

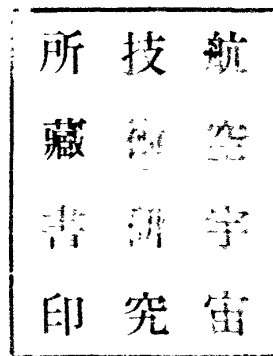
航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-61

後退角 45° ，テーパ比 0.6 の薄い片持翼の
遷音速におけるフラッタ特性におよぼす
マッハ数の影響の実験的研究

中井 暎一・小原 瑛



1964年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-28	疲労亀裂について On Fatigue Cracks	1962年8月	竹中幸彦
TR-29	1 m×1 m 吹出式超音速風洞の計画と構造 On the Design and Construction of the 1 m×1 m Supersonic Blow-down Wind Tunnel	1962年10月	空気力学第二部
TR-30	平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings	1962年11月	川井忠彦, 埴武敏 戸川隼人, 高橋利之 越出慎一
TR-31	熱応力を受ける薄翼の安定とその 微小捩り振動について On the Instability and Small Natural Torsional Vibration of a Thin Wing under a Thermal Stress	1962年11月	川井忠彦, 林洋一 戸川隼人
TR-32	補強板の圧縮強度に関する一解析 A Method of Analysis on the Compressive Strength of Stiffened Plates	1962年11月	川井忠彦, 江川幸一
TR-33	主翼繰返し荷重試験装置 Reported Load Testing Rigs for Full Scale Aircraft Wing Structures	1962年12月	竹内和之, 飯田宗四郎 小野幸一
TR-34	高速軸流圧縮機の研究 (I) —翼型と翼列の検討— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (I) —The Selection of Compressor Cascade—	1963年1月	松木正勝, 大山耕一 宮地敏雄
TR-35	高速軸流圧縮機の研究 (II) —単段試験装置の設計と全体性能— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (II) —Design and Over-all Performance of a Single Stage Axial Flow Compressor—	1963年1月	松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田晃 西脇英夫, 岩部柱相
TR-36	衝撃波風洞による表面熱伝達の実験 Studies of Surface Heat Transfer Using a Hypersonic Shock Tunnel	1963年1月	和田勇, 松崎利一
TR-37T	Studies of the Flow in a Low Pressure Hypersonic Shock Tunnel Using an Electron-Beam Densitometer	January 1963	Isamu Wada
TR-38	鑄鉄のような脆性材料からなる円板の 回転強度 Strength of Rotating Discs of Brittle Material like Cast Iron	1963年2月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-39	高負荷燃焼器の研究 (第1報) —その性能におよぼす各種因子の 影響の定性的考察— A Study of High Intensity Combustor (I) —Its Qualitative Analysis—	1963年2月	大塚貞吉, 鈴木邦男
TR-40	胴体内圧繰返し荷重試験装置について Repeated Load Testing Facility for Full- Scale Aircraft Fuselage Structures	1963年2月	竹内和之, 川島矩郎 野原利雄
TR-41	輻射熱量計の較正 Calibration of Radiometer	1963年2月	竹中幸彦, 江川幸一 小川敏一
TR-42	非定常境界層の相似解とその安定 A Similar Solution of Unsteady Laminar Boundary Layer and Its Stability Characteristics	1963年7月	小橋安次郎, 恩地瑛
TR-43	超音速における操縦面の効きについて On the Effectiveness of Control Surfaces in Supersonic Flow	1963年2月	河崎俊夫
TR-44	高速翼列の実験について (流入角の大きい減速翼列の予備実験) Some Notes about the Effect of Tunnel Configuration and Testing Technique on Compressor Cascade Performance	1963年2月	近藤博, 蓑田光弘 坂口一, 山崎紀雄
TR-45	固有値問題 ($\sum \lambda^k A_k$) $x=0$ の数値解法 A Numerical Method for the Eigenvalue Problem ($\sum \lambda^k A_k$) $x=0$	1963年4月	戸川隼人

後退角 45° ，テーパ比 0.6 の薄い片持翼の
遷音速におけるフラッタ特性におよぼす
マッハ数の影響の実験的研究*

中井 暎一**・小原 瑛**

**Some Effects of Mach Number on the Transonic Flutter Characteristics
of Thin Cantilever Wings Having a Taper Ratio 0.6
and a Sweptback Angle of 45°**

by Eiichi NAKAI and Akira OHARA

An investigation of an effects of Mach number on the flutter characteristics of thin cantilever wings having a taper ratio 0.6 and sweptback angle of 45° has been conducted in NAL transonic blowdown wind tunnel for flutter testing at Mach numbers between 0.893 to 1.206.

The results are presented as ratio between the experimental flutter speeds and the reference flutter speeds calculated on the basis of incompressible two-dimensional flow. These ratios, designated the flutter-speed ratio, are given as functions of Mach numbers for the wings tested. The flutter-speed ratios were characterized by the values near 1.0 at around Mach number 1.0 with the increase in the speed ratios in the range of subsonic and supersonic speeds investigated.

1. 概 要

後退角 45° ，テーパ比 0.6 の薄い片持翼のフラッタ特性に関して，航空宇宙技術研究所遷音速フラッタ試験設備において，マッハ数 0.893~1.206 の間で実験的研究を行なった。実験の結果は実験フラッタ速度を，非圧縮性二次元線型理論を用いて計算した基準フラッタ速度で除して得られたフラッタ速度比をマッハ数の関数として表示されている。

フラッタ速度比は，高亜音速域よりマッハ数の上昇につれて漸減して，マッハ数 1 の近傍で最小となり，実験を行なった超音速の範囲ではマッハ数の増加とともに急激に上昇している。

* 昭和 39 年 1 月 14 日受付

** 機体部

2. ま え が き

いままでに行なわれた遷音速におけるフラッタ特性の模型による実験的研究の多くの場合に、フラッタの実験的研究の性質上、模型の破壊を伴い、同一の模型で広い範囲のマッハ数にわたって多数の実験データが得られていなかった。したがって、実験の結果にはかなりのばらつきが認められて資料としての確実性が十分でなかった。これに対して、本研究では同一の模型についてマッハ数0.893~1.206の間で十分の数のフラッタ実験の資料が得られたので、後退角 45°、テーパ比 0.6の片持翼のフラッタ特性におよぼすマッハ数の影響についてより正確な資料を提供することができた。

