

UDC 533.6.013
422.

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-226

薄い片持後退翼角の遷音速フラッタ特性におよぼす
集中質量の位置の影響について

中井 暎一・森田 甫之・高木 俊朗

1970 年 11 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|--------|--|----------|-----------------------------------|
| TR-205 | 差分法による2次元非定常ノズル流の数値計算
Finite Difference Calculations of Two-dimensional Nonsteady Nozzle Flows | 1970年8月 | 石黒登美子 |
| TR-206 | 航空機の横操縦を行なう人間の動特性についてのシミュレータ実験(1自由度の場合)
A Simulator Experiment to Investigate the Human Behavior in Tracking Tasks | 1970年8月 | 別府護郎, 坂井紀穂
吉田純一 |
| TR-207 | 境界層内圧力変動による板の振動解析(I)
—周辺単純支持板—
Response Analysis of the Simply Supported Plate to Boundary Layer Pressure Fluctuations | 1970年9月 | 藤森義典 |
| TR-208 | ガスタービン燃焼器
Gas Turbine Combustors | 1970年9月 | 鈴木邦男, 田丸卓
堀内正司, 斎藤隆 |
| TR-209 | フライングテストベッド用偏向ジェットパイプの模型実験
Mode Test on Deflected Jet Pipes of NAL Flying Test Bed | 1970年10月 | 田辺義一 |
| TR-210 | 自由飛行模型 FFM-10 の空力特性について
On the Aerodynamic Characteristics of a Free Flight Model FFM-10 | 1970年8月 | 河崎俊夫, 斎藤秀夫
河本 巖 |
| TR-211 | ジェット・フラップ・ローターのホバ特性に関する一模型実験
A Model Test on Hovering Characteristics of Jet-Flapped Rotor | 1970年9月 | 古茂田真幸, 戸田亘洋
岡 遠一, 高沢金吾 |
| TR-212 | 二重噴流の空力的騒音
Aerodynamic Noise of a Circular Double Jet | 1970年10月 | 河野長正 |
| TR-213 | ジンバルエンジン駆動用 DPF 方式油圧サーボの試作研究
A Study of Gimbal-Engine Actuated Hydraulic Servomechanism with DPF Hydro-mechanical Compensation Network | 1970年9月 | 畑山茂樹, 興石 肇 |
| TR-214 | 軸流圧縮機動翼植込部の疲れについての実験的研究(隙間のあるピン接合)
Experimental Investigation of Fatigue Strength of Axial Flow Compressor Blade Root —Pin Joint Lug Having Clearance between Pin and Pin-Hole— | 1970年9月 | 池田為治, 山岸 崇 |
| TR-215 | ジェット輸送機の操縦のタスクアナリシス
Task Analysis of Jet Transport (DC-8) | 1970年10月 | 樋口一雄, 百名盛之
三好範子, 岡部正典
川原弘靖 |
| TR-216 | 横風中の3次元乱流ジェットの湾曲と発達
Bending and Development Three-dimensional Turbulent Jets in a Gross Wind | 1970年9月 | 遠藤 浩, 中村正義 |
| TR-217 | 人工粘性付 LAX-WENDROFF およびその変形差分法に関する数値実験
Numerical Test on LAX-Wendroff Difference Scheme with Artificial Viscosity and Its Variations by the Two-Step Method | 1970年9月 | 安喜隆幸 |
| TR-218 | 軸流回転機の翼の振動について
II 翼根部による振動減衰
On the Vibration of Axial-flow Turbomachine Blade II Vibration Damping Capacity of the Blade Mounting | 1970年10月 | 宮地敏雄, 星谷昌二
祖父江 靖, 網干三郎
熊谷隆王 |

薄い片持後退角翼の遷音速フラッタ特性におよぼす 集中質量の位置の影響について

中井 暎一*・森田 甫之*・高木 俊朗**

Some Effects of Systematically-Variied Location of a Concentrated Mass on Transonic Flutter Characteristics of Sweptback Thin Cantilever Wings

By Eiichi NAKAI, Toshiyuki MORITA and Toshiro TAKAGI

An experimental investigation of some effects of systematically varied, (i. e., spanwise, longitudinal, and vertical) location of one engine-pod shaped, concentrated mass on transonic flutter characteristics of thin cantilever wings (having a sweptback angle of 20° in quarter-chord line, and panel aspect ratio and taper ratio of 4.0 and 0.4, respectively) has been conducted in the N.A.L. 60 cm \times 60 cm transonic blowdown wind tunnel for flutter testing at Mach numbers between 0.759 and 0.964.

The experimental results are presented in comparing the boundaries of the flutter-density and the experimental flutter-velocity coefficients of the respective wing-pod configuration tested as a function of Mach number, and also are compared with the calculated results by the matrix iteration method which employs two-dimensional incompressible unsteady flow theory as required oscillatory aerodynamic forces. The boundaries of the flutter-density and the experimental flutter-velocity coefficients are characterized by the minimum values at certain interim Mach numbers tested.

1. 概 要

1/4 翼弦線の後退角 20° , 翼面のテーパ比およびアスペクト比それぞれ 0.4 および 4.0 の平面形を有する薄い片持平板翼に, 1つのエンジン・ポッドの形の集中質量をつけて, その位置が遷音速領域においてフラッタ特性にいかなる影響をおよぼすかを実験的に調べた。集中質量の位置は, 翼面に対してスパン方向, 翼弦方向および上下方向に系統的に変えられた。

実験は, 航空宇宙技術研究所の 60 cm \times 60 cm 遷音速フラッタ試験設備において, マッハ数範囲 0.759~0.964 の範囲で行なった。実験の結果は, 各ポッド位置の翼のフラッタ密度および実験フラッタ速度係数をマッハ数の関数として表わして, それぞれのフラッタ境界の比較を行った。いづれのポッド位置の翼のフラッタ密度および実験フラッタ速度係数も, 実験を行な

った模型およびマッハ数範囲については, ある中間のマッハ数で最低値をとって不安定領域が広く, それよりマッハ数が増減するとこれらの値は高くなる。

また, 非圧縮性非定常 2次元線型理論による空気力を用いたマトリックス法によって計算した結果と実験結果との比較を行なった。

2. ま え が き

集中質量を有する翼の高速度におけるフラッタの実験的研究は参考文献 1 および 2 に行われているが, これらの多くは集中質量の重心が翼面に対して限られた範囲の位置に対するものである。この研究では遷音速のマッハ数のある範囲にわたって, 且つ集中質量の位置を翼の中心面に対して系統的に, すなわちスパン方向, 翼弦方向および上下方向に変えて実験を行なって, 各ポッド位置の遷音フラッタ特性の資料を提供してそれぞれのフラッタ境界の比較を行なうとともに実験フラッタの資料を得て理論計算との比較の基準を得ることを目的としている。

* 機体第一部

** 宇宙開発事業団 (元機体第一部)

3. 記 号

- a* 1/4 翼弦線に直角な翼断面における翼弦中心より弾性軸までの距離をその断面の半翼弦長で除した無次元値 (翼弦中心より後方が正)
- [*a*] 翼の剛性係数マトリックス
- A_g* 翼面のアスペクト比
- b* 半翼弦長
- b_i* 気流方向の半翼弦長
- b_s* 翼面の 75% スパン位置の気流方向の半翼弦長
- c_i* 気流方向の翼断面における基準点間の距離
- C_h* 無次元空気力マトリックス要素
- c_R* 翼付根の気流方向の翼弦長
- c_T* 翼端の気流方向の翼弦長
- c_{3/4}* 翼面の 75% スパン位置の気流方向の翼弦長
- d_a* 集中質量取付位置の翼断面における翼弦中心よりポッド重心までの距離
- d_b* 翼の中心面よりポッド重心までの距離
- f_n* *n* 次連成固有振動数 (*n*=1, 2, 3)
- g* 構造減衰係数
- h* 基準点における上下方向変位
- i* 基準点の番号
- i* 虚数単位
- I_s* 翼の弾性軸まわりのポッドの質量慣性モーメント
- I_w* 翼の弾性軸まわりの翼面の質量慣性モーメント
- I_x* ポッドの重心をとおり、ポッドの中心線に平行な軸まわりのポッドの質量慣性モーメント
- I_y* ポッドの重心をとおり、パイロン・ポッドの対称面に直角な軸まわりのポッドの質量慣性モーメント
- k* 相当振動数 $\left(= \frac{b\omega}{V} \right)$
- l* 1/4 翼弦線にそって測った翼面のスパン
- L_h* 非圧縮性非定常二次元線型理論に基づく揚力微係数
- L_d* 非圧縮性非定常二次元線型理論に基づく揚力微係数
- m* 単位翼幅当たりの翼面の質量
- m_p* ポッドの質量
- m_w* 翼面の質量
- M* マッハ数
- M_h* 非圧縮性非定常二次元線型理論に基づくモー

メント微係数

- M_a* 非圧縮性非定常二次元線型理論に基づくモーメント微係数
- M_{ii}* 翼の質量マトリックス要素
- [*M*] 翼の質量マトリックス
- n* スパン方向の翼面の分割数
- q* 動 圧
- r_a* 弾性軸まわりの回転慣性半径
- s* 翼面のスパン
- S_g* 弾性軸まわりの翼面の静モーメント
- V* 速 度
- x_{cg}* 1/4 翼弦線に直角な翼断面における前縁より重心までの距離のその断面の翼弦長に対する百分率
- x_{ea}* 1/4 翼弦線に直角な翼断面における前縁より弾性軸までの距離のその断面の翼弦長に対する百分率
- x_a* 1/4 翼弦線に直角な翼断面における弾性軸より重心までの距離をその断面の半翼弦長で除した無次元値 (弾性軸より後方が正)
- y* 翼付根よりスパン外方への距離
- Δy_i* 翼面の分割載片の幅
- Λ* 1/4 翼弦線の後退角
- λ* 固有値 ($\lambda_R + i\lambda_I$)
- λ_p* 翼面のテーパ比
- μ* 密度比 $\left(= \frac{m}{\pi\rho b^2} \right)$
- ρ* 空気密度
- ω* 円振動数
- ω_a* 捩れ一次円振動数
- [] 正方マトリックス
- { } 列マトリックス
- 下付記号
- e* 実 験 値
- th* 理論計算値
- STA* 基 準

4. 試験装置および試験方法

この研究のフラッタ実験は、航空宇宙技術研究所の遷音速フラッタ試験設備^{3,4)}で行われた。本試験設備は 60 cm×60 cm の正方形断面の測定部を有し、上下多孔壁の場合にはマッハ数約 0.7 より 1.2 までの範囲で運転可能な吹出式間歇風洞である。フラッタ実験を行なうために、風洞運転中にマッハ数をほぼ一定に保持して測定部の密度に対応する総圧を、あるいは、総

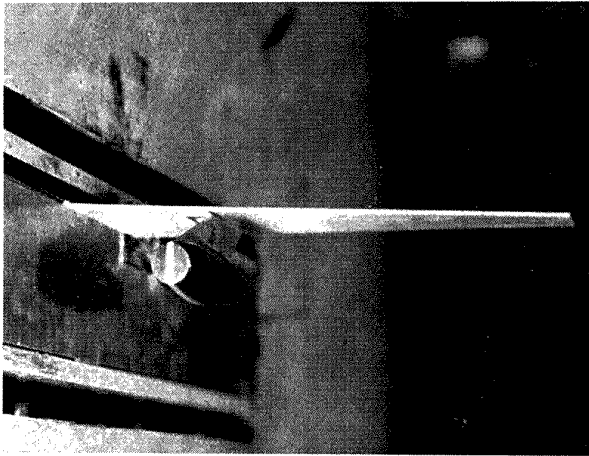


図 1 風洞測定部における模型

圧を一定に保持してマッハ数を掃引変化させることが出来る。

模型は測定筒測壁より迎角 0° にて片持式に支持されて、模型翼の中心面は風洞中心より 26 mm 上方に位置している (図 1)。模型は、風洞の運転開始および停止時の過渡的な気流状態にもとづく荷重による破壊を防止するために、模型出入装置によって測定部の気流が定常状態になるまで模型は測定筒外に保持されて気流も安定した後に測定筒内にそう入され、また模型にフラッタが発生したことを確認の後または風洞運転停止の前に急速に測定筒外に取出される。

模型の曲げおよび捩り変形は、翼付根付近の翼面上に貼付した歪ゲージにより検出され、動歪計を通して電磁オシログラフに、また風洞の測定筒における気流条件を決定する風洞の総圧、測定筒の静圧および激み点温度は電子管式自動平衡型指示記録計に同期して記録された。実験中の測定部内の模型の挙動は、風洞側壁のガラス窓を通して直接に観察され、またフラッタ発生時のモードと振巾の大きさを補助的に見る目的で、16 mm 高速度カメラ (約 4,000 駒/秒) による撮影を一部の実験について行なった。

この実験においては、風洞の運転中に模型にフラッタを発生させるために、測定部におけるマッハ数をほぼ一定に保持して、測定部の密度に対応する風洞総圧を、模型にフラッタを発生させると予想されるより十分に低い値から高い値へ徐々に掃引変化させる方法を用いた。フラッタの発生が確認されると、ただ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、続いて風洞の運転を停止した。

5. 模 型

5.1 形状構造および静的特性

翼模型の形状および寸法は第 2 図に示されるとおりで、気流方向の 1/4 翼弦線の後退角が 20° 、翼面のアスペクト比およびテーパ比それぞれ 4.0 および 0.4 である。翼面スパンは 196.0 mm で、翼は厚さ 2 mm のデュラルミン板(2024-ST)の平板で作られ、前縁および後縁は縁に直角な断面で頂角 60° の模型に成形されている。翼面の平板を胴体側へ 70 mm 延長して、中実アルミ材の模型取付ブロックに押え板をかぶせて $6\text{mm}\phi$ のボルトで片持式に固定される。第 1 表に翼の諸特性を示している。1/4 翼弦線と翼付根の交点において、翼面を 1/4 翼弦線と直角に固定して、翼付根より翼面スパンの 5% より 95% までの間の 10% おきのスパン位置での気流方向断面に、1/4 翼弦線に平行な軸まわりにモーメントを負荷して、光挺子を用いて測定してその断面の回転の中心を求め、これらの回転の中心を結ぶ直線を弾性軸とした。弾性軸ま

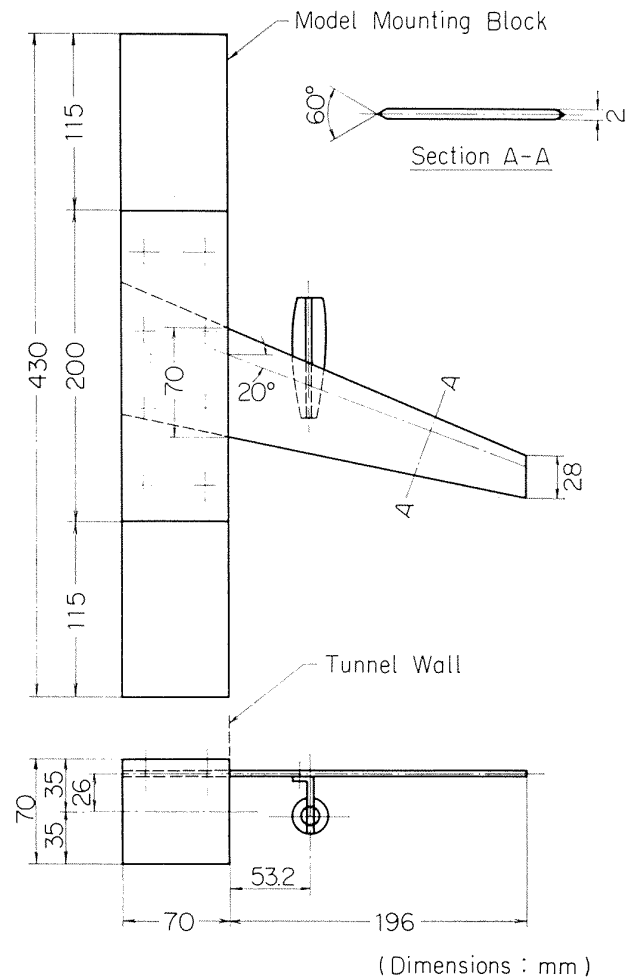


図 2 模型と取り付けブロックの形状および寸法

表 1 翼の特性

翼 断 面	平板, 前後縁 60° 楔型
A_g	4.0
A (deg)	20.0
λ_p	0.4
s (mm)	196.0
$c_{3/4}$ (mm)	38.5
c_R (mm)	70.0
c_T (mm)	28.0
m_w ($g \cdot cm^{-1} \cdot s^2$)	0.0518
S_g ($g \cdot s^2$)	0.00895
I_w ($g \cdot cm \cdot s^2$)	0.1408
x_{ea}	56.08*
x_{cg}	50.00*
x_a	-0.1216*
a	0.1216*
r_a^2	0.797*

