

UDC 533. 6. 013. 422:
533. 6. 011. 3:
533. 693. 1

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-314

低アスペクト比後退角平板翼の遷音速フラッタ特性
におよぼす翼端付加質量の重心位置の影響

中井 暎一・森田 甫之・菊池 孝男
東久保正年・高橋 実

1973年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|---------|--|-----------|--------------------------------------|
| TR-293 | き裂先端塑性域に線形な応力分布のある弾塑性モデルの解析
An Elastic-Plastic Analysis of a Crack with Linearly Distributed Stress in the Plastic Zone. | 1972年 8月 | 寺田 博之 |
| TR-294 | ジェットフラップを持つ高揚力機の地面効果
Effect of Ground Proximity on the Longitudinal Aerodynamic Characteristics of an Airplane with a Jet-Flapped High Lift Wing | 1972年 8月 | 遠藤 浩, 高橋 宏
中谷 輝臣, 綿貫 忠晴 |
| TR-295 | 自機搭載型軌道保持システムのための軌道決定と制御
Orbit Determination and Control Method for Self-Contained Station-Keeping System | 1972年 8月 | 松島 弘一 |
| TR-296 | 航空用ガスタービン燃焼器のライナ壁面の冷却
Liner Cooling of the Aeronautical Gas Turbine Combustor | 1972年 8月 | 相波 哲朗 |
| TR-297 | Green 関数を二次元ラプラス方程式に適用した解法による冷却タービン翼の温度分布の計算 (境界条件として温度勾配を与える場合)
A Calculation of Temperature Distribution by Applying Green's Function to a Two-Dimensional Laplace's Equations. (The Case in which the Temperature Gradients on the Boundary are Given) | 1972年 8月 | 西村 英明, 臼井 弘 |
| TR-255T | The Study on the Motion of an Artificial Satellite in the Earth's Gravitational Field | Aug. 1972 | Sumio TAKEUCHI,
Koichi MATSUSHIMA |
| TR-298 | 航空機用対気速度計の位置誤差について
Experiment on Airspeed Calibration Procedure | 1972年12月 | 幸尾 治朗, 岡 遠一
塚野 雄吉, 矢沢 健司
小野 孝次 |
| TR-299 | 遷音速における二次元翼の抵抗発散
On the Drag Divergence of Two Dimensional Airfoils at Transonic Speeds | 1973年 1月 | 神谷 信彦 |
| TR-300 | そり角の小さい遷音速二重円弧二次元翼列実験
Experimental Investigation of Two-Dimensional Cascade Performance with Thin and Low-Cambered Double-Circular-Arc Blade Sections at Transonic Inlet Mach Number Range | 1972年10月 | 坂口 一, 近藤 博吾
高森 晋, 岩下 敬吾 |
| TR-301 | 観測系の評価に関する一つの数学的理論
A Mathematical Theory on Evaluation of Observation Systems | 1972年 9月 | 木村 武雄 |
| TR-302 | Kalman-Bucy フィルターによる誘導誤差の推定
Estimation of Guidance Errors by Kalman-Bucy Filtering Technique | 1972年10月 | 村田 正秋 |
| TR-303 | ジンバルエンジン駆動用油圧制御系に適した IDPF サーボバルブの研究
Studies of IDPF Servovalve Appropriate for Gimbaled Engine Positioning Hydraulic Control Systems | 1972年11月 | 畑山 茂樹 |

低アスペクト比後退角平板翼の遷音速フラッタ特性 におよぼす翼端付加質量の重心位置の影響*

中井 暎一**・森田 甫之**・菊池 孝男***
東久保正年**・高橋 実***

Some Effects of Center of Gravity Locations of Added Mass on Transonic Flutter Characteristics of Low Aspect Ratio and Sweptback Thin Cantilever Wing

Eiichi NAKAI, Toshiyuki MORITA, Takao KIKUCHI
Masatoshi TOKUBO and Minoru TAKAHASHI

Abstract

An experimental investigation of some effects of varied location of added mass at wing tip on transonic flutter characteristics of thin cantilever wings has been conducted in the N. A. L. 60 cm × 60 cm transonic blowdown wind tunnel for flutter testing at Mach number between 0.819 and 1.192. The wings have sweptback angle of 42.5° at leading edge and of 10° at trailing edge, panel aspect ratio of 1.344 and taper ratio of 0.336.

The flutter boundary expressed by the experimental flutter-velocity coefficient is characterized by having maximum values at around Mach number 1.03, and stable region expands by moving forward C. G. location of the added mass.

1. 概 要

前縁の後退角 42.5°、後縁の後退角 10°、翼面のアスペクト比 1.344 およびテーパ比 0.336 の平面形を有する薄い片持平板翼模型の翼端に、翼面重量の約 20% の細長い付加質量を気流方向に取り付けて、その重心位置を前後方向に移動させて、付加質量の重心位置の遷音速フラッタ特性におよぼす影響を、遷音速フラッタ試験設備において、マッハ数 0.819~1.192 の範囲で実験を行なって調べた。

実験結果はフラッタ速度係数、実験フラッタ密度および実験フラッタ速度と二次元非圧縮性非定常空気力を用いた理論計算によるフラッタ速度との比を、それぞれマッハ数の関数として表わしている。フラッタ速度係数で表わした不安定領域は、いずれの重心位置の場合もマッハ数 1.03 の近傍で最も広く、マッハ数 1.03 の前後では、マッハ数の増減に対し、増加の場合には急激に減少の場合には緩徐に安定領域は広くな

