

0 NOV. 1970

70-01 *for Kinn*



ICAS Paper No. 70-02

**DEVELOPMENT OF THE CONFIGURATION OF AN
AERODYNAMIC RE-ENTRY TEST FLIGHT VEHICLE
WITH SPECIAL REGARD TO STABILITY AND MANOEUVRABILITY**

m.fl. by

Henning Tolle, Department Head, Astrodynamics
J. Haseloff, Deputy Department Head, Flight Mechanics
J. Bock, System Engineer, Re-Entry Vehicles
E. Overesch, Scientific Advisor, Flight Mechanics
ERNO Raumfahrttechnik, GmbH
Bremen, Germany

**The Seventh Congress
of the
International Council of the
Aeronautical Sciences**

CONSIGLIO NAZIONALE DELLE RICERCHE, ROMA, ITALY / SEPTEMBER 14-18, 1970

Price: 400 Lire

Entwicklung der Konfiguration eines aerodynamischen Wiedereintrittsflugversuchskörpers unter besonderer Berücksichtigung der Stabilität und der Manövrierbarkeit

H. Tolle, J. Haseloff, E. Overesch und J.-K. Bock,
ERNO, Raumfahrttechnik, Bremen

Abstract

The paper reports the evolution of the layout of a compact aerodynamic re-entry test flight vehicle (lifting body). Starting from an initial version of a flight vehicle designed on the basis of overall aerodynamic considerations with sufficient pitch stability, a series of alterations was done utilizing wind tunnel data and computer results in order to achieve also satisfactory lateral stability. The paper shows the consecutive steps of this development and discusses each one in view of stability and controllability in the various regions of aerodynamic flow.

Es wird über die Entwicklung der Auslegung eines kompakten aerodynamischen Wiedereintrittsflugversuchskörpers (lifting body) berichtet. Ausgehend von einer anfänglichen Version, die aufgrund von generellen aerodynamischen Überlegungen unter Berücksichtigung ausreichender Längsstabilität entworfen war, wurde eine Reihe von Änderungen unter Verwendung von Windkanaldaten und Rechenergebnissen durchgeführt, die darauf abzielten, auch ausreichende Seitenstabilität zu erreichen. Der Vortrag zeigt die aufeinanderfolgenden Schritte dieser Entwicklung und beschreibt jeden Schritt unter dem Blickpunkt der Stabilität und Steuerbarkeit in den verschiedenen Bereichen der aerodynamischen Strömung.

I. Grundlagen

Die ERNO Raumfahrttechnik GmbH hat sich seit 1962 mit Voruntersuchungen für wiederverwendbare Trägersysteme beschäftigt. 1962/63 wurde das Projekt eines senkrecht startenden zweistufigen Raumtransporters mit Raketentriebwerken in beiden Stufen entwickelt - Abb. 1 - und 1963/64 zusammen mit den französischen Firmen SNECMA und Nord Aviation das Projekt eines waagrecht startenden zweistufigen Gerätes mit luftatmenden Triebwerken in der ersten Stufe - Abb. 2 -. Es zeigte sich bei diesen Projektarbeiten, daß eine weitaus detailliertere Kenntnis der flugmechanischen

und aerodynamischen Eigenschaften der Oberstufe für die Auslegung und insbesondere die Gewichtsanalyse der Oberstufe notwendig ist, als sich bei rein theoretischen Untersuchungen ergibt.

Demgemäß wurde von ERNO im Jahr 1966 ein Programm entwickelt ⁽¹⁾, schrittweise die flugmechanischen und aerodynamischen Eigenschaften eines kompakten Wiedereintrittskörpers, der in der angelsächsischen Literatur als "lifting body" bezeichnet wird, zu erarbeiten. Der lifting body hat mit einem Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand von 1-2 im Hyperschallbe-



Abb. 1 Projekt eines senkrecht startenden zweistufigen Raumtransporters

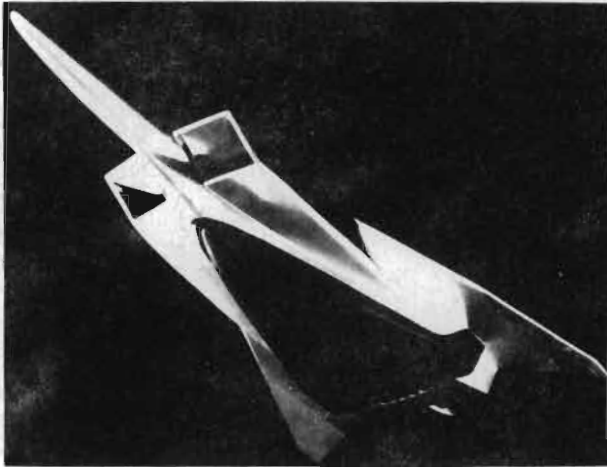


Abb. 2 Projekt eines waagrecht startenden zweistufigen Raumtransporters der Firmen ERNO, SNECMA und Nord Aviation.

reich eine Mittelstellung zwischen den Wiedereintrittskapseln und Wiedereintrittskörpern großer aerodynamischer Manövrierfähigkeit, so daß solche Untersuchungen auch als Basis für erste extrapolierte Überlegungen für andere Wiedereintrittskörper dienen können.

Das Experimentalprogramm wurde deshalb von der Frage eines evtl. Raumtransporterprojektes gelöst und allgemein als Programm zur Erarbeitung von Grundlagen für die aerodynamische Rückführung von Nutzlasten aus der Erdumlaufbahn bzw. den aerodynamisch gestützten Flug in fremden Planetenatmosphären vorgesehen.

Grundsätzlich arbeiten an diesem Programm in Deutschland die ERNO Raumfahrttechnik GmbH in Bremen und die Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH - MBB - in München in enger Zusammenarbeit mit verschiedenen Forschungsinstituten der DFVLR, wie dem Institut für Gasdynamik in Köln-Wahn, der Aerodynamischen Versuchsanstalt in Göttingen, dem Institut für chemische Raketenantriebe in Trauen und dem Institut für Flugmechanik in Oberpfaffenhofen. Die jährlichen Aufwendungen des Bundesministeriums für Bildung und Wissenschaft zur Förderung der Arbeiten betrug zu Anfang ca. 0,8 Mio DM und sind inzwischen auf 1,5 bis 2 Mio DM angestiegen.

Während MBB von der vergleichenden Untersuchung verschiedener Basiskonfigurationen aus-

gegangen ist, wurde bei der ERNO Raumfahrttechnik GmbH das folgende Konzept verfolgt⁽²⁾⁽³⁾:

Aus einer Reihe einfacher Überlegungen zu aerodynamischen Flugeigenschaften im Hyperschall und aerothermodynamischen Problemen wurde eine Grundkonfiguration entworfen, die zumindest im Hyperschall relativ einfach rechenbar ist.

Sodann wurden aerodynamische, flugmechanische und aerothermodynamische Rechenprogramme aufgebaut, parallel mit der Entwicklung von Windkanalmodellen und Windkanalmessungen.

Das ursprünglich einfache Modell wurde schrittweise verbessert bei gleichzeitigem Vergleich von Rechnungen und Messungen zur Kontrolle der Aussagen der Rechenprogramme. Die Probleme liegen dabei insbesondere darin, daß nicht in allen Strömungsbereichen gleich gut gerechnet werden kann und nicht für alle Bereiche geeignete Windkanalmessungen durchgeführt werden können.