* 75%スパン位置での値を示す

わりの翼面の静モーメント S_g および質量慣性モーメント I_w は計算により求められた。

翼面の構造影響係数は、翼 “M-10” について、第 3 図に示すように気流方向の 1/4 および 3/4 翼弦線と翼付根より翼面スパンの 5% より 95% までの間の 10% おきのスパン位置の気流方向の翼弦との交点の 20 点において計測された。これらの計測点はマトリックス法によるフラッタ理論計算に用いられている基準点に一致させている。構造影響係数の測定は、十分に質量の大きな台に翼面を水平に固定して各点に荷重をかけて撓みは差動変圧器を用いて測定した。第 2 表に示されている構造影響係数の値は、実測値をプロットしてこれらの点を結ぶ平滑な曲線よりそれら値については、これらの曲線の値に補正して得られたものである。この補正を行なったのは、主として翼付根近傍の撓みが小さくて従って測定誤差の生じ易い点であった。第 2 表の構造影響係数の値は、実験を行なった翼 “M-10” 以外の翼に対しても理論による振動計算およびフラッタ計算の剛性マトリックスとして共通に用いられた。

集中質量の形状および寸法は第 4 図に示されている。断面円形のエンジン・ポッドの外形を有しており、全長 77 mm で、最大直径は 24 mm 前端より 30.8 mm (全長の 40%) の位置にあり、細長比は 3.88 である。ポッドの芯部、パイロンおよび翼への取付部は厚さ 2 mm の一枚のアルミニウム板を折り曲げ作られて、ポッド芯部の両側にマホガニ材を用いて成形された中実のポッド木部を接着している。集中質量

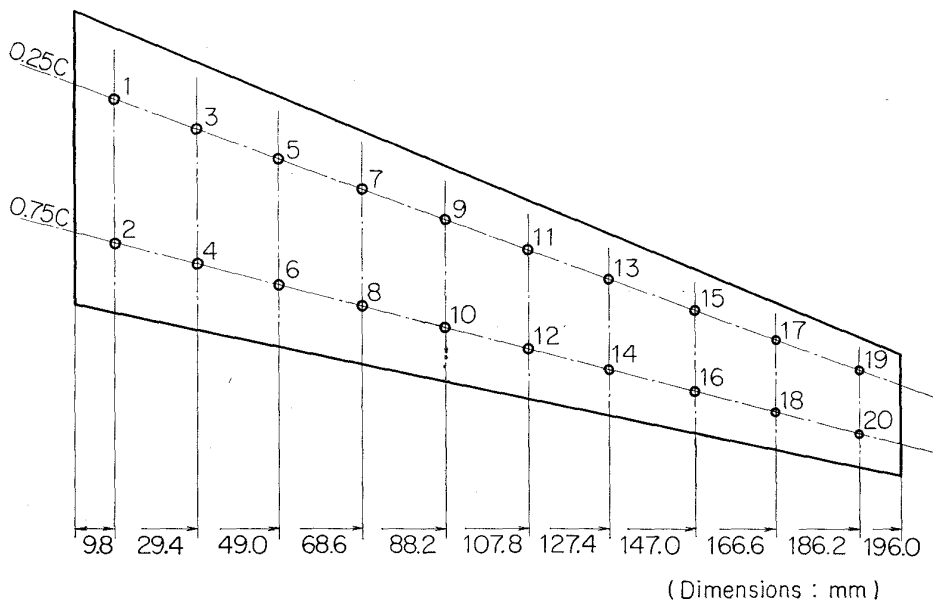


図 3 構造影響係数計測位置

表 2 翼 “M-10” の構造影響係数 (実測値)

($\times 10^{-6}$, cm/gr)

Deflection Points	Load Points																			
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
1	0.40	0.23	0.90	0.73	1.50	1.23	2.10	1.73	2.69	2.23	3.33	2.73	3.90	3.23	4.49	3.73	5.08	4.23	5.68	4.73
2		0.20	0.84	0.81	1.70	1.56	2.20	2.46	3.40	3.48	4.50	4.62	5.00	5.87	6.00	7.10	7.00	8.37	8.00	9.67
3			3.43	3.40	6.60	6.70	10.2	9.90	14.0	13.2	15.8	16.4	21.6	19.5	25.3	22.7	29.2	25.9	32.9	29.1
4				4.00	6.80	8.20	9.50	13.0	15.5	17.9	20.0	22.7	23.5	27.5	29.0	32.4	33.5	37.2	36.0	42.0
5					14.2	13.5	23.9	22.0	33.2	30.5	42.5	40.0	51.7	50.3	61.5	61.0	71.0	71.0	81.0	81.7
6						19.8	22.0	29.7	33.5	40.5	45.0	49.0	53.0	62.2	65.0	73.1	78.0	84.0	85.0	95.0
7							40.0	40.0	56.5	57.8	74.0	73.0	90.5	92.0	108	110	124	127	141	145
8								47.6	58.0	66.0	77.5	85.0	95.0	104	115	122	137	141	160	160
9									86.0	83.0	108	111	141	141	169	170	196	199	224	227
10										95.5	116	125	148	155	181	187	213	222	258	253
11											151	158	197	201	245	246	294	293	340	338
12												169	206	215	259	270	317	324	371	377
13													257	265	329	335	397	404	466	474
14														286	341	362	425	440	508	524
15															419	432	522	530	623	626
16																462	543	570	650	678
17																	645	665	774	790
18																		704	799	838
19																			923	940
20																				992

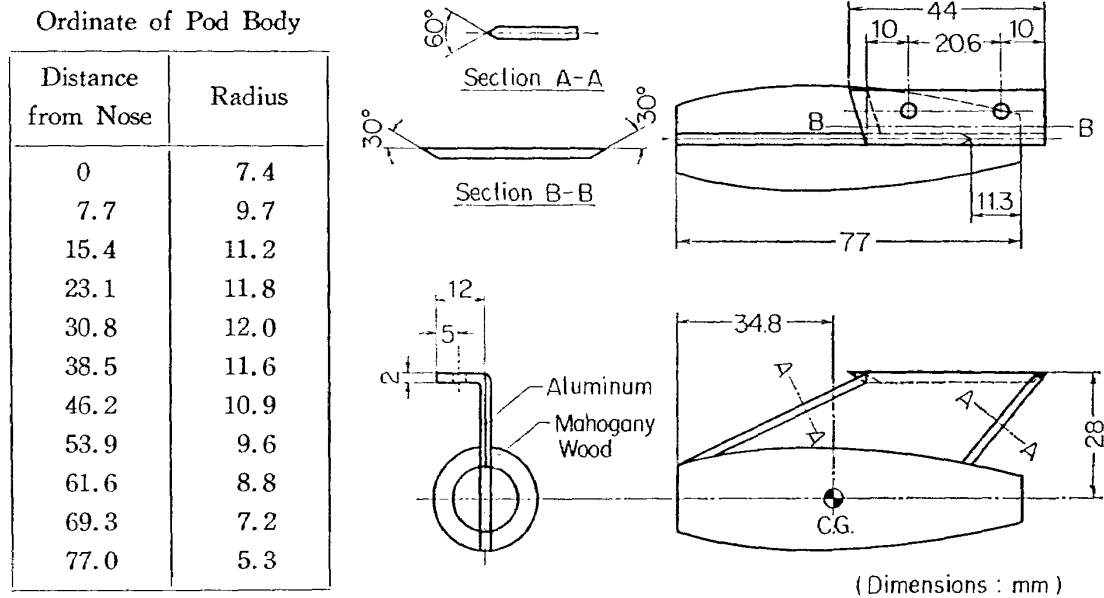


図 4 ポッド (“E” 型) の形状

は、2本の 3mmφ の頭部の薄いボルトおよび薄いナットによって、ポッドの中心線が機体軸に平行に翼に固定されている。エンジン・ポッド部の外形の座標は第4図の中に示されているとおりで、その重心位置は前端面より後方 34.8mm (全長の 45.2%) にある。

翼面とエンジン・ポッドの重心位置の組合せについて、次に述べる三つのシリーズの実験を行なった。ポッドの重心が、翼付根より 53.2mm のスパン位置、翼の中心面より垂直下方に 29mm、ポッド取付スパン位置での翼弦の中心より前方に 36.6mm の場合を基準にして、ポッドの重心をスパン方向、前後方向および上下方向に移動させた。それぞれスパン方向位置シリーズ、前後方向位置シリーズおよび上下方向位置シリーズとする。なお、基準のポッドの重心位置の場合をポッド “E” 型と称する。

(1) スパン方向位置シリーズ

第5図に示されてるように、各ポッドの重心は翼の中心面より下方へ 29mm、かつ翼前縁より 7.3mm 前方にあって、ポッド D型、I型、E型、J型および F 型の順に翼付根よりスパン外方に 26.6mm、39.9mm、53.2mm、66.5mm および 79.8mm の位置に移動している。なお、ポッドのない翼面の場合を、ポッドが翼付根にある場合と仮定してこのシリーズに加えている。

(2) 前後方向位置シリーズ

第6図に示されているように、各ポッドの重心は翼付根より 53.2mm のスパン位置で、かつ翼の中心面より下方へ 29mm にあって、ポッド A型、B型、E

型およびC型の順にポッド取付のスパン位置での翼弦中心より前方に 8.6mm、22.6mm、36.6mm および 50.6mm の位置に移動している。

(3) 上方向位置シリーズ

第7図に示されているように、各ポッドの重心は翼付根より 53.2mm のスパン位置で、かつポッド取付のスパン位置での翼弦中心より前方に 36.6mm にあり、ポッド E型、G型およびH型の順に翼の中心面よ

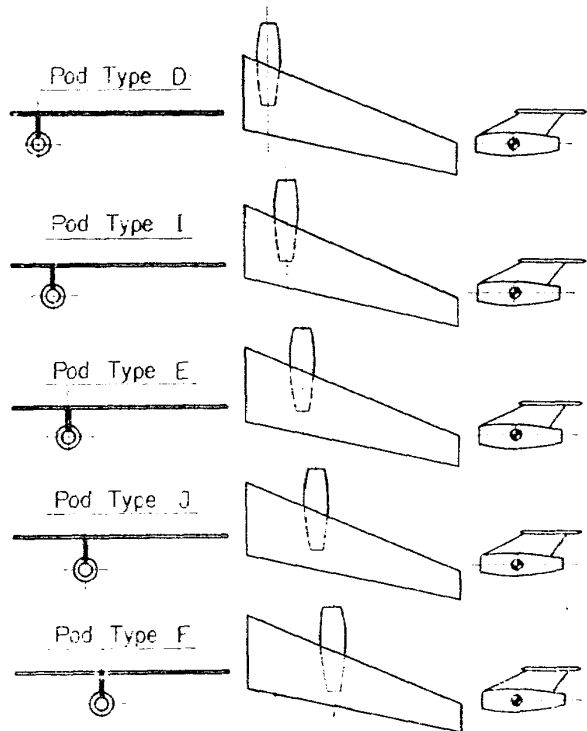


図 5 翼模型の形状 (スパン方向位置シリーズ)

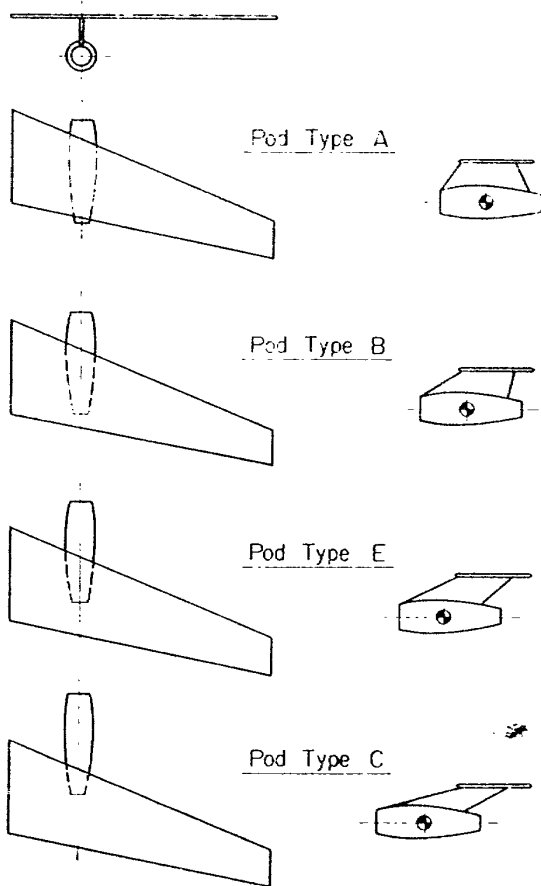


図 6 翼模型の形状 (前後方向位置シリーズ)

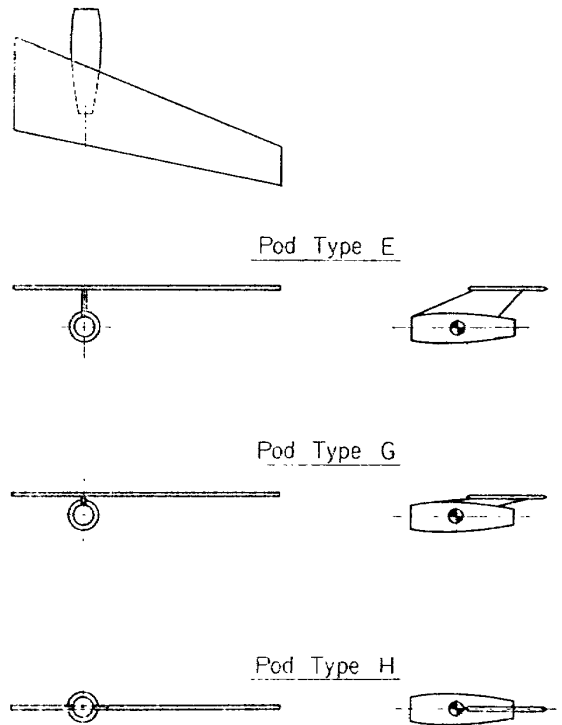


図 7 翼模型の形状 (上下方向位置シリーズ)

り下方に 29 mm, 15 mm および 0 mm の位置に移動している。

ポッドの位置および関連の諸特性を第 3 表に示している。集中質量部の質量は、金属部に木部を接着後の重量を測定して、エンジン・ポッドの質重および質量慣性モーメントを算出した。ポッド部の質量 m_p は、マホガニー材および接着剤の不均一により第 3 表に示されているように多少の相違を生じている。

パイロンの形は、第 5～7 図に示されているように、ポッド D 型、I 型、E 型、J 型および F 型に対しては同一であるが、これらのポッド型に対してポッド A 型、B 型、C 型および G 型は異っている。ポッド H 型の場合にはパイロンがなく、エンジン芯部のアルミニウム板に直角に作ったスリットに翼面を挿し込んで接着して固定している。

模型の名称は、前および後のアルファベットと数字の組がそれぞれ翼面および集中質量をあらわしている。たとえば、模型 M-6-E-4 は、翼面が M の 6 号で、集中質量はポッド E 型の 4 号である。

5.2 振動特性

フラッタ実験を行ったすべての模型について、フラ

ッタ模型振動試験装置⁵⁾を用いて、最初の 3 つの連成固有振動数および各モードのノード線を計測した。ノード線は翼面に砂粒を撒布して得られた。また、風洞側壁に模型を取り付けた状態で静止空気中での自由減衰振動を電磁オシログラフに記録し、その減衰振動曲線より構造減衰係数を求めた。第 4 表に翼と集中質量の組合せの模型の連成固有振動と構造減衰係数、および翼面のみでの連成固有振動数を示している。固有振動数は、スパン方向位置シリーズではポッドの重心が翼付根より外方に、前後方向位置シリーズではポッドの重心が後方より前方へ、また上下方向位置シリーズでは上方より下方に移動するに従って減少する傾向を示している。