3. 記 号

- A : アスペクト比
 A_g : 翼面アスペクト比
 a : 関係軸に直角な翼の断面における断面の中心位置より弾性軸までの距離をその断面の翼弦長の半分で除した無次元値 ($=x_1/b$)
 b : 関係軸に直角な翼弦長の半分
 b_s : 翼付根における気流方向の翼弦長の半分
 b_r : 75% スパンの点における関係軸に直角な翼弦長の半分
 d_h : 非連成曲げ固有振動数に対応する無次元常数
 d_a : 非連成捩り固有振動数に対応する無次元常数
 $EI(\eta)$: 曲げ剛性のスパン方向の分布
 $GJ(\eta)$: 捩り剛性のスパン方向の分布
 g : 構造減衰係数
 $I_a(\eta)$: 慣性モーメントのスパン方向の分布
 i : $i=1, 2, 3, \dots$
 k : $\omega b/V'$
 k_e : $\omega_e \cdot b_r/V_e$
 l : 1/4 翼弦線にそって測ったスパン
 $m(\eta)$: 質量のスパン方向の分布
 m_r : 75% スパンの点における単位幅当りの質量
 $p(\eta)$: 翼面のスパン方向のテーパ ($p(\eta) = \{1 - (1 - \lambda_p)\eta\}$)
 r : 関係軸に直角な断面における弾性軸から断面重心までの距離

- S_α : 弾性軸まわりの翼断面の静モーメント ($=m \cdot r$)
 V : 気流速度
 V_e : 実験フラッタ速度
 V_s : 基準フラッタ速度
 V' : 1/4 翼弦に垂直な気流速度 ($=V \cos A$)
 x : 関係軸に直角な方向の座標
 x_1 : 関係軸に直角な翼の断面における断面の中心より弾性軸までの距離
 y : 関係軸にそう座標
 Y_i : i 次非連成曲げ固有関数
 θ : 一次非連成捩り固有関数
 λ : テーパー比
 λ_p : 翼面テーパー比
 ρ : 測定部空気密度
 ρ_e : フラッタ発生時の測定部空気密度
 μ_e : フラッタ発生時の密度比 ($=m_r/\pi\rho_e b_r^2$)
 ω : 角振動数
 ω_i : i 次連成固有振動数
 ω_{h1} : 非連成曲げ一次固有振動数
 ω_{h2} : 非連成曲げ二次固有振動数
 ω_α : 非連成捩り一次固有振動数

4. 試験装置

本研究を行なった航空宇宙技術研究所遷音速フラッタ試験設備 (ref. s 1 および 2) は、60 cm × 60 cm 正方形断面の測定部を有しており、上下多孔壁の場合には亜音速より遷音速をとおり約 1.20 のマッハ数で、また、超音速固定ノズルにより、1.3, 1.4, および 1.5 のマッハ数での実験が可能である。

模型は測定筒側壁から迎角 0° で片持式に支持された。風洞運転の開始および停止の時の気流の過渡的な変化により模型が破壊されるのを防止するために、フラッタ模型出入装置により、定常流状態になるまで模型は測定筒外の抽気室に保持されて気流が安定した後測定筒内に急速にそう入され、また、必要な場合に急速に測定筒外に取り出される。

模型の曲げおよび捩り変形を検出するために、模型の翼付根付近に歪ゲージが貼付された。風洞の運転中、歪ゲージの出力は動歪計を通して電磁オッシログラフにより記録され、また、測定部に

おける気流条件を決定するために、風洞の激み点圧力、抽気室圧力および激み点温度は、歪ゲージ式圧力計および熱電対によって検出されて電子管式自動平衡型指示記録計により同時に記録された。測定部における模型の状況は風洞側壁の監視窓を通して工業用テレビを用いて監視され、また、フラッタ発生時におけるモードと振幅の大きさを補助的に見る目的で 16 m/m 高速度カメラによる撮影で行なわれた。

5. 試験方法

本フラッタ実験の目的は、遷音速における模型のフラッタ速度、マッハ数およびフラッタ振動数を決定することである。したがって、本実験においては模型のフラッタを得るために、風洞の測定部におけるマッハ数を一定の値に保持して測定部密度に対応する激み点圧力を、模型がフラッタを発生すると予想されるより十分低い値から十分高い値まで徐々に掃引変化させる方法を用いた。

風洞の運転中は工業用テレビを用いて模型を観察し、フラッタの発生が確認されると直ちに、模型の破壊を防止するために模型出入装置を作動させて、模型を測定筒より抽気室内に急速に取り出し、それに続いて風洞を急停止した。

6. 模 型

模型の形状および構造:

本研究に用いた模型の平面形は、1/4 翼弦線の後退角 45° 、翼面のアスペクト比 1.653、翼面のテーパ比 0.657 であり、気流方向の翼型は NACA 65A004 である。これらの翼面のアスペクト比およびテーパ比は ref. 3 に用いられた模型と同一で、そのスパンの 21.9% が胴体内に入っている場合の全スパン翼のアスペクト比 4、テーパ比 0.6 に相当する。第 1 図に模型の平面形および寸法を、また、第 1 表に模型の幾何学的性質を示している。

模型の構造は、断面中実で 1/16 インチの厚さの楓のベニアにフェノール系樹脂を圧入した合板を用いて整形した翼の外に、厚さ 0.07 m/m のガラス繊維を樹脂で接着して製作されている。

模型の物理性質:

模型の弾性軸位置は、模型に点荷重を加えた場合の捩り変形を光挺子の原理を用いて実測することにより求めた。また、静止空気中における模型の自由減衰振動を電磁オッシログラフに記録し、その減衰曲線より求めた構造減衰係数をとって模型の曲げおよび捩り減衰係数としている。翼面全体の質量は実測され、スパン方向の質量および質量慣性モーメント分布、並びに重心位置は、各断面の翼型がテーパ比に従って正確に製作されかつ材質の均一であるという仮定に基づいて計算により求められている。基準フラッタ速度の計算に用いられた非連成固有振動数については付記 A に述べている方法で求められた。模型の物理的性質を第 2 表に示している。

7. 基準フラッタ速度およびフラッタ速度比

模型のフラッタ速度に影響を有する種々の係数のうち、翼の平面形およびマッハ数以外の係数の影響を分離する目的で、実験によって得られたフラッタ速度 V_e を、下に述べる仮定に基づいて計算して得られた基準フラッタ速度 V_s で除してフラッタ速度比 V_e/V_s を求め、それをマッハ数の関数として表示することにより実験結果を整理した。

基準フラッタ速度の計算に用いられた仮定は次のとおりである。

- (1) 模型の気流方向の各断面について、前縁より 25% 翼弦長後方の位置をスパン方向につないだ線を 1/4 翼弦線とし、模型の関係軸とする。後退角は関係軸の角度をとって表わすものとする。模型は、第 2 図に示すように、関係軸と模型付根との交点における関係軸に直角な断面において固定された片持梁であるとする。
- (2) 模型の変形は、模型を上記 (1) の片持梁と考えた場合の非連成の曲げ一次および二次、並びに振り一次の固有函数の重ね合わせにより表わされるものとし、かつ、関係軸に直角な方向の断面形の変形はないものとする。
- (3) 関係軸に直角な各断面に作用する空気力は、その断面と同じ特性を有しかつ同じ運動をする無限に長い二次元翼に断面に平行な一様風速 V' を持つ非圧縮性の空気中において作用する空気力と同じであるものとし、各断面間の干渉はなく、また変形は微小であるものとする。