Die aerodynamischen, aerothermischen und flugmechanischen Arbeiten erstreckten sich sowohl auf Fragen der Konfiguration des lifting body als auch auf Fragen der Aerodynamischen Hilfsmittel wie Klappen und Leitwerke.

Gesucht wird eine Auslegung, die in allen Strömungsbereichen aerodynamisch steuerbar und stabil ist, um einen Flugversuchskörper zu bauen, der mit einer Trägerrakete wie z.B. EUROPA 1 in die Umlaufbahn geschossen werden und von dort zur Erde zurückgeführt werden kann.

Zwei parallele Durchführbarkeitsstudien⁽⁴⁾⁽⁵⁾ von ERNO und MBB haben die Entwicklungskosten auf ca. 150 bis 200 Mio DM, d.h. Kosten der Entwicklung eines anspruchsvollen Satelliten, geschätzt. Ein solches Programm ist sowohl im europäischen als auch nationalen Rahmen durchführbar.

Die Aktualität dieser Arbeiten wird durch die US-Pläne zur Entwicklung des Space Shuttle⁽⁶⁾ und die Aufforderung an Europa, sich an diesen Arbeiten zu beteiligen, unterstrichen⁽⁷⁾.

Im folgenden werden die einzelnen Arbeits-

schritte, die bisher durchgeführt sind, und ihre jeweiligen Begründungen erörtert.

II. LB - 1

Zum Ausgangspunkt für die Konfigurationsentwicklung diente die aus den Projektstudien zum Raumtransporter abgeleitete Festlegung auf eine zwischen der Wiedereintauchkapsel und der Flügelrumpfkombination für hohe Gleitzahlen liegende kompakte aerodynamische Form, den lifting body (Abb. 3).

Über die entsprechenden US-Flugversuchskörper sind, da es sich um militärische Entwicklungen handelt, nur allgemeine Grunduntersuchungen und Abbildungen der Flugkörper bekannt. Damit konnten die US-Arbeiten nur als Basis, aber nicht für eine Vorhersage von flugmechanischen Eigenschaften von Konfigurationen benutzt werden. Im wesentlichen wurde deshalb der ERNO-lifting body zunächst auf allgemeinen Überlegungen für den kaum rechenbaren Unterschall und Parameteruntersuchungen für den leicht rechenbaren Hyperschall aufgebaut.



$A/W \leq 0,6$



$A/W = 1,5$



$A/W > 2$

Abb. 3 Wiedereintrittskonfigurationen unterschiedlicher hypersonischer Gleitzahl.

Dies ist auch deshalb gerechtfertigt, weil gemäß Abb. 4 ca. 70 % des Fluges im Hyperschallbereich stattfinden, und andererseits die Landung ein besonders kritisches Problem darstellt.

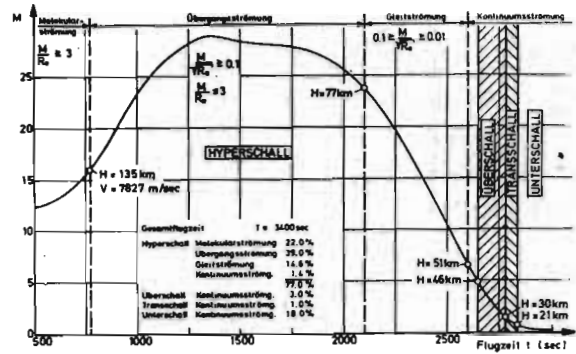


Abb. 4 Strömungsbereiche beim Wiedereintritt eines lifting body's

Abb. 5 zeigt die drei Ansichten des LB-1, der ersten für Windkanaluntersuchungen fixierten Konfiguration.

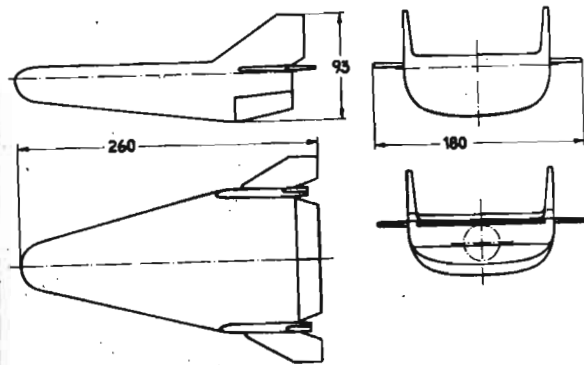


Abb. 5 Dreiseitenansicht des Versuchsmodells LB-1

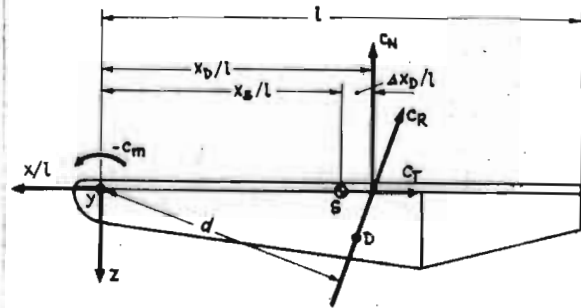
Der eigentliche Grund für die Verwendung solcher kompakter Flugkörper liegt in der beim Hyperschallflug auftretenden großen Aufheizung der Flugkörperzellen. Aufheizungs­mäßig günstige Flugbahnen fordern sowohl hohen Auftrieb als auch hohen Widerstand, aber nicht notwendigerweise eine optimale Gleitzahl. Daher wird beim Wiedereintritt mit hohen Anstellwinkeln und einer Gleitzahl um 0,5 geflogen, während eine optimale Gleitzahl von 1,3 - 1,5 erreichbar wäre. Ferner sind wegen der Aufheizung eine starke Pfeilung und große Krümmungsradien wünschenswert.

Für die aerodynamische Stabilität und Steuerbarkeit ist das Hauptproblem bei diesen Körpern die zurückliegende Schwerpunktslage. Der Druckpunkt muß daher weit genug nach hinten gelegt werden, gleichzeitig müssen geeignete Klappen und Ruder noch in der Lage sein, die Momente ausgleichen zu können.

Es wurde deshalb mit einer vereinfachten Grundform (Abb. 6) der Einfluß der Pfeilung, des Vorkörperunterkantenwinkels, des Heckunterkantenwinkels, des Hecklängenverhältnisses und des Dickenverhältnisses untersucht⁽⁸⁾⁽⁹⁾. Die Untersuchungen ergaben, daß der stärkste Einfluß auf die Druckpunktlage vom Heck des Körpers ausgeübt wird. Der Einfluß des Heckunterkantenwinkels auf die Druckpunktlage legte den Gedanken nahe, die ganze Heckunterseite als verstellbare Klappe auszulegen und damit die Längssteuerung im Hyperschall durchzuführen.

Ausführliche Rechnungen ergaben, daß sich bei einer Pfeilung von 70°, einer relativen Hecklänge von 20 % und einer angenommenen Schwerpunktslage von 58 % der Gesamtkörperlänge von der Körperspitze aus gemessen ein Anstellwinkelbereich 10°-60° aussteuern läßt (Abb.7).