なお、振動試験を行なった加振周波数の範囲内では、ポッドの横揺れのモードの固有振動数は発生しなかった。

第 8, 9 および 10 図に、各ポッド型の代表翼のノード線およびそれに対応する固有振動数を、それぞれスパン方向位置シリーズ、前後方向位置シリーズおよび上下方向位置シリーズについて示している。同じポッドの形式の異なる翼面の場合も、実験のノード線は

表 3 ポットの位置および諸特性

POD TYPE	y (mm)	d_a (mm)	d_b (mm)	c_m (mm)	m_p ($\text{gr}\cdot\text{s}^2/\text{cm}$) $\times 10^{-2}$	y/l_p	d_a/c_m	d_b/c_m	m_p/m_w	I_s/I_w	I_x ($\text{gr}\cdot\text{cm}\cdot\text{s}^2$) $\times 10^{-2}$	I_y ($\text{gr}\cdot\text{cm}\cdot\text{s}^2$) $\times 10^{-2}$
D-1					2.12				0.409	4.47	1.19	8.48
D-5	26.6	39.5		64.3	2.12	0.136	0.614	0.451	0.409	4.47	1.19	8.48
D-9					2.11				0.407	4.45	1.18	8.44
D-10					2.06				0.398	4.35	1.15	8.24
I-2					2.11				0.407	4.30	1.18	8.44
I-6	39.9	38.0		61.5	2.11	0.204	0.619	0.472	0.407	4.30	1.18	8.44
I-11			29.0		2.15				0.415	4.38	1.20	8.60
A-2		8.6			1.87		0.147		0.361	2.30	1.05	7.50
B-1		22.6			2.08		0.386		0.402	3.51	1.18	8.32
B-2					1.85				0.357	3.12	1.04	7.42
E-1					1.87				0.361	4.70	1.05	7.50
E-2	53.2	36.6		58.6	1.87	0.271	0.625	0.495	0.361	4.70	1.05	7.50
E-4					2.22				0.429	5.58	1.25	8.90
C-1		50.6			2.13		0.863		0.411	7.88	1.19	8.53
C-2					2.18				0.421	8.07	1.25	8.74
G-3		36.6	15.0		2.13		0.625	0.256	0.411	4.16	1.19	8.53
H-2			0		2.15			0	0.415	3.77	1.26	8.33
J-5					2.12				0.409	4.04	1.19	8.48
J-7	66.5	35.2		55.8	2.15	0.339	0.631	0.520	0.415	4.09	1.20	8.60
J-10			29.0		2.06				0.398	3.95	1.15	8.24
F-3	79.8	33.8		52.9	2.19	0.407	0.638	0.548	0.423	4.00	1.23	8.77
F-5					2.40				0.464	4.38	1.35	9.62

表 4 模型翼の連成固有振動数および構造減衰係数

WITH POD					WITHOUT POD			
MODEL	FREQUENCY c.p.s.			g	MODEL	FREQUENCY c.p.s.		
	f ₁	f ₂	f ₃			f ₁	f ₂	f ₃
N-0	48.7	250.3	441.6	0.0252	N-0	48.7	250.3	441.6
M-12	51.6	265.4	495.6	0.0195	M-12	51.6	265.4	495.6
N-0-A-1	50.0	193.4	296.1	0.0195				
N-6-A-2	50.1	194.6	298.8	0.0159	N-6	51.6	266.6	490.8
N-2-B-1	49.2	180.3	281.2	0.0158	N-2	50.2	267.1	504.7
N-5-B-2	48.6	195.9	281.2	0.0115	N-5	51.8	268.4	490.0
N-0-E-1	46.9	170.0	272.1	0.0176				
N-0-E-2	45.3	160.8	259.2	0.0151				
M-6-E-4	51.1	179.7	275.9	0.0156	M-6	51.3	265.7	490.3
M-0-C-1	50.2	148.1	268.8	0.0159	M-0	51.1	262.0	483.2
N-2-C-2	50.8	156.1	272.4	0.0128				
M-3-C-1	50.6	148.6	271.7	0.0135	M-3	51.8	266.6	494.0
M-1-G-3	52.1	207.8	315.5	0.0149	M-1	52.2	268.5	497.7
M-5-G-3	51.9	204.1	312.9	0.0157	M-5	52.1	268.2	500.1
M-16-H-2	53.2	220.4	332.4	0.0083	M-16	51.2	264.0	491.0
M-7-D-1'	54.0	236.6	318.6	0.0099	M-7	52.6	270.2	505.4
M-7-D-5'	53.5	236.2	324.7	0.0097				
M-7-D-9	52.3	223.5	304.5	0.0126				
M-7-D-10	52.3	228.5	313.0	0.0150				
M-11-I-2'	52.1	207.7	306.4	0.0117	M-11	51.2	263.9	491.5
M-11-I-6'	51.1	198.8	298.0	0.0136				
M-11-I-11	50.8	198.7	300.0	0.0126				
M-13-J-5'	50.4	167.4	262.7	0.0068	M-13	51.2	264.6	491.6
M-14-J-7	49.7	167.2	255.9	0.0137	M-14	50.9	262.5	488.4
M-13-J-10	50.3	168.9	260.6	0.0129				
M-8-F-5	49.2	156.0	254.2	0.0101	M-8	52.4	269.8	502.9
M-8-F-3	48.5	149.6	248.1	0.0123				
M-15-F-3	48.1	149.1	244.6	0.0132	M-15	50.9	262.2	487.8
					M-10	52.2	269.0	501.2

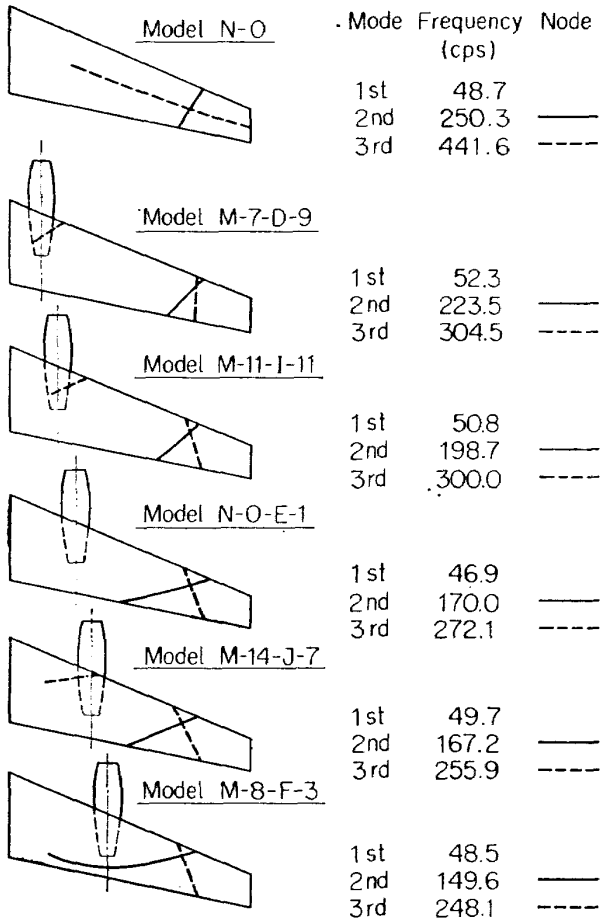


図 8 各ポッド型代表翼のノード線および固有振動数 (スパン方向位置シリーズ)

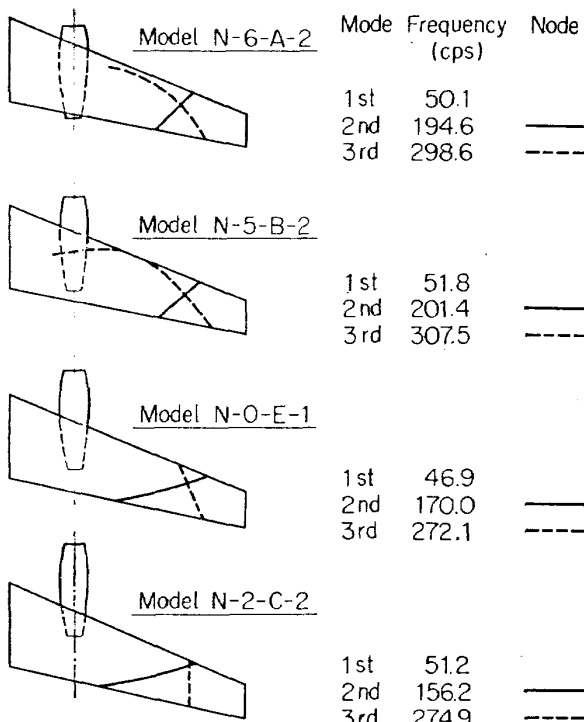


図 9 各ポッド型代表翼のノード線および固有振動数 (前後方向位置シリーズ)

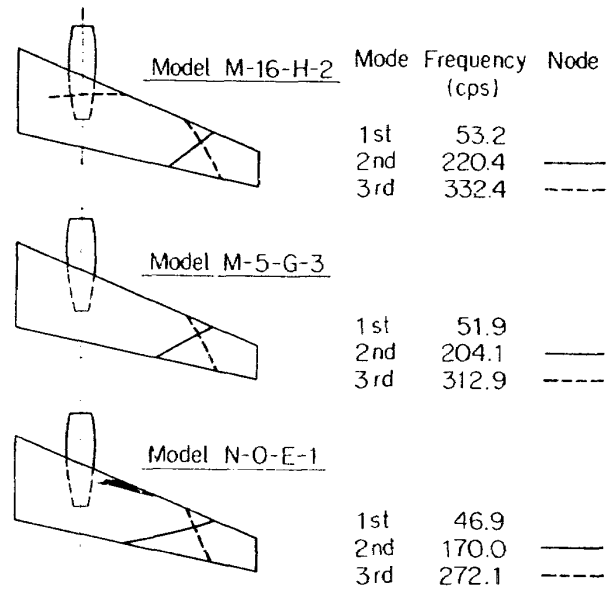


図 10 各ポッド型代表翼のノード線および固有振動数 (上下方向位置シリーズ)

殆んど一致している。スパン方向位置シリーズでは、第 8 図に示されているように、ポッドの位置がスパン外方に移動するにつれて、二次固有振動数のノード線は時計方向に、また三次固有振動数のノード線は反時計方向に順次回転する傾向を示している。また、第 9 および 10 図に示されているように、前後方向位置シリーズではポッドの位置が翼面に対して後方より前方に移動するにつれて、上下方向位置シリーズでは上方より下方に移動するにつれて、二次および三次固有振動のノード線はいずれも時計方向に回転する傾向を示している。

なお、各ポッド型の翼についての理論計算による振動数およびノード線と実験との比較については、付記 A に述べている。

6. 試験結果

試験によって得られたフラッタの結果および関連のある計算数値を第 5 表 (a)~(k) に各ポッド型の翼について示している。第 5 表に示されている密度比 μ および相当振動数 k の値は、75% スパン位置での気流方向の翼弦長を基準にしている。

発生したフラッタは古典的な曲げ振り連成型で、試験を行なった範囲ではフラッタ振動数は模型の一次および二次固有振動数の間にある。フラッタが発生した点の測定部密度をフラッタ密度とすると、フラッタ密度のマッハ数に対する増減に応じてフラッタ振動数も増減する傾向を示している。フラッタ発生時の密度

表 5 (a) フラッタ実験結果および関連計算数値 (翼面のみ)

M	ρ_e kg·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	q_e kg/m ²	μ_e	ω_e rad/sec	k_e	$\frac{V_e}{b_s \omega_e \sqrt{\mu_e}}$	V_{th} m/sec	ω_{th} rad/sec	k_{th}	V_e/V_{th}	ω_e/ω_{th}	k_e/k_{th}
MODEL N-0													
0.759	0.2520	240.9	7,312	70.41	885.3	0.0707	0.538	264.8	1,313	0.0954	0.910	0.675	0.741
0.787	0.2141	247.5	6,558	82.87	850.7	0.0662	0.509	281.7	1,286	0.0879	0.879	0.661	0.753
0.829	0.1827	260.4	6,194	97.12	837.6	0.0619	0.495	307.8	1,188	0.0743	0.846	0.705	0.833
0.841	0.1782	261.0	6,070	99.57	839.4	0.0619	0.490						
0.845	0.1682	265.7	5,937	105.49	833.2	0.0604	0.484	314.0	1,229	0.0753	0.846	0.678	0.802
0.866	0.1507	271.8	5,567	117.74	724.5	0.0513	0.469	328.5	1,223	0.0716	0.827	0.593	0.717
0.888	0.1458	278.6	5,658	121.69	708.7	0.0490	0.473	333.5	1,204	0.0695	0.835	0.589	0.705
0.918	0.1383	284.3	5,612	128.29	715.0	0.0483	0.470	350.8	1,202	0.0659	0.812	0.595	0.733
0.936	0.1625	289.4	6,805	109.19	730.7	0.0486	0.519	318.5	1,230	0.0743	0.909	0.593	0.654
0.956	0.2134	295.9	9,342	83.14	828.8	0.0539	0.608	286.2	1,279	0.0860	1.034	0.647	0.629
0.963	0.2305	296.7	10,146	76.98	829.4	0.0538	0.633	272.4	1,297	0.0916	1.089	0.640	0.587
MODEL M-12													
0.853	0.1734	269.0	6,306	102.32	811.8	0.0581	0.444	313.6	1,275	0.0783	0.858	0.636	0.742
0.865	0.1625	271.1	5,972	109.19	799.2	0.0567	0.433	324.8	1,263	0.0749	0.835	0.632	0.757
0.884	0.1564	277.3	6,012	113.45	785.4	0.0545	0.434	330.5	1,257	0.0732	0.839	0.625	0.745
0.899	0.1458	282.9	5,834	121.69	740.2	0.0504	0.428	342.0	1,244	0.0700	0.827	0.595	0.720
0.919	0.1458	285.4	6,011	121.69	729.5	0.0492	0.428	342.0	1,244	0.0700	0.835	0.586	0.703
0.953	0.1795	294.1	7,768	98.85	785.4	0.0514	0.494	309.5	1,284	0.0799	0.951	0.611	0.643

表 5 (b) フラッタ実験結果および関連計算数値 (ポッド A 型翼)

M	ρ_e kg·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	q_e kg/m ²	μ_e	ω_e rad/sec	k_e	$\frac{V_e}{b_g \omega_e \sqrt{\mu_e}}$	V_{th} m/sec	ω_{th} rad/sec	k_{th}	V_e/V_{th}	ω_e/ω_{th}	k_e/k_{th}
MODEL N-6-A-2													
0.793	0.2693	255.4	8,783	65.89	885.9	0.0668	0.870	217.0	1,092	0.0969	1.177	0.811	0.689
0.823	0.2361	265.4	8,315	75.15	863.9	0.0627	0.847	230.1	1,080	0.0904	1.153	0.799	0.694
0.858	0.1943	277.3	7,468	91.32	811.4	0.0563	0.803	256.6	1,057	0.0793	1.081	0.768	0.710
0.876	0.1906	281.1	7,530	93.09	820.0	0.0562	0.806	258.0	1,058	0.0789	1.090	0.774	0.712
0.905	0.1946	289.6	8,160	91.18	801.1	0.0533	0.840	255.7	1,056	0.0795	1.133	0.758	0.670
0.919	0.2678	289.8	11,246	66.26	869.0	0.0577	0.985	217.0	1,092	0.0969	1.335	0.796	0.596
MODEL N-0-A-1													
0.853	0.1942	272.3	7,197	91.37	809.5	0.0572	0.796	253.5	1,033	0.0784	1.074	0.784	0.730
0.879	0.1841	277.1	7,067	96.38	802.6	0.0558	0.788	260.0	1,030	0.0762	1.068	0.780	0.732

表 5 (c) フラッタ実験結果および関連計算数値 (ポッド B 型翼)

