

12. LUDWIG-PRANDTL-GEDÄCHTNIS-VORLESUNG

AEROELASTOMECHANISCHE UNTERSUCHUNGEN AN DEM  
FLUGZEUG SAAB 37 "VIGGEN"

von

Helmut W.W. Wittmeyer  
SAAB AKTIEBOLAG  
Linköping, Schweden

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

DEUTSCHES MUSEUM, MÜNCHEN, GERMANY/SEPTEMBER 9-13, 1968

Preis: DM 2.00

DEPARTMENT OF CHEMISTRY, UNIVERSITY OF TORONTO

REPORT ON THE PROGRESS OF RESEARCH IN THE  
LABORATORY OF CHEMISTRY, UNIVERSITY OF TORONTO

BY  
DR. J. H. HARRISON

The Sixth Congress  
of the  
International Council of the  
Aeronautical Sciences

DEUTSCHES MUSEUM, MÜNCHEN, GERMANY, SEPTEMBER 13, 1955

LUDWIG-PRANDTL-GEDÄCHTNIS-VORLESUNG 1968

Helmut W.W. Wittmeyer

SAAB AKTIEBOLAG, Linköping, Schweden

"Übersicht

Wegen der entscheidenden Impulse, die Ludwig Prandtl zur Berechnung instationärer Luftkraftbeiwerte gegeben hat, wird in dieser Vorlesung zu seinem Gedächtnis auszugsweise berichtet, welche theoretischen und experimentellen aeroelastischen und elastomechanischen Untersuchungen an dem Flugzeug SAAB 37 "Viggen" durchgeführt worden sind. - Massgebend für die Steifigkeit des Hauptflügels war die Flügelrudereffektivität. Die Anschlusssteifigkeiten der nicht massenausgeglichenen Ruder und Klappen ergaben sich aus der Forderung nach Sicherheit gegen Flattern, und zwar vorwiegend auf Grund von Windkanalversuchen. Die Luftkraftinterferenz zwischen Bug- und Hauptflügel hatte keinen nennenswerten Einfluss auf die gute Sicherheit der Konstruktion gegen Flattern. - Beispiele für Böenbeanspruchung und Fahrwerksbelastung werden gegeben.

Abstract

Since the impulses given by Ludwig Prandtl to the methods for calculating instationary aerodynamic coefficients have been of primary importance, this memorial lecture will give a concentrated review of the theoretical and experimental aeroelastic and elastomechanic investigations that have been made for the Saab 37 "Viggen" aeroplane.

Determining for the main wing rigidity were the elevon effectiveness requirements. However, determining for the rigidity of the mountings of the unbalanced control surfaces and flaps were the flutter margin requirements. These rigidities were determined mainly by wind tunnel flutter tests. The aerodynamic interference between the canard surface and the main wing had negligible effect on the good safety of the design with regard to flutter. Examples on gust loads and landing gear loads are given.

1. EINLEITUNG

Anfang der zwanziger Jahre regte Ludwig Prandtl seinen Schüler W. Birnbaum dazu an, die Strömung um den schlagenden Tragflügel zu untersuchen. Als Hilfsmittel konnte er ihm die Theorie der tragenden Wirbelfläche empfehlen, die später nach Prandtl<sup>1</sup> benannt wurde. Prandtls früherer Mitarbeiter Ackermann hatte diese bereits mit Erfolg auf die stationäre ebene Profilströmung angewandt.

Wegen des Vogelfluges hatte der schlagende Tragflügel seit langem das Interesse der Forscher erregt. Dieses Interesse war in Deutschland nun noch durch die Beobachtung der Flattererscheinung verstärkt worden, die man im ersten Weltkrieg an den etwas zu drehweichen unteren Tragflächen der Anderthalbdecker beobachtet hatte.

In der unter Ludwig Prandtls Anleitung 1922 herausgekommenen Dissertation Göttingen von W. Birnbaum<sup>2</sup> finden wir die erste Berechnung instationärer Luftkräfte für zweidimensionale inkompressible Strömung.

Diese Luftkräfte wurden auch gleich in einer Flatterrechnung benutzt. Dabei führte Birnbaum für die Luftkräfte die komplexe Schreibweise ein, die noch heute üblich ist. Schliesslich prüfte er die Ergebnisse durch einen Flatterversuch im Windkanal nach.

Wegen der seitdem wachsenden Bedeutung des Flatterns für den Flugzeugbau haben später Forscher vieler Länder (die es mir unmöglich ist, hier aufzuzählen) darin gewetteifert, die Theorie instationärer Luftkräfte<sup>\*)</sup> zu erweitern. Ihnen gab Ludwig Prandtl<sup>4,5</sup> im Jahre 1936 ein weiteres wichtiges Hilfsmittel in die Hand, nämlich das nach ihm benannte Beschleunigungspotential.

Heute können bei der Berechnung instationärer Luftkraftbeiwerte dreidimensionale Strömung, Kompressibilität und Interferenz verschiedener tragender Flächen berücksichtigt werden. Die Praxis hat hier allerdings immer noch unerfüllte Wünsche. Z. B. fehlt noch eine zuverlässige Theorie für die Ruderluftkräfte sowie für das transsonische Gebiet. Auch müssen vor allem schnellere und damit billigere Verfahren zur Berechnung der instationären Luftkraftbeiwerte entwickelt werden. Die Theorie

\*) Die neueste "Übersicht findet man in<sup>3</sup>.

ist jedoch soweit fortgeschritten, dass heutzutage in jedem grösseren Flugzeugwerk bei einem Neuentwurf Rechnungen durchgeführt werden, deren Ziel es ist, das Auftreten von Flattern zu verhindern.

Wegen der entscheidenden Impulse, die solche Untersuchungen durch Ludwig Prandtl bekommen haben, möchte ich in dieser Vorlesung zu seinem Gedächtnis darüber berichten, welche Untersuchungen die Flatterabteilung eines Flugzeugwerkes an einem modernen Kampfflugzeug durchführt. Dabei werde ich mich auf die Beschreibung der Untersuchungen konzentrieren, die an der SAAB 37, Viggen, durchgeführt sind.

Ich habe sie als aeroelastomechanische Untersuchungen angekündigt, da in SAABs Flatterabteilung nicht nur aeroelastische Aufgaben, wie Untersuchung von Flattern, Böenbeanspruchung und (in geringerem Masse auch) Rudereffektivität, \* gelöst werden, sondern aus naheliegenden Gründen ebenfalls elasto-mechanische. Darunter sei die über die Flatterrechnungen hinausgehende Berechnung der Antwort des Flugzeuges auf relativ schnell zeitlich sich ändernde Belastungen verstanden, wie sie z.B. beim Landen und Schiessen auftreten.

## 2. FLATTERUNTERSUCHUNGEN

### 2.1 Zeitliche Einteilung

Die zeitliche Einteilung unserer Flatteruntersuchungen geht aus Bild 1 hervor. Die Entwurfsrechnungen mit vereinfachten Theorien oder Kriterien haben das Ziel, eine solche Gestaltung des neuen Projektes zu verhindern, dass später aus Flattergesichtspunkten zu starke Forderungen an die Konstruktion gestellt werden müssen.

Sobald die ersten Zeichnungsunterlagen vorhanden sind, werden teils Windkanalmodelle, teils mathematische Modelle konstruiert, mit denen Flatterversuche im Windkanal bzw. Flatterrechnungen durchgeführt werden können. Windkanalversuche braucht man wegen der unvollkommenen Kenntnis der instationären Luftkräfte. Rechnungen geben mit geringeren Kosten Hinweise auf den Einfluss von Parameteränderungen. Die Untersuchungen mit diesen Modellen liefern, nachdem alle Verbesserungsvorschläge berücksichtigt sind, das theoretisch flatterfreie Flugzeug. Nach Fertigstellung des ersten Prototypes werden im Standschwingungsversuch die wahren elastischen und Masseneigenschaften festgestellt und diese als Unterlage zu einer erneuten Flatterberechnung benutzt. Nach Abschluss dieser Rechnung kann das Flugzeug zu der Durchführung von Flugschwingungsversuchen zugelassen werden. Diese Versuche müssen dann die Bestätigung erbringen, dass das Flugzeug wirklich flatterfrei ist.

\* Behandlung der Rudereffektivität ist in erster Linie Aufgabe der aerodynamischen Abteilung.

## 2.2 Entwurfsrechnungen

Bild 2 zeigt Ihnen das untersuchte Flugzeug SAAB 37 mit seinen charakteristischen Bugflügeln, die relativ nahe an den Hauptflügeln liegen, jedoch in einer höheren Ebene als die Hauptflügel angeordnet sind.

Als uns dieser Entwurf zuerst vorgelegt wurde, überlegten wir uns, inwieweit wir unsere Erfahrungen auf dem Flattergebiete von der SAAB 35 Draken verwenden könnten. In Bild 3 sehen Sie diese beiden Flugzeuge einander gegenübergestellt. Man konnte sofort sagen, dass die 37 weicher sein würde als die 35, was vom Flattergesichtspunkte aus ungünstiger sein würde.

Der Rumpf der 37 würde vermutlich weicher werden, da er auf der Unterseite grosse Ausschnitte bekommen sollte, um die Apparate besonders leicht zugänglich zu machen.

Auch der Flügel der 37 musste aus folgenden Gründen weicher werden als der der 35: Die relative Flügelstärke war kleiner als die der 35. Dazu kam noch wesentlich, dass die absolute Länge der Sehne des Hauptflügels der 37 an seiner Wurzel geringer war als die Sehne des Innenflügels der 35. Damit wurde die absolute Dicke des Hauptflügels der 37 kleiner als die des Flügels der 35.

Schliesslich hat der Hauptflügel der 37 aus Gründen leichter Montierbarkeit nur einen Biege- und Querkraftanschluss sowie 3 weitere Anschlüsse, die nur Quer- und Längskräfte übertragen. Der Flügel der 35 ist dagegen an seiner Wurzelsehne völlig mit dem Rumpf verschraubt.

Vom Flattergesichtspunkte aus war weiterhin für die 37 weniger günstig, dass sämtliche Ruder nicht massenausgeglichen waren, während bei der 35 das äussere Querruder und das Seitenruder noch völlig massenausgeglichen waren.

Da wir besonders schnell wissen mussten, wie sich der für uns neuartige Bugflügel auf die Flattereigenschaften auswirken würde, schickten wir unseren ausführlichen Flatteruntersuchungen eine Flatterrechnung voraus, in der wir die Geometrie des Flugzeuges stark vereinfachten und die Luftkräfte nach der inkompressiblen Streifenmethode berechneten.

Diese einfachen Berechnungen führten zu folgenden Schlussätzen:

1. Die RumpfstEIFigkeit hat einen wesentlichen Einfluss auf das Flattern. Besonders ist darauf zu achten, dass die Rumpfoberbiege-eigenfrequenz nicht zu niedrig wird.
2. Zusatzmassen im hinteren Teil des Flugzeuges, wie sie später in Form von Treibstoff und Bewaffnung zu erwarten sind, wirken sich günstig auf das Flatterverhalten aus.
3. Die automatische Steuerung hat einen wesentlichen Einfluss auf das Flatterverhalten des Flugzeuges:

Die Kreisel, die die Nickschwingung des Flugzeuges abfühlen, sollten zwischen dem Schwingungsbauch der Rumpfundbiegung und dem vorderen Schwingungsbauch der Rumpfoberbiegung angebracht werden.

4. Da die Ruder und Klappen nicht massenausgeglichen sind, ist ein spielfreier Anschluss mit Eigenfrequenzen, die höher als etwa 30 Hz sind, erforderlich, um Ruderflattern zu verhindern.

Diese Forderungen schienen durchaus erfüllbar zu sein. Für die erwähnten Kreisel fand sich ohne Schwierigkeit ein passender Platz im vorderen Apparateraum. Den steifen Ruderanschluss glaubten wir unseren Konstrukteuren zumuten zu können. Ein solcher steifer Ruderanschluss war ihnen nämlich bei dem Flügelinnenruder der SAAB 35 mit einer Streuung von nur 5% in der Rudereigenfrequenz sehr gut gelungen. Das hatten wir unter anderem bei einer laufenden Kontrolle von 5 Flugzeugen bis zu 600 Flugstunden festgestellt.