Alle Untersuchungen wurden zunächst durchgeführt für einen Körper, bei dem die Querschnitte von Vorder- und Heckteil Normal­ellipsen der Form $x^2/a^2 + y^2/b^2 = 1$ waren. Das machte jedoch die Gestaltung der Heckklappe schwierig. Es wurden deshalb Superellipsen der Form $x^n/a^n + y^n/b^n = 1$ gewählt. Der

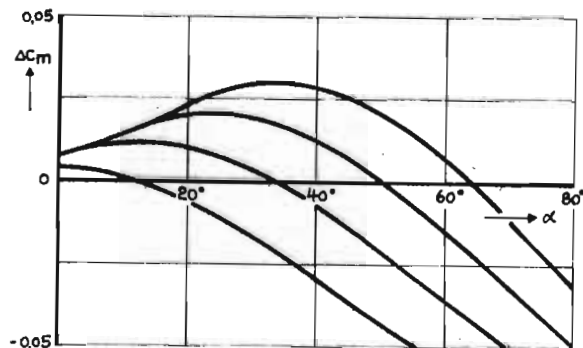


$$x_D/l = d \cdot \frac{C_R}{C_N} = \frac{C_M}{C_N}$$

$$\Delta x_D/l = x_D - x_S$$

$$\Delta C_M = C_N \cdot \Delta x_D$$

Abb. 6 Definition von Druckpunkts- und Schwerpunktslage an einem Modellschema



$$x_S/l = (x_D/l)_{C_{Amax}} = 0,5675$$

Abb. 7 $\alpha/L = 0,2$, $\varphi = 75^\circ$, $\Delta C_M = f(\alpha)$

Abb. 7 Rechnerischer Längsmomentenverlauf bei verschiedenen Heckklappen­ausschlägen.

Exponent beeinflusst die Ausfüllung der von den Halbachsen gebildeten Rechtecksflächen (Abb.8). Exponenten > 2 ermöglichen eine bessere Gestaltung der Heckklappenkonstruktion. Exponenten > 3 sind jedoch nicht mehr sinnvoll, da sie zu bezüglich der Aufheizung ungünstigen

kleinen Abrundungsradien der Unterkante führen. Es wurde daher $n = 3$ gewählt. Die Beiwerte werden dadurch nur geringfügig geändert.

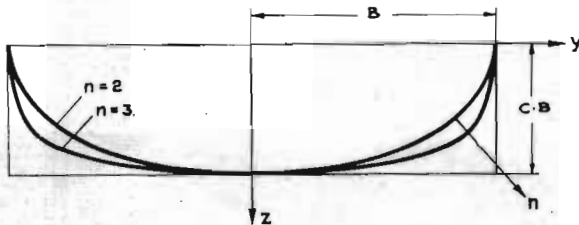


Abb. 8 Darstellung verschiedener Querschnittsformen als Ellipsen mit wachsendem Exponenten n .

Der Hyperschall soll im wesentlichen mit großem Anstellwinkel durchflogen werden, um die gesamte aufgenommene Wärmemenge klein zu halten. Dann ist aber die Oberseite voll abgeschattet und ihre Gestaltung frei für Überlegungen zur Längsstabilität im Unterschall.

Dafür betrachten wir den Längsschnitt des Flugkörpers zunächst als Profil eines Nurflügelflugzeuges. Für ein solches Profil ist die Forderung nach statischer Stabilität und ausgeglichenem Längsmoment gleichbedeutend mit genügend weiter Rücklage des Neutralpunktes verbunden mit einem positiven Nullmoment.

Ein positives Nullmoment verlangt eine negative Wölbung des Profils. Dies ist bei der gegebenen Unterseite für eine ebene Oberseite der Fall. Ein gewisser Einfluß auf das Profil ist dabei noch durch die bewegliche Heckklappe gegeben.

Der Übergang von der Unterseite zur Oberseite wurde abgerundet, um eine saubere Umströmung zu gewährleisten.

Die Rücklage des Neutralpunktes ist nur dadurch positiv zu beeinflussen, daß die hintere

Teile des Flugkörpers zum Tragen herangezogen wurden. Es wurden deshalb Pendelrudder vorgesehen, die bei positiver Anstellung Auftrieb und damit die gewünschte Neutralpunktverlagerung nach hinten bewirken. Allerdings gibt dies zugleich einen negativen Beitrag zum Nullmoment.

Bezüglich der Seitenstabilität erfolgten zunächst nur einfache Vordimensionierungen der Seitenleitwerke nach Hyperschallrechnungen.

LB-1 wurde im Unterschall-Überschallkanal des DFVLR in Köln-Wahn, Institut Professor Dr. Heyser und im bundeseigenen Rauchkanal bei VFW-Fokker in Lemwerder über Bremen vermessen. Geeignete Kanäle für Hyperschallkontrollmessungen standen 1967 noch nicht zur Verfügung.

Die Rauchkanalmessungen vermittelten einen grundsätzlichen Eindruck über die Unterschallumströmung. Abb. 9 zeigt z. B., daß selbst bei großem Anstellwinkel die Strömung noch nicht abreißt.



Abb. 9 Modell LB-1 im Rauchkanal.

In Abb. 10 ist das Modell für die Messungen in Köln-Wahn dargestellt. Es war zerlegbar konstruiert, um leicht Leitwerks- und Klappenänderungen vornehmen zu können. Verschiedene Klappenaus schläge wurden durch Austausch der entsprechend gefertigten Bauteile erreicht (Abb. 11).

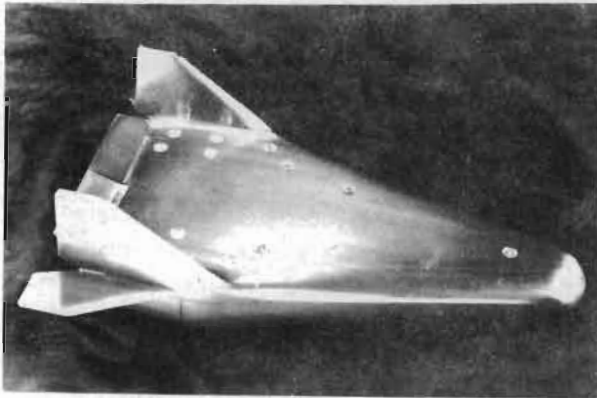


Abb. 10 Modell LB-1 für Überschallmessungen

liegenden Konfiguration mit Querruderaus-
schlägen allein nicht aussteuern.

Die Messungen bestätigten also im wesentli-
chen die Grundüberlegungen zur Längsstabili-
tät, wobei - wie für eine erste Auslegung
nicht anders zu erwarten - die komplexeren
Anforderungen der Seitenstabilität nur teil-
weise befriedigt wurden.