M	ρ_e kg·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	q_e kg/m ²	μ_e	ω_e rad/sec	k_e	$\frac{V_e}{b_s \omega_a \sqrt{\mu_e}}$	V_{th} m/sec	ω_{th} rad/sec	k_{th}	V_e/V_{th}	ω_e/ω_{th}	k_e/k_{th}
MODEL N-2-B-1													
0.826	0.2225	265.9	7,866	79.74	782.9	0.0567	0.876	238.4	1,011	0.0816	1.115	0.774	0.695
0.941	0.2130	295.6	9,306	83.30	776.0	0.0505	0.952	248.1	1,057	0.0820	1.191	0.734	0.616
MODEL N-5-B-2													
0.786	0.2565	253.3	8,229	69.17	878.4	0.0668	0.896	226.0	1,039	0.0885	1.121	0.845	0.755
0.789	0.2621	255.5	8,555	67.70	886.6	0.0668	0.913	223.8	1,040	0.0895	1.142	0.852	0.746
0.796	0.2579	258.9	8,643	68.80	860.8	0.0640	0.918	225.4	1,040	0.0888	1.149	0.828	0.721
0.827	0.2067	268.2	7,434	85.84	816.8	0.0586	0.851	252.2	1,026	0.0784	1.063	0.796	0.748
0.845	0.2167	270.8	7,946	81.88	789.8	0.0561	0.880	246.3	1,024	0.0800	1.100	0.771	0.700
0.863	0.1890	278.6	7,335	93.88	816.8	0.0564	0.846	263.9	1,024	0.0747	1.056	0.798	0.755
0.863	0.1975	275.6	7,501	89.84	785.4	0.0549	0.855	258.0	1,024	0.0765	1.068	0.766	0.713
0.877	0.1838	280.0	7,205	96.53	785.4	0.0540	0.838	267.2	1,014	0.0731	1.048	0.774	0.739
0.881	0.1797	280.3	7,061	98.74	766.8	0.0527	0.829	270.1	1,013	0.0722	1.038	0.757	0.729
0.884	0.1779	283.0	7,124	99.74	773.7	0.0526	0.833	271.5	1,012	0.0716	1.042	0.769	0.735
0.918	0.1819	293.1	7,813	97.54	785.4	0.0516	0.873	268.5	1,013	0.0721	1.092	0.774	0.715
0.939	0.2055	299.2	9,198	86.34	785.4	0.0505	0.947	252.8	1,021	0.0777	1.183	0.769	0.649

表 5 (d) フラッタ実験結果および関連計算数値 (ポッド E 型翼)

M	ρ_e kg·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	q_e kg/m ²	μ_e	ω_e rad/sec	k_e	$\frac{V_e}{b_s \omega_a \sqrt{\mu_e}}$	V_{th} m/sec	ω_{th} rad/sec	k_{th}	V_e/V_{th}	ω_e/ω_{th}	k_e/k_{th}
MODEL N-0-E-1													
0.859	0.1653	270.6	6,052	107.34	796.1	0.0566	0.793	269.9	909.0	0.0648	1.003	0.876	0.873
0.873	0.1523	273.8	5,709	116.56	799.2	0.0562	0.771	282.3	899.5	0.0613	0.970	0.888	0.916
0.874	0.1492	272.9	5,556	118.92	722.6	0.0510	0.753	285.3	892.0	0.0602	0.957	0.808	0.847
MODEL N-0-E-2													
0.773	0.2287	248.2	7,044	77.58	852.0	0.0662	0.899	226.0	931.2	0.0793	1.098	0.914	0.835
0.788	0.2107	251.6	6,669	84.21	820.0	0.0627	0.875	236.0	927.5	0.0756	1.066	0.884	0.829
0.789	0.1991	253.1	6,377	89.12	818.1	0.0622	0.856	239.6	963.5	0.0774	1.056	0.849	0.804
0.807	0.1821	253.4	5,847	97.44	825.0	0.0627	0.819	250.2	926.8	0.0713	1.014	0.889	0.879
0.821	0.1791	262.9	6,189	99.07	791.7	0.0580	0.843	252.0	922.9	0.0705	1.043	0.857	0.823
0.842	0.1777	265.5	6,263	99.85	801.1	0.0581	0.848	255.2	921.0	0.0695	1.040	0.869	0.836
0.898	0.1486	281.1	5,871	119.40	706.9	0.0484	0.821	284.9	893.0	0.0603	0.987	0.791	0.803
0.921	0.1625	286.6	6,674	109.19	705.6	0.0474	0.876	266.9	912.5	0.0658	1.074	0.773	0.720
0.937	0.1737	291.7	7,390	102.15	708.7	0.0468	0.921	268.4	864.8	0.0620	1.087	0.819	0.755
MODEL M-6-E-4													
0.833	0.1825	265.4	6,427	97.22	747.7	0.0542	0.807	267.6	931.2	0.0670	0.992	0.803	0.809
0.835	0.1773	266.5	6,296	100.07	772.8	0.0558	0.795	271.0	932.4	0.0662	0.983	0.829	0.843
0.847	0.1628	269.4	5,908	108.99	759.0	0.0542	0.773	283.8	926.8	0.0628	0.949	0.819	0.863
0.872	0.1565	276.7	5,991	113.37	749.0	0.0521	0.779	288.8	924.3	0.0616	0.958	0.810	0.846
0.872	0.1540	276.8	5,900	115.21	740.2	0.0515	0.773	291.0	925.5	0.0612	0.951	0.800	0.842
0.898	0.1480	283.8	5,960	119.89	736.4	0.0499	0.777	297.1	922.4	0.0597	0.955	0.798	0.836
0.920	0.1642	289.0	6,857	108.06	740.8	0.0493	0.833	282.0	926.8	0.0632	1.025	0.800	0.780

表 5 (e) フラッタ実験結果および関連計算数値 (ポッドC型翼)

M	ρ_e kg·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	q_e kg/m ²	μ_e	ω_e rad/sec	k_e	$\frac{V_e}{b_g \omega_e \sqrt{\mu_e}}$	V_{th} m/sec	ω_{th} rad/sec	k_{th}	V_e/V_{th}	ω_e/ω_{th}	k_e/k_{th}
MODEL M-0-C-1													
0.835	0.1930	266.9	6,874	91.93	683.6	0.0493	0.856	245.6	823.7	0.0646	1.087	0.830	0.763
0.863	0.1584	277.5	6,099	112.01	691.8	0.0480	0.807	268.2	837.4	0.0601	1.035	0.836	0.799
0.877	0.1598	282.1	6,359	111.03	681.1	0.0465	0.823	266.9	834.9	0.0606	1.057	0.816	0.767
MODEL N-2-C-2													
0.784	0.2369	262.6	8,168	74.90	754.2	0.0553	0.921	213.7	882.0	0.0795	1.229	0.854	0.696
0.836	0.2042	267.5	7,306	86.89	754.0	0.0543	0.871	231.8	840.5	0.0698	1.154	0.897	0.778
0.854	0.1764	275.2	6,680	101.15	718.2	0.0502	0.833	247.2	846.0	0.0659	1.113	0.849	0.762
0.872	0.1671	280.4	6,569	106.18	725.1	0.0498	0.826	255.5	833.5	0.0627	1.097	0.870	0.794
0.902	0.1546	288.5	6,434	114.77	706.9	0.0472	0.818	266.5	830.3	0.0600	1.083	0.851	0.787
0.920	0.1640	293.5	7,064	108.19	698.1	0.0458	0.857	258.0	848.8	0.0633	1.138	0.822	0.724
0.932	0.2181	296.7	9,600	81.35	706.9	0.0459	0.998	223.1	859.9	0.0742	1.329	0.822	0.619
0.948	0.2523	301.0	11,429	70.33	733.3	0.0469	1.090	209.0	889.0	0.0819	1.440	0.824	0.573
MODEL M-3-C-1													
0.884	0.1520	283.3	6,102	116.73	702.5	0.0477	0.798	269.1	840.1	0.0601	1.053	0.836	0.794
0.892	0.1546	282.1	6,151	114.77	698.1	0.0476	0.801	266.5	830.3	0.0600	1.055	0.841	0.793

表 5 (f) フラッタ実験結果および関連計算数値 (ポッド G 型翼)

M	ρ_e kg·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	q_e kg/m ²	μ_e	ω_e rad/sec	k_e	$\frac{V_e}{b_s \omega_a \sqrt{\mu_e}}$	V^{th} m/sec	ω^{th} rad/sec	k^{th}	V_e/V^{th}	ω_e/ω^{th}	k_e/k^{th}
MODEL M-5-G-3													
0.840	0.2023	269.8	7,363	87.71	830.6	0.0593	0.761	275.9	1,120	0.0781	0.978	0.741	0.759
0.862	0.1843	276.2	7,030	96.27	822.5	0.0573	0.744	273.0	922.4	0.0650	1.012	0.892	0.882
0.885	0.1805	275.3	6,840	98.31	785.4	0.0549	0.734	281.4	1,012	0.0692	0.978	0.766	0.793
0.891	0.1748	281.9	6,946	101.51	754.6	0.0515	0.739	282.6	897.5	0.0611	0.998	0.840	0.843
0.898	0.1821	279.9	7,133	97.44	787.9	0.0542	0.750	280.7	1,036	0.0710	0.999	0.761	0.763
MODEL M-1-G-3													
0.790	0.2362	252.5	7,530	75.12	850.7	0.0649	0.764	239.0	990.0	0.0797	1.056	0.859	0.814
0.819	0.2172	259.8	7,330	81.69	858.9	0.0636	0.754	251.7	1,014	0.0776	1.032	0.846	0.820
0.821	0.2190	259.7	7,385	81.02	816.2	0.0605	0.756	250.9	1,018	0.0781	1.035	0.802	0.775
0.825	0.2157	263.6	7,494	82.26	873.4	0.0638	0.768	252.4	1,010	0.0770	1.044	0.865	0.829
0.829	0.2156	261.9	7,394	82.30	838.8	0.0617	0.757	252.7	1,008	0.0768	1.036	0.832	0.803
0.868	0.1792	272.2	6,639	99.01	821.8	0.0581	0.717	277.5	911.3	0.0632	0.981	0.901	0.919
0.916	0.1767	286.1	7,232	100.98	730.7	0.0492	0.748	280.2	904.5	0.0621	1.021	0.809	0.792
0.924	0.1895	289.7	7,952	94.16	784.1	0.0521	0.784	268.1	940.0	0.0675	1.081	0.834	0.772
0.928	0.1909	287.8	7,907	92.94	762.4	0.0510	0.783	266.2	974.0	0.0704	1.081	0.723	0.724
0.933	0.1824	291.2	7,734	97.28	768.4	0.0508	0.774	275.0	922.5	0.0646	1.059	0.833	0.786
0.942	0.2174	292.0	9,268	81.61	754.0	0.0497	0.847	251.8	1,010	0.0772	1.160	0.746	0.644
0.944	0.1964	295.5	8,575	90.34	755.2	0.0492	0.815	263.2	955.6	0.0699	1.122	0.789	0.704
0.960	0.2199	296.8	9,686	80.69	728.9	0.0473	0.866	250.7	1,015	0.0779	1.184	0.718	0.607

表 5 (g) フラッタ実験結果および関連計算数値 (ポッドH型翼)

M	ρ_e kg·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	q_e kg/m ²	μ_e	ω_e rad/sec	k_e	$\frac{V_e}{b_g \omega_e \sqrt{\mu_e}}$	V_{th} m/sec	ω_{th} rad/sec	k_{th}	V_e/V_{th}	ω_e/ω_{th}	k_e/k_{th}
MODEL M-16-H-2													
0.819	0.2428	259.4	8,168	73.08	911.2	0.0675	0.755	275.5	1,056	0.0738	0.942	0.863	0.915
0.826	0.2270	258.6	7,590	78.16	843.8	0.0628	0.727	282.4	1,063	0.0724	0.916	0.794	0.867
0.838	0.2130	260.5	7,227	83.30	845.1	0.0624	0.710	290.9	1,047	0.0693	0.896	0.807	0.900
0.845	0.2005	263.7	7,281	88.49	817.4	0.0597	0.698	292.9	1,047	0.0688	0.900	0.781	0.868
0.876	0.1824	274.0	6,847	97.28	803.6	0.0565	0.691	311.8	1,038	0.0641	0.879	0.774	0.881
0.915	0.1630	285.2	6,629	108.85	779.1	0.0526	0.680	328.0	1,029	0.0604	0.873	0.757	0.871
0.928	0.1674	289.0	6,990	105.99	718.2	0.0478	0.698	324.5	1,031	0.0611	0.894	0.697	0.782
0.936	0.1670	289.4	6,993	106.25	757.8	0.0504	0.699	323.5	1,031	0.0614	0.895	0.735	0.821
0.950	0.1800	294.4	7,800	98.57	782.3	0.0512	0.738	313.3	1,037	0.0637	0.940	0.754	0.804
0.964	0.2110	296.2	9,256	84.09	707.5	0.0460	0.803	291.5	1,015	0.0670	1.016	0.697	0.687

表 5 (h) フラッタ実験結果および関連計算数値 (ポッドD型翼)

M	ρ_c kg·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	q_e kg/m ²	μ_e	ω_e rad/sec	k_e	$\frac{V_e}{b_s \omega_e \sqrt{\mu_e}}$	$V_{t,h}$ m/sec	$\omega_{t,h}$ rad/sec	$k_{t,h}$	$V_e/V_{t,h}$	$\omega_e/\omega_{t,h}$	$k_e/k_{t,h}$
MODEL M-7-D-1'													
0.847	0.2119	264.2	7,395	83.73	844.0	0.0615	0.749	261.8	1,218	0.0896	1.009	0.693	0.686
0.857	0.1880	266.7	6,686	94.38	767.4	0.0554	0.712	277.8	1,204	0.0834	0.960	0.638	0.664
0.884	0.1632	275.0	6,171	108.72	746.7	0.0523	0.685	298.3	1,184	0.0764	0.922	0.631	0.684
0.909	0.1529	280.6	6,069	116.04	731.0	0.0501	0.676	308.1	1,176	0.0735	0.911	0.621	0.682
0.948	0.1964	290.6	8,293	90.34	753.6	0.0499	0.794	271.9	1,209	0.0856	1.069	0.623	0.583
MODEL M-7-D-5'													
0.803	0.2328	260.2	7,879	76.22	897.4	0.0664	0.759	250.8	1,233	0.0946	1.038	0.728	0.702
0.892	0.1655	279.1	6,448	107.21	780.6	0.0538	0.686	296.9	1,189	0.0771	0.940	0.657	0.698
0.925	0.1546	288.3	6,427	114.77	748.6	0.0500	0.685	307.1	1,182	0.0741	0.939	0.633	0.675
0.935	0.1578	289.7	6,623	112.44	725.3	0.0483	0.696	304.2	1,184	0.0749	0.952	0.613	0.644
0.946	0.1750	294.1	7,567	101.39	759.9	0.0497	0.744	289.0	1,196	0.0797	1.018	0.636	0.624
0.946	0.1865	291.6	7,929	95.14	767.4	0.0507	0.761	280.0	1,203	0.0827	1.041	0.638	0.613
MODEL M-7-D-9													
0.803	0.2668	254.7	8,656	66.50	922.5	0.0697	0.848	232.6	1,228	0.1016	1.095	0.752	0.686
0.821	0.2316	260.7	7,869	76.61	885.5	0.0654	0.809	251.0	1,224	0.0939	1.039	0.723	0.696
0.855	0.2050	270.4	7,497	86.55	859.7	0.0612	0.789	267.2	1,207	0.0870	1.012	0.712	0.704
0.875	0.1695	278.0	6,549	104.68	791.3	0.0548	0.738	293.6	1,182	0.0775	0.947	0.670	0.707
0.892	0.1544	281.8	6,131	114.92	771.8	0.0527	0.714	307.5	1,169	0.0732	0.916	0.660	0.720
MODEL M-7-O-10													
0.935	0.1635	291.6	6,951	108.52	758.0	0.0500	0.740	300.0	1,174	0.0751	0.972	0.646	0.666
0.943	0.1821	296.9	8,024	97.44	749.8	0.0486	0.795	284.5	1,187	0.0803	1.044	0.631	0.605
0.945	0.1931	297.3	8,535	91.89	820.2	0.0531	0.825	276.3	1,195	0.0833	1.076	0.686	0.638
0.955	0.2162	296.5	9,503	81.61	807.6	0.0524	0.865	261.3	1,211	0.0892	1.135	0.667	0.588

表 5 (i) フラッタ実験結果および関連計算数値 (ポッド I 型翼)