基準フラッタ速度 V_s の計算の詳細については付記 B において述べている。

この基準フラッタ速度は、後退角を有する実験に用いられた模型のフラッタ速度に対応するものではなく、実際の模型の幾何学的パラメータおよび物理的パラメータのうち、幾何学的パラメータの一つである後退角だけを零にした仮想的な翼の非圧縮性完全気流中におけるフラッタ速度である。

8. 結 果

(1) フラッタ速度比および振動数比

実験により得られた結果およびこれらに関係を有する計算値を第 3 表に示している。

フラッタ速度比は第 3 図に示されているように、マッハ数 0.9 から 1.0 までの間でかなり顕著に低下し、マッハ数 1.0 の近傍で最低値の約 1.0 となっている。マッハ数がさらに増加して超音速域に入ると急激に上昇している。

フラッタ振動数比 ω_e/ω_s を第 4 図に示しているが、フラッタ速度比と同様の傾向を示しマッハ数 1.0 の近傍で最低の約 0.95 を有している。

(2) フラッタ速度係数 $V_e/b_s\omega_e\sqrt{\mu_e}$

このフラッタ速度係数は NASA の Mr. A. A. Regier によって提唱されたもので、フラッタに影響を与える重要な係数はすべて含まれており、動圧の平方根に比例する値を有している。本実験で得られた結果をこの係数によって整理し、第 5 図にマッハ数に対してプロットとしている。上記フラッタ速度比と同様の傾向を示していることが判る。NASA の Dr. Yates 等が本実験と同じ平面形および翼型の模型について NASA Langley Research Center の 16 ft.×16 ft 遷音速ダイナミック風洞で行なった一連の実験の結果をフラッタ速度係数を用いて整理している。ref. 4 によれば、同一平面形模型については高亜音速域においてフラッタ速度係数が同一値をとる (ref. 3) ということはなく、同じマッハ数においても密度比 μ_e により変動するとともに同一模型では高亜音速域からマッハ数 1 までの低下が見られ、超音速域では急激に上昇することが報告されている。ref. 4 の結果を第 5 図に重ね合わせて示している。両者を比較すると実験を行なったマッハ数の範囲では非常によく一致しており、その値も密度比の値から判断しても妥当と考えられる。

ref. 4 の結果は測定部 16 ft×16 ft の大型の遷音速連続風洞で得られたものであることを考え合わせると、60 cm×60 cm の吹出式風洞で同程度の精度の実験結果に得られたことは遷音速フラッタ試験設備におけるフラッタ試験結果の信頼度が十分に高いことを示している。

付 記 A

模型の非連成曲げおよび振り固有振動数および固有函数

模型の連成固有振動数は、フラッタ模型加振装置 (ref. 5) による振動試験に電子管式カウンタを用いて計測されたが、基準フラッタ速度を求めるために、模型の非連成固有振動数および固有函数を求めることが必要である。このために、基準フラッタ速度の計算に用いられた仮定に加えて、模型は材質一様の部材からなる直線テーパの変断面片持梁であり、したがって、その関係軸と直角な各断面における質量、慣性モーメント、曲げおよび振り剛性の分布は次式の関係で表わされるものとする。

$$\text{質量分布} \quad : \quad m(\eta) = m_0 \cdot p^2(\eta)$$

$$\text{慣性モーメント分布} : \quad I_a(\eta) = I_{a0} \cdot p^4(\eta)$$

$$\text{曲げ剛性分布} \quad : \quad EI(\eta) = EI_0 \cdot p^4(\eta)$$

$$\text{振り剛性分布} \quad : \quad GJ(\eta) = GJ_0 \cdot p^4(\eta)$$

ただし

$$\eta = \bar{y}/l, \quad p(\eta) = \{1 - (1 - \lambda_p)\eta\}$$

下付記号 “0” は根元断面での値を示す。

したがって、非連成固有函数は次の方程式と、片持梁としての境界条件を満足するものとして求められる。

$$\text{曲げ: } (p^4 Y'')'' = d_h^2 \cdot p^2 \cdot Y \quad (\text{A-1})$$

$$\text{ただし } \begin{cases} \eta=0: & Y=Y'=0 \\ \eta=1: & Y''=Y'''=0 \end{cases}$$

$$\text{振り: } (p^4 \theta')' = d_a^2 \cdot p^4 \cdot \theta \quad (\text{A-2})$$

$$\text{ただし } \begin{cases} \eta=0: & \theta=0 \\ \eta=1: & \theta'=0 \end{cases}$$

ここに、 d_h および d_a はそれぞれ曲げおよび振り固有振動数に対する常数で、“'” は η に関する微分を表わす。

これらの式を ref. 5 に述べる方法によって解き、曲げ一次、二次および振り一次固有函数 Y_1, Y_2, θ_1 を求めた。

EI_0 および GJ_0 の値を知れば非連成の固有振動数を直ちに求めることができるが、模型は後退角を有して仮定している片持梁の EI_0 および GJ_0 を実測できなかったので、次に述べる計算方法によって非連成固有振動数を求めた。空気が働かない場合のフラッタ、デターミナントは

$$\begin{vmatrix} \left\{1 - \left(\frac{\omega_{h1}}{\omega_i}\right)^2\right\} M_1 & 0 & S_{\alpha_1} \\ 0 & \left\{1 - \left(\frac{\omega_{h2}}{\omega_i}\right)^2\right\} M_2 & S_{\alpha_2} \\ S_{\alpha_1} & S_{\alpha_2} & \left\{1 - \left(\frac{\omega_a}{\omega_i}\right)^2\right\} I_{\alpha_1} \end{vmatrix} = 0 \quad (\text{A-3})$$

である。ただし

$$M_1 = \int_0^1 m \cdot Y_1^2 d\eta$$

$$M_2 = \int_0^1 m \cdot Y_2^2 d\eta$$

$$S_{\alpha_1} = \int_0^1 S_\alpha \cdot Y_1 \cdot \theta \cdot d\eta$$

$$S_{\alpha_2} = \int_0^1 S_\alpha \cdot Y_2 \cdot \theta \cdot d\eta$$

$$I_{\alpha_1} = \int_0^1 I_\alpha \cdot \theta^2 d\eta$$

ω_{h1} : 非連成曲げ一次固有振動数

ω_{h2} : 非連成曲げ二次固有振動数

ω_a : 非連成振り一次固有振動数

ω_i : i 次連成固有振動数

静止空気中の振動試験より求めた各連成固有振動数 ω_i ($i=1, 2, 3$) は、それぞれ独立に (A-3) 式を満足する。これにより $\omega_{h1}, \omega_{h2},$ および ω_a に関する 3 元三次連立方程式が得られる。これは

一般に解析的には解けないので、当所の電子計算機により問題決定法により求めた。このようにして求めた ωh_1 と ωh_2 の比と、(A-1) 式より求められた $d h_1$ と $d h_2$ の比を比較するとその誤差は約 1% であった。このことより、本実験において用いられた後退角翼を、関係軸と模型付根の断面の交点で関係軸に直角な断面において固定された片持梁であると考えた仮定の妥当であることを示している。