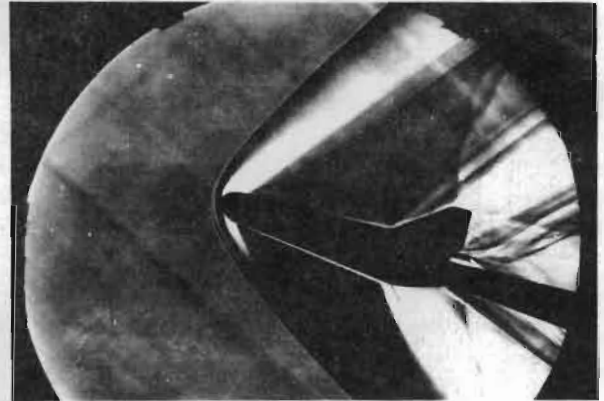


Abb. 12 Schlierenbild von LB-1 im Über-
schallkanal (Seitenansicht)

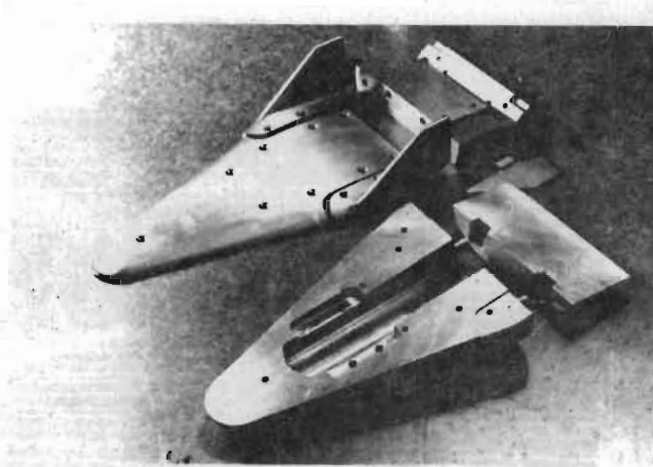


Abb. 11 Modell LB-1 in seine Bestandteile
zerlegt.

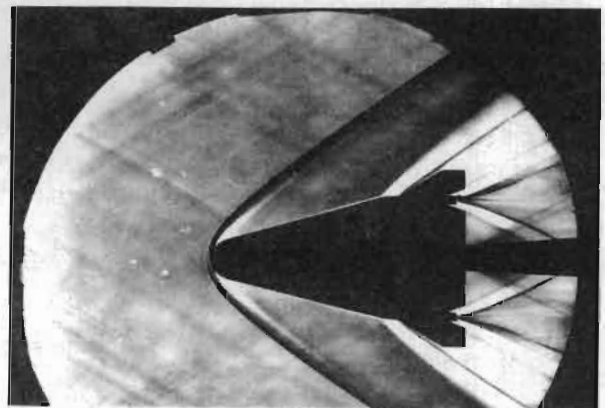


Abb. 13 Schlierenbild von LB-1 im Über-
schallkanal (Draufsicht).

Abb. 12 und Abb. 13 zeigen Schlierenfotogra-
fien aus dieser Meßreihe.

Das Ergebnis der Messungen lautete ⁽¹⁰⁾:

- 1) LB-1 ist bei einer Schwerpunktslage von
57 % längsstabil und steuerbar.
- 2) LB-1 ist richtungsstabil, die Richtungs-
stabilität wird über $M = 4,5$ aber schwä-
cher.
- 3) Bei großem Schiebewinkel läßt sich das
positive Schieberollmoment bei der vor-

III. LB-10

Um die Richtungsstabilität zu verbessern
(Vergrößerung des Schiebegiermoments), sind
folgende Leitwerksveränderungen angebracht:

- a) Vergrößerung der Seitenleitwerksfläche
hinter dem Schwerpunkt.

- b) Vergrößerung des Abstandes in Längsrichtung zwischen Schwerpunkt und Seitenleitwerksdruckpunkt durch Verschiebung des Schwerpunktes nach vorne oder Vergrößerung der Pfeilung der Seitenleitwerksfläche, was bei unveränderter Leitwerksfläche eine Verschiebung des Druckpunktes nach hinten ergibt.
- c) Spreizung der Seitenleitwerksflächen (Verbesserung der Richtungsstabilität im niederen Anstellwinkelbereich).
- d) V-Stellung der Seitenleitwerke (Verbesserung der Richtungsstabilität im hohen Anstellwinkelbereich, da die Leitwerke weniger abgeschattet werden).

Zur Reduzierung der Schieberollmomente stehen weniger Maßnahmen zur Verfügung; denkbar sind:

- a) Verminderung der Seitenleitwerkshöhe,
- b) Vergrößerung der Fläche unterhalb der Schwerpunktshöhe.

Eine Verbesserung der Steuerelemente kann durch:

- a) differenziertes Ausschlagen der Pendelruder,
- b) Teilung der Heckklappe und differenziertes Ausschlagen,
- c) Seitenruder

erzielt werden.

Zur Vorbereitung der Seitenleitwerksveränderung wurde der Einfluß verschiedener Seitenleitwerksauslegungen im Hyperschall gerechnet.

Die Ergebnisse zeigten, daß eigentlich eine Kombination der 3 Maßnahmen, Vergrößerung der Seitenleitwerksfläche bei Verringerung der Leitwerkshöhe, Spreizung und V-Stellung notwendig gewesen wäre, um eine ausreichend erscheinende Seitenstabilität vorauszusagen. Ausreichend ist dabei von den flugmechanischen Anforderungen, wie Definition des maximal zu erwartenden Schiebewinkels, abhängig. In Ermangelung eingehender Untersuchungen wurden vorerst gefühlsmäßig Werte wie $\beta \leq 10^\circ$ angenommen.

Abb. 14 zeigt das zweite Windkanalmodell

LB-10 im Foto, Abb. 15 im Grund-, Auf- und Seitenriß. Auf eine Spreizung der Seitenleitwerke wurde verzichtet, da dafür ein neuer Grundkörper notwendig geworden wäre. Die V-Stellung beträgt 23° , die Leitwerksfläche wurde um 83 % vergrößert unter gleichzeitiger Vergrößerung des Längsabstandes zwischen Schwerpunkt und Leitwerksdruckpunkt und Verringerung des entsprechenden Abstandes in Vertikalrichtung, d.h. Verringerung der Leitwerkshöhe.

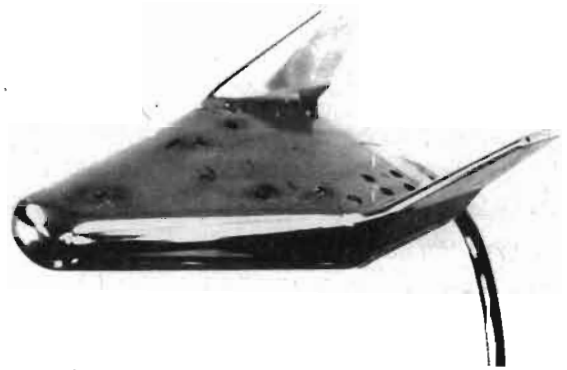


Abb. 14
Foto des Modells LB-10

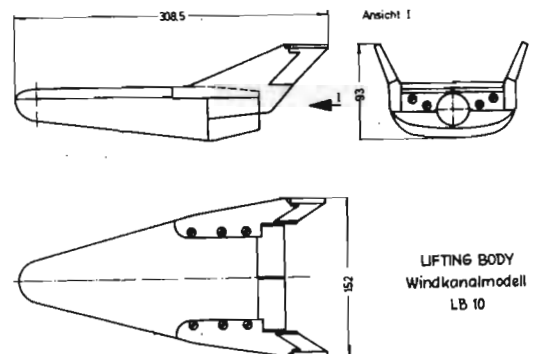


Abb. 15
Dreiseitenansicht des Modells LB-10

Ins Seitenleitwerk eingesetzt ist ein Seitenruder, das 37 % der Seitenleitwerksfläche besitzt. Das Profil des Seitenleitwerks ist

unsymmetrisch, die Skelettlinie ist nach innen gewölbt. Dies trägt dem Umstand Rechnung, daß, wie die Rauchkanaluntersuchungen zeigten, im Unterschall die Seitenleitwerke von außen nach innen unter einem starken Anstellwinkel angeströmt werden, was beim Schieben rasch zum Abreißen der Strömung führt.