M	ρ_e kg·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	q_e kg/m ²	μ_e	ω_e rad/sec	k_e	$\frac{V_e}{b_g \omega_e \sqrt{\mu_e}}$	V_{th} m/sec	ω_{th} rad/sec	k_{th}	V_e/V_{th}	ω_e/ω_{th}	k_e/k_{th}
MODEL M-11-I-2'													
0.845	0.1862	265.8	6,577	95.29	754.9	0.0547	0.735	269.0	1,048	0.0750	0.988	0.720	0.729
0.876	0.1481	273.4	5,535	119.80	718.4	0.0506	0.674	303.3	1,036	0.0658	0.901	0.694	0.769
0.914	0.1585	283.4	6,365	111.94	715.3	0.0486	0.723	293.5	1,038	0.0681	0.966	0.689	0.713
0.926	0.1522	286.2	6,233	116.58	741.7	0.0499	0.716	299.5	1,035	0.0665	0.956	0.717	0.750
0.941	0.1785	289.6	7,485	99.40	724.1	0.0482	0.784	276.7	1,047	0.0729	1.047	0.691	0.661
0.943	0.2008	292.0	8,561	88.36	722.8	0.0477	0.838	261.0	1,056	0.0779	1.119	0.684	0.612
0.947	0.2084	291.8	8,872	85.14	747.3	0.0493	0.854	256.4	1,059	0.0795	1.138	0.706	0.620
MODEL M-11-I-6'													
0.799	0.2340	251.5	7,410	75.83	841.5	0.0644	0.801	241.2	1,075	0.0858	1.043	0.783	0.751
0.804	0.2225	253.6	6,431	79.74	837.1	0.0635	0.788	246.8	1,072	0.0836	1.028	0.781	0.760
0.817	0.2004	256.5	6,596	88.54	810.7	0.0609	0.756	260.8	1,062	0.0784	0.984	0.764	0.777
0.854	0.1630	267.5	5,821	108.85	727.2	0.0523	0.712	288.3	1,048	0.0699	0.928	0.694	0.749
0.868	0.1460	273.8	5,486	122.21	722.8	0.0508	0.689	305.0	1,038	0.0655	0.898	0.697	0.776
0.883	0.1510	275.1	5,733	117.50	727.9	0.0509	0.704	299.8	1,040	0.0669	0.918	0.700	0.761
MODEL M-11-I-8													
0.851	0.1626	270.2	5,934		748.6	0.0533							
MODEL M-11-I-11													
0.842	0.1768	267.3	6,316	100.36	756.7	0.0545	0.735	277.5	1,041	0.0722	0.963	0.727	0.755
0.850	0.1561	270.7	5,723	114.31	737.9	0.0525	0.700	295.3	1,031	0.0672	0.917	0.716	0.781

表 5 (j) フラッタ実験結果および関連計算数値 (ポッド J 型翼)

M	ρ_e kg·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	q_c kg/m ²	μ_e	ω_e rad/sec	k_e	$\frac{V_e}{b_s \omega_e \sqrt{\mu_e}}$	V_{th} m/sec	ω_{th} rad/sec	k_{th}	V_e/V_{th}	ω_e/ω_{th}	k_e/k_{th}
MODEL M-13-J-5'													
0.843	0.1955	265.4	6,885	90.76	715.9	0.0519	0.877	282.0	1,788	0.1220	0.941	0.401	0.425
0.872	0.1845	273.4	6,895	96.17	707.1	0.0498	0.878	286.0	1,881	0.1265	0.956	0.376	0.394
MODEL M-14-J-7													
0.807	0.2244	258.5	7,497	79.07	673.8	0.0502	0.940	287.3	1,461	0.0978	0.900	0.462	0.513
0.858	0.1881	272.9	7,004	94.33	690.8	0.0487	0.908	282.5	1,857	0.1265	0.966	0.372	0.386
0.872	0.1853	276.6	7,089	95.75	677.0	0.0471	0.913	284.8	1,856	0.1254	0.971	0.365	0.376
0.877	0.1798	278.2	6,968	98.68	682.0	0.0472	0.906	289.0	1,876	0.1249	0.963	0.364	0.378
0.890	0.1888	281.1	7,459	93.98	728.5	0.0499	0.937	282.0	1,859	0.1268	0.997	0.392	0.394
0.900	0.2137	283.7	8,600	83.03	709.0	0.0481	1.006	294.0	1,464	0.0959	0.965	0.484	0.502
0.909	0.2393	286.0	9,787	74.15	685.8	0.0462	1.073	280.0	1,546	0.1062	1.021	0.444	0.435
MODEL M-13-J-10													
0.780	0.2517	249.7	7,847	70.49	771.8	0.0595	0.944	235.0	1,934	0.1583	1.063	0.399	0.377
0.820	0.2217	261.3	7,569	80.03	775.0	0.0571	0.927	283.0	1,761	0.1197	0.923	0.440	0.475

表 5 (k) フラッタ実験結果および関連計算数値 (ポッド F 型翼)

M	ρ_e kg·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	q_e kg/m ²	μ_e	ω_e rad/sec	k_e	$\frac{V_e}{b_e \omega_e \sqrt{\mu_e}}$	V_{th} m/sec	ω_{th} rad/sec	k_{th}	V_e/V_{th}	ω_e/ω_{th}	k_e/k_{th}
MODEL M-8-F-5													
0.836	0.2120	263.8	7,374	83.69	601.0	0.0439	0.938	256.0	1,733	0.1303	1.031	0.347	0.337
0.891	0.2006	280.3	7,880	88.45	639.9	0.0439	0.969	268.0	1,906	0.1369	1.046	0.336	0.321
MODEL M-8-F-3													
0.849	0.1973	265.7	6,960	90.44	628.0	0.0455	0.934	270.9	1,800	0.1279	0.981	0.349	0.356
0.862	0.1955	268.5	7,048	90.76	624.9	0.0448	0.939	271.8	1,788	0.1266	0.988	0.350	0.354
0.864	0.1864	273.1	6,954	95.19	652.5	0.0469	0.933	279.5	1,764	0.1215	0.977	0.370	0.379
0.880	0.1949	277.6	7,506	91.04	612.9	0.0425	0.970	273.0	1,806	0.1272	1.017	0.339	0.334
0.882	0.2046	277.4	7,871	86.72	628.0	0.0436	0.993	261.0	1,800	0.1327	1.063	0.349	0.328
0.896	0.2168	281.9	8,612	81.84	637.4	0.0435	1.038	250.8	1,838	0.1410	1.124	0.347	0.308
MODEL M-15-F-3													
0.812	0.2657	258.2	8,859	66.78	641.8	0.0479	1.068	231.3	1,673	0.1392	1.116	0.384	0.344
0.819	0.2586	261.9	8,872	68.61	668.2	0.0491	1.069	233.3	1,818	0.1500	1.123	0.368	0.327
0.896	0.2089	282.2	8,316	84.94	594.7	0.0406	1.034	261.0	1,736	0.1280	1.081	0.343	0.317
0.901	0.2295	282.7	9,171	77.31	628.0	0.0428	1.086	246.3	1,821	0.1424	1.148	0.345	0.301
0.907	0.2281	283.5	9,168	77.79	598.5	0.0406	1.087	247.5	1,836	0.1428	1.146	0.326	0.285
0.907	0.2344	286.0	9,584	75.70	628.0	0.0423	1.111	243.0	1,866	0.1479	1.177	0.337	0.286
0.927	0.2550	288.4	10,605	69.58	615.4	0.0411	1.168	234.3	1,758	0.1549	1.231	0.350	0.265

比 μ_e は約 65 より 130 までの範囲にある。

6.1 フラッタ密度比

各ポッド型の翼について、第5表に示されているフラッタ密度をマッハ数に対してプロットしてこれらをつなぐ曲線をフラッタ密度境界線とする。各ポッド型の翼のフラッタ密度境界線を各方向位置シリーズに対して第 11, 13 および 15 図に重ね合わせて示している。いずれのポッド型の翼のフラッタ境界線も、マッハ

数 0.90 の近傍で最低値を示して不安定領域が最も広く、マッハ数がそれより増加しても減少してもフラッタ密度は増加して安定領域が広がる傾向を示している。

マッハ数の影響を考慮しなければならない高速度におけるフラッタ風洞試験においては、マッハ数が決まると速度が早い同一の値になり、密度のみが変数となる。この試験の場合のように、同一翼面を用いて得ら

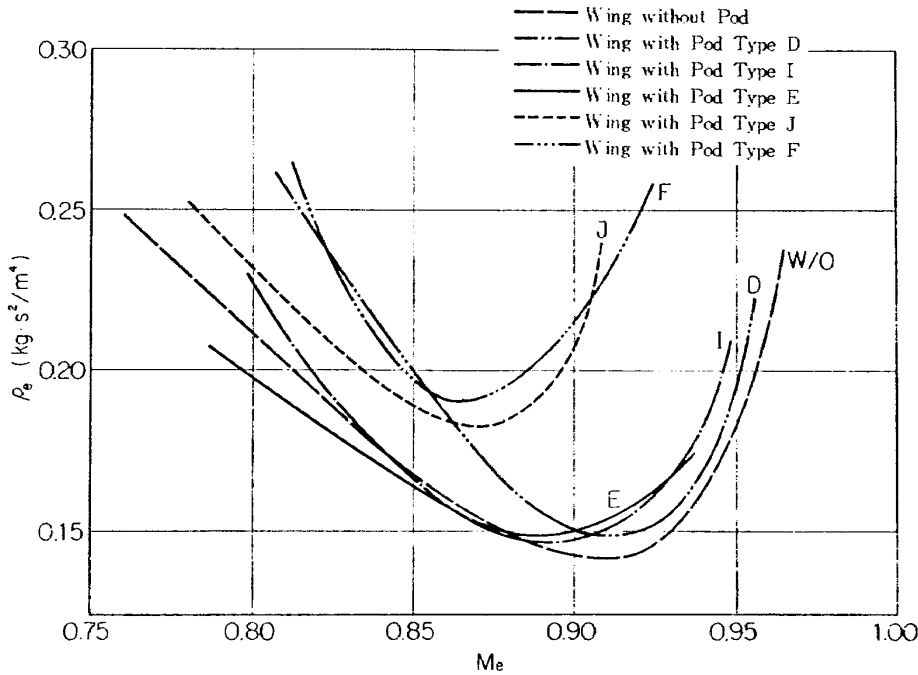


図 11 マッハ数に対するフラッタ密度の変化 (スパン方向位置シリーズ)

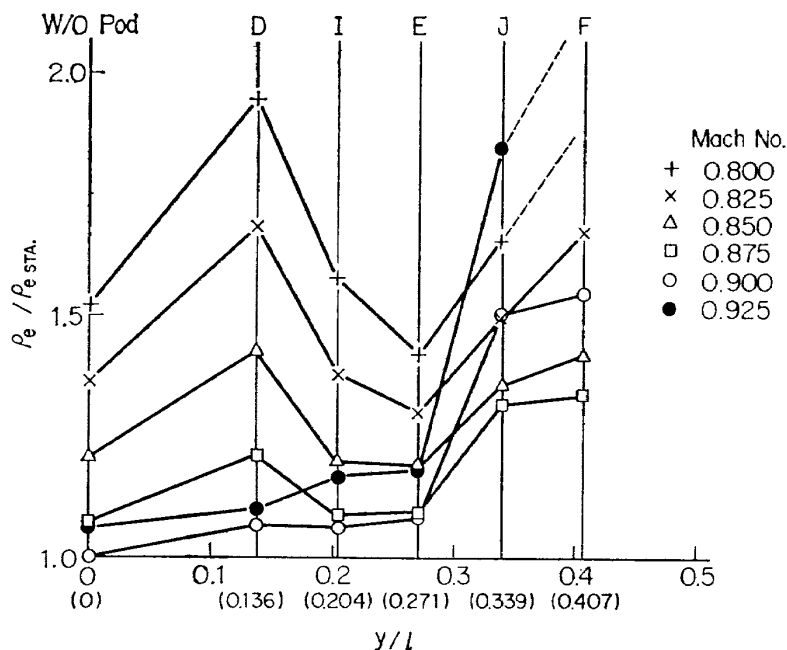


図 12 ポッドの位置に対するフラッタ密度の変化 (スパン方向位置シリーズ)

れたフラッタ資料のうち、フラッタ密度がポッドの位置の移動に対応して相違を生ずるパラメータである。従って、何れのポッド型の翼がフラッタに対して安全であるか否かの判定にフラッタ密度の大小がその基準の一つとなると考えられる。

6.1.1. スパン方向位置シリーズ

第 11 図に示されているように、フラッタ密度が最

低値を示すマッハ数はポッドがスパン外方に移動するに従って低くなる傾向を示している。すなわち、これらのマッハ数はポッド D 型, I 型, E 型, J 型および F 型の翼の順にそれぞれ 0.91, 0.89, 0.89, 0.87 および 0.87 で、ポッドのない翼の場合は 0.90 である。またこれらのマッハ数におけるフラッタ密度の最低値はポッド J 型および F 型の翼が高く、他のポッド型

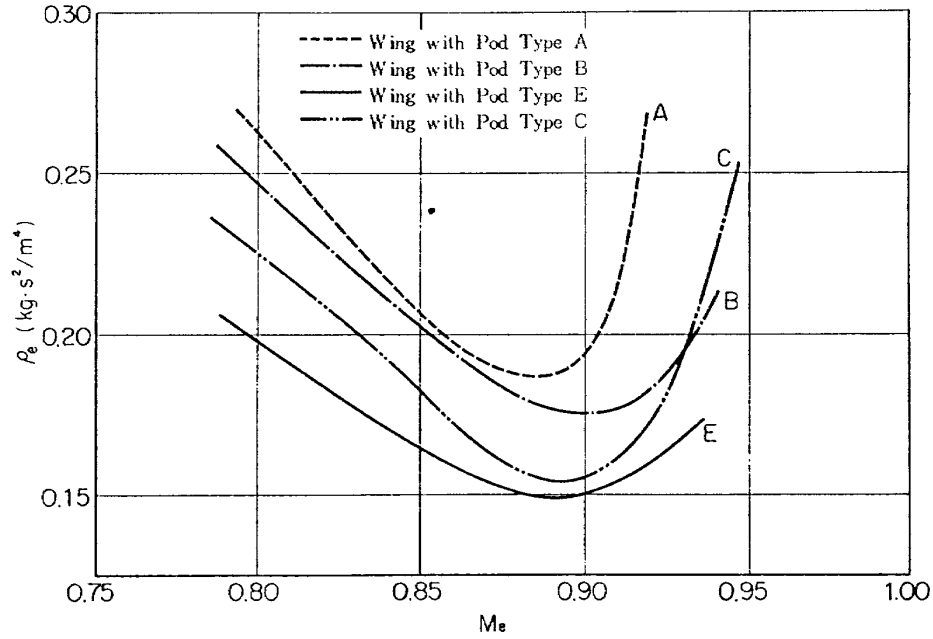


図 13 マッハ数に対するフラッタ密度の変化 (前後方向位置シリーズ)

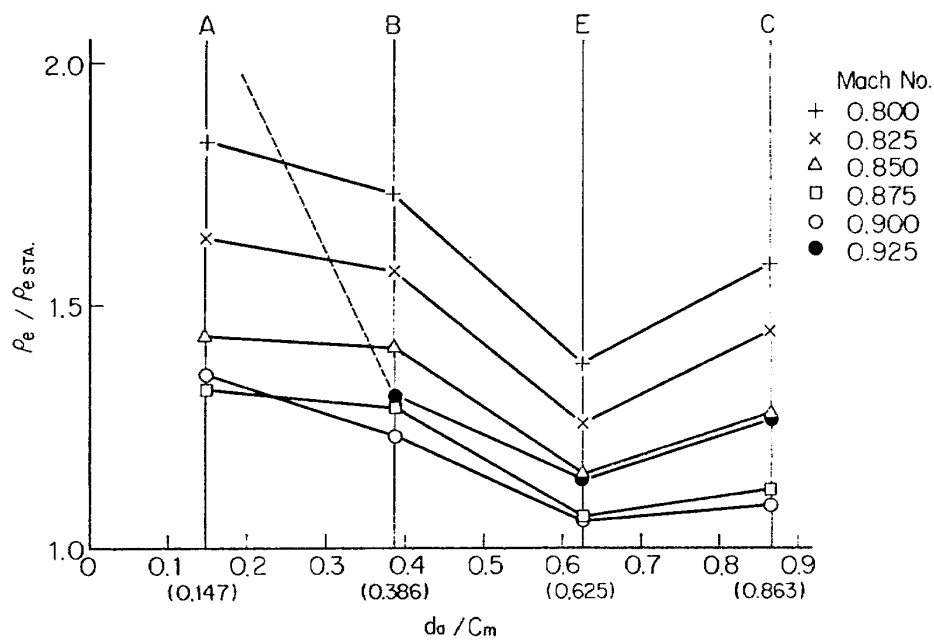


図 14 ポッドの位置に対するフラッタ密度の変化 (前後方向位置シリーズ)