### 2.3 Flatterversuche im Windkanal

#### Der Windkanal

Unsere Flatterversuche werden in unserem Auftrage im Windkanal der Svenska Flygmotor AB, Trollhättan, durchgeführt. Dieser Kanal ist vom "Blow-down"-Typ. Als Luftreservoir dient ein in 80 m Tiefe aus dem Urgestein Granit aussprengrter Hohlraum, der 130 t Luft unter einem Druck einer Wassersäule von 80 m Höhe fasst.

Die Messstrecke hat einen quadratischen Querschnitt von 50 x 50 cm. Kontinuierliches Fahren ist von  $Ma = 0,65$  bis  $Ma = 1,2$  möglich. Diskrete höhere Machzahlen können bis zu  $Ma = 3,6$  gefahren werden. Wesentlich für das Folgende ist, dass der Kanal hohen Druckkammerdruck, z.B. 4 ata bei  $Ma = 1$ , aber keine Vorwärmung hat.

#### Ähnlichkeitsgesetze

Zunächst einmal galt es, für diesen Kanal geeignete Flattermodelle zu bauen. Wir haben dabei angestrebt, in diesen Modellen möglichst weitgehend die Steifigkeit und die Masse der wirklichen Struktur den Ähnlichkeitsgesetzen<sup>x)</sup> entsprechend im einzelnen nachzuahmen. Dabei haben wir jedoch nicht versucht, auch den inneren Aufbau geometrisch ähnlich wiederzugeben. Das wäre unnötig kostspielig gewesen.

Wir erfüllen folgende Ähnlichkeitsgesetze: Versuch und Grossausführung haben gleiche Machzahl, gleiche reduzierte Eigenfrequenzen und gleiches Verhältnis von Strukturichte zu Luftdichte. Für den von uns benutzten Kanal ergeben diese Gesetze Bedingungen, die für die Modellkonstruktion recht günstig sind: Wegen der grossen Luftdichte in der Messstrecke muss man das Modell mit etwas grösserer Blechstärke konstruieren, als es einer geometrisch ähnlichen Verkleinerung des Modelles entsprechen würde. Wegen der nicht vorgewärmten Druckkammer braucht man nicht ganz so gewichtsoptimal zu konstruieren, wie man es bei der Grossausführung getan hat.

Einen Nachteil der nicht vorwärmbaren Druckkammer möchte ich jedoch erwähnen: Mit einem einzigen Modell kann man die genannten Ähnlichkeitsbedingungen bei vorgegebener Flughöhe nur bei einer Machzahl erfüllen. Theoretisch müsste man also sehr viele Modelle herstellen, um alle wichtigen Flugzustände zu erfassen.

x) Eine ausführliche Diskussion dieser Gesetze findet man in<sup>6</sup>.

Wir haben uns mit je einem "transsonischen Modell" und einem "supersonischen Modell" begnügt. Für die Flugzustände, in denen die Ähnlichkeitsgesetze nur approximativ erfüllt werden konnten, betrachteten wir die Modellsteifigkeit als massgebend und verzichteten auf die Erfüllung der Massenbedingung.

Das Reynoldsche Ähnlichkeitsgesetz wird nicht erfüllt. Wir haben jedoch darauf geachtet, dass die Reynoldszahl, bezogen auf die Wurzelsehne des Hauptflügels nie kleiner als  $3 \cdot 10^6$  war.

#### Modellkonstruktion

In Bild 4 sehen Sie einiges von der Konstruktion des Flattermodelles für den Hauptflügel, der später als Halbmodell im Windkanal untersucht wurde. Er wurde im Massstab 1:25 zur Grossausführung gebaut und hat daher eine Halbspannweite von 21.2 cm.

Sowohl die Wurzelsehne als auch die Hinterkante des Flügels sind hier aus Fertigungsgründen mit Balsaholz verkleidet, das später beseitigt wird. Die Beplankung fehlt noch. Besonders hervortretend ist ein T-förmiges Gebilde. Der senkrechte Teil des T's ist der Biegesteif an den Rumpf angeschlossene Hauptholm. Quer dazu steht die starke Rippe, die vorne, d.h. im Bilde links, die Befestigung des Hauptfahrwerkes trägt. Im Modell ist dieser Teil aus Elektron hergestellt, während er in Wirklichkeit aus Aluminium ist. Auf diese Weise bekommt man für diesen Teil bei richtiger Steifigkeit und Masse im Modell ein grösseres Volumen und damit eine grössere Klebefläche. Aus dem gleichen Grunde wurden auch einige kleinere Rippen und Holme aus Fichtenholz anstelle aus Dural hergestellt. In diesem Falle konnte man nur die Biegesteifigkeit richtig nachahmen. Wir konnten jedoch rechnerisch nachweisen, dass der Fehler in der Schubsteifigkeit bei den relativ geringen Bauhöhen kaum Einfluss auf die infrage kommenden Eigenschwingungsformen niedriger Ordnung hatte. Die erforderlichen Zusatzmassen zur Simulierung von Treibstoff und Apparaten sind in Form von Goldquadrern eingeklebt.

Im nächsten Arbeitsgang wird auf diesen Flügel die Aluminiumbeplankung geklebt. Die Blechstärke variiert von 0,1 bis 0,3 mm. Die betreffenden Blechstärken werden durch ein Ätzverfahren hergestellt. Dabei macht es keine Schwierigkeiten, ein Blech herzustellen, das in verschiedenen Bereichen verschiedene Blechstärken hat.

Den fertigen Modellflügel sehen Sie in Bild 5. Er ist hier ausserhalb des Windkanals in einer Behelfsanordnung eingespannt. Links unten sehen Sie eine Einritzung in der Beplankung. Sie ist die Umrandung der Fahrwerksklappe. Rechts sehen Sie auch die durch Kreuzfedergelenke angeschlossenen Ruder, sowie eine Nachahmung der Hydraulizylinder. Sie sind nur bezüglich ihrer Federkonstanten nachgeahmt. Die Verkleidung der Hydraulizylinder ist hier abgenommen.

## Versuchsergebnisse

Versuche mit diesem Modell mit seiner richtigen Einspannweite an einem steifen Rumpf als Halbmodellversuch gaben uns wertvolle Aussagen über die zu fordernde Anschlusssteifigkeit der Flügelruder.

Ähnliche Versuche wurden mit Halbmodellen des Bugflügels und des Seitenleitwerkes durchgeführt. In Bild 6 finden Sie die Ruder- und Klappeneigenfrequenzen, die mindestens zu fordern sind, damit kein Flattern eintritt. Die Eigenfrequenzen sind auf die Grossausführung umgerechnet. Es sei vorweggenommen, dass sich später im Standschwingungsversuch zeigte, dass diese Forderungen mit gutem Marginal erfüllt wurden. Das ersehen Sie aus der letzten Spalte des Bildes 6.

## Vergleich mit Berechnung

Bei dieser Gelegenheit möchte ich auch gleich ein Berechnungsergebnis vorwegnehmen, das mit diesen Versuchen zusammenhängt. In Bild 7 sehen Sie die relative Flatterdämpfung des Freiheitsgrades "vorwiegend Bugklappenrotation" als Funktion der Machzahl, wobei der Klappe eine Eigenfrequenz von 34,6 Hz gegeben ist. Die Rechnung ist für verschiedene Flughöhen  $H$  durchgeführt. Die berechneten Punkte sind durch Kreise markiert. Zwischen  $Ma = 0,9$  und  $Ma = 1,14$  sind diese Kurven gestrichelt ausgezogen, um den Zusammenhang zwischen dem Unterschallzweig und dem Überschallzweig kenntlich zu machen. Über die Dämpfung im transsonischen Bereich soll dadurch nichts ausgesagt werden. Die errechneten Dämpfungen haben überhaupt nur in der Nähe der Abszisse eine physikalische Bedeutung, da die benutzten Luftkraftbeiwerte nur für harmonische Bewegungen berechnet sind.

Nur in der Höhe  $H = 0$  existiert ein Bereich negativer Dämpfung. Er beginnt bei  $Ma = 0,87$ .

Dieses ist also die berechnete kritische Machzahl. Die experimentell ermittelte kritische Machzahl  $Ma = 0,88$  ist etwa 1% höher. Die berechnete kritische Frequenz ist 29,2 Hz und die gemessene 30,4 Hz.

Diese Rechnung war eine Kontrolle der von uns angewandten dreidimensionalen Luftkräfte, auf die ich später noch zurückkommen werde. Die Übereinstimmung zwischen Theorie und Versuch ist für einen Flügel mit Ruder als erstaunlich gut zu bezeichnen. Wahrscheinlich wirkt günstig, dass das Tiefenverhältnis der Klappe relativ gross ist.

## Halbmodell für symmetrische Schwingungen

Als nächsten Schritt bauten wir ein elastisches Halbmodell für symmetrische Flatterversuche im Masstab 1:40.

Bild 8 zeigt das Prinzip der Aufhängung des Modells. Die biegesteifen Anschlüsse des Bug- und des Hauptflügels sind an zwei steife senkrechte Balken angeschlossen. Diese werden durch zwei vorgespannte Drähte ausserhalb der Kanalwand an 4 Rollen gedrückt. Der Luftwiderstand wird durch ein nicht eingezeichnetes

Rollenlager in der Mitte des vorderen senkrechten Balkens aufgenommen. Diese Anordnung ermöglicht dem Modell eine senkrechte Translation sowie eine Nickschwingung um seine Querachse. Beide Bewegungen sind so schwach gefedert, dass diese Federung - wie eine Rechnung zeigte - kaum Einfluss auf die Flatterdämpfung hat. Das wirkliche Modell sehen Sie in Bild 9. Es hat eine Halbspannweite von 13,2 cm.

An diesem Modell möchte ich Ihnen auch zeigen, wie genau man mit der von uns entwickelten Modellbauweise die wirklichen Verhältnisse nachahmen kann. Bild 10 zeigt einen Vergleich der ersten 6 Eigenfrequenzen dieses Halbmodells, umgerechnet auf die Grossausführung mit den später im Standschwingungsversuch gemessenen. Sie sehen, dass für diejenigen Eigenfrequenzen, bei denen vorwiegend der Flügel oder der Bugflügel beteiligt ist, der Fehler höchstens 4 Prozent in der Eigenfrequenz beträgt. Die Schwingung des Motors war 7% zu tief herausgekommen. Das lag daran, dass es schwer war, in einem frühen Stadium sichere Angaben über dessen Aufhängeweichheit im Rumpf zu bekommen.

Dass die Schwingung mit vorwiegender Rumpfundbiegung 13% zu hoch geraten ist, hat eine tiefere Bedeutung. Hier kommt eine prinzipielle Schwierigkeit des Arbeitens mit elastischen Halbmodellen zutage. Beim Halbieren des Rumpfes für den Halbmodellversuch müsste seine Biegesteifigkeit eigentlich auf die Hälfte reduziert werden. Dann tordiert er jedoch infolge derjenigen Kräfte vom Flügel, die nicht unmittelbar in die Parallelführung eingeleitet werden können. Um ein solches Tordieren, das ja bei symmetrischen Schwingungen nicht vorkommt, zu vermeiden, haben wir zusätzliche Torsionsversteifungen vorgenommen. Diese haben leider auch die Biegesteifigkeit etwas heraufgesetzt.

Diesen Nachteil mussten wir dafür in Kauf nehmen, dass wir beim Halbmodell mit einem grösseren Masstab arbeiten konnten, als bei einem Ganzmodell.