Die Pendelruder, die vorher an den Seitenleitwerken befestigt waren, sind bei der Ausführung der Seitenleitwerke in V-Stellung nicht mehr zu gebrauchen. Die Längsmomentenaussteuerung wird durch Heckklappe, Hinterkantenruder und gleichmäßig ausgeschlagene Seitenruder erreicht, die Rollsteuerung durch differenziertes Ausschlagen der Seitenruder und der geteilten Hinterkantenruder.

Die Hinterkantenruder, die nur im Unterschall wirksam sind, wurden mit Wegfall der bei LB-1 hauptsächlich für den Unterschall gedachten Pendelruder vergrößert.

Die wiederum bei der DFVLR in Köln-Wahn durchgeführten Windkanalversuche zeigten, daß die Längsmomentenbeiwerte und die Längsmomentenaussteuerung durch die Konfigurationsänderung nicht sehr verändert wurden.

Die Richtungsstabilität wurde in Unter- und Überschall wesentlich verbessert. Abb. 16 zeigt bei $M = 4,52$ für einen Schiebewinkel von 2° , 6° und 10° den Giermomentenbeiwert von LB-10 und vergleichend den Giermomentenbeiwert von LB-1 für $\beta = 10^\circ$. Der Giermomentenbeiwert von LB-10 ist in diesem Falle mehr als doppelt so groß, d.h. daß die Richtungsstabilität, die durch $dc_N/d\beta$ charakterisiert wird, ist wesentlich verbessert worden.

Zum Verlauf der Kurven ist zu bemerken, daß die Abnahme der absoluten Größe des Schiebegeriermomentenbeiwertes bis $\alpha = 12^\circ$ darauf zurückzuführen ist, daß zunächst bei steigendem Anstellwinkel der Abschattungseffekt die Wirksamkeit des Seitenleitwerkes beeinträchtigt. Ab $\alpha = 12^\circ$ überwiegt der Giermomentenzuwachs durch die V-Stellung den Abschattungseffekt, so daß die absolute Größe des Giermomentenbeiwertes wieder zunimmt.

Leider hat die Vergrößerung der Leitwerksflä-

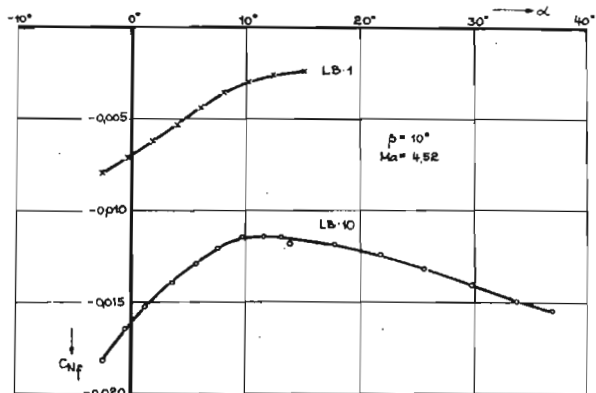


ABB. 16 GIERMOMENTENBEIWERT $C_{Np}(\alpha)$

Abb. 16

chen trotz des die Schieberollmomente an sich verkleinernden Effektes des Tieferlegens der Leitwerke insgesamt eine Vergrößerung der Schieberollmomente in allen Machzahlbereichen zur Folge.

Abb. 17 vergleicht für $Ma = 4,52$ die Werte der Schieberollmomente von LB-10 und LB-1 für $\beta = 10^\circ$. Bei $\alpha = 0^\circ$ beträgt die Steigerung 50%, bei dem für $Ma = 4,52$ eher adäquaten Wert von $\alpha = 15^\circ$ immerhin noch 20 %.

Die sich ergebenden Schieberollmomente sind für große Schiebewinkel durch die vorgesehenen Seitenruder, den differenzierten Heckklappenausschlag und den differenzierten Hinterkantenruderausschlag nicht ohne weiteres auszugleichen.

Durch die Abschattung läßt die Wirksamkeit der Hinterkantenruder bei hohem Anstellwinkel und steigender Machzahl stark nach. Bei $Ma = 4,52$ und $\alpha = 15^\circ$ ist die damit erzielbare Rollmomentenänderung $\partial c_L/\partial \xi$ nahezu Null.

Auch die Wirksamkeit des Seitenruders wird mit steigender Machzahl und größerem Anstellwinkel kleiner. Sie behält jedoch auch bei großen Machzahlen noch einen endlichen Wert, wie Abb. 18 für den Roll- und Giermomentenanstieg $\partial c_L/\partial \xi$ und $\partial c_N/\partial \xi$ zeigt⁽¹¹⁾.

Einen Begriff von der Größenordnung der durch den Seitenruderausschlag hervorgerufenen Kräf-

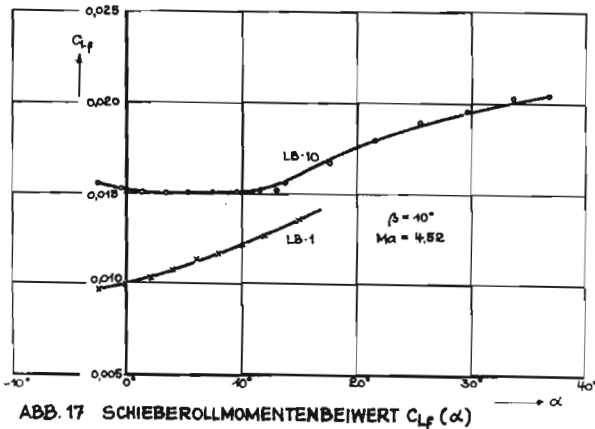
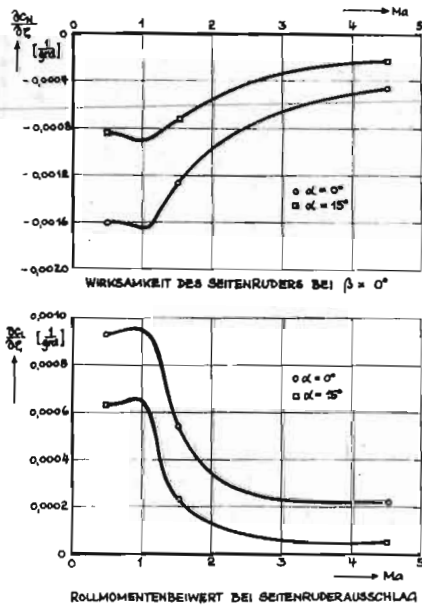


ABB. 17 SCHIEBEROLLMOMENTENBEIWERT $C_{L_f}(\alpha)$

Abb. 17

Zum Vergleich sind die Beiwerte für den Schiebewinkel $\beta = 2^\circ$ bei $\alpha = 0^\circ$ auf der $\zeta = 0$ -Achse markiert. Man erkennt, daß nur im Unterschall durch Seitenruderausschlag Kräfte und Momente aufgebracht werden können, die wesentlich größer sind als die bereits beim Schiebeflug mit $\beta = 2^\circ$ auftretenden Kräfte und Momente. Eine weitere Problematik der Seitenruder liegt darin, daß bei Erzeugung eines rückdrehenden Giermomentes gleichzeitig ein positives Rollmoment auftritt, das das schon vorhandene Schieberollmoment noch verstärkt. Beim Einsatz als Querruder für den Rollmomentenausgleich wird entsprechend gleichzeitig ein Giermoment erzeugt, das dem rückdrehenden Schiebegermoment entgegengesetzt gerichtet ist, also destabilisierend wirkt.