の翼は殆んが同じ値を示して約 20% 低い。マッハ数がフラッタ密度の最低値を示すマッハ数より減少すると、マッハ数の減少に対するフラッタ密度の増加の割合はポッドD型、I型およびJ型の翼が他のポッド型の翼より急激であり、またマッハ数が増加する場合のフラッタ密度の増加の割合はいづれのポッド型の翼もほぼ同程度で、マッハ数が減少する場合よりも急激である。

第 12 図に、マッハ数一定の場合のスパン方向に対するフラッタ密度の変化の状態を示している。第 12 図の縦軸は、実験を行った中で最低のフラッタ密度の値を示しているポッドのない翼のマッハ数 0.90 におけるフラッタ密度で他のフラッタ密度の値を正規化して表はしている。マッハ数が 0.800 より 0.875 までは、ポッドの位置がスパン外方に移動するにつれて、フラッタ密度はポッド I 型の位置で一旦高くなり、ポ

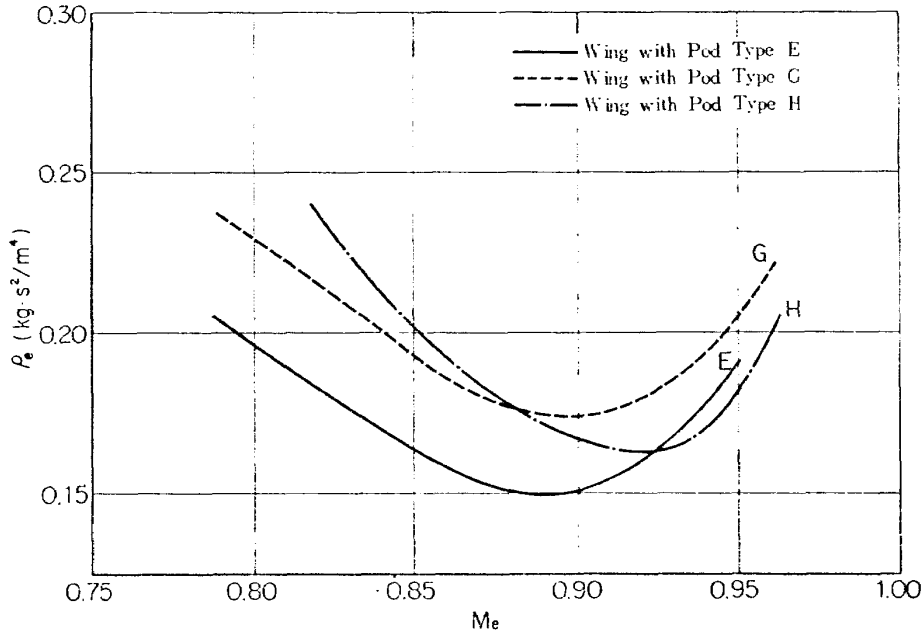


図 15 マッハ数に対するフラッタ密度の変化 (上下方向位置シリーズ)

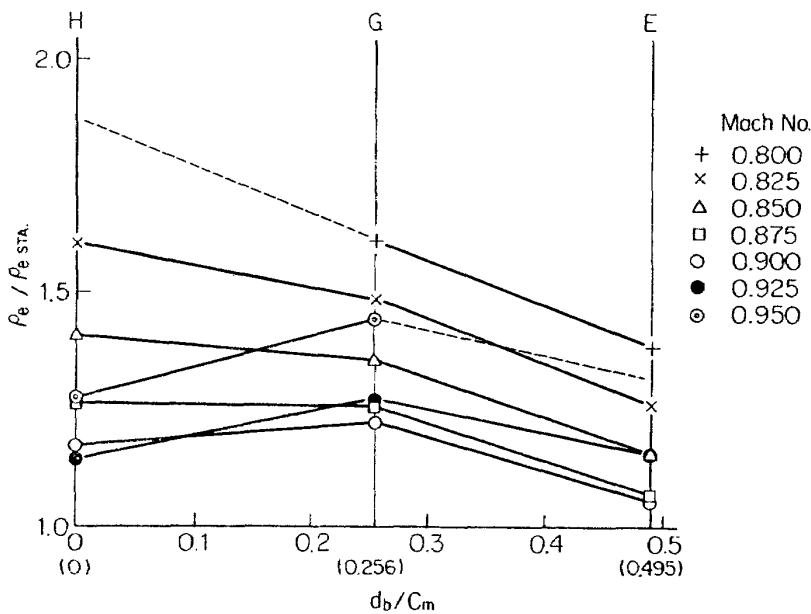


図 16 ポッドの位置に対するフラッタ密度の変化 (上下方向位置シリーズ)

ッドI型, E型の位置の順に低くなってポッドE型の位置で谷となり, それより外方の位置では再び順次高くなる。また, マッハ数が 0.90 以上ではポッドの位置がスパン外方に移動するにつれて, フラッタ密度は順次高くなる。

6.1.2. 前後方向位置シリーズ

第 13 図に示されているように, フラッタ密度境界線はポッドA型, B型, C型およびE型の翼の順に不安定領域が広がっている。フラッタ密度が最低を示すマッハ数は, ポッドA型, B型, E型およびC型の順にそれぞれ 0.88, 0.90, 0.89 および 0.89 であり, これらのマッハ数におけるフラッタ密度はポッドA型, B型, C型およびE型の順に低くなっている。マッハ数が, フラッタ密度の最低値を示すマッハ数より減少すると, マッハ数の減少に対するフラッタ密度の増加の割合は, いずれのポッド型の翼の場合もほぼ等しく, またマッハ数が増加する場合のフラッタ密度の増加の割合は, マッハ数が減少する場合より急激で, 特にポッドA型およびC型の翼の場合が顕著である。

第 14 図に, マッハ数一定の場合のポッドの前後方向に対するフラッタ密度の変化の状態を示している。マッハ数 0.800 より 0.950 までの全域にわたって, 基準のポッドE型の翼の場合がフラッタ密度は低く, ポッドがE型より前方あるいは後方に移動するとフラッタ密度は高くなる。

6.1.3. 上下方向位置シリーズ

第 15 図に示されているように, フラッタ密度境界線はポッドG型, H型およびE型の順に不安定領域が広がっている。フラッタ密度が最低値を示すマッハ数は, ポッドE型, G型およびH型の順に, それぞれ 0.89, 0.90 および 0.92 である。これらのマッハ数におけるフラッタ密度の最低値は, ポッドG型, H型およびE型の順に低くなっている。マッハ数が, フラッタ密度の最低値を示すマッハ数より減少あるいは増加すると, マッハ数の減少あるいは増加に対するフラッタ密度の増加の割合は, いずれのポッド型の翼に対しても同じ程度であるが, マッハ数が増加する場合の方が減少する場合よりその割合は大きい。

第 16 図に, マッハ数一定の場合のポッドの上下方向の移動に対するフラッタ密度の変化の状態を示している。マッハ数が 0.800 より 0.875 までの範囲ではポッドが上方に移動するにつれてフラッタ密度は大きくなり, マッハ数が 0.900 以上ではポッドが中間にある型の翼のフラッタ密度が高くなり, それよりポッ

ドが上方でも下方でもフラッタ密度は低くなる。

6.2 実験フラッタ速度係数

実験フラッタ速度係数 $V_e/b_r\omega_a\sqrt{\mu_e}$ は, フラッタ密度の減少あるいは剛性の増加につれて減少し, 動圧の増加につれて増加する。フラッタ密度あるいは剛性が一定の場合は横軸に平行な直線で表わされ, また動圧が一定の場合は原点より出る放射線で表わされる。第 8 図のポッドなしの翼のノード線に示されているように, 捩れ1次モードは3次固有振動数に関連しているため, この係数に含まれている ω_a に対しては各ポッド型の翼の3次固有振動数を用いて整理している。

各ポッド型の翼について, 第 5 表 (a) ~ (k) の実験フラッタ速度係数をマッハ数に対してプロットして, これらを結ぶ曲線を実験フラッタ速度係数境界線とする。これらの境界線を各方向位置シリーズに対して第 17, 18, および 19 図に重ね合わせて示している。いずれのポッド型の翼の実験フラッタ速度係数境界線も, 実験を行なったマッハ数範囲の中間のマッハ数で最低値を示して不安定領域が最も広く, マッハ数がそれより増加しても減少しても実験フラッタ速度係数は増加して安定領域が広くなり, その増加の割合はマッハ数が増加する場合の方が減少する場合より顕著である。

6.2.1. スパン方向位置シリーズ

第 17 図に示されているように, ポッドの位置がスパン外方に移動するにつれて実験フラッタ速度係数境界線で示されるフラッタ安定領域が広がっている。ただしマッハ数 0.9 以下ではポッドD型の翼がI型の翼より高い値を示している。また, 実験フラッタ速度係数が最低値を示すマッハ数は, ポッド位置がスパン外方に移動するにつれて低くなっている。

6.2.2. 前後方向位置シリーズ

第 18 図に示されているように, いずれのポッド型の翼の実験フラッタ速度係数境界線をこの係数の値にして約 0.1 の帯の中に入れており, この中でポッドE型の翼の境界線が他のポッド型の境界線より低い値を示している。実験フラッタ速度係数の最低値を示すマッハ数は, ポッドB型, C型, E型およびA型の翼の順に低くなっている。

6.2.3. 上下方向位置シリーズ

第 19 図に示されているように, 実験フラッタ速度係数境界線はポッドH型, G型およびE型の順に, すなわちポッド翼面より遠ざかるに従って高くなって安定領域が広がっている。またこの係数の最低値を示

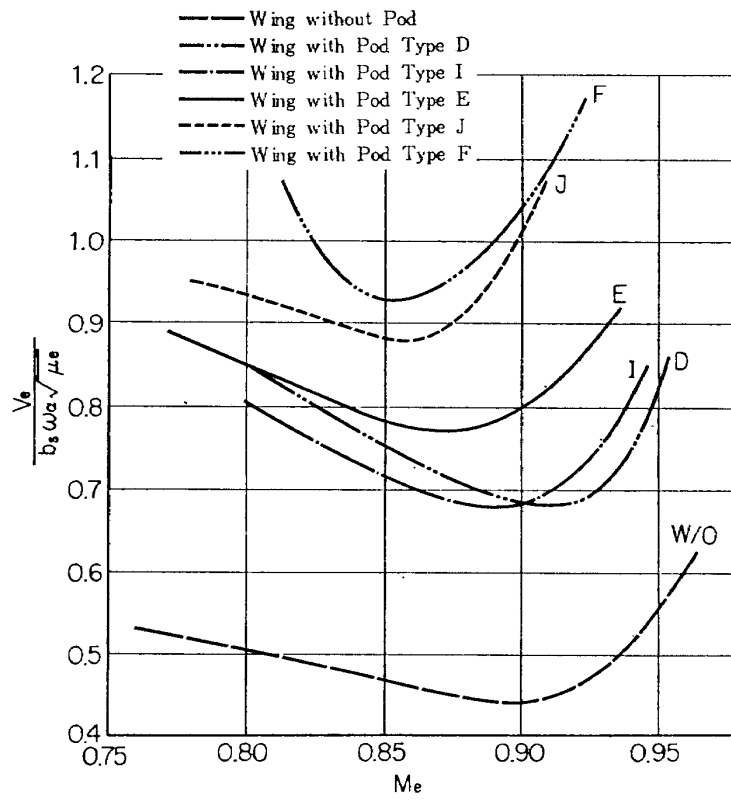


図 17 マッハ数に対する実験フラッタ速度係数の変化 (スパン方向位置シリーズ)

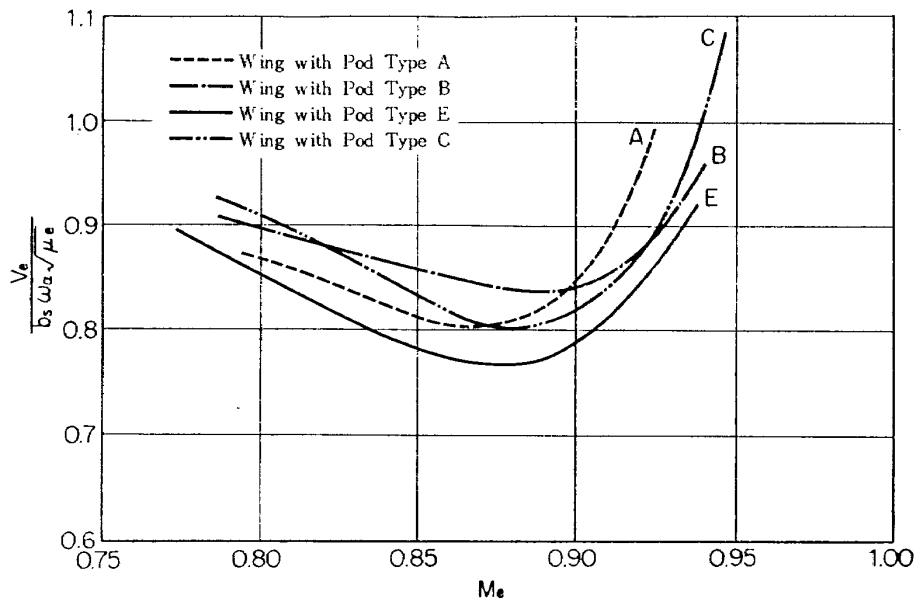


図 18 マッハ数に対する実験フラッタ速度係数の変化 (前後方向位置シリーズ)

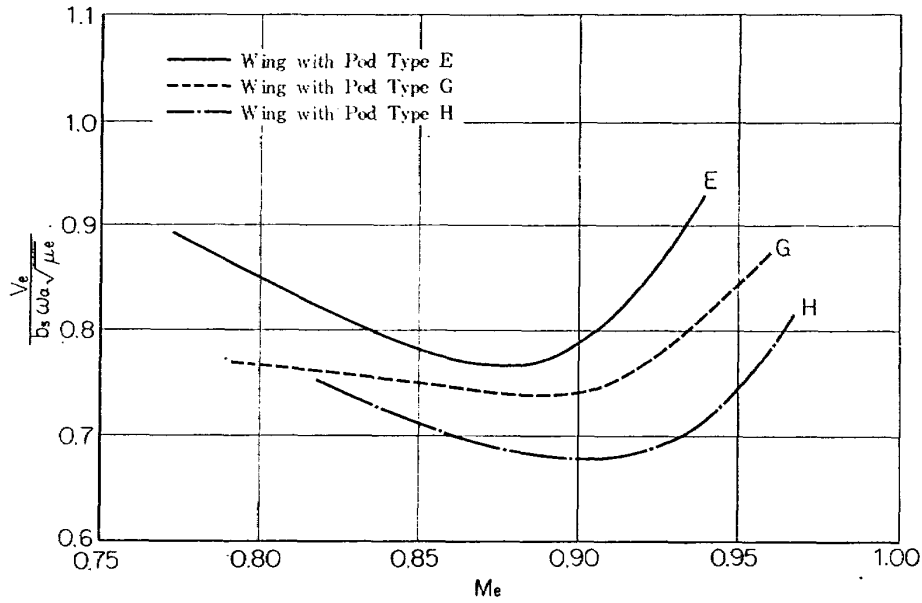


図 19 マッハ数に対する実験フラッタ速度係数の変化 (上下方向位置シリーズ)

すマッハ数は、ポッドが翼面より下方に移動するにつれて、マッハ数の値は順次低くなっている。

6.3 フラッタ速度比

実験フラッタ速度と、非圧縮性二次元線型理論による非定常空気力を用いて付記Bに述べているマトリクス法による理論計算⁶⁾ フラッタ速度との比をフラッタ速度比とする。各ポッド型の翼について、第5表(a)～(k)に示されているフラッタ速度比 V_e/V_{th} をマッハ数に対してプロットして曲線で結び、各方向位置シリーズに対してこれらの曲線を重ね合せてそれ