付 記 B

基準フラッタ速度の計算

前述の仮定に基づいて Rayleigh 式の解析を行ない、基準フラッタ速度および振動数を決定するフラッタ・デターミナントとして次式が得られる。(ref. 6)

$$\begin{vmatrix} M_1 - M_1(1+ig)\left(\frac{\omega h_1}{\omega}\right)^2 + \pi\rho A_{11} & \pi\rho A_{12} & (S_{\alpha_1} + \pi\rho A_{13}) \\ \pi\rho A_{21} & \left[M_2 - M_2(1+ig)\left(\frac{\omega h_2}{\omega}\right) + \pi\rho A_{22} \right] & (S_{\alpha_2} + \pi\rho A_{23}) \\ (S_{\alpha_1} + \pi\rho A_{31}) & (S_{\alpha_2} + \pi\rho A_{32}) & \left[I_{\alpha_1} - I_{\alpha_1}(i+ig)\left(\frac{\omega_{\alpha}}{\omega}\right)^2 + \pi\rho A_{33} \right] \end{vmatrix} = 0 \quad (\text{B-1})$$

ただし

$$A_{11} = \int_0^1 b^2 \cdot Y_1^2 \cdot L_h d\eta$$

$$A_{12} = \int_0^1 b^2 \cdot Y_1 \cdot Y_2 \cdot L_h d\eta$$

$$A_{13} = \int_0^1 b^3 \cdot Y_1 \cdot \theta \cdot \left[L_{\alpha} - \left(\frac{1}{2} + a\right) L_h \right] d\eta$$

$$A_{22} = \int_0^1 b^2 \cdot Y_2^2 \cdot L_h \cdot d\eta$$

$$A_{23} = \int_0^1 b^3 \cdot Y_2 \cdot \theta \cdot \left[L_{\alpha} - \left(\frac{1}{2} + a\right) L_h \right] d\eta$$

$$A_{31} = \int_0^1 b^3 \cdot Y_1 \cdot \theta \cdot \left[M_h - \left(\frac{1}{2} + a\right) L_h \right] d\eta$$

$$A_{32} = \int_0^1 b^3 \cdot Y_2 \cdot \theta \cdot \left[M_h - \left(\frac{1}{2} + a\right) L_h \right] d\eta$$

$$A_{33} = \int_0^1 b^4 \cdot \theta^2 \cdot \left[M_{\alpha} - \left(\frac{1}{2} + a\right) (L_{\alpha} + M_h) + \left(\frac{1}{2} + a\right)^2 L_h \right] d\eta$$

である。 L_h , L_{α} , M_h および M_{α} は非圧縮性非定常二次元理論に基づく空力微係数である。(ref. 7) 本計算においては ref. 8 の表による値を用いて、V-g 法により航空宇宙技術研究所の計数型

電子計算機を使用して、 V_c および ω_c を求めた。なお、上式に含まれる積分はすべてスパン方向に関係軸を 10 等分してシンプソン法により行ない、スパンに沿っての b 、すなわち $1/k$ の変化に伴う空力微係数の変化は ref. 8 の表を用いて二次補間により求められた。

文 献

- 1) 中井暎一, 橋爪 宏, 中村泰治: 航空技術研究所 60 cm×60 cm 遷音速フラッタ試験設備の計画と整備試験, 航空技術研究所報告 NAL TR-5, 1960 年 12 月。
- 2) 中井暎一, 橋爪 宏, 高木俊郎, 安藤泰勝: 遷音速フラッタ試験設備の改造および整備試験, 航空技術研究所 (発行予定)。
- 3) John R. Unangst and George W. Jones, Jr.: Some Effects of Sweep and Aspect Ratio on the Transonic Flutter Characteristics of a Series of Thin Cantilever Wings Having a Taper Ratio of 0.6. NACA RM L55I13a, January 24, 1956.
- 4) E. Carson Yates, Jr., Norman S. Land, and Jerome T. Foughner, Jr.: Measured and Calculated Subsonic and Transonic Flutter Characteristics of a 45° Sweptback Wing Planform in Air and in Freon-12 in the Langley Transonic Dynamics Tunnel. NASA TN D-1616, March 1963.
- 5) 中井暎一, 小原 瑛, 鳥海良三, 安藤泰勝: 変断面片持梁固有振動数の一計算方法について, 航空技術研究所資料 NAL TM-14, 1963 年 3 月。
- 6) Robert H. Scanlan and Robert Rosenbaum: Introduction to the Study of Aircraft Vibration and Flutter. The Macmillan Company, New York, 1951.
- 7) Theodore Theodorsen: General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter. NACA Report 496, 1934.
- 8) B. Smilg and L. S. Wasserman: Application of Three-Dimensional Flutter Theory to Aircraft Structures. Air Force Technical Report 4798, July 1942.

第 1 表

	模 型 445-06-1 445-06-3
断面翼型	NACA 65A004
A	4
A	45°
λ	0.6
λ_p	0.657
翼面スパン	13.7 cm
A_g	1.653
l	19.37 cm
br	2.804 cm
bs	5.0 cm

第 2-1 表 模型 445-06-1

η	m	I_a	S_a	b	a	Y_1	Y_2	θ
0	4.257	19.107	-5.279	3.780	0.208	0	0	0
0.1	3.970	17.272	-5.042	3.651	0.228	0.01257	-0.05456	0.1069
0.2	3.692	14.604	-4.342	3.521	0.214	0.04998	-0.19005	0.2248
0.3	3.426	12.231	-3.741	3.391	0.202	0.11133	-0.35620	0.35035
0.4	3.169	10.202	-3.225	3.262	0.192	0.19511	-0.49572	0.47942
0.5	2.922	8.536	-2.744	3.132	0.180	0.29908	-0.55255	0.60701
0.6	2.685	7.025	-2.291	3.002	0.164	0.42029	-0.48300	0.72750
0.7	2.458	5.539	-1.863	2.873	0.144	0.55507	-0.26783	0.83443
0.8	2.241	4.483	-1.439	2.743	0.114	0.69930	0.08228	0.92079
0.9	2.034	3.543	-1.170	2.613	0.100	0.84876	0.52324	0.97849
1.0	1.837	2.781	-0.904	2.484	0.078	1.00000	1.00000	1.00000

第 2-2 表 模型 445-06-3

η	m	I_a	S_a	b	a	Y_1	Y_2	θ
0	4.008	20.720	-5.968	3.780	0.274	0	0	0
0.1	3.738	17.431	-5.159	3.651	0.258	0.01257	-0.05456	0.1069
0.2	3.477	14.390	-4.405	3.521	0.240	0.04998	-0.1900	0.2248
0.3	3.226	12.407	-3.916	3.391	0.238	0.1113	-0.3562	0.3503
0.4	2.984	10.174	-3.115	3.262	0.200	0.1951	-0.4957	0.4794
0.5	2.752	7.936	-2.567	3.132	0.178	0.2990	-0.5525	0.6070
0.6	2.528	6.429	-2.081	3.002	0.154	0.4203	-0.4830	0.7275
0.7	2.314	5.088	-1.623	2.873	0.124	0.5551	-0.2674	0.8344
0.8	2.110	4.026	-1.238	2.743	0.094	0.6993	0.08228	0.9208
0.9	1.916	3.124	-0.900	2.613	0.060	0.8488	0.5232	0.9785
1.0	1.730	2.428	-0.602	2.484	0.020	1.0000	1.0000	1.0000

