg. Dieses Material passt sich besser als Orthostrasil an stark gewölbte Flächen wie Flugkörperköpfe an.

Kohlenstoffasern werden für Werkstoffe verwendet, die sehr starke Wärmeflüsse absorbieren müssen; der Sublimationsvorgang tritt bei mehr als 3500 °C ein, und die Wärme-

[1]) Erschienen in «Interavia, Internationale Revue für Luftfahrt, Raumfahrt und Elektronik» *28* (1973), H. 3, S. 260; abgedruckt mit freundlicher Genehmigung der Redaktion.