ぞれ第 20, 21, および 22 図に示している。いずれのポッド型の翼についても、フラッタ速度比の曲線は、フラッタ密度および実験フラッタ速度係数の境界線と同様に、実験を行った中間のあるマッハ数でフラッタ速度比が最低となり、それよりマッハ数が増減するとフラッタ速度比は増加し、その増加の割合はマッハ数が増加する場合の方が減少する場合より急激である。

6.3.1. スパン方向位置シリーズ

第 20 図に示されているように、ポッドD型、I

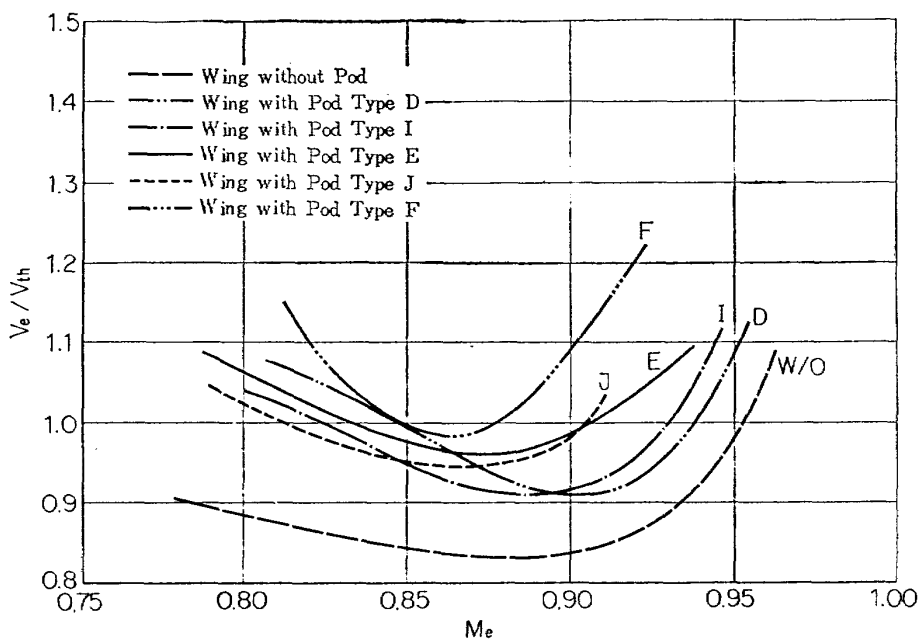


図 20 マッハ数に対するフラッタ速度比の変化 (スパン方向位置シリーズ)

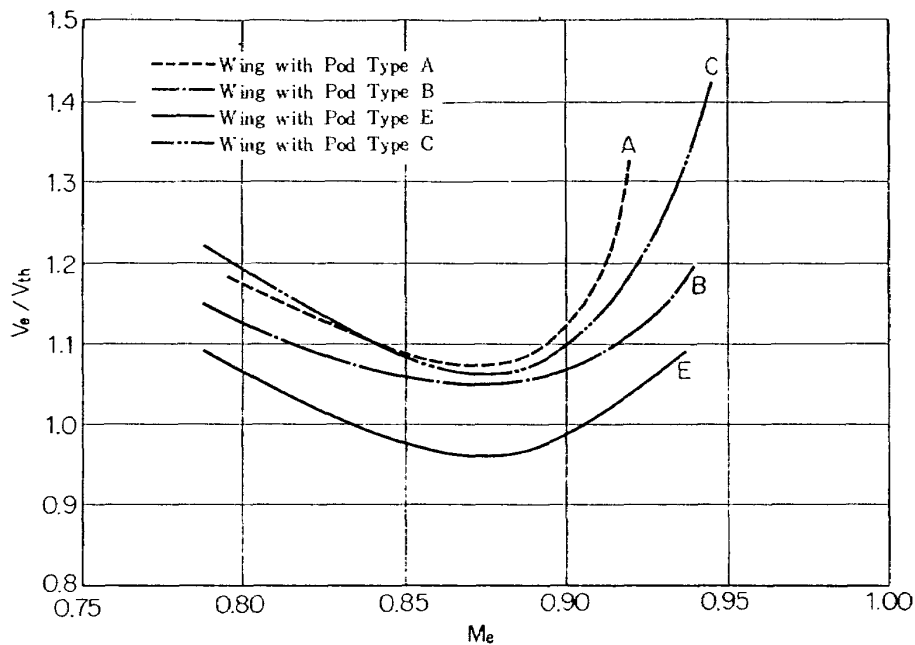


図 21 マッハ数に対するフラッタ速度比の変化 (前後方向位置シリーズ)

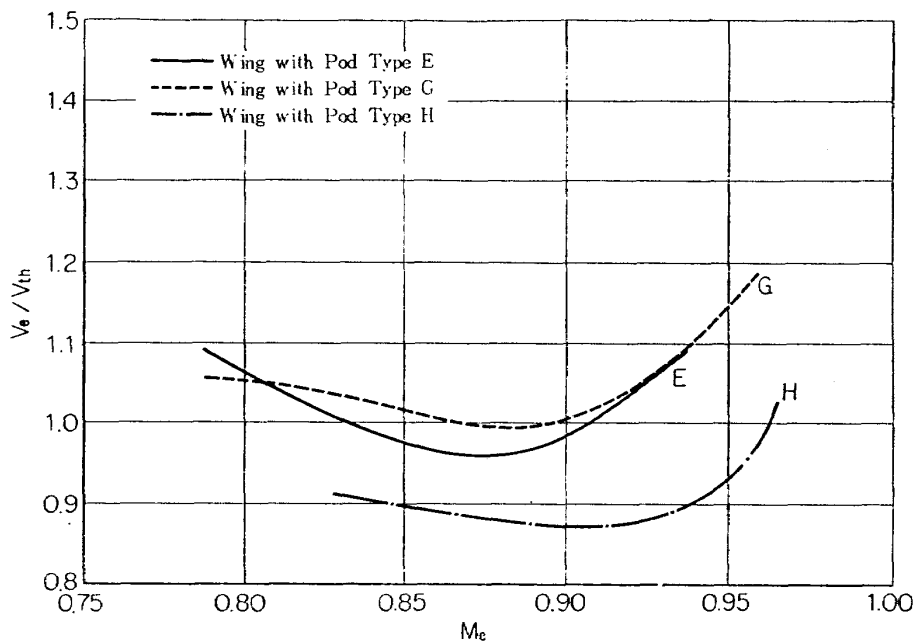


図 22 マッハ数に対するフラッタ速度比の変化 (上下方向位置シリーズ)

型, E型およびJ型の翼のフラッタ速度比は, 1.0 を中心とした ± 0.1 の帯の中に入っている。しかし, 中間のマッハ数の多くの部分ではフラッタ速度比が 1.0 より小さく, 理論計算フラッタ速度が実験フラッタ速度より高いことを示している。ポッドF型の翼のフラッタ速度比は大部分が 1.0 より高く, また, ポッドのない翼のフラッタ速度比はマッハ数 0.93 以下では 0.9~0.83 の範囲にあつてこのシリーズの中で

最低値を示している。

6.3.2. 前後方向位置シリーズ

第 21 図に示されているように, ポッドE型の翼のフラッタ速度比が中間のマッハ数で 1.0 よりやや低い部分があることを除いては, いづれのポッド型の翼のフラッタ速度比も 1.0 以上であり, ポッドA型, B型およびC型の翼のフラッタ速度比はマッハ数が 0.9 以上でフラッタ速度比 1.2 以上を示す部分を除

いては、1.05 と 1.2 の間にある。

6.3.3 上下方向位置シリーズ

第 22 図に示されているように、ポッドG型の翼のフラッタ速度比はポッドE型の翼のそれより高く、マッハ数 0.94 より以上の部分を除いて 1.0 と 1.1 の間にある。また、ポッドH型の翼のフラッタ速度比はマッハ数 0.94 より以上の部分を除いて 0.87~0.90 の間にあり、このシリーズの中で最も低い。

7. 結 論

エンジン・ポッドの形を有する1つの集中質量を持った薄い片持後退角翼の遷音速フラッタ特性におよぼす集中質量の-span方向、前後方向および上下方向の位置の影響について、試験を行なったマッハ数の範囲および試験に用いた模型の構造・形状に対してつぎの結論を得た。

(1) マッハ数に対するフラッタ密度、実験フラッタ速度係数およびフラッタ速度比の変化は、試験を行なったマッハ数の中間において最低値を示し、その最低値を示すマッハ数よりマッハ数が増減するとこれらの値は増加する傾向を示している。

(2) フラッタ密度:

span方向位置シリーズでは、マッハ数が 0.875 以下では集中質量の位置が翼付根よりspan外方に移動するにつれて安定領域は増加し、ポッド型のspan位置でいったん減少し、それより外方ではさらに外方に移動するにつれて増加する。

前後方向位置シリーズでは、試験を行なったマッハ数の全領域にわたって基準のポッドE型の位置でフラッタ密度が低く、ポッドE型の位置よりポッドが前方あるいは後方に移動すると増加する。

上下方向位置シリーズでは、マッハ数が 0.875 以下ではポッドが上方に移動するにつれて増加するが、マッハ数が 0.90 以上ではポッドが中間位置のG型の場合が高く、ポッドG型の位置よりポッドが上方あるいは下方に移動すると減少する。

(3) 実験フラッタ速度係数:

span方向位置シリーズでは、この係数で表はしたフラッタ境界線はポッドがspan外方に移動するにつれて安定領域は広がる。前後方向位置シリーズでは、いずれのポッド型の翼もこの係数の値のほぼ 0.1 の帯の中に入っており、ポッドE型の翼の境界線が最も低くて安定領域が狭い。上下方向位置シリーズでは、ポッドが上方に移動するにつれて安定領域が広がる。

(4) フラッタ速度比:

span方向位置シリーズでは、ポッドD型、E型、I型およびJ型の翼については、1.0 を中心にして ± 0.1 の帯の中に入っており、ポッドF型の翼では 1.0 より大である。また、ポッドのない翼は高いマッハ数の部分を除いて 0.83 と 0.90 の間にある。前後方向位置シリーズでは、いずれのポッド型の翼も大部分が 1.0 と 1.2 の間にある。上下方向位置シリーズではマッハ数が高い領域を除いては、ポッドG型およびH型の翼は 0.95 と 1.10 の間にある。

なお、模型の剛性試験および振動試験、風洞実験の実施およびデータの整理は機体第一部空力弾性研究室 菊池孝男、高橋 実、および東久保正年の各技官が担当して行なった。

終りに、“付記A”項の理論による構造影響係数の計算について、機体第二部強度研究室築地恒夫室長（現在長崎大学工学部）に全面的に協力していただいたことを感謝します。

付記 A. 実験と理論計算の振動特性の比較

フラッタ実験を行なったすべての模型翼の振動特性は実験によって求められて、本文の 5.2 項に述べている。これに対して、第 8, 9 および 10 図に示されている各方向位置シリーズの各ポッド型の代表翼に対して理論計算を行って、固有振動数およびノード線について実験との比較を行なった。

振動方程式は、マトリックスの形で次式で表らわされる。

$$\{h\} = \omega^2 [a] [M] \{h\} \quad (\text{A.1})$$

振動の理論計算は、マトリックス反復法によって航空宇宙技術研究所の計数型電子計算機を用いて行なった。(A.1) 式の剛性マトリックス $[a]$ に対して、つぎの2つの値を用いた。すなわち

(1) 本文の第2表に示されている、実験によって求められた構造影響係数

(2) 文献7の方法を用いて理論計算によって求められた構造影響係数(第A.1表参照)

上記(1)および(2)の構造影響係数を用いて行った理論計算を、それぞれ“計算1の場合”および“計算2の場合”と称する。

第A.2表に、最初の3つの固有振動数の理論計算値を、実験値と比較して示している。第2表および第A.1表にそれぞれ示されている実験および理論計算

の構造影響係数を比較すると、後者の方の値が小さく、したがって剛性が高く表現されているので、理論計算の固有振動数は方法1の場合の方が方法2の場合より低い値となっている。

実験と理論計算の固有振動数を比較することによりつぎのことがいえる。

- (イ) 実験と理論計算の固有振動数の一致は、1次および3次固有振動数場合に比して2次固有振動数の場合の方が良くない。
- (ロ) 1次および2次固有振動数では、計算1の場

合の方が計算2の場合より実験値に対する誤差が小さく、3次固有振動数では逆に計算2の場合の方が誤差が小さい。

第 A.1, A.2 および A.3 図に、実験、計算1の場合および計算2の場合の、2次および3次の固有振動ノード線を重ね合せて、それぞれスパン方向、前後方向および上下方向位置シリーズについて示している。これらの図から、計算2の場合の方が計算1の場合より実験とのノード線の一致が良いことが判る。

表 A.1 実験固有振動数および理論計算による固有振動数

模 型	固 有 振 動 数								
	第 1 次			第 2 次			第 3 次		
	実 験	計 算		実 験	計 算		実 験	計 算	
		方法 1	方法 2		方法 1	方法 2		方法 1	方法 2
M-12	51.6	51.9 (-0.4)	54.0 (5.1)	265.4	269.3 (1.4)	280.5 (5.7)	495.6	455.1 (8.2)	479.3 (3.3)
N6A2	50.1	50.6 (0.1)	53.4 (6.6)	194.6	230.4 (18.4)	237.9 (22.3)	298.8	253.3 (15.2)	308.0 (3.1)
N2B2	48.6	50.7 (4.3)	53.5 (10.0)	195.9	222.2 (13.4)	230.6 (17.7)	281.2	255.4 (-9.1)	298.8 (6.2)
N0E1	46.9	50.8 (8.3)	53.6 (14.2)	170.0	195.0 (14.7)	211.0 (24.1)	272.1	251.3 (7.6)	278.7 (2.4)
M0C2	50.8	50.8 (0)	53.7 (5.7)	156.1	171.3 (9.7)	188.6 (20.8)	272.4	253.5 (-6.9)	274.5 (0.77)
M1G3	52.1	50.9 (2.3)	53.7 (3.1)	207.8	211.9 (1.9)	224.1 (7.0)	315.5	269.2 (14.7)	302.9 (4.0)
M16H2	53.2	50.8 (4.5)	53.6 (0.8)	220.4	209.0 (5.2)	220.5 (0)	332.4	305.6 (8.1)	328.1 (1.3)
M7D9	52.3	51.3 (-1.9)	54.0 (3.2)	223.5	255.0 (14.1)	273.6 (22.4)	304.5	365.7 (20.1)	387.0 (27.1)
M11 I 11	50.8	51.0 (0.39)	53.8 (5.9)	198.7	230.5 (16.0)	241.4 (21.4)	300.0	290.5 (-3.2)	314.6 (4.8)
M13 J 7	49.7	49.6 (-0.2)	52.5 (5.6)	167.2	173.8 (3.9)	174.6 (4.4)	255.9	262.7 (2.7)	276.5 (8.1)
M8F3	48.5	47.7 (-1.6)	50.5 (3.9)	149.6	140.9 (-6.4)	150.9 (0.86)	248.1	248.4 (0.12)	262.3 (5.7)

方法 1 実測構造影響係数を使用した計算値

方法 2 理論計算による構造影響係数を使用した計算値

表 A.2 理論計算による構造影響係数

($\times 10^{-6}$ cm/ ρ)