## Halbmodell für antisymmetrische Schwingungen

Mit dem eben beschriebenen Halbmodell konnten wir nur symmetrische Schwingungen untersuchen. Um eine erste Auskunft über eine eventuelle Flattergefahr mit antisymmetrischen Schwingungen zu bekommen, verwandten wir ein anderes Halbmodell. Es soll mittels der schematischen Darstellung in Bild 11 erklärt werden. Hier kam es uns in erster Linie auf die Flattereigenschaften des Seitenleitwerkes an. Wir simulierten zusätzlich die seitliche Grundbiegung des Rumpfes dadurch, dass wir ausserhalb der Windkanalströmung eine um eine vertikale Achse drehbare Masse anbrachten, die die Bewegung des hinteren Rumpfteiles mit richtiger Knotenlinie, richtiger Frequenz und richtiger generalisierter Masse des ganzen Flugzeuges simulierte. In unseren ersten Entwurfsrechnungen fanden wir nämlich eine Andeutung, dass eine Kombination dieser seitlichen Rumpfschwingung mit einer Seitenleitwerkschwingung in gewisser Weise gefährlich werden könne.

Natürlich ist hier der Luftkrafteinfluss auf die zugehörige Rollbewegung nicht berücksichtigt. Da dieser Einfluss bei dem simulierten Rumpffreiheitsgrad jedoch vermutlich in einer Dämpfung bestand, waren wir auf der sicheren Seite, wenn wir ihn vernachlässigten. Eine möglicherweise schädliche Interferenz zwischen den Flügeln und dem Seitenleitwerk konnte dabei allerdings nicht berücksichtigt werden.

Als einen zu variierenden Parameter wählten wir die Anschlusssteifigkeit des Seitenruders und stellten fest, dass es eine Frequenz oberhalb 25,6 Hz haben musste, damit kein Flattern auftrat. Als weiteren Parameter nahmen wir ein Spiel in dem Anschluss Rumpf-Seitenleitwerk. Dass wir dieses untersuchten, hat seinen Grund darin, dass wir bei einem älteren Flugzeugmuster erlebt haben, dass ein Spiel im Höhenleitwerksanschluss von nur 0,1 mm zum Flattern des Seitenleitwerkes führte.

Bei einer Untersuchung eines Spieleinflusses im Windkanal liegt es nicht sofort auf der Hand, nach welchem Ähnlichkeitsgesetz man das Spiel der Grossausführung auf das des Modelles umrechnen soll. Um ein solches wenigstens näherungsweise aufzustellen, haben wir folgende Überlegung angestellt: Dass eine tragende Fläche, die bei niedrigen Eigenfrequenzen theoretisch flattern würde, dies nicht tut, falls Spiel vorhanden ist, liegt offensichtlich am Vorhandensein einer Grenzschicht. (Eine entsprechende Bemerkung befindet sich bereits in etwas anderer Form bei W. Birnbaum<sup>2</sup>). Wir definieren daher als approximatives Ähnlichkeitsgesetz: Das Spiel beim Modell soll dem bei der Grossausführung gleichwertig sein, falls die Hinterkantenbewegungen auf Grund dieses Spieles sich verhalten wie die Dicken der laminaren Grenzschichten an diesen Stellen. (Die Wahl von "laminar" statt "turbulent" ergibt ein gewisses Sicherheitsmarginale). Der Versuch ergab, dass wir ohne weiteres das Spiel zulassen konnten, das uns der Konstrukteur als Höchstmass angegeben hatte, nämlich 0,3 mm in einem Anschlusspunkt des Seitenleitwerkes an den Rumpf.

Damit war eine Rotation des Seitenleitwerkes von  $0,33 \cdot 10^{-3}$  radian um die Flugzeuglängsachse und von  $0,23 \cdot 10^{-3}$  radian um die Hochachse innerhalb des Spieles ohne Flatterrisiko möglich.

Es sei noch erwähnt, warum hier überhaupt ein Spiel zugelassen werden muss: Damit das Flugzeug in die vorhandenen Berghänge passt, muss das Seitenleitwerk heruntergeklappt werden können.

#### Weitere Pläne

Insgesamt gaben uns diese Halbmodellversuche Aufschluss über die mindestens notwendigen Ruder- und Klappenanschlusssteifigkeiten und zulässiges Spiel. Weiterhin ergaben sie, dass die Gefahr einer symmetrischen Flatterschwingung infolge Luftkraftinterferenzen zwischen Vor- und Hauptflügel nicht vorlag. Offen blieb noch die Frage, ob eine komplizierte unsymmetrische Flatterschwingungsform möglich sei. Dazu haben wir ein Ganzmodell im Masstab 1:50 in der Herstellung, bei dem wir insbesondere untersuchen wollen, ob das Anhängen der verschiedenen äusseren Bewaffnungen eine Flatter-

gefahr in sich birgt.

#### Versuchstechnik

Das Ziel der Flatterversuche im Windkanal ist, bei jeder Machzahl die Dämpfung der "wichtigen" Freiheitsgrade festzustellen. Dadurch wollen wir - ähnlich wie beim Flugschwingungsversuch - vorgewarnt werden, falls wir uns beim Versuch einer kritischen Machzahl nähern. Als Erregung benutzen wir die im Windkanal vorhandene Turbulenz. Die Antwort des Modelles wird mit Hilfe von Dehnungsmesstreifen z.B. an der Flügelwurzel gemessen und auf Magnetband registriert. Durch Analyse dieses Signals mit einem Schmalbandfilter kann man die Dämpfung der einzelnen Freiheitsgrade bestimmen<sup>7</sup>.

Bild 12 zeigt eine anlässlich der Erprobung dieses Verfahrens von R. Frankmark<sup>8</sup> in Trollhättan durchgeführte Versuchsreihe an einem aus massivem Blech bestehenden Flattermodell. Die Dämpfung wurde nach dem erwähnten Verfahren von der Machzahl  $Ma = 0,7$  an gemessen. Die Extrapolation sagte Flattern bei  $Ma = 0,87$  voraus. Dies traf dann auch wirklich ein. Nach diesen Vorversuchen, schien die Methode dazu geeignet, die Zerstörung wertvoller Flattermodelle zu verhindern.

Bei der Auswertung von Versuchen mit den oben beschriebenen Flattermodellen ergaben sich dann Schwierigkeiten, wenn zwei Eigenfrequenzen nahe beieinander lagen. Diese Schwierigkeiten konnten teilweise dadurch behoben werden, dass man von der Filterbreite von 6%, wie sie bei dem in Bild 12 gegebenen Beispiel bei der Analyse angewandt wurde, auf 1% herunterging. An einer Verbesserung der Methode wird noch gearbeitet. In diesem Zusammenhange sei auch auf eine neuere Arbeit von G. Coupry und G. Piazzoli<sup>9</sup> hingewiesen.

#### 2.4 Flatterrechnungen auf der Grund der Zeichnungsunterlagen

Die folgenden Flatterrechnungen wurden parallel mit der Konstruktion auf Grund der jeweils vorhandenen Zeichnungsunterlagen durchgeführt.

Die Grundlage der Flatterberechnungen ist eine Gleichgewichtsbeziehung zwischen den Luft-, Massen- und elastischen Kräften, die am Flugzeug angreifen. Dabei wird auch Rücksicht auf die automatische Steuerung genommen.

#### Luftkräfte

Die Luftkraftbeiwerte wurden nach von Valter Stark bei uns entwickelten Methoden von ihm selbst berechnet. Er ist der Aerodynamiker in unserer Flatterabteilung.

Bei Überschallströmung wurde die Interferenz Bugflügel-Hauptflügel nur approximativ berücksichtigt, und zwar in folgender Weise: Die Luftkräfte für den Bugflügel durften nach V. Starks Boxmethode<sup>10</sup> ohne Rücksichtnahme auf den Hauptflügel berechnet werden, da dieser ja bei Überschallstromauf keinen Einfluss hat. Daraus wurde der im Nachlauf des Bugflügels

vorhandene Geschwindigkeitspotentialsprung nach Grösse und Phase ermittelt, der sich periodisch mit der Zeit und der Längskoordinate ändert. Die Lage dieses Sprunges relativ zum Hauptflügel wurde aus dem Stromlinienbild stationärer Windkanalversuche mit der Kombination Bugflügel-Hauptflügel bei kleinem Anstellwinkel ermittelt. Bei Annahme nicht zu hoher reduzierter Frequenzen konnte die örtliche Variation des Potentialsprunges als schwach angenommen werden. Daher wurde die Theorie schlanker Körper auf die Nachlaufströmung angewandt, um den vom Bugflügel herrührenden Abwind an den verschiedenen Stellen des Hauptflügels zu berechnen. Der auf diese Weise gefundene Beitrag zum Abwind wurde dann bei der Berechnung der Luftkräfte für den Hauptflügel nach der Boxmethode beachtet.

Bei Unterschallströmung wurde eine Methode gewählt, bei der die Randbedingungen auf Bug- und Hauptflügel unmittelbar gleichzeitig erfüllt wurden. Diese Methode wurde von V. Stark<sup>5</sup> aus einer Wirbelgittermethode entwickelt, die vorher von P.E. Rubbert<sup>11</sup>, J. Dulmovits<sup>12</sup> und S. Hedman<sup>13</sup> für Flügel in stationärer Strömung aufgestellt wurde. Bild 13 zeigt die dabei angewandten tragenden Wirbellinienstücke konstanter Stärke auf den Flugzeugflächen und die durch Kreuze gekennzeichneten Aufpunkte, in denen die Tangentialbedingung erfüllt wurde. Wir erkennen hierin ohne Schwierigkeit die schematisierten Bug- und Hauptflügel sowie das Seitenleitwerk. Den Rumpf hat man zu einer vertikalen Platte zusammengedrückt. Auf dieser sind vertikale Wirbellinienstücke angeordnet, die den Einfluss des Rumpfes wiedergeben sollen. Insgesamt sind auf einem Bugflügel, einem Hauptflügel, dem Rumpf, und dem Seitenleitwerk 115 Wirbellinienstücke angenommen.

Für ersten Kontrolle dieser Berechnungsmethode verglichen wir die mit ihr berechnete Druckverteilung längs der Spannweite des Hauptflügels mit dem Ergebnis eines stationären Windkanalversuches für die Bugflügel-Hauptflügelkombination bei einem Anstellwinkel von  $6^\circ$ . In Bild 14 zeigen die ausgezogene Kurve die Berechnungsergebnisse und die Kreise die Messergebnisse. Die Übereinstimmung ist sehr befriedigend. Die gestrichelte Kurve gibt den Auftrieb ohne die Interferenz des Bugflügels. Die Differenz zwischen der gestrichelten und der ausgezogenen Kurve zeigt die Auftriebsverringerung infolge des Abwindes des Bugflügels.

Da wir die Wirbelgittermethode zur Berechnung instationärer Luftkräfte erstmalig praktisch bei der SAAB 37 anwandten, baten wir aus Kontrollgründen Herrn Dr. Laschka, VFW, München, die Luftkraftintegrale für eine Reihe von Machzahlen, Frequenzen und Schwingungsformen ebenfalls zu berechnen. Das war insofern interessant, als B. Laschka und H. Schmid<sup>14</sup> im Gegensatz zu V. Stark einen kontinuierlichen Ansatz für die Druckverteilung machen, wobei in Flügeltiefe die etwas abgewandelten Ansätze von Ackermann-Birnbaum benutzt werden. Da das Programm von B. Laschka seinerzeit noch nicht einen Höhenunterschied zwischen Bug- und Hauptflügel berücksichtigen konnte, war ein unmittelbarer Vergleich unserer Werte mit denen von B. Laschka nicht möglich. Deshalb berechnete auch V. Stark als Stichprobe einige Luftkräfte unter der Annahme, dass Bug- und Hauptflügel in

einer Ebene liegen.

Bild 15 zeigt den Vergleich der Resultate beider Berechnungen. Hier ist für  $Ma = 0,9$  die Auftriebsamplitude des Hauptflügels als Funktion der reduzierten Frequenz für den Fall dargestellt, dass der Bugflügel eine Nickschwingung mit der Amplitude 1 radian um seinen vordersten Punkt ausführt. Der Hauptflügel schwingt dabei nicht. Für den Imaginärteil ist die Übereinstimmung gut, während beim Realteil gewisse Unterschiede vorhanden sind.