WIRKSAMKEIT DES SEITENRUDERS BEI $\beta = 0^\circ$

ROLLMOMENTENBEIWERT BEI SEITENRUDERAUSSCHLAG

Abb. 18 Seitenruderwirksamkeit und Seitenrudereinfluß auf das Schieberollmoment über der Machzahl.

te und Momente vermittelt Abb. 19. Hier sind über dem Ausschlagwinkel ζ die Seitenkraft C_Y , das Rollmoment C_L und das Giermoment C_N für $Ma = 0,5$ und $Ma = 4,52$ aufgetragen. Der Anstellwinkel α und der Schiebewinkel β betragen 0° .

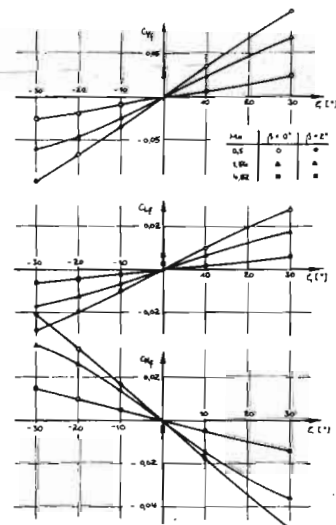


Abb. 19 C_Y, C_L, C_N bei Seitenruderausschlag $\alpha = 0^\circ$

Abb. 19

Die Wirksamkeit eines differenzierten Heckklappenausschlages konnte nicht exakt untersucht werden, da bei dem vorhandenen Modell eine Heckklappenteilung nicht berücksichtigt war. Eine Simulation wurde durch die Verwendung von Spoilern versucht⁽¹¹⁾. Obwohl dies nicht voll zufriedenstellend ist, erhält man doch eine erste Indikation. Die differenzierte Heckklappe ist einerseits ein relativ wirksames Stueerelement, aber bei dem für LB-10 vorlie-

genden Schieberollmoment für den Momentenausgleich bei großen Schiebewinkeln nicht voll ausreichend.

Zur genaueren Analyse des Schieberollmomentenausgleiches wurde von der DFVLR der Anteil, den der Grundkörper zum Schieberoll- und Schiebegiermomentenausgleich beiträgt, getrennt gemessen. Das Modell wurde deshalb in Normal- und Rückenfluglage mit und ohne Seitenleitwerke bei $Ma = 0,5; 1,56$ und $4,52$ vermessen.

Abb. 20 zeigt für $\alpha = 0^\circ, \beta = 10^\circ$ die entsprechenden Schieberollmomente. Man erkennt, daß der Grundkörper in der Normallage ein positives und in der Rückenlage ein negatives Schieberollmoment hat, wobei allerdings der Einfluß der Seitenleitwerke wesentlich größer als der Einfluß des Grundkörpers ist.

Für das Schiebegiermoment ist die Lage des Modells, Normalflug- oder Rückenfluglage, von geringerer Bedeutung.

Diese Ergebnisse deuten darauf hin, daß für eine Verminderung des Schieberollmomentes die Oberseite des Grundkörpers gewölbt werden sollte.

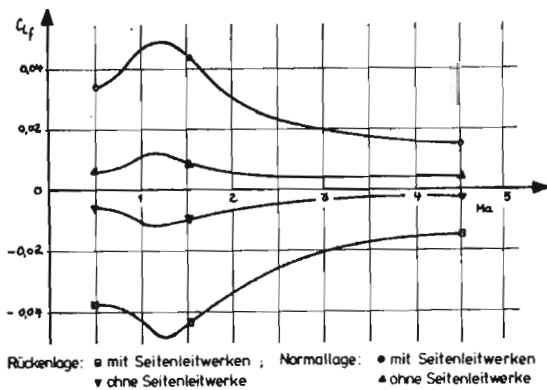


Abb. 20 Schieberollmoment des Körpers ohne Seitenleitwerk bei $\alpha = 0^\circ, \beta = 10^\circ$

IV. LB-14 $\frac{1}{2}$ LB-20

Nachdem die statische Längsstabilität beim LB-1 durch die Linienführung der Unterseite des Modells und die Benutzung der Heckklappe als Steuerelement befriedigend gelöst worden war, wurde bei LB-10 durch die V-Stellung des

Seitenleitwerks und seine Vergrößerung die Richtungsstabilität erreicht, während als zentrales Problem die Schieberollmomente und ihre Aussteuerung verbleiben.

Es war deshalb spezifisch die Hochlage der Seitenleitwerke und eine evtl. Flugkörperoberseitenwölbung zu betrachten. Zusätzlich konnte, da damit ein neuer Windkanalmodellgrundkörper notwendig wurde, die früher bereits zur weiteren Verbesserung der Richtungsstabilität ins Auge gefaßte Leitwerksspreizung nun berücksichtigt werden.

Schrittweise wurde in einer Weiterentwicklung von LB-10 demgemäß eine Umgestaltung der Oberfläche bei Verlängerung und Spreizung der Seitenleitwerke bei gleichzeitiger Herabsetzung der Hochlage ihres Luftangriffspunktes vorgenommen.

Als Beurteilungskriterium wurde ein Diagramm aus Hyperschallrechnungen benutzt, das den Giermomentenbeiwert C_N über dem Rollmomentenbeiwert C_L bei ausgeglichenem Längsmoment für verschiedene Schiebewinkel β und verschiedene Ausschläge δ der steuerbordseitigen Hälfte der Heckklappe darstellt. Gewünscht sind für jedes β mögliche δ -Werte, die ein C_L und $C_N \leq 0$ ergeben.

Abb. 21 zeigt vergleichend die Aufrisse der 4 Konfigurationen LB-10, LB-14, LB-19 und LB-20, wobei die Seitenleitwerksspreizung bei LB-10 0° , bei LB-14 6° , bei LB-19 $8,5^\circ$ und bei LB-20 ebenfalls $8,5^\circ$ beträgt.

Abb. 22 zeigt die entsprechenden C_L, C_N Diagramme. Man erkennt, daß bei LB 10 für $\delta = 0^\circ$ mit wachsendem Schiebewinkel positive Schieberollmomente und negative Giermomente auftreten und ein differenzierter Heckklappenausschlag einerseits die Giermomentensituation wesentlich verschlechtert, andererseits für $\beta \geq 3^\circ$ selbst bei $\delta = 20^\circ$ nicht ausreicht.