第 2-3 表

模 型	ω_1	ω_2	ω_3	ωh_1	ωh_2	$\omega \alpha$	g
445-06-1	445.9	2000.8	2646.4	449.4	2443.1	1814.8	0.023
445-06-3	484.5	2153.3	2954.3	486.0	2596.6	2132.2	0.024

第 3-1 表 模型 445-06-1

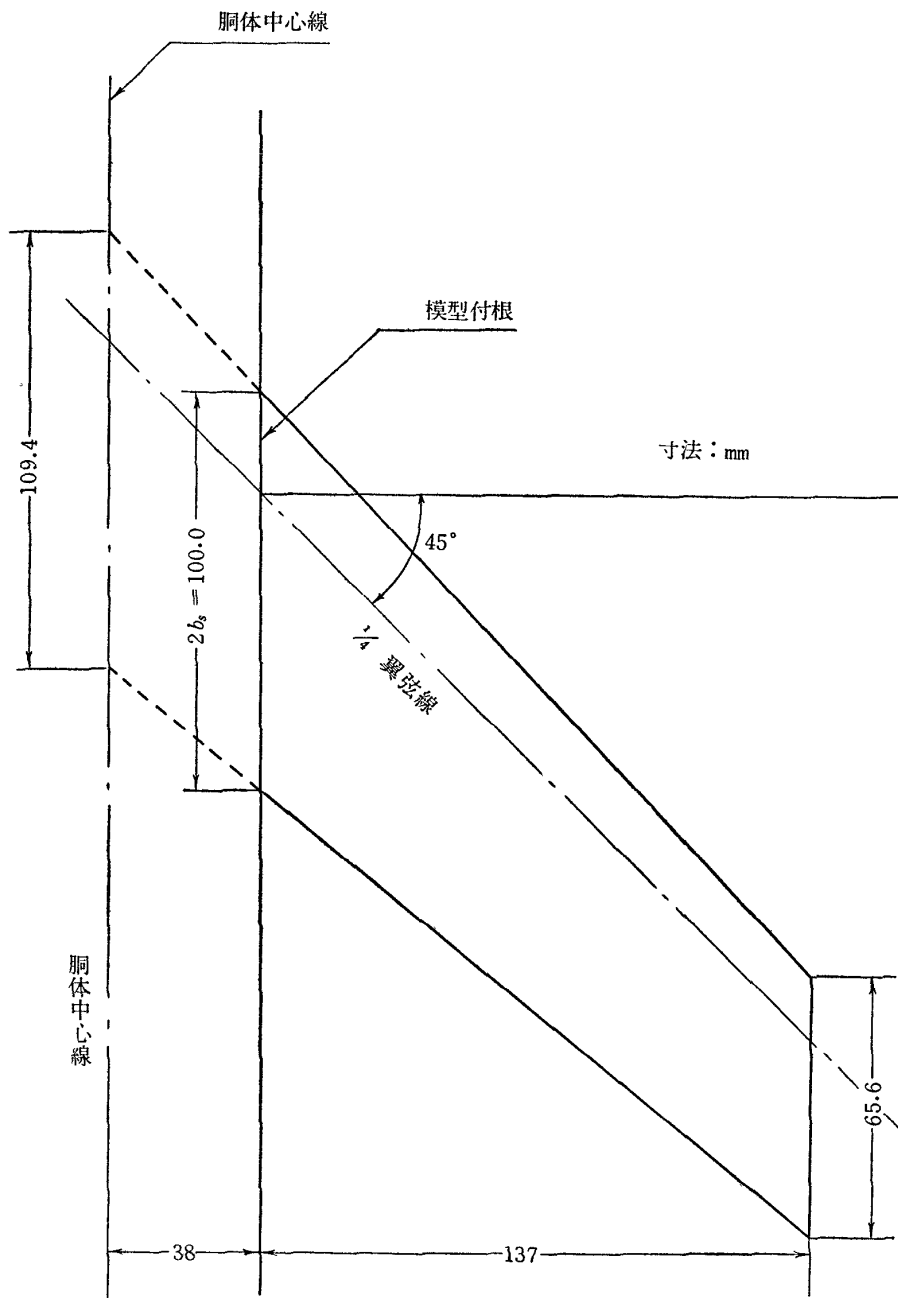
M_e	ρ_e kg·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	ω_e rad/sec	$1/k_e$	μ_e	V_s m/s	ω_s rad/sec	V_e/V_s	ω_e/ω_s	$\frac{V_e}{b_s \omega_s \sqrt{\mu_e}}$
0.914	0.1535	288.1	978.9	0.0953	63.13	269.9	894.3	1.067	1.094	0.399
0.935	0.1298	298.8	926.1	0.0905	74.70	292.9	874.3	1.020	1.059	0.381
0.978	0.1186	305.0	866.5	0.0797	81.77	305.1	876.3	1.000	0.989	0.372
1.087	0.0989	339.8	904.8	0.0747	98.06	332.5	860.3	1.022	1.052	0.378
1.162	0.1267	353.7	1023.5	0.0811	76.50	295.9	874.3	1.195	1.171	0.446
1.206	0.1600	358.6	1149.9	0.0899	60.60	265.3	898.3	1.352	1.280	0.508

(ただし $1/k_e$ および μ_e は $\eta=0.75$ における値)