Es sei dazu bemerkt, dass V. Stark in diesen Vergleichsrechnungen nur 9 Wirbellinienstücke auf dem Bug- und 27 auf dem Hauptflügel benutzte, während er in der (kostspieligeren) Hauptrechnung auf diesen Flächen 12 bzw. 57 Wirbellinienstücke auf diesen Flächen annahm. B. Laschka verwendet statt dessen 24 kontinuierliche Ansatzfunktionen für die Druckverteilung jedes Flügels. Ausserdem modifiziert B. Laschka auf Grund von Windkanalerfahrungen den Einfluss, den die von der Bugflügelseitenkante herrührende Aufwindsingularität auf den Hauptflügel hat.

Auf eine weitere Kontrolle der Luftkraftberechnungsmethode von V. Stark wies ich bereits bei der Besprechung der Windkanalversuche mit einem Halbmodell des Bugflügels hin. Hier wurden zur Berechnung der Luftkraftbeiwerte im Unterschallgebiet auf dem Bugflügel 39 tragende Wirbellinienstücke angenommen, also mehr als in Abb. 13 dem Bugflügel anlässlich der Berechnung unter Rücksichtnahme auf das ganze Flugzeug zugeteilt werden konnte. Die theoretische und die experimentell ermittelte kritische Geschwindigkeit stimmten dabei gut überein.

Alle diese Vergleiche zeigten, dass die in unseren Berechnungen benutzten instationären Luftkraftbeiwerte nach V. Stark als vertrauenswürdig angesehen werden konnten, obgleich die Anzahl der dabei benutzten Wirbellinienstücke eingeschränkt werden musste, um nicht auf zu grosse Rechenzeiten zu kommen.

Falls Ruderluftkräfte einen grossen Einfluss haben, muss man auf den Rudern eine grössere Anzahl Wirbellinienstücke vorsehen, als es in Bild 13 gezeigt wurde.

#### Massen- und elastische Kräfte

Die Massen- und elastischen Kräfte werden in üblicher Weise dadurch in die Flatterrechnung eingeführt, dass man als Freiheitsgrade die Eigenschwingungsformen des ganzen Flugzeuges ansetzt und die zugehörigen generalisierten Massen und Steifigkeiten in die Rechnung eingehen lässt. Die zu dieser Berechnung der Eigenschwingungsformen benötigte Steifigkeitsmatrix für den Flügel berechneten wir nach der Verschiebungsmethode und zwar zunächst nach einer bei SAAB auf Grund von Arbeiten von B. Langefors<sup>15</sup> und A. Sundstrand<sup>16</sup> entwickelten Methode. Da die Kapazität unserer elektronischen Rechenanlage D21 später nicht ausreichte, um den Einfluss gewisser notwendiger Strukturvariationen zu berechnen, half uns freundlicherweise Herr Professor Argyris, Stuttgart, durch Übernahme dieser Berechnungen mit Hilfe seines bekannten Systems ASKA<sup>17</sup>. Von ihm wurde auch die Steifigkeitsmatrix für den Rumpf berechnet.

Während die mit diesen Unterlagen errechneten Eigenschwingungsformen niedriger Ordnung recht gut mit den später am Flugzeug gemessenen übereinstimmten, ergaben sich die Eigenfrequenzen als durchweg etwa 10% zu niedrig. Das ist umso merkwürdiger, als theoretisch die Verschiebungsmethode die Steifigkeit einer Konstruktion überschätzen sollte. Der Grund für diese Diskrepanz liegt teilweise darin, dass der Elastizitätsmodul bei den kleinen Deformationen, wie sie beim Standschwingungsversuch vorkommen, grösser ist, als er im Hinblick auf Spannungsberechnungen für grosse Deformationen in die Rechnung eingeführt wurde. Zum anderen war vermutlich das Berechnungsmodell zu stark vereinfacht.

Als Beispiel für das Resultat unserer Schwingungsberechnungen sei in Bild 16 die Knotenlinie auf dem Hauptflügel gezeigt, die bei der symmetrischen Schwingungsform auftritt, die vorwiegend eine Torsion des Hauptflügels enthält. Diese ist ja für den Flatterspezialisten immer besonders interessant. Ihre Eigenfrequenz im Standschwingungsversuch ist 21.1 Hz. Ausser der berechneten gepunkteten Knotenlinie bemerken Sie noch eine stark ausgezogene, die im Standschwingungsversuch gemessen ist, und eine gestrichelte, die am Flatterhalbmodell gemessen wurde. Die Übereinstimmung muss als befriedigend bezeichnet werden.

#### Flatterrechnungen

Die aus den Zeichnungsunterlagen berechneten Luft- Massen- und Steifigkeitsintegrale für die Eigenschwingungsformen des ganzen Flugzeuges als Freiheitsgrade wurden nun in die Flattergleichungen eingeführt und die Flatterdämpfungen für alle Freiheitsgrade bei den in Frage kommenden Machzahlen berechnet.

Bild 17 zeigt die relative Dämpfung für verschiedene Flughöhen H als Funktion der Machzahl für den Freiheitsgrad "vorwiegend symmetrische Flügeldehnung", dessen Knotenlinie wir im letzten Bild sahen. Im transsonischen Gebiet ist eine Lücke gelassen, weil wir die mit linearer Theorie berechneten transsonischen Luftkräfte nicht für zuverlässig halten. Bemerkenswert ist, dass diese sonst oft gefährliche Schwingungsform bei keiner Machzahl zu Flattern neigt.

Bezüglich der Rechenmethodik sei noch bemerkt, dass unser Flatterprogramm gestattet, bis zu 22 Freiheitsgrade gleichzeitig zu behandeln, und dass das darin vorkommende komplexe Eigenwertproblem mit Hilfe der von mir<sup>18</sup> früher angegebenen Methode der Störiteration gelöst wird.

Neuere Windkanaluntersuchungen von L. J. Topp, W. S. Rowe und A. W. Shattuck<sup>19</sup> haben gezeigt, dass durch Luftkraftinterferenz zwischen zwei hintereinander liegenden Flächen Flattern auftreten kann. Wir konnten jedoch keinen schädlichen Einfluss des Bugflügels auf den Hauptflügel in Hinsicht auf die Flattereigenschaften feststellen. Um zu prüfen, ob ein solcher Einfluss auftreten könnte, falls eine Resonanz zwischen Bug- und Hauptflügel vorlag, liessen wir in der Rechnung die Eigenfrequenzen der Schwingungsformen "vorwiegend Rumpfundbiegung", in der sich auch der Bug-

flügel stark bewegt, und der Schwingungsform "vorwiegend Flügelgrundbiegung" zusammenfallen. Aber auch hier zeigte sich keine Flatterneigung. In gleicher Weise zeigte sich keine Flatterneigung, wenn wir in der Rechnung die Eigenfrequenz der antisymmetrischen Hauptflügelgrundbiegung, die mit einer Rumpftorsion verknüpft war, mit der Eigenfrequenz der seitlichen Rumpfbiegung zusammenfallen liessen. Ein Grund für diese günstigen Verhältnisse ist wahrscheinlich, dass der Bugflügel im Verhältnis zum Hauptflügel klein ist und ausserdem mit ihm nicht in derselben Ebene liegt.

Der Haupteindruck von diesen Flatteruntersuchungen ist, dass das Flugzeug in dem in Frage kommenden Höhen-Machzahl-Bereich gar keine Neigung zum Flattern hat, falls man nur die nicht massenausgeglichenen Ruder und Klappen hinreichend steif anschliesst. Über die hier erforderlichen Anschlusssteifigkeiten berichtete ich ja bereits anlässlich unserer Windkanalversuche.

Ich muss gestehen, dass mir etwas unheimlich zumute wurde, als ich merkte, dass wir bei diesem relativ weichen Flügel keine zusätzlichen Steifigkeitsforderungen an den aus rein Festigkeitgesichtspunkten dimensionierten Flügel zu stellen brauchten.

#### Rücksichtnahme auf die Rudereffektivität

Wir berechneten daraufhin die Querrudereffektivität. Und da mussten wir feststellen, dass diese zu klein war. Das stimmt mit der früher von R. L. Bisplinghoff, H. Ashley und R. L. Halfman<sup>20</sup> gemachten Feststellung überein, dass bei stark gepfeilten Flügeln die Rudereffektivität dimensionierend für die Flügelsteifigkeit ist.

Diese Erkenntnis führte dazu, dass wir den von der Festigkeitsabteilung aus ihrem Gesichtspunkte dimensionierten Flügel

versteifen mussten, bis die Querrudereffektivität ausreichte. Um hierbei die Versteifungen optimal anzubringen, berechneten wir für einen Querruderfall die Luftlasten. Die infolge dieser Belastung in der Beplankung gespeicherte elastische Energie wurde wieder von Herrn Professor Argyris berechnet. Im Idealfall hätte diese Energie je Volumeneinheit in der ganzen Beplankung gleich sein sollen. Durch Änderung der Beplankungsstärken, soweit es die Festigkeit zulies, versuchte man diesem Ideal so nahe wie möglich zu kommen. Auf diese Weise konnte eine nahezu gewichtsoptimale Versteifung vorgenommen werden. Diese Versteifung führte natürlich eine erneute Flatterrechnung mit sich, die jedoch auch für die neue Konfiguration im interessierenden Bereich keine kritische Geschwindigkeit ergab.

#### Einfluss der automatischen Steuerung

Besonders interessant vom Flattergesichtspunkt war die Untersuchung des Einflusses der automatischen Steuerung. Diese wird zunächst so berechnet, dass sie dem nicht elastisch schwingenden Flugzeug die nötigen Steuerungseigenschaften und die nötige Stabilität gibt. Werden keine weiteren Vorsichtsmassnahmen

getroffen, so wird die automatische Steuerung im allgemeinen eine oder mehrere elastische Schwingungsformen des Flugzeuges zu Schwingungen anregen. Damit das nicht geschieht, müssen geeignete elektrische Filter in die Überführung von den Sensoren, d.h. Kreisel- und Accelerometern, der automatischen Steuerung zur hydraulischen Steuerung eingebaut werden.

Eine Vorschrift für die maximal zulässige Verstärkung dieser Filter berechneten wir auf folgende Weise:

Der Frequenzgang der von den Steuerungsspezialisten entworfenen automatischen Steuerung wurde in unsere Formeln eingesetzt, die den Zusammenhang zwischen Massen-, elastischen- und Luftkräften, sowie den Einfluss der automatischen Steuerung enthalten. Dann wurde ein Nyquistdiagramm berechnet, wobei der Schnitt vor der elektrischen Signalgebung für das elektrisch gesteuerte, hydraulische Ruder-ventil gelegt wurde. Wir nahmen dann sicherheitshalber keine Rücksicht auf eine eventuell günstige Phasenverschiebung. Ferner forderten wir einen Sicherheitsfaktor 2 bezüglich der Verstärkung der Sensorensignale und schliesslich ein Sicherheitsmarginal von + 15% bezüglich der kritischen Frequenzen. Damit kamen wir zu der Filterforderung, wie sie für den symmetrischen Teil der automatischen Steuerung in Bild 18 gezeigt wird.

Bis zur Frequenz 4,3 Hz ist die Verstärkung gleich 1, d.h. es werden von der Flatterseite keine einschränkenden Forderungen an die Verstärkung gestellt. In der Umgebung der Frequenz 9 Hz wird jedoch eine Filterverstärkung von 0,06 gefordert, d.h. das Signal muss hier auf das 0,06-fache reduziert werden, um mit Sicherheit eine Anfachung der Flügelgrundbiegeschwingung des Flugzeuges durch die automatische Steuerung auszuschalten. Zur Vermeidung der Anfachung der höheren Eigenschwingungsformen genügt es, die Forderung zu stellen, dass die Verstärkung den Wert 0,16 nicht überschreitet.

Diese Filterberechnungen sind für alle in Frage kommenden Machzahlen durchgeführt worden. Dabei ist interessant, dass nicht etwa aus den Rechnungen für hohe Machzahlen die grössten Forderungen an die Filter resultieren, sondern dass im allgemeinen der Langsamflug in grossen Höhen massgeblich ist. Das hat seinen Grund darin, dass die Signalverstärkung von den Sensoren bei höheren Machzahlen automatisch reduziert wird, da die Steuerbewegungen hier aus Gründen der stationären Aerodynamik kleiner sein müssen. In einigen durchgerechneten Fällen zeigte sich, dass die Erregungsgefahr der elastischen Formen des Flugzeuges am stärksten am Boden war.