Deflection Points	Load Points																				
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	
1	0.06																				
2	0.04	0.09																			
3	0.40	0.31	2.52																		
4	0.24	0.52	1.97	3.35																	
5	0.67	0.68	4.96	4.79	11.5																
6	0.43	0.94	4.00	6.78	10.8	15.3															
7	0.78	1.04	7.13	8.10	17.5	19.5	33.1														
8	0.56	1.25	6.04	10.1	17.5	24.6	33.3	41.8													
9	0.87	1.39	9.09	11.5	25.7	29.0	48.2	51.1	73.4												
10	0.71	1.56	8.11	13.2	24.3	33.7	47.7	59.8	75.7	88.8											
11	1.06	1.77	1.11	14.8	32.2	38.2	62.7	69.4	99.6	106	140										
12	0.93	1.93	1.03	16.3	31.0	42.4	62.2	77.5	101	119	163	241									
13	1.31	2.17	1.32	19.5	38.5	47.3	76.8	87.6	126	137	192	241	273								
14	1.18	2.35	1.24	19.5	37.6	51.1	76.5	94.9	127	149	209	241	273	384							
15	1.52	2.56	1.53	21.4	45.1	56.4	91.1	106	151	168	222	239	301	317	384						
16	1.37	2.72	1.46	22.8	44.3	60.0	90.0	112	178	178	226	254	309	338	398	426					
17	1.63	2.72	1.73	24.8	52.0	65.9	105	124	177	198	263	286	361	384	469	581					
18	1.49	3.05	1.66	26.0	51.2	69.1	106	130	198	208	299	333	368	403	481	599	631				
19	1.77	3.29	1.93	28.8	58.7	75.2	120	143	203	229	304	333	421	451	553	694	720	840			
20	1.68	3.40	1.87	29.2	65.3	77.9	120	148	204	237	307	345	428	468	563	710	749	863	898		

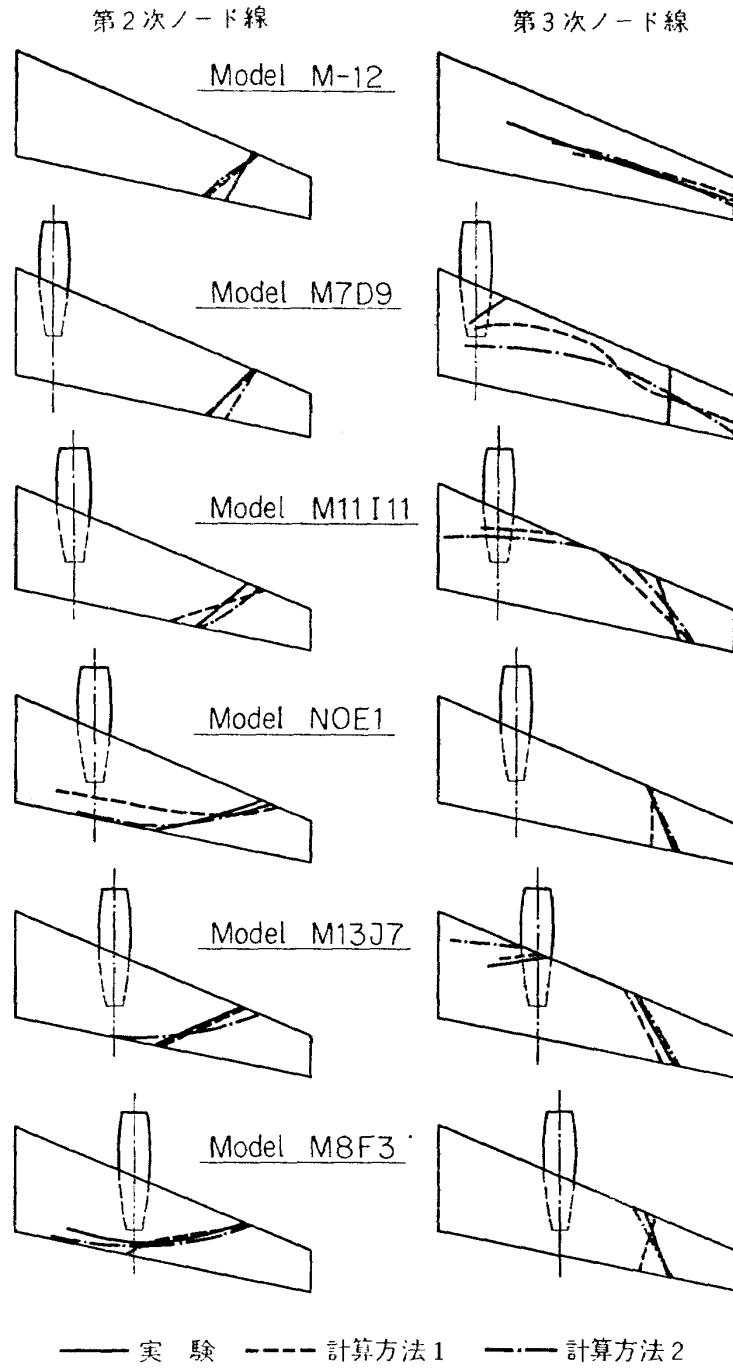


図 A.1 各ポッド型代表翼の実験および理論計算ノード線の比較
(スパン方向位置シリーズ; 2次および3次固有振動ノード)

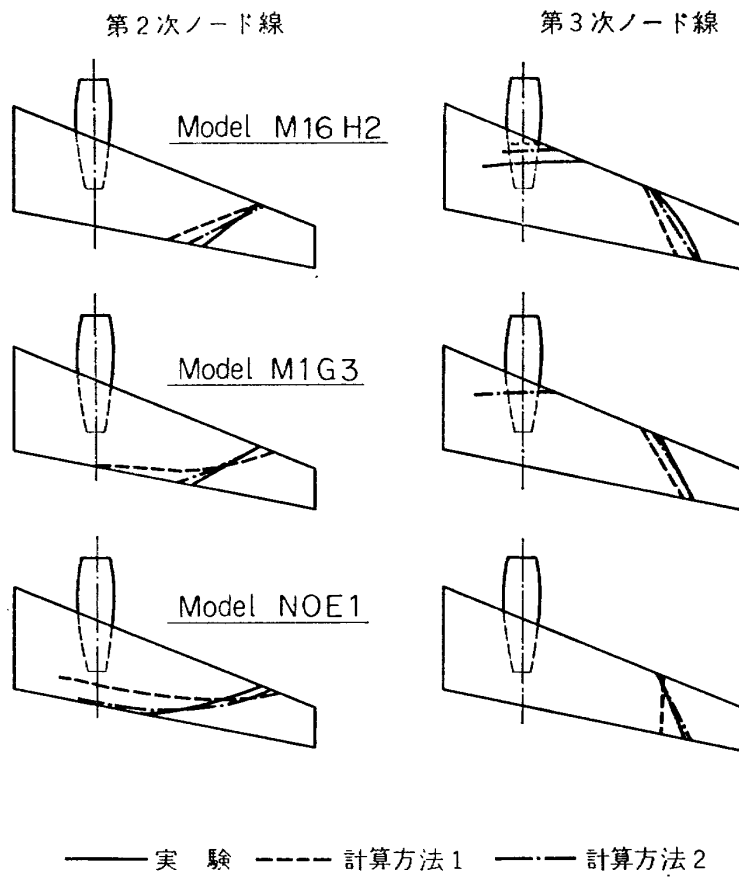


図 A.2 各ポッド型代表翼の実験および理論計算ノード線の比較
(前後方向位置シリーズ; 2次および3次固有振動ノード)

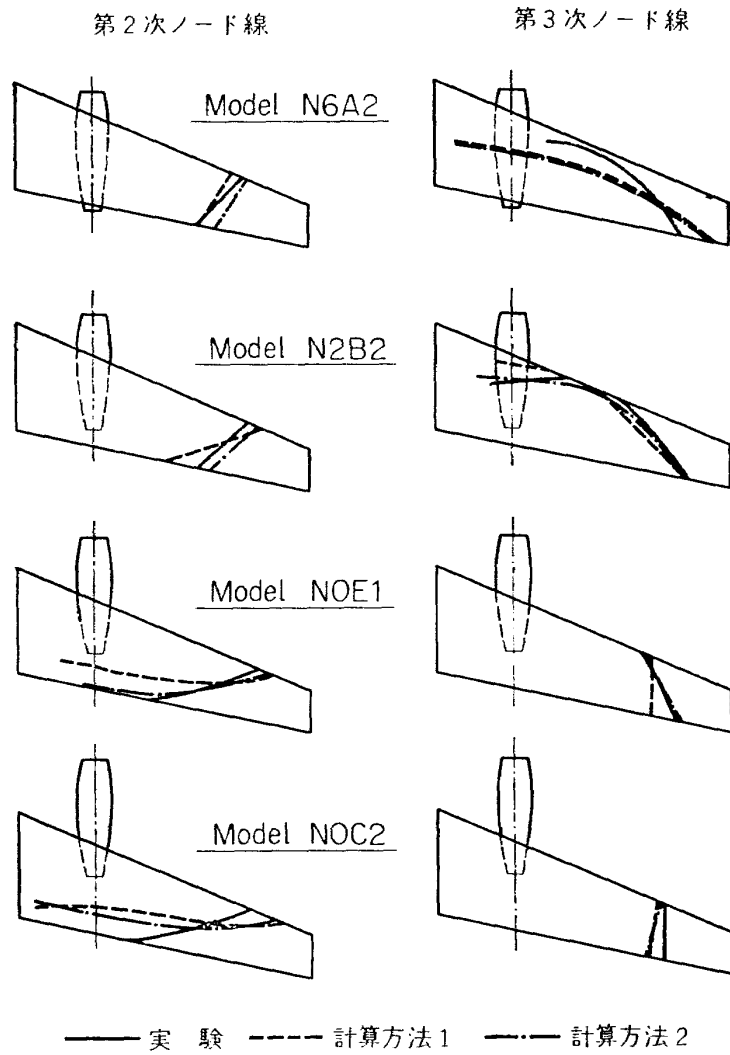


図 A.3 各ポッド型代表翼の実験および理論計算ノード線の比較
 (ポッドなしおよび上下方向位置シリーズ; 2次および3次固有振動ノード)

付記 B. マトリックス法によるフラッタ速度計算⁶⁾

フラッタ方程式はマトリックスの形では、次式によって表わされる。

$$\{h\} = \frac{\omega^2}{1+ig} [a] ([M] + \rho b_s^2 S [C_h]) \{h\}$$

ここで $\{h\}$ モードの列行列

$[a]$ 剛性を表わす正方行列

$[M]$ 質量を表わす正方行列で次式で表わされている (図 B.1)。

$$[M] = \begin{pmatrix} M_{11} & 1/4 M_{12} & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 1/4 M_{21} & M_{22} & 0 & \dots & \dots & 0 \\ 0 & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & M_{2n-1, 2n-1} & 1/4 M_{2n-1, 2n} \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 1/4 M_{2n-1, 2n} & M_{2n, 2n} \end{pmatrix}$$

ただし

$$M_{ii} = M_i + 1/4 M_{i, i+1}$$

$$M_{i+1, i+1} = M_{i+1} + 1/4 M_{i, i+1} \quad (i=1, 3, 5, \dots, 2n-1)$$

$[C_h]$ 空気力を表わす正方行列で次式の通り

$$[C_h] = \Pi \cos \Lambda \begin{pmatrix} \left(\frac{b_1}{b_s}\right)^2 \left(\frac{\Delta y_1}{s}\right) [c_h]_1 & 0 & 0 \\ 0 & \left(\frac{b_3}{b_s}\right)^2 \left(\frac{\Delta y_3}{s}\right) [c_h]_3 & \vdots \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots & 0 \\ 0 & \dots & 0 & \left(\frac{b_{2n-1}}{b_s}\right)^2 \left(\frac{\Delta y_{2n-1}}{s}\right) [c_h]_{2n-1} \end{pmatrix}$$

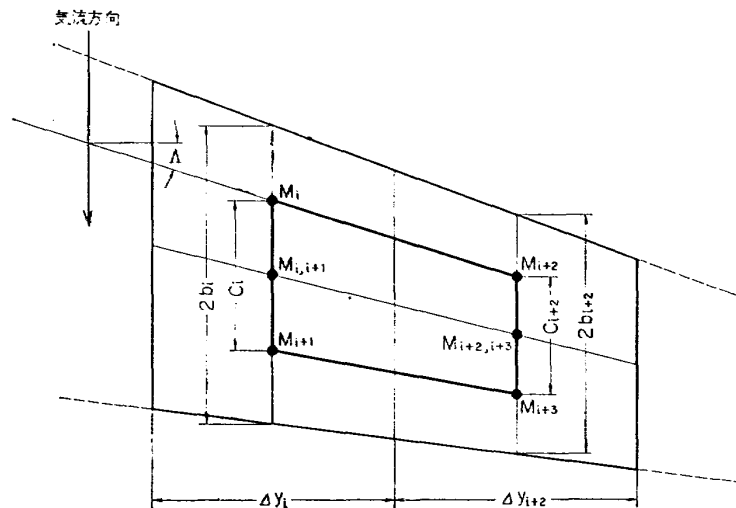


図 B.1 質量分布

ただし

$$[c_h]_i = \begin{bmatrix} 1 & -b_i/c_i \\ 0 & b_i/c_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (\bar{L}_h)_i & (\bar{L}_a)_i \\ (\bar{M}_h)_i & (\bar{M}_a)_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ -b_i/c_i & b_i/b_i \end{bmatrix}$$

$$\bar{L}_h = L_h$$

$$\bar{L}_a = L_a - L_h(1/2 + a)$$

$$\bar{M}_h = M_h - L_h(1/2 + a)$$

$$\bar{M}_a = M_a - (L_h + M_h)(1/2 + a) + L_h(1/2 + a)^2$$

フラッタ方程式を解く事によってモード形および固有値が得られて、得られた固有値 $\lambda = \lambda_R + i\lambda_I = (1 + ig)/\omega^2$ および無次元振動数 $k = b_r\omega/v$ からフラッタ振動数およびフラッタ速度が得られる。

L_h , L_a , M_h , および M_a は非圧縮性の非定常二次元線型理論に基づく空力微係数で、フラッタ速度計算はこれらの微係数に対し Ref. 8 の数表を用いて航空宇宙技術研究所の計数型電子計算機を使用して行った。

文 献

- 1) Charles L. Ruhlin and Robert W. Boswinkle, Jr.: Transonic Flutter Investigation of a Cantilevered, Aspect-Ratio-4, 45° Sweptback, Untapered Wing with Three Different Pylon-Mounted External-Store Configurations. NACA RM L57 E23, July 1957
- 2) John L. Sewall, Robert W. Herr and William B. Igoe: Flutter Investigation of a Dynamic Model with Variable Tip-Tank Configurations. NACA TN D-178, March 1960.
- 3) 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, 航技研報告 NAL TR-5, 1960年2月
- 4) 中井暎一, 橋爪 宏, 高木俊朗, 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, 航技研資料 NAL TM-29, 1964年2月
- 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, 航技研資料 NAL TM-14, 1963年3月
- 6) William P. Rodden: A Matrix Approach to Flutter Analysis, I.A.S., S.M.F Fund Paper No. FF-23, May 1959.
- 7) 川井忠彦, 埴 武敏, 戸川 隼, 高橋利之, 越出慎一: 平板翼の振動について, 航技研報告 TR-30, 1962年11月
- 8) B. Smile and L. S. Wasserman: Application of Three-Dimensional Flutter Theory to Aircraft Structures. Air Force Technical Report 4798, July 1942.

TR-219	二次元非圧縮性乱流境界層の近似について On an Approximation of Two-Dimensional Incompressible Turbulent Boundary Layer	1970年10月	尾形吉和
TR-220T	Application of Dorodnitsyn's Technique to Compressible Two-Dimensional Airfoil Theories at Transonic Speeds	1970年10月	Junzo SATO
TR-221	先端のふいフレヤつき物体の空力特性 Aerodynamic Characteristics of a Flared Body with Blunt Nose	1970年10月	谷 喬, 河本 巖 榊原盛一, 野田順一 樋口 博 (東京大学)
TR-222	東北地方太平洋沿岸航空路上における乱気流 観測 Measurements and Analysis of Atmospheric Turbulence on the Pacific Coast Air Route of the Tohoku District	1970年9月	竹内和之, 山根晴三郎 矢沢健司, 小野幸一 外崎得雄
TR-223	球の仮想質量の円筒境界干渉 Cylindrical Boundary Interference on Virtual Mass of a Sphere	1970年9月	河野長正
TR-224	吹出しをともなう鈍頭物体の衝撃波離脱距離 Shock Stand-off-Distance with Mass Injection	1970年12月	吉永 崇
TR-225	NAL-35 DT 型ロケットの構造試験 Results of Structural Experiments on NAL- 35 DT Rocket Vehicle	1970年11月	ロケット構造研究グルー プ

航空宇宙技術研究所報告 226号

昭和45年11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
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表) 182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12