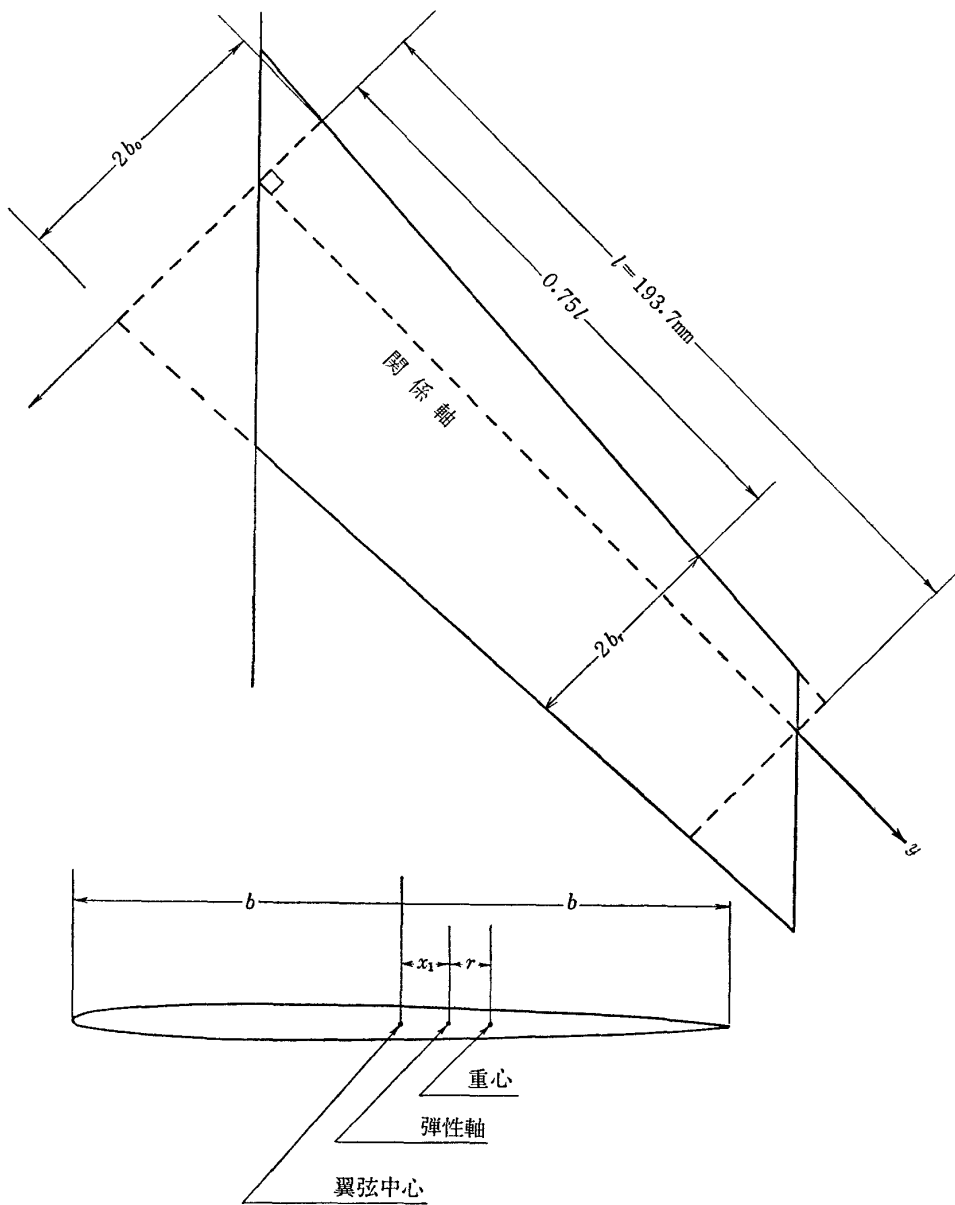
第 3-2 表 模型 445-06-3

M_e	ρ_e kg·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	ω_e rad/sec	$1/k_e$	μ_e	V_s m/sec	ω_s rad/sec	V_e/V_s	ω_e/ω_s	$\frac{V_e}{b_s \omega_s \sqrt{\mu_e}}$
0.893	0.1898	288.8	1089.5	0.108	48.08	269.9	1053.1	1.051	1.035	0.384
0.943	0.1630	297.6	997.8	0.0941	56.00	290.5	1039.9	1.024	0.960	0.373
0.989	0.1390	310.8	930.5	0.0841	65.66	308.6	999.0	1.007	0.931	0.360
1.027	0.1294	321.9	966.4	0.0843	70.53	324.1	1014.1	0.993	0.953	0.360
1.078	0.1352	333.5	994.6	0.0837	67.49	317.2	1018.5	1.051	0.977	0.381
1.104	0.1392	337.9	1010.3	0.0840	65.56	312.9	1020.4	1.080	0.990	0.391
1.197	0.1522	368.7	1141.7	0.0870	59.94	299.5	1032.3	1.231	1.106	0.447

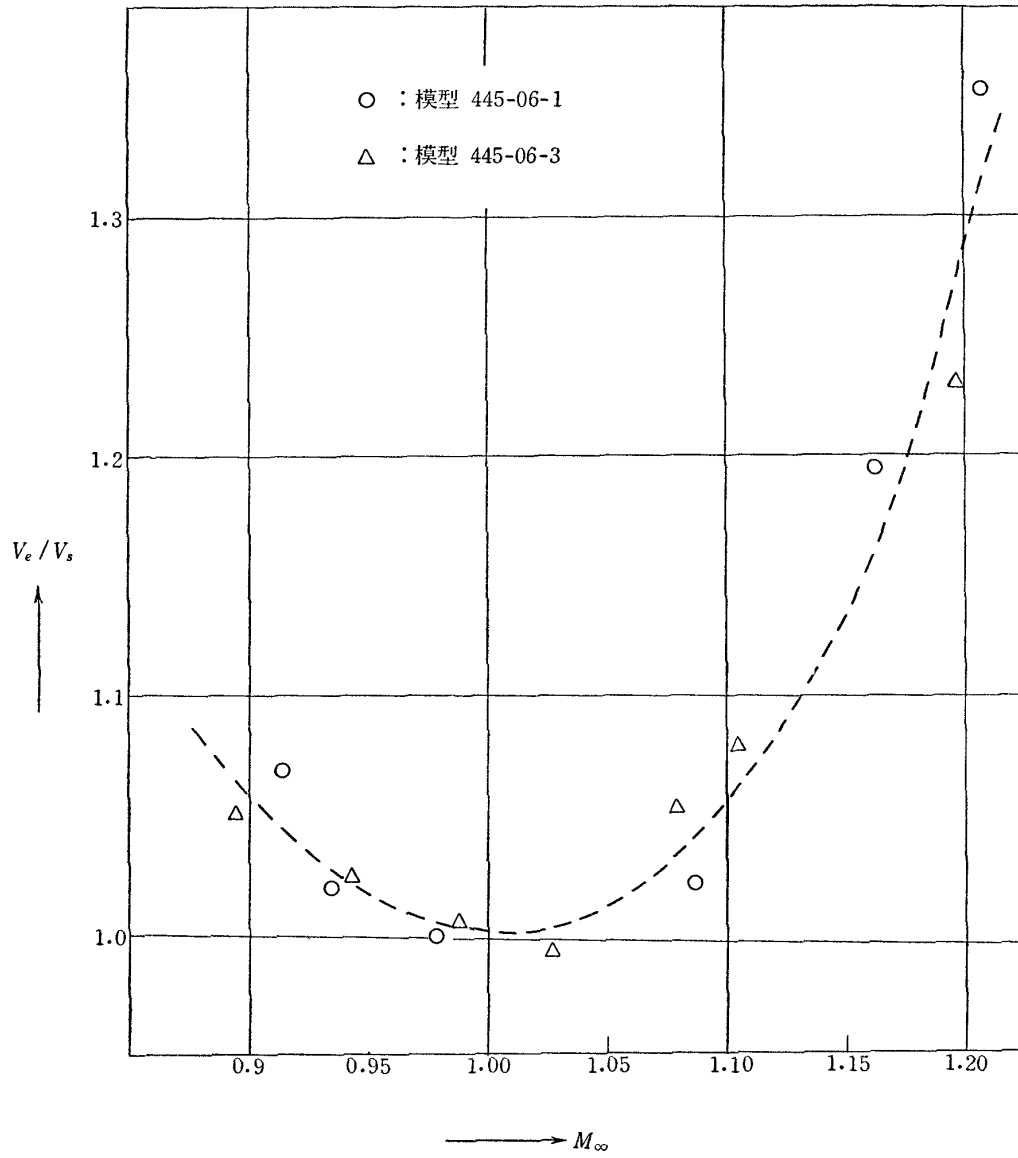
(ただし $1/k_e$ および μ_e は $\eta=0.75$ における値)