Hier wurden die tragenden Flächen durch die nicht ausgeglichenen Massenkräfte der Ruder erregt. Leider war dies jedoch nicht immer der Fall, sonst könnte man sich in Zukunft solche Untersuchungen sehr erleichtern, indem man den Einfluss der Luftkräfte nicht berücksichtigte.

Die Filterforderungen nach Bild 18 sind für die tiefste Frequenz am schwersten zu erfüllen. Ein solches Filter ruft nämlich leicht eine unerwünschte Phasendrehung in dem Bereich niedriger Frequenzen hervor, der für die Steuerungseigenschaften massgebend ist.

Wir haben daher vorgesehen, die angegebene

Filterforderung für die tiefste Eigenfrequenz später abzuschwächen. Die Aussichten dazu sind gut, da die Flatterrechnung ergibt, dass die automatische Steuerung die Eigenschwingung mit der tiefsten Frequenz zusätzlich dämpft, was ja nicht erforderlich ist. Zur genauen Bestimmung der höchstzulässigen Filterverstärkung soll ein Nyquistdiagramm im Fluge aufgenommen werden. Dabei werden die äusseren Flügelruder bei aufgeschnittenem Regelkreis elektrisch periodisch erregt, und die zugehörige Antwort der Sensoren in der automatischen Steuerung wird gemessen. Wir ziehen diese endgültige Bestimmung der zulässigen Verstärkung einer Berechnung vor, da in diese Berechnung theoretische instationäre Ruderluftkraftbeiwerte eingehen, deren Genauigkeit vermutlich nicht gross genug ist. Bei diesen Versuchen soll das Flugzeug mit der grössten Zuladung fliegen, da das den ungünstigsten Fall darstellt.

Angesichts der Tatsache, dass in der Nähe von 9 Hz das Sensorensignal auf das 0,06-fache reduziert werden muss, kann man sich die Frage stellen, ob die Sensoren den richtigen Platz im Flugzeug bekommen haben, mit anderen Worten, ob die Flatterentwurfsrechnung in dieser Richtung die richtige Voraussage geliefert hat. Dazu ist zu bemerken, dass bei 9 Hz die Hauptdeformation des Flugzeuges die Hauptflügelbiegung ist. Da der Rumpf sich bei dieser Frequenz nur wenig krümmt, würde ein Verschieben der wesentlichen Sensoren, nämlich der Kreisel, längs des Rumpfes kaum einen Einfluss auf die Filterforderung bei 9 Hz haben.

## 2.5 Der "Flatternachweis"

Nach Fertigstellung des ersten Prototypes begannen wir mit dem sogenannten Flatternachweis, bestehend aus dem Standschwingungsversuch, anschliessenden erneuten Flatterrechnungen und dem Flugschwingungsversuch.

### Standschwingungsversuch

Im Standschwingungsversuch werden die Messungen zur Bestimmung der Eigenfrequenzen und Eigenschwingungsformen sowie der zugehörigen generalisierten Massen und Dämpfungen bei uns in ähnlicher Weise durchgeführt, wie es der Pionier auf diesem Gebiete G. de Vries<sup>21</sup>, ONERA, beschrieben hat. Es steht uns eine transportable Ausrüstung mit 10 Verstärkern für zugehörige 10 elektrodynamische Erreger zur Verfügung. Die Schwingungsgeschwindigkeiten werden mit Gebern gemessen, die nach dem seismischen Prinzip arbeiten. Sie sind teils fest stationiert, teils werden sie mit der Hand an die verschiedenen Messtellen gehalten. Mittels eines Phasenvoltmeters werden die Ausschläge nach Grösse und Phase relativ zur Erregung gemessen. Die Messresultate werden automatisch auf einer Schreibmaschine und einem Lochstreifen registriert. Mittels des letzteren können wir die Messergebnisse unmittelbar in die elektronische Rechenanlage einführen, wo sie zur Approximation der Schwingungsformen durch Polynome für die Luftkraftberechnung benutzt werden.

In Bild 19 sind einige charakteristische Eigenfrequenzen der SAAB 37 angegeben und die zugehörigen Eigenschwingungsformen nach der in ihr vorwiegend enthaltenen Deformationsform bezeichnet. Zwischen 9 und 95 Hz wurden 29 Eigenfrequenzen und die zugehörigen Schwingungsformen gemessen. Zufällig hatten wir Gelegenheit, einige Eigenfrequenzen für verschiedene Versuchsflugzeuge der SAAB 37 zu vergleichen. Die aus Bild 19 ersichtliche Variation muss als recht gering bezeichnet werden, was auf eine gute Gleichmässigkeit in der Fertigung hindeutet. Schliesslich sind in Bild 19 auch noch zum Vergleich die ersten 3 Eigenfrequenzen der SAAB 35 aufgeführt. Aus den eingangs von mir dargelegten Gründen hat die SAAB 35 trotz nur wenig geringerer Spannweite ein wesentlich höheres Frequenzniveau als die SAAB 37 Viggens.

#### Endgültige Flatterrechnungen

Die Flatterrechnungen im Anschluss an den Standschwingungsversuch wurden direkt mit den leicht unsymmetrischen Formen durchgeführt, die im Versuch gemessen wurden. Trotz ausgeprägter Frequenznachbarschaften ergaben sich keinerlei rechnerische Schwierigkeiten. Auch ergab sich trotz des relativ niedrigen Frequenzniveaus stets eine ausreichende Flatterdämpfung. Somit ergaben diese Rechnungen, dass die Viggens theoretisch innerhalb der ganzen Flugenveloppe mit Sicherheitsmarginal frei von Flattern war.

#### Flugschwingungsversuche

Vier Wochen nach Durchführung des Standschwingungsversuches konnten wir auf Grund dieser Berechnungen die ersten Flugschwingungsversuche zulassen. Zurzeit der Vorbereitung dieses Vortrages sind die Flugschwingungsversuche vorerst nur für das Flugzeug ohne äussere Bewaffnung abgeschlossen.

Bei diesen Flugschwingungsversuchen haben wir Impulsraketen zur Erregung des Flugzeuges benutzt. Die erhaltenen Beschleunigungen wurden auf Magnetband registriert und später in üblicher Weise mittels Schmalbandfilter<sup>22</sup> ausgewertet. Bei den Versuchen haben wir uns in drei verschiedenen Höhen vorsichtig an das transsonische Gebiet herangetastet. Die Messungen in diesem Gebiet erschienen uns wichtig, da eine Voraussage für dieses Gebiet heute noch recht unsicher ist. Alle Versuche wurden sowohl mit als auch ohne eingeschaltete automatische Steuerung gemacht. Dabei wurde für die automatische Steuerung eine 150-200% höhere Verstärkung gewählt, als praktisch infrage kommt. Auf diese Weise ist hier ein Sicherheitsmarginal vorhanden. Das Versuchsprogramm wurde in 35 Flügen durchgeführt, wovon 18 ausschliesslich für Flatterversuche verwandt wurden. Dabei haben wir auf Versuche mit Machzahlen höher als  $Ma = 1,4$  verzichtet, da wir uns bezüglich dieser Machzahlen auf Grund unserer Voruntersuchungen recht sicher fühlten.

#### Resultat

Nach Durchführung dieser Versuche konnten wir ein unbeschränktes Fliegen der SAAB 37 ohne äussere Zuladung im ganzen Bereich der geplanten Flugenveloppe zulassen, und zwar mit und ohne automatische Steuerung.

Die Zulassung für die übrigen Beladungszustände hoffen wir in Kürze ebenfalls aussprechen zu können.

#### 3. BERECHNUNG DER BÖENBEANSPRUCHUNG

Zur Berechnung der Böenbeanspruchung eines Flugzeuges brauchen die Kräfte in den Flattergleichungen nur durch die von den Böen herrührenden ergänzt zu werden. Dadurch hat man statt eines homogenen Gleichungssystems ein inhomogenes Gleichungssystem für eine Reihe von Frequenzen zu lösen. Nach einem in dieser Weise von V. Stark<sup>23</sup> aufgestellten Programm wurden für eine Reihe von Stellen in der Viggens die Frequenzspektren für die Beschleunigungen und Biegemomente berechnet. Als Beispiel sei hier das Ergebnis für die Beschleunigung  $a$  des Pilotensitzes wiedergegeben. Dabei ist der Einfluss der automatischen Steuerung nicht berücksichtigt. Der Rechnung ist das Böenspektrum nach H.W. Liepmann<sup>24</sup> zugrundegelegt, und zwar in folgender Form:

$$\phi_w = \sigma_w^2 \frac{L}{U\pi} \frac{1 + 3(\omega L/U)^2}{[1 + (\omega L/U)^2]^2}$$

Darin ist

$\omega$  = Kreisfrequenz

$U$  = Fluggeschwindigkeit

$L$  = Turbulenzkennwert

$\sigma_w$  = quadratisches Mittel der vertikalen Böengeschwindigkeit

$$\int_0^{\infty} \phi_w d\omega = \sigma_w^2$$

Bild 20 ist für Bodennähe ( $L = 300$  m) bei  $Ma = 0,9$  und  $\sigma_w = 1$  m/sek berechnet.  $a$  ist die Beschleunigung des Pilotensitzes,  $f = \omega/2\pi$  die zugehörige Frequenz.

Das erste Maximum rührt von der kurzperiodigen Nickschwingung des Flugzeuges bei 0,7 Hz her und das zweite bei 8,5 Hz von der Grundbiegung des Flügels. In einer Flughöhe von 1 km hat man mit 2% Wahrscheinlichkeit den Wert  $\sigma_w = 2$  m/sek einzusetzen. Als ein Versuchspilot in einem Schüttelsitz mit einer Erregung geschüttelt wurde, die angenähert das Beschleunigungsspektrum nach Bild 21 mit

$\sigma_w = 2$  m/sek hatte, empfand er die Schwingungen als erträglich. Die Erregungen im Schüttelstuhl und im Flugzeug wurden später von Piloten als gleichartig bezeichnet.

#### 4. ELASTOMECHANISCHE UNTERSUCHUNGEN

Da die Flatterabteilung in der glücklichen Lage ist, die Massen- und die elastischen Eigenschaften des Flugzeuges zu kennen, und gewohnt ist, zeitabhängige Grössen zu berechnen, ist sie auch die geeignete Instanz, Belastungsvorgänge zu berechnen, in denen die Deformationsbeschleunigung eine wichtige Rolle spielt. Wir berechnen daher diese sogenannten dynamischen Lasten beim Schiessen, Abwerfen von Bomben, Herausschiessen des Kabinendaches vor einer eventuell nötigen Anwendung des Katapultstuhles durch den Piloten und schliesslich die Beanspruchungen beim Landevorgang. Nur auf diesen letzten Fall möchte ich hier eingehen.

Die Möglichkeit der SAAB 37, auf kurzen Strecken zu landen, setzt relativ harte Landungen voraus. Darum müssen die dabei vorkommenden Lasten für das Fahrwerk und das Flugzeug möglichst genau vorhergesagt werden.

Bei der Rechnung, deren Resultate ich Ihnen in Bild 21 zeige, sind für das Hauptfahrwerk 5 symmetrische Freiheitsgrade und für das Flugzeug 15 symmetrische Freiheitsgrade berücksichtigt worden. Die Theorie ist dazu von B. Nilsson<sup>25</sup> aufgestellt. Die Freiheitsgrade des Fahrwerkes sind nichtlinear. Das Resultat wurde durch schrittweise Integration gewonnen, wobei die Schrittlänge 0,001 sek ist. Die hier gezeigten Kurven zeigen den Normalkraftverlauf in Newton als Funktion der Zeit bei der Landung mit einer Sinkgeschwindigkeit von 3 m/sek. Die Kreise sind gemessene Werte. Die gestrichelte Kurve zeigt die berechneten Werte. Auf den ersten Blick scheint keine gute Übereinstimmung vorhanden zu sein. Man muss sich jedoch überlegen, dass die relativ schnellen Schwingungen die Eigenschwingungen des Boggies auf Grund der Reifenelelastizität sind. Diese werden durch das Vor- und Zurückschwingen des Fahrwerkes angeregt, das dadurch zustandekommt, dass die Räder abwechselnd auf der Fahrbahn gleiten und rollen. Die Ausschläge dieser Vor- und Zurückbewegung sind eine Funktion des Reibungskoeffizienten der Bahn, also einer sehr unsicheren Grösse. In der Rechnung wurde sicherheitshalber ein Reibungskoeffizient angenommen, der vermutlich höchstens vorkommen kann, nämlich maximal 0,8.