Bei LB-14 ist dies weniger ausgeprägt, aber weiterhin unbefriedigend.

LB-19 zeigt eine weitere Verbesserung, läßt aber nur bis $\beta \sim 8^\circ$ einen Schieberollmomentenausgleich zu.

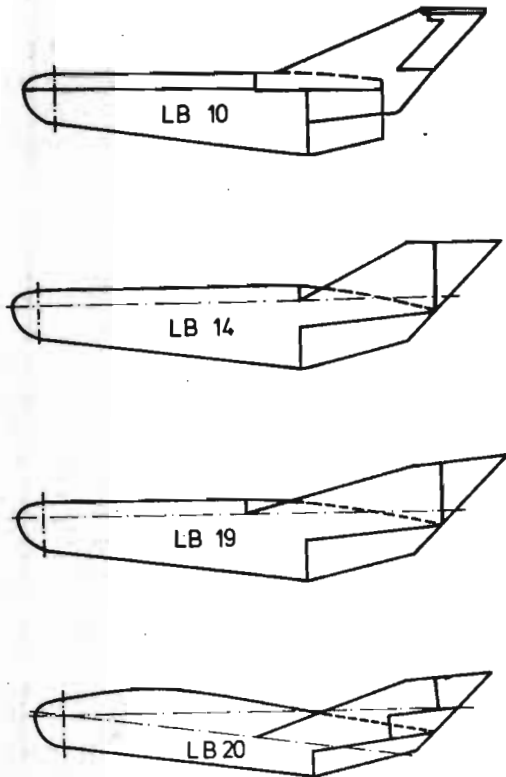


Abb. 21 Seitenansichten der Konfigurationen LB-10, -14, -19, -20

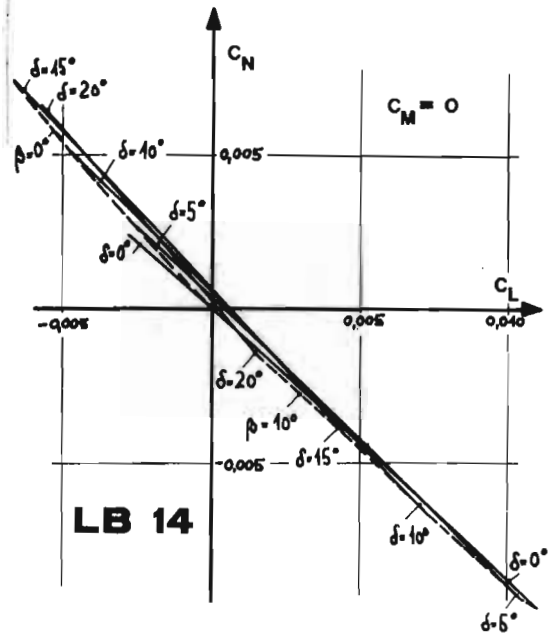


Abb. 22 b

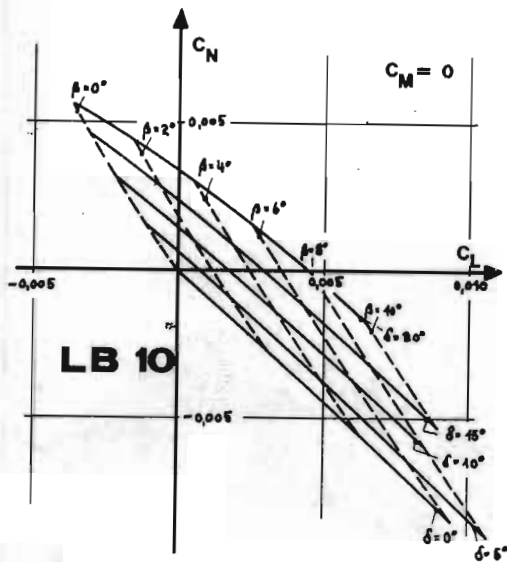


Abb. 22 a

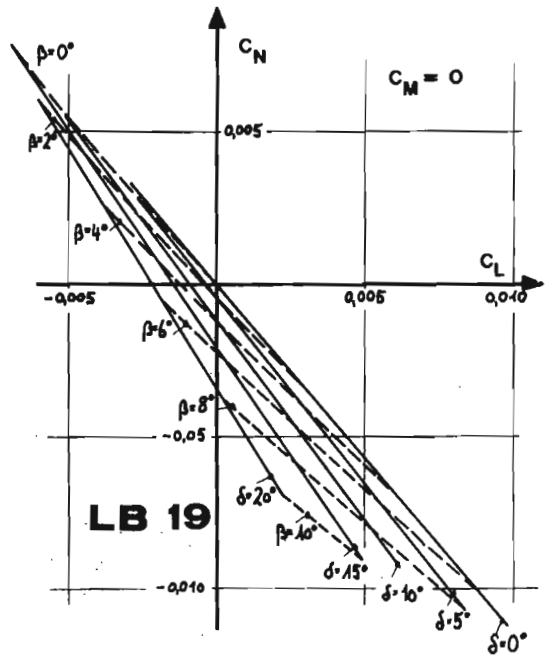


Abb. 22 c

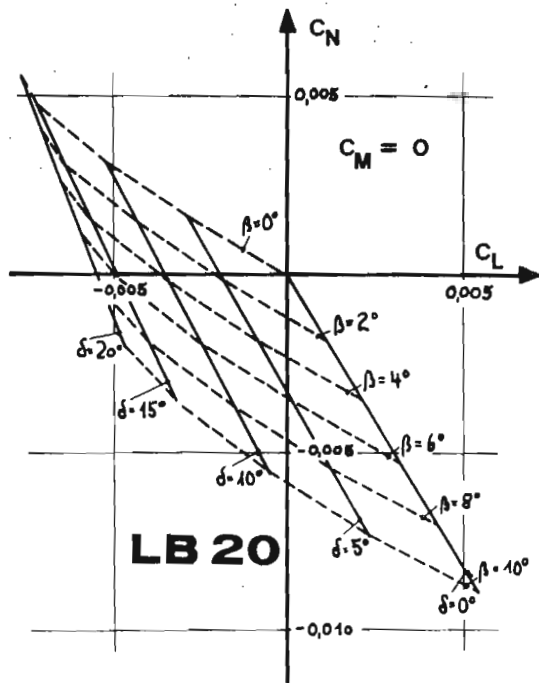


Abb. 22 d

Abb. 22 a - d C_N , C_L - Diagramme für steuerbordseitigen Heckklappenausschlag bei den entsprechenden Anstellwinkeln mit ausgeglichenerm Längsmoment C_M .

LB-20 zeigt endlich das gewünschte Kennfeld. Hier ist selbst bei $\beta = 10^\circ$ erst Ausschlag von 10° einer Heckklappenhälfte notwendig. Weiterhin geht aus dem Diagramm hervor, daß bei LB-20 genügend Spielraum für eine evtl. Verschiebung des Schwerpunktes zu tieferen Lagen vorhanden ist, ohne die Aussteuerbarkeit der Rollmomente zu gefährden.

Allerdings zeigt LB-20 nunmehr eine ausgeprägte Oberseitenwölbung. Die Unterseite ist flacher gestaltet worden, ohne die Längskontur, die für die Längsstabilität günstig war, zu ändern. Die flachere Unterseite kommt insbesondere auch der Wirksamkeit der Heckklappe zugute.