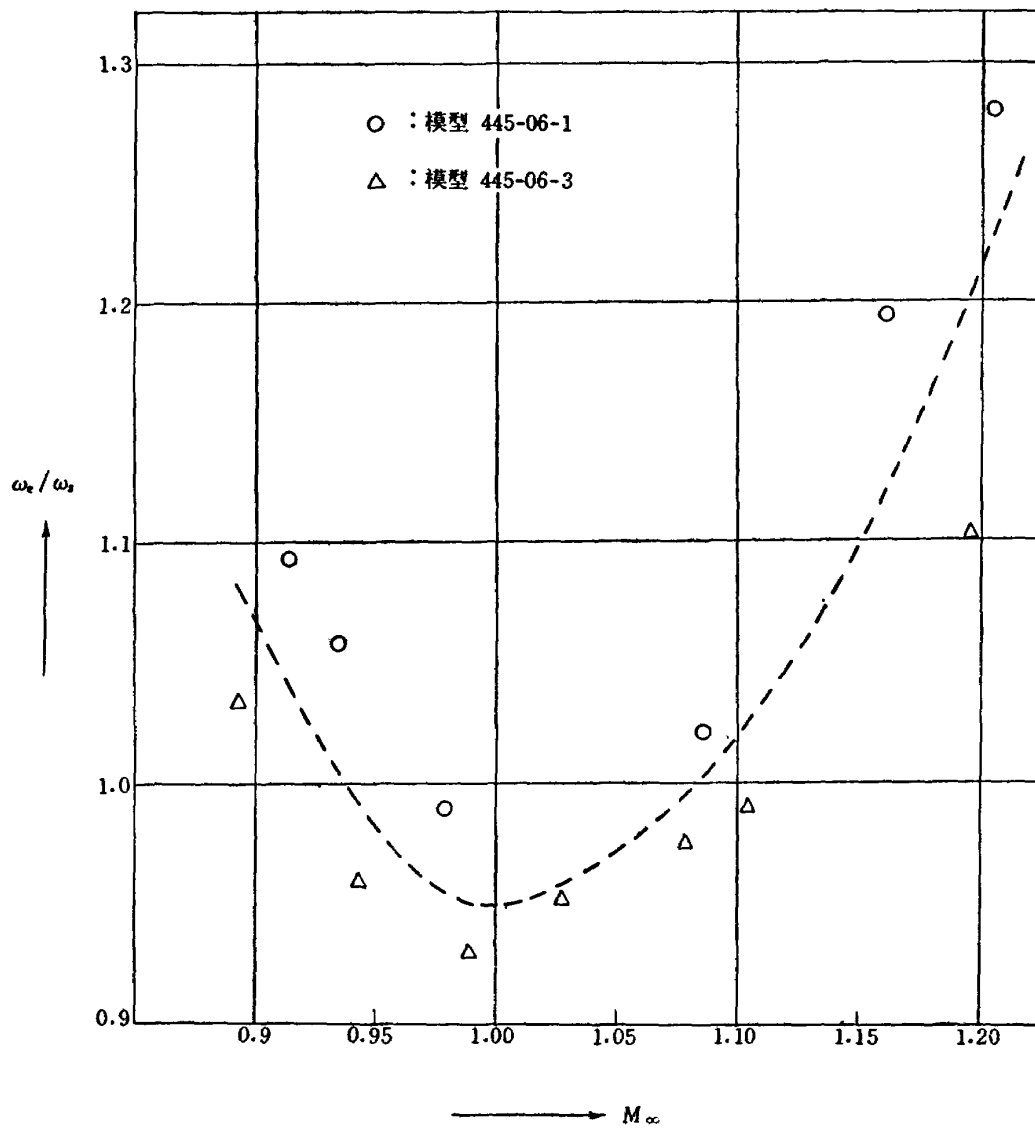
第 1 図



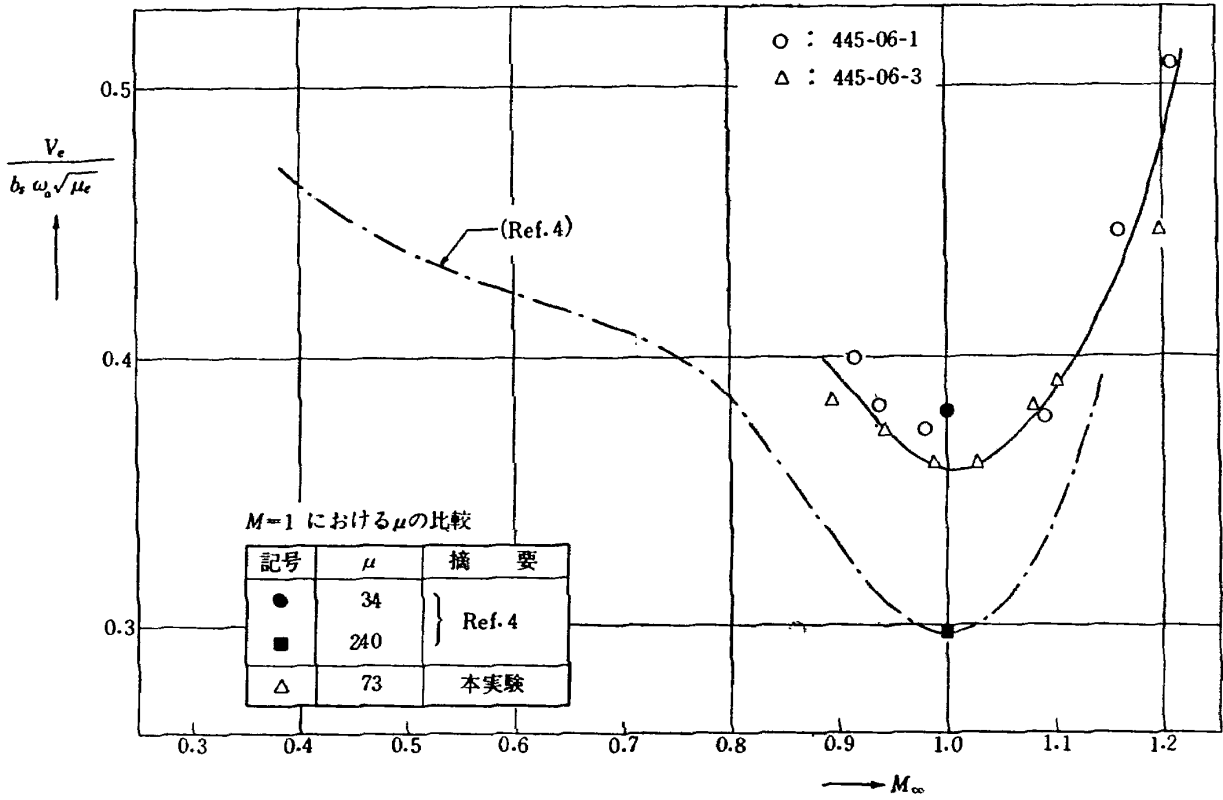
第 2 図



第 3 図



第 4 図



第 5 図

NAL TR-61

航空宇宙技術研究所

後退角 45°, テーパー比 0.6 の薄い片持翼の遷音速におけるフラッタ特性におよぼすマッハ数の影響の実験的研究

1964 年 2 月

16 ページ

後退角 45°, テーパー比 0.6 の薄い片持翼のフラッタ特性におよぼすマッハ数の影響について, 航空宇宙技術研究所の遷音速フラッタ試験設備においてマッハ数 0.893~1.206 の間で実験的研究を行った。

フラッタ速度比およびフラッタ振動数比は, 亜音速よりマッハ数の上昇につれて減少し, マッハ数 1 の近傍で最小の値それぞれ約 1.0 および約 0.95 となり, 実験を行なった超音速の範囲ではマッハ数の増加と共に急激に上昇している。

NAL TR-61

航空宇宙技術研究所

後退角 45°, テーパー比 0.6 の薄い片持翼の遷音速におけるフラッタ特性におよぼすマッハ数の影響の実験的研究

1964 年 2 月

16 ページ

後退角 45°, テーパー比 0.6 の薄い片持翼のフラッタ特性におよぼすマッハ数の影響について, 航空宇宙技術研究所の遷音速フラッタ試験設備においてマッハ数 0.893~1.206 の間で実験的研究を行った。

フラッタ速度比およびフラッタ振動数比は, 亜音速よりマッハ数の上昇につれて減少し, マッハ数 1 の近傍で最小の値それぞれ約 1.0 および約 0.95 となり, 実験を行なった超音速の範囲ではマッハ数の増加と共に急激に上昇している。

I. 中井 暎一
小原 瑛

II. NAL TR-61

III. 533.6.013.422

NAL TR-61

航空宇宙技術研究所

後退角 45°, テーパー比 0.6 の薄い片持翼の遷音速におけるフラッタ特性におよぼすマッハ数の影響の実験的研究

1964 年 2 月

16 ページ

後退角 45°, テーパー比 0.6 の薄い片持翼のフラッタ特性におよぼすマッハ数の影響について, 航空宇宙技術研究所の遷音速フラッタ試験設備においてマッハ数 0.893~1.206 の間で実験的研究を行った。

フラッタ速度比およびフラッタ振動数比は, 亜音速よりマッハ数の上昇につれて減少し, マッハ数 1 の近傍で最小の値それぞれ約 1.0 および約 0.95 となり, 実験を行なった超音速の範囲ではマッハ数の増加と共に急激に上昇している。

NAL TR-61

航空宇宙技術研究所

後退角 45°, テーパー比 0.6 の薄い片持翼の遷音速におけるフラッタ特性におよぼすマッハ数の影響の実験的研究

1964 年 2 月

16 ページ

後退角 45°, テーパー比 0.6 の薄い片持翼のフラッタ特性におよぼすマッハ数の影響について, 航空宇宙技術研究所の遷音速フラッタ試験設備においてマッハ数 0.893~1.206 の間で実験的研究を行った。

フラッタ速度比およびフラッタ振動数比は, 亜音速よりマッハ数の上昇につれて減少し, マッハ数 1 の近傍で最小の値それぞれ約 1.0 および約 0.95 となり, 実験を行なった超音速の範囲ではマッハ数の増加と共に急激に上昇している。

I. 中井 暎一
小原 瑛

II. NAL TR-61

III. 533.6.013.422

I. 中井 暎一
小原 瑛

II. NAL TR-61

III. 533.6.013.422

TR-46	翼の固有振動数に関する一解析法 On the Vibration Analysis of Aircraft Wings	1963年6月	川井忠彦, 泉日出夫 戸川隼人, 林洋一
TR-47	鋳鉄円板の回転破壊におけるコリオリの力の影響 Influence of Coriolis' Force on the Burst of Rotating Disc of Cast Iron	1963年8月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-48	曲面に沿う境界層 Effects of Surface Curvature on Laminar Boundary-Layer Flow	1963年8月	林二識