Bei dem Versuch war dieser kleiner. Der Maximalwert der Normalkraft  $T$  ist nahezu richtig, während die Schubkraft zu gross herausgekommen ist.

Vergleicht man nur die Maximalwerte, auf die es bei der Dimensionierung nur ankommt, so sieht man in Bild 22, dass die Rechnung recht zuverlässige Werte für die Dimensionierung des Fahrwerkes ergeben hat. In diesem Bilde sind sowohl die Normalkraft als die Scherkraft als Funktion der Sinkgeschwindigkeit aufgetragen. Die ausgezogene Kurve stellt die berechneten Werte dar, während die Kreuze Messwerte sind.

#### 5. SCHLUSS

In der mir zur Verfügung stehenden Zeit konnte ich nur eine Stichprobe von den ausführlichen Untersuchungen bringen, die bei der Konstruktion der SAAB 37 auf aeroelastomechanischem Gebiet durchgeführt wurden.

Ich möchte hier die Gelegenheit benutzen zu betonen, dass alle diese Untersuchungen nur dadurch möglich waren, dass mir in der Firma SAAB ein ganz ausgezeichneter Mitarbeiterstab zur Verfügung steht. Diesen Mitarbeitern fühle ich mich sehr zu Dank verpflichtet. Weiterhin bin ich der Kgl. Schwedischen Flugverwaltung und der Firma SAAB für die Erlaubnis dankbar, dass ich über unsere Untersuchungen hier vorzutragen durfte.

Ich ging davon aus, dass Ludwig Prandtl entscheidenden Impulse zu den Untersuchungen gegeben hat, über die ich Ihnen anhand des Flugzeuges SAAB 37 "Viggen" berichtete.

Es erscheint mir als ein glückliches Zusammentreffen, dass diese Impulse noch heute auch hier in München wirksam sind, wo Ludwig Prandtl 1899 mit Einreichen seiner Dissertation<sup>26</sup> seine wissenschaftliche Laufbahn begann. Auch hier in München wird nämlich an der Weiterentwicklung der Methoden zur Berechnung instationärer Luftkraftbeiwerte gearbeitet, wie ich im Laufe meines Vortrages erwähnte. Dabei werden mit Erfolg etwa die gleichen Ansätze für die Druckverteilung längs der Flügelsehne angewandt, wie sie Ackermann und Birnbaum seinerzeit unter der Leitung von Ludwig Prandtl einführten.

#### 6. LITERATUR

1. Prandtl, L., "Tragflügeltheorie. I. Mitteilung," Nachrichten der Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, Mathematisch-physikalische Klasse, 1918, S. 151-177.
2. Birnbaum, W., "Das ebene Problem des schlagenden Flügels," ZAMM, Bd. 4, 1924, S. 277-292. (Auszug aus der gleichnamigen Göttinger Dissertation 1922).
3. Landahl, M. T., Stark, V. J. E., "Numerical liftning-surface theory - Problems and progress," AIAA Paper No. 68-72, 1968.
4. Prandtl, L., "Beitrag zur Theorie der tragenden Fläche," ZAMM, Bd. 16, 1936, S. 360-361.
5. Prandtl, L., "Theorie des Flugzeugtragflügels im zusammendrückbaren Medium," Luftfahrt-Forschung, Bd. 13, 1936, S. 313-319.
6. Scruton, C., Windsor, E.P.L., "Flutter investigations in high-speed wind tunnels," AGARD Report 222, October 1958.
7. Crandall, St. H., (Editor), "Random vibration, Vol 2," The M. I. T. Press, Cambridge, Mass., 1936. (Chapter 2).
8. Frankmark, R., "An experimental study of a subcritical method to determine the flutter critical Mach number for a random excited delta wing in a transonic wind tunnel," Flygmotor AB, Trollhättan, Schweden, No. TM LA 3:159, 1966.

9. Couptry, G., Piazzoli, G., "Utilisation de la turbulence comme source d'excitation lors d'essais en vol de flottement," ONERA T. P. No. 362, 1966.
10. Stark, V.J.E., "Calculation of aerodynamic forces on two oscillating finite wings at low supersonic Mach numbers," TN 53, Febr. 1964, SAAB Aircraft Co., Linköping.
11. Rubbert, P.E., "Theoretical characteristics of arbitrary wings by a non-planar vortex lattice method," Report D 6 - 9244, 1964, The Boeing Co., Seattle.
12. Dulmovits, J., "A lifting surface method for calculating load distributions and the aerodynamic influence coefficient matrix for wings in subsonic flow," Grumman Aircraft Eng. Corp. Bethpage, Report No. ADR 01-02-64.1, 1964.
13. Hedman, S., "Vortex lattice method for calculation of quasi steady state loadings on elastic wings in subsonic flow," Report 105, 1966, Flygtekniska Försöksanstalten (FFA), Stockholm.
14. Laschka, B., Schmid, H., "Dreidimensionale instationäre Theorie der Interferenz koplanarer Tragflächen (Flügel-Leitwerk) und deren Aufwindfelder in Unterschallströmung," Bericht Nr. M 71-66, 1966, Vereinigte Flugtechnische Werke, München.
15. Langefors, B., "Practical aspects of structural analysis," Z. Flugwiss. 8, 1960, S. 161-168.
16. Sundstrand, A., "Beräkningssystem för strukturanalys," Avhandling, Kungl. Tekniska Högskolan Stockholm, 27.5.1964.
17. Argyris, J.H., Kamel, H.A., Sørensen, M., von Fuchs, G., "ASKA, an Automatic System for Kinematic Analysis (Fortran IV Version), User's manual." ISD Report 8, October 1965, revised September 1967. Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, University of Stuttgart.
18. Wittmeyer, H., "Berechnung einzelner Eigenwerte eines algebraischen linearen Eigenwertproblems durch "Störiteration", "ZAMM, Bd. 36, 1956, S. 441-452.
19. Topp, L.J., Rowe, W.S., Shattuck, A.W., "Aeroelastic considerations in the design of variable sweep airplanes," ICAS Paper no. 66-12, 5th ICAS Congress, London 1966.
20. Bisplinghoff, R.L., Ashley, H., Halfman, R.L., "Aeroelasticity," Addison-Wesley Publishing Comp. Inc., Cambridge 42, Mass. Seite 13.
21. de Vries, G., "Les principes de l'essai global de vibration," La Recherche Aérospatiale, no 108, septembre-octobre 1965, S. 57-61.
22. Richardeau, G., "Analyse des vibrations amorties enregistrées sur bandes magnétiques," Recherche aéronautique, 1955, no 47, S. 35-36.
23. Stark, V.J.E., "Metod för beräkning av vindbyrespons av elastiskt flygplan," Intern rapport Nr. LF-0-65:11, 1965, SAAB Aktiebolag, Linköping.
24. Liepmann, H.W., "On the application of statistical concepts to the buffeting problem," Journal of the Aeronautical Sciences, Vol. 19, No. 12, Dec. 1952, S. 793-800, 822.
25. Nilsson, B. "Teoretiskt underlag för beräkning av dynamiska laster på huvudställ av boggiekonstruktion och flygplansstruktur vid symmetriskt landningsfall. Intern rapport Nr. L-37-2 R7, 1965, SAAB Aktiebolag, Linköping.
26. Prandtl, L., "Kipperscheinungen, ein Fall von instabilem elastischem Gleichgewicht," Dissertation 1899, Technische Hochschule München.

- Bild 1. Zeitliche Folge der Flatteruntersuchungen.
- Bild 2. SAAB 37 "Viggen".
- Bild 3. Gegenüberstellung von SAAB 35 "Draken" und SAAB 37 "Viggen".
- Bild 4. Flattermodell des Hauptflügels der Viggen vor Aufbringen der Beplankung.
- Bild 5. Flattermodell des Hauptflügels der Viggen.
- Bild 6. Mindestens geforderte und wirkliche Ruder- und Klappeneigenfrequenzen der Viggen.
- Bild 7. Berechnete relative Flatterdämpfung  $\gamma$  des Freiheitsgrades "vorwiegend Bugklappenrotation" für verschiedene Flughöhen H bei einer Klappeneigenfrequenz von 34.6 Hz.
- Bild 8. Aufhängungsprinzip für das elastische Halbmodell für symmetrische Schwingungsformen.
- Bild 9. Flatterhalbmodell der Viggen, an einer Versuchswand ausserhalb des Windkanals eingespannt.
- Bild 10. Vergleich von Eigenfrequenzen des elastischen Halbmodelles mit denen der Grossausführung.
- Bild 11. Aufhängungsprinzip für das elastische Seitenleitwerksmodell für antisymmetrische Schwingungsformen.
- Bild 12. Experimentell bestimmte Flatterdämpfung eines massiven Blechmodelles im Windkanal (R. Frankmark, Flygmotor).
- Bild 13. Tragende Wirbellinienstücke und Aufpunkte für die instationäre Luftkraftberechnung der Viggen (V. Stark).
- Bild 14. Auftrieb  $L'$  (y) je Einheit der Spannweite des Hauptflügels der Viggen beim Anstellwinkel 1 radian und  $Ma = 0,9$ .  $q$  = Staudruck,  $s$  = Halbspannweite,  $F$  = Flügelfläche.
- Bild 15. Komplexe Auftriebsamplitude L des Hauptflügels der Viggen auf Grund einer Nickschwingung des Bugflügels um seinen vordersten Punkt mit der Amplitude 1 radian. Der Hauptflügel ist in dieselbe horizontale Ebene gehoben, in der der Bugflügel liegt, und schwingt nicht.
- $Ma = 0,9$ ,  $\omega$  = reduzierte Frequenz, bezogen auf die Halbspannweite,  $F$  = Flügelfläche.
- Bild 16. Knotenlinie auf dem Hauptflügel der Viggen bei der Eigenschwingungsform "vorwiegend symmetrische Flügelgrundtorsion". Eigenfrequenz = 21,1 Hz.
- Bild 17. Relative Flatterdämpfung  $\gamma$  für den Freiheitsgrad "vorwiegend symmetrische Flügelgrundtorsion".
- $H$  = Flughöhe,  $Ma$  = Machzahl.
- Bild 18. Höchstzulässige Verstärkung des elektrischen Filters, das in Hinblick auf Schwingungssicherheit zwischen die symmetrischen Sensoren der automatischen Steuerung und die äusseren Flügelrueder geschaltet wird.
- Bild 19. Einige der im Standschwingungsversuch gemessenen Eigenfrequenzen von Versuchsflugzeugen der SAAB 37 "Viggen" und entsprechende der SAAB 35 "Draken".
- Bild 20. Effektspektrum  $(m/s^2)^2/Hz$  für die Beschleunigung a des Pilotensitzes beim Flug in Bodennähe bei  $Ma = 0,9$  und der "mittleren" vertikalen Böengeschwindigkeit  $\sigma_w = 1$  m/sek.
- Bild 21. Normalkraft F und Querkraft T im Hauptfahrwerk bei der Landung als Funktion der Zeit t. Sinkgeschwindigkeit = 3,0 m/s.
- Bild 22. Maximale bzw. minimale Werte für die Normalkraft  $F_{max}$  und Querkraft  $T_{max}$  im Hauptfahrwerk als Funktion der Sinkgeschwindigkeit  $v_s$ .