V. LB-21

Nachdem mit LB-20 eine Konfiguration entwickelt worden war, die den Grundanforderungen der Längsstabilität, Richtungsstabilität und Rollmomentenaussteuerung zumindest im Hyperschall voll entspricht, wurden die schrittweise bei der Entwicklung der Zwischenkonfiguration entstandenen Überlegungen zur Verbesserung der konstruktiven Gestaltung, der Unterschallgleitzahl und der Fertigungsvereinfachung durch eine weitere Überarbeitung abgerundet. Das Ergebnis ist die Konfiguration LB-21, die als z. Zt. letztes Modell der Reihe in verschiedenen Meßreihen überprüft wird.

Abb. 23 zeigt die 3-Seitenansicht von LB-21, Abb. 24 ein Photo eines Windkanalmodells und Abb. 25, wie sich dies Modell aus Einzelteilen zusammensetzen läßt.

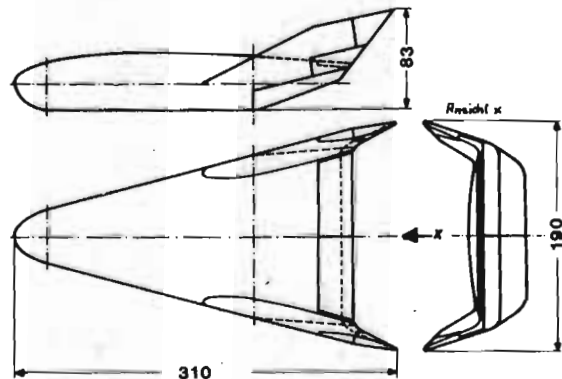


Abb. 23 Dreiseitenansicht LB-21

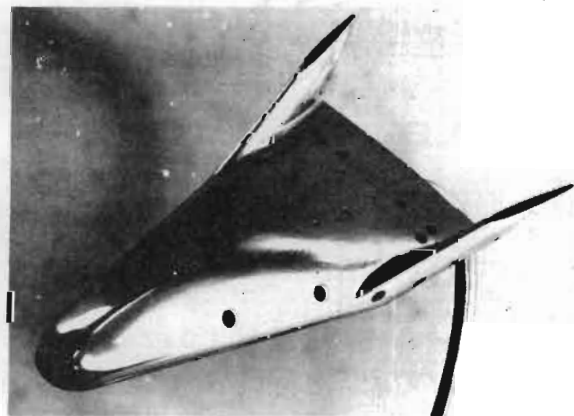


Abb. 24 Modell LB-21 für den Überschallkanal

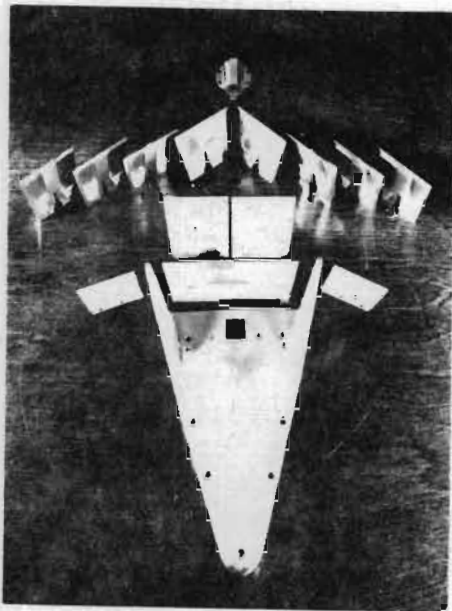


Abb. 25 Modell LB-21 mit auswechselbaren Klappen

Die wesentlichen Merkmale von LB 21 sind:

- 1.) Gewölbte Oberseite, flache Unterseite
- 2.) Abwickelbarkeit des gesamten Flugkörpers inklusive Leitwerke bis auf die Nase und die Übergangszonen am Leitwerk und an den unteren Heckklappen.
- 3.) Verlängerung des sich verjüngenden Heckes mit schräger Hinterkante zur Verkleinerung des Heckspiegels und damit Verbesserung der Unterschallgleitzahl.
- 4.) Weitgehende Verwendung von Spreizklappen statt Rudern zur Verringerung der thermischen Beaufschlagung der Steuerflächen.

Als Steuerorgane stehen insgesamt zur Verfügung:

- a) die geteilte Heckklappe
- b) Spreizklappen in den Leitwerken
- c) Dreiecksrudder an den Leitwerksenden
- d) Spreizklappen auf der Heckoberseite.

Die Steuerelemente haben in den verschiedenen Strömungsbereichen verschiedene Wirksamkeit. Im Hyperschallbereich ist die Heckklappe das entscheidende Element, im Unterschall soll die obere gespaltene Spreizklappe die Längs- und Rollsteuerung bewirken, während die seit-

lichen Spreizklappen zur Seitensteuerung herangezogen werden.

IV. Laufende und geplante Versuche mit LB-21

Zur endgültigen Bestätigung der erwarteten flugmechanischen Eigenschaften von LB-21 sind zunächst weitreichende Windkanalversuche vorgesehen.

An einem 1,09 m langen und 0,66 m breiten Holzmodell werden Versuche im Windkanal der Firma Vfw-Fokker in Bremen in dem Geschwindigkeitsbereich von 20 - 60 m/sec gefahren. Diese 6-Komponentenmessungen dienen insbesondere zur Bestimmung der Ruderwirksamkeit.

Für den hohen Unterschall, dem Transsonik- und den Überschallströmungsbereich werden 6-Komponentenmessungen in dem 60 x 60 cm Kanal der DFVLR in Köln-Wahn durchgeführt. Zur Ermittlung der instationären Beiwerte wurde ein besonders dünnwandiges Aluminiummodell entwickelt, an dem mit Hilfe der Methode der freien Schwingungen im Bereich $Ma\ 0,5 \div 4,5$ die Dämpfung um die Y- und Z-Achse des Flugkörpers bestimmt werden soll.

Für die Beiwertkontrolle im hohen Machzahlbereich werden Versuche im 60 cm ϕ - Hyperschall Blow-Down-Kanal ($Ma = 6-12$) der DFVLR in Köln-Wahn durchgeführt. Dabei handelt es sich um Dreikomponentenmessungen von C_A, C_W, C_M . Wegen der Aufheizung auf $450^{\circ}-500^{\circ}C$ im Staupunkt mußte hierfür ein spezielles Windkanalmodell aus einer Titanlegierung in Auftrag gegeben werden.

Zur Überprüfung der Kräfte und Momente im Bereich der Übergangströmung - d.h. im Bereich hoher Machzahlen und niedriger Reynoldszahlen - werden im Vakuumkanal der DFVLR Göttingen Fünfkomenentmessungen für das Modell LB-21 durchgeführt. Wegen der geringen aerodynamischen Kräfte in der Größenordnung von einigen Gramm benötigt man extrem leichte, doch warmfeste Modelle. Zur Herstellung dieser Modelle war es notwendig, ein Verfahren zu entwickeln, bei dem durch galvanische Auftragung Nickelmodelle von einer Wandstärke von 0,1 - 0,2 mm entstehen. Das Herstellungsverfahren hat sich bereits bei