TR-49	高速軸流圧縮機の研究(III) An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (III)	1963年9月	松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田晃 西脇英夫, 岩部柱相
TR-50	境界収縮法による偏微分方程式の境界値問題の数値解法 Numerical Method for Boundary Value Problems of Partial Differential Equations by Boundary Contraction	1963年9月	樋口一雄, 能美力
TR-51	人間の静的不安定系の制御能力 Human Control Ability of the Statically Unetable System	1963年9月	武田峻
TR-52	粒状加熱器の熱特性 Thermal Characteristics of a Pabble-Bed Heater	1963年9月	林二識
TR-53	円管流の非定常熱伝達(第1報) 一壁温が時間と流向距離のみによる場合— Thermal Characteristics of the Unsteady Flow through a Circular Pipe whose Temperature depends on Time and Flow-Directional Distance only	1963年10月	林二識
TR-54	偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による数値解法 Difference Method for the Mixed Boundary Value Problems	1963年10月	三好甫
TR-55	ボスをもった車盤の回転強度 Rotating Strength of Rotor Which Has a Boss	1963年11月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-56	亜音速および遷音速における二次元非定常空気力の測定(第1報) Measurements of the Unsteady Airloads for Two-Dimensional Flow at Subsonic and Transonic Speed Range (I)	1963年11月	中村泰治, 田辺義一
TR-57T	Measurements of the Aerodynamic Derivatives of a Biconvex-Flat Airfoil in Supersonic Flow at Mach Number 2 to 3	January 1964	Takao Ishii Mitsunori Yanagisawa
TR-58	高度500フィートないし10,000フィートにおける上下突風の測定および解析 Measurements and Analyses of gust Velocities from 500 to 10,000 feet altitude	1964年1月	竹内和之, 小野幸一 山根皓三郎
TR-59	磁気テープデータ処理設備とその特性 The Magnetic Tape Date Reduction System and Its Performance	1964年1月	田畑浄治, 中正夫 山本芳樹, 三浦雅男
TR-60	変厚平板翼の振動について On the Natural Vibration of Platc-Like Wings of Variable Thickness	1964年1月	塙武敏, 越出慎一 戸川隼人, 川井忠彦

航空宇宙技術研究所報告61号

昭和39年2月発行

発行所	航空宇宙技術研究所 東京都調布市深大寺町1880 電話武蔵野(0422)(3)5171(代表)
印刷所	笠井出版印刷社 東京都港区芝南佐久間町1の53