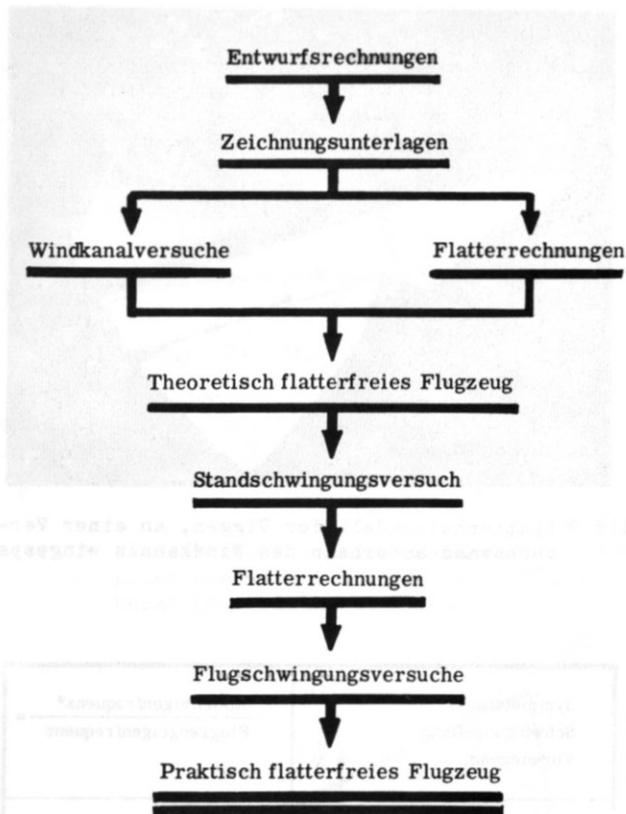


Bild 1 Zeitliche Folge der Flatteruntersuchungen

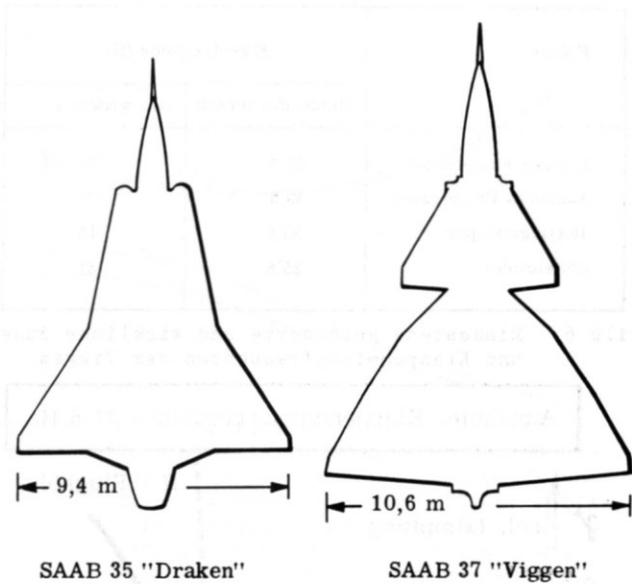


Bild 3 Gegenüberstellung von SAAB 35 "Draken" und SAAB 37 "Viggen"



Bild 2 SAAB 37 "Viggen"

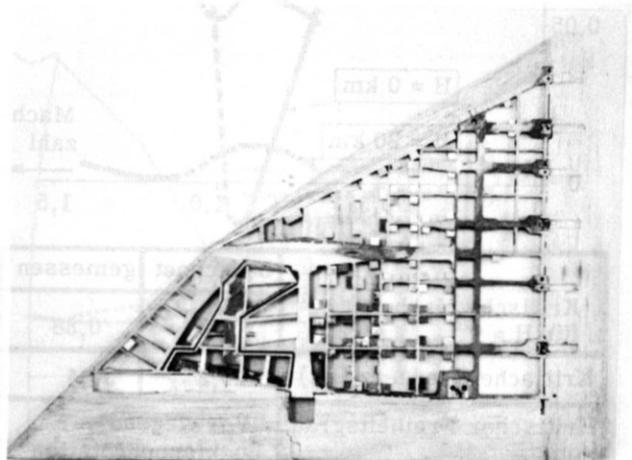


Bild 4 Flattermodell des Hauptflügels der Viggen vor Aufbringen der Beplankung

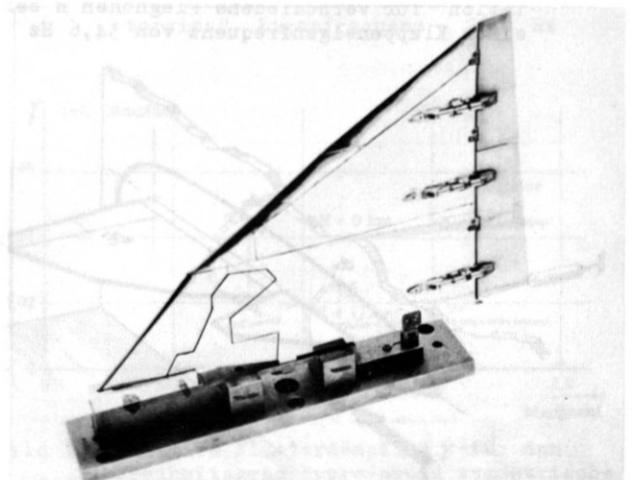
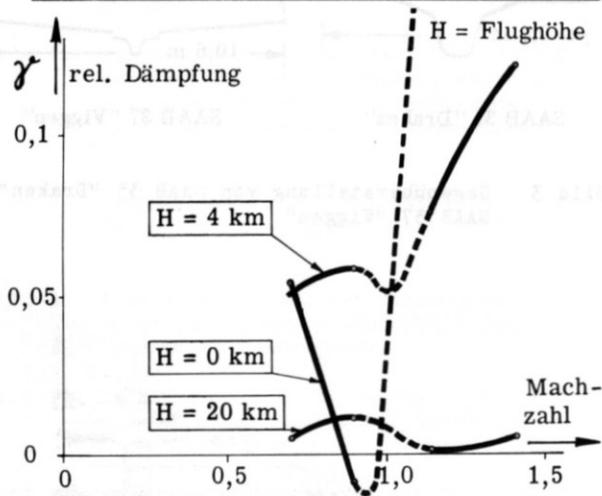


Bild 5 Flattermodell des Hauptflügels der Viggen

Fläche	Eigenfrequenz (Hz)	
	Mindestforderung	wirklich
Inneres Flügelruder	34,5	54
Äusseres Flügelruder	39,5	70
Bugflügelklappe	36,5	45
Seitenruder	25,6	31

Bild 6 Mindestens geforderte und wirkliche Ruder- und Klappeneigenfrequenzen der Viggen

Annahme: Klappeneigenfrequenz = 34,6 Hz



	berechnet	gemessen
Kritische Machzahl für H = 0	0,87	0,88
Kritische Frequenz (Hz)	29,2	30,4
Kritischer Freiheitsgrad:	"Vorwiegend Bugklappenrotation"	

Bild 7 Berechnete relative Flutterdämpfung  $\gamma$  des Freiheitsgrades "vorwiegend Bugklappenrotation" für verschiedene Flughöhen H bei einer Klappeneigenfrequenz von 34,6 Hz

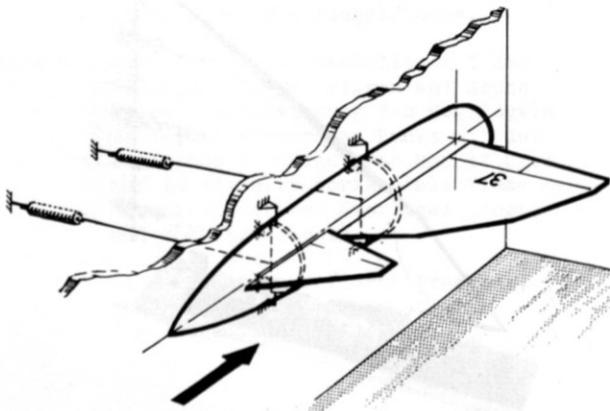


Bild 8 Aufhängungsprinzip für das elastische Halbmodell für symmetrische Schwingungsformen

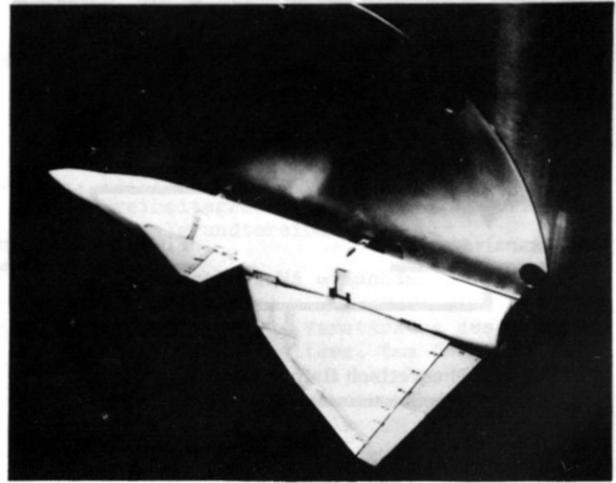


Bild 9 Flutterhalbmodell der Viggen, an einer Versuchswand außerhalb des Windkanals eingespannt

Symmetrische Schwingungsform Vorwiegend:	Modelleigenfrequenz* / Flugzeugeigenfrequenz =
Hauptflügelgrundbiegung	1,02
Rumpfundbiegung	1,13
Motorschlagschwingung	0,93
Hauptflügeltorsion	1,04
Bugflügelgrundbiegung	0,99
Hauptflügeloberbiegung	0,96

\*) umgerechnet auf Grossausführung

Bild 10 Vergleich von Eigenfrequenzen des elastischen Halbmodells mit denen der Großausführung

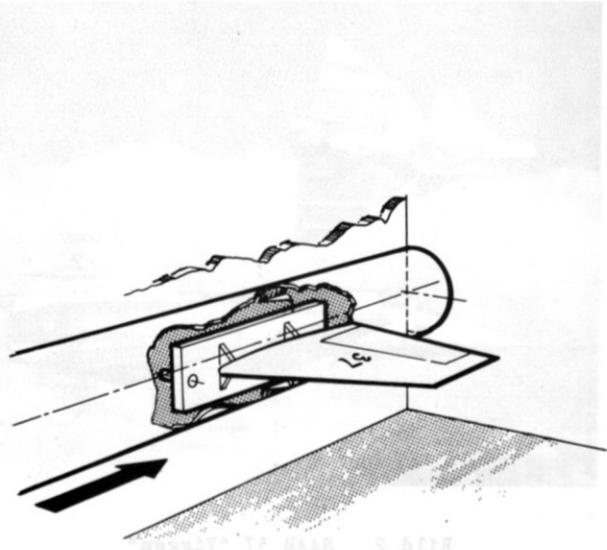


Bild 11 Aufhängungsprinzip für das elastische Seitenleitwerksmodell für antisymmetrische Schwingungsformen

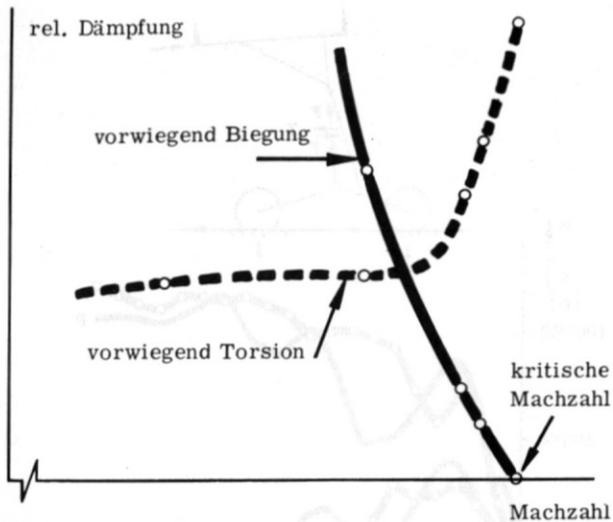


Bild 12 Experimentell bestimmte Flutterdämpfung eines massiven Blechmodells im Windkanal (R. Frankmark, Flygmotor)

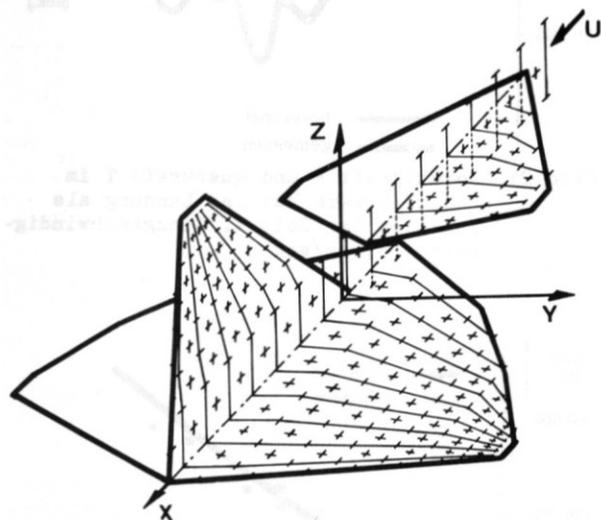


Bild 13 Tragende Wirbellinienstücke und Aufpunkte für die instationäre Luftkraftberechnung der Viggen (V. Stark)

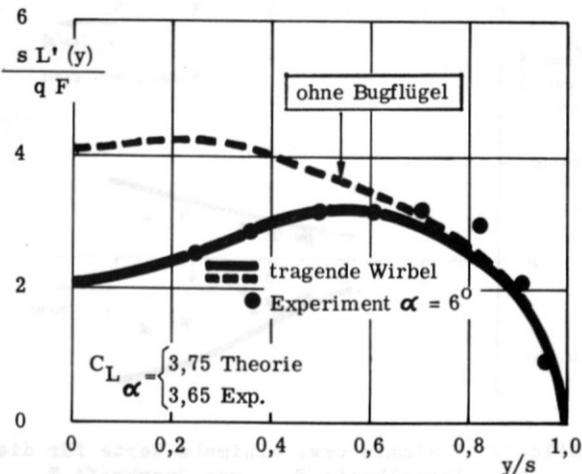


Bild 14 Auftrieb  $L'(y)$  je Einheit der Spannweite des Hauptflügels der Viggen beim Anstellwinkel 1 radian und  $Ma = 0,9$ .  $q$  = Staudruck,  $s$  = Halbspannweite,  $F$  = Flügelfläche

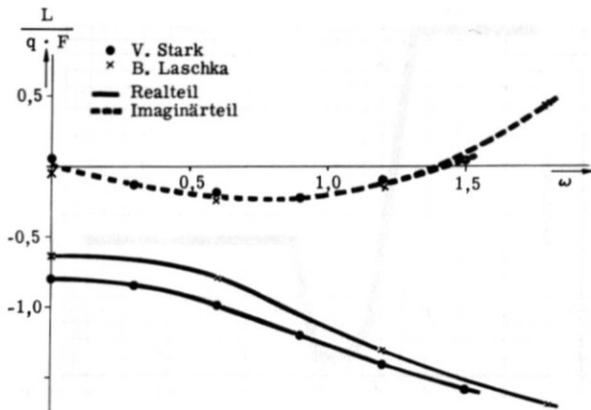


Bild 15 Komplexe Auftriebsamplitude  $L$  des Hauptflügels der Viggen auf Grund einer Nickschwingung des Bugflügels um seinen vordersten Punkt mit der Amplitude 1 radian. Der Hauptflügel ist in dieselbe horizontale Ebene gehoben, in der der Bugflügel liegt, und schwingt nicht.

$Ma = 0,9$ ,  $\omega$  = reduzierte Frequenz, bezogen auf die Halbspannweite,  $F$  = Flügelfläche

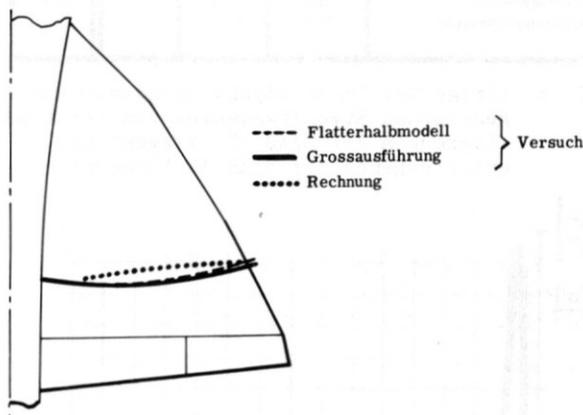


Bild 16 Knotenlinie auf dem Hauptflügel der Viggen bei der Eigenschwingungsform "vorwiegend symmetrische Flügelgrundtorsion". Eigenfrequenz = 21,1 Hz

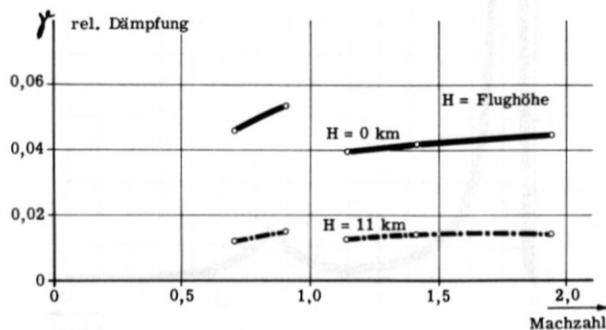


Bild 17 Relative Flutterdämpfung  $\gamma$  für den Freiheitsgrad "vorwiegend symmetrische Flügelgrundtorsion"  
 $H$  = Flughöhe,  $Ma$  = Machzahl

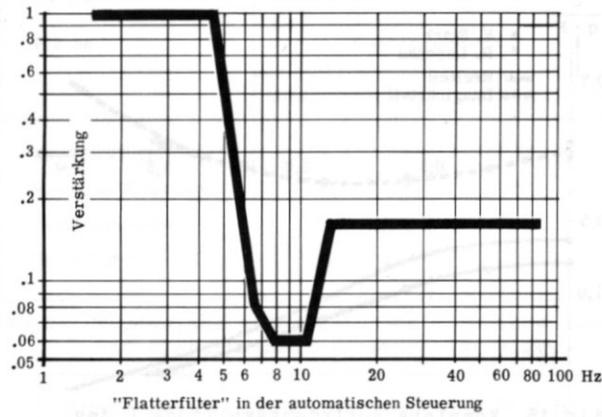


Bild 18 Höchstzulässige Verstärkung des elektrischen Filters, das in Hinblick auf Schwingungssicherheit zwischen die symmetrischen Sensoren der automatischen Steuerung und die äußeren Flügelrudder geschaltet wird.

Symmetrische Eigenschwingungsform vorwiegend:	Eigenfrequenz (Hz) Flugzeug			
	37-1	37-2	37-4	35-3
Hauptflügelgrundbiegung	9,10	9,01	8,85	15,4
Rumpfgrundbiegung	12,04	11,79		18,0
Hauptflügelrison	22,92	21,12		49,6
Bugflügelgrundbiegung	24,03	25,18		

Bild 19 Einige der im Standschwingungsversuch gemessenen Eigenfrequenzen von Versuchsflugzeugen der SAAB 37 "Viggen" und entsprechende der SAAB 35 "Draken"

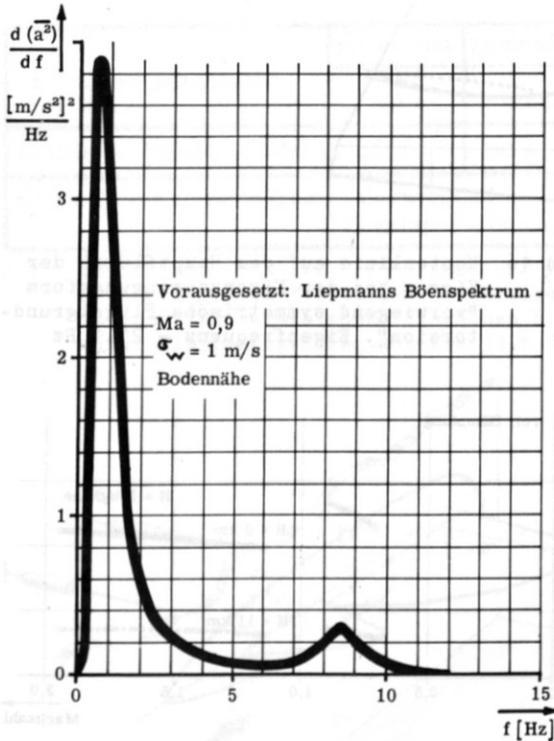


Bild 20 Effektspektrum  $(\text{m/s}^2)^2/\text{Hz}$  für die Beschleunigung  $a$  des Pilotensitzes beim Flug in Bodennähe bei  $Ma = 0,9$  und der "mittleren" vertikalen Bodengeschwindigkeit  $\sigma_w = 1 \text{ m/sek}$

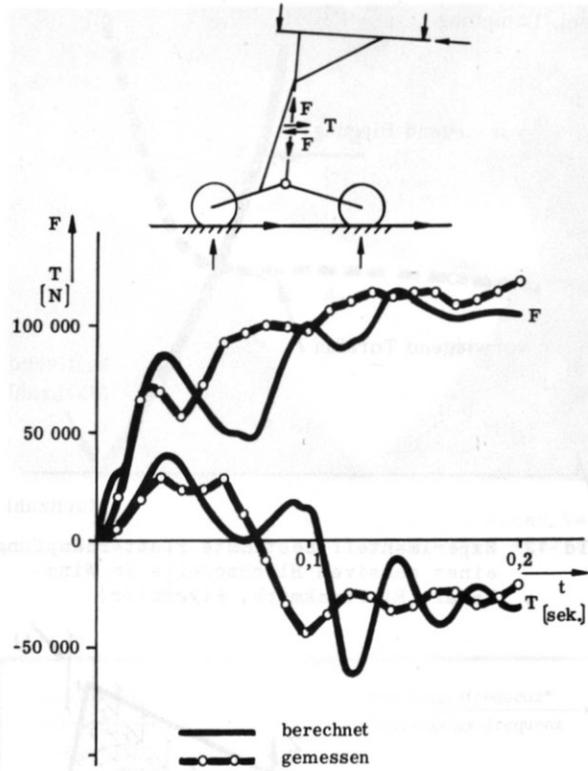


Bild 21 Normalkraft  $F$  und Querkraft  $T$  im Hauptfahrwerk bei der Landung als Funktion der Zeit  $t$ . Sinkgeschwindigkeit =  $3,0 \text{ m/sek}$

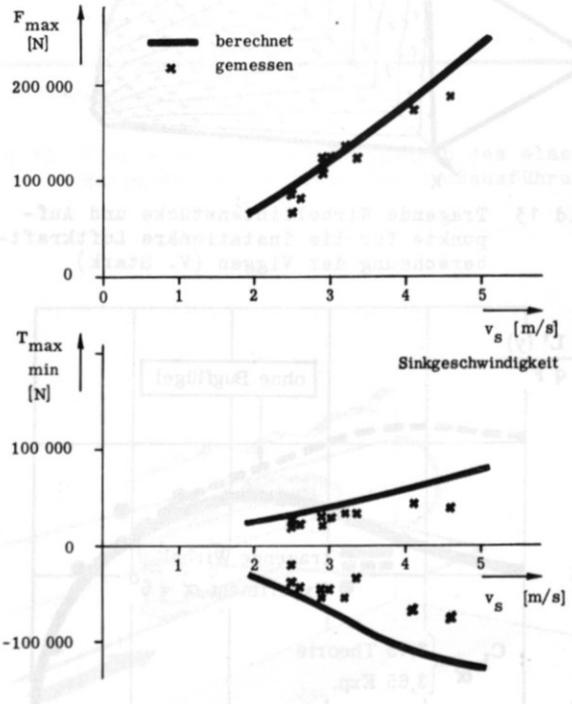


Bild 22 Maximale bzw. minimale Werte für die Normalkraft  $F_{\max}$  und Querkraft  $T_{\max \min}$  im Hauptfahrgerstell als Funktion der Sinkgeschwindigkeit  $v_s$