る傾向を、また付加質量の重心位置が前方にあるほど安定領域が広いことを示している。

2. ま え が き

先に薄い片持平板翼模型を用いて、高速度フラッタ特性について遷・超音速の両速度領域におけるフラッタ特性を明らかにしたが¹⁾、それと同じ翼模型を製作してその翼端に細長い付加質量を取り付けて、その重心位置を前後方向に移動させて実験を行ない、遷音速フラッタ特性におよぼす影響について資料を提供する。

3. 記 号

- a : 音速
- b_r : 翼面の 75% 位置の気流方向の半翼弦長
- C : 翼端付加質量の重心位置が前縁附近“ F ”と“ R ”のほぼ中間に位置する場合を示す
- C_R : 翼付根の気流方向の翼弦長
- C_T : 翼先端の気流方向の翼弦長
- d_{OM} : 翼端付加質量の直径
- F : 翼端付加質量の重心が前縁より前に位置する場合を示す

* 昭和48年1月12日受付

** 機体第一部

*** 元機体第一部

g : 構造減衰率

I_a : 振動の振り1次モードのノード線まわり, 翼幅 1/8 等分截片当りおよび翼端付加質量の慣性モーメント

k : 相当振動数 ($=b\omega/v$, b : 半翼弦長)

L : 翼付根翼弦に直角に測った翼面翼幅

l_{CM} : 翼端付加質量の全長

m : 翼幅の 1/8 等分截片当りの質量

m_{CM} : 翼端付加質量

m_w : 翼面の質量

M : マッハ数

R : 翼端付加質量の重心が前縁より後に位置する場合を示す

S : 振動の振り1次モードのノード線まわり, 翼幅 1/8 等分截片当りの静モーメント

q : 動圧

V : 速度

W : 翼面重量

W_{CM} : 付加質量の重量

η : 分割区分

μ : 密度比

ρ : 空気密度

ω : 円振動数

下付記号

e : 実験値

th : 理論計算値

α : 振り一次固有振動

4. 模 型

4-1 模型の形状および寸法

本実験に用いられた翼模型は, 文献1に示されている Wing-4, -5 および -6 と同材質同寸法の翼で, その外形寸法を表1に示している。翼端の付加質量は, 材質マグネシウムで細長い円筒状 (先端は半球状, 後端は中心線に直角な平面) 外形を有して, 翼の先端に中心線が気流方向と一致して翼に取り付けられており, 次の特性を目標として製作された。

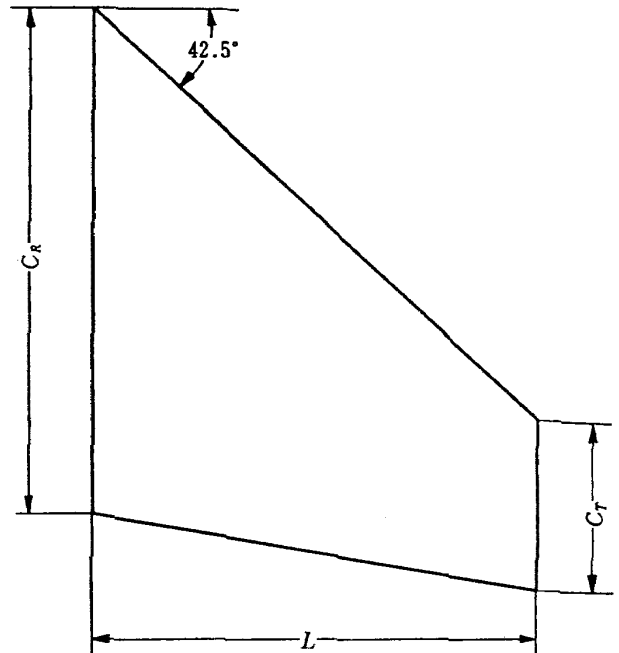
- 1) 細長比 20
- 2) 付加質量は翼面質量の 0.18
- 3) 付加質量の翼端翼弦に対する位置は, 付加質量の重心が翼弦の前縁およびその前方および後方へ 25% 翼弦の 3ヶ所。

翼模型に付加質量を取り付けた状態を図1に示しているが, 付加質量の重心が前縁, その前方および後方に対してそれぞれ “C” “F” および “R” と称して区

表1 翼模型の形状寸法

翼 模 型	L (mm)	C_R (mm)	C_T (mm)	厚さ比* (%)	W (gr)
Wing-4	159.6	177.7	59.8	2.23	63.7
-5	151.2	168.4	56.6	2.36	57.0
-6	142.8	159.0	53.5	2.50	49.9

* 3/4 翼幅位置



前縁の後退角; 42.5°
翼面のアスペクト比; 1.344
翼面のテーパ比; 0.336

別している。付加質量の形状, 寸法の詳細を Wing-5 の “C” の場合について図2に示している。付加質量は2本の 2mmφ のボルト・ナットで翼に固定され, ナットの頭部は締付後 “ろう” で整形された。表2に付加質量を翼に取り付けた場合の重心位置, 翼面との質量比の値を示しており, ほぼ目標の値が得られている。

4-2 模型の静特性

質量, 静モーメントおよび慣性モーメントは, 翼模型については各翼の翼幅を8等分し, これらの各截片を翼弦方向に7~18等分して, また付加質量については全長を16あるいは17等分して, 実験振り一次振動のノード線まわりについて計算しその総和を求めそれぞれの値を表3に示している。

4-3 模型の振動特性

フラッタ実験に用いられた翼模型は, フラッタ模型振動試験装置によって加振され, その振動数は, 容量型振動計を用いて, また, その振動振動ノードは砂の散布によって求められた。振動試験によって得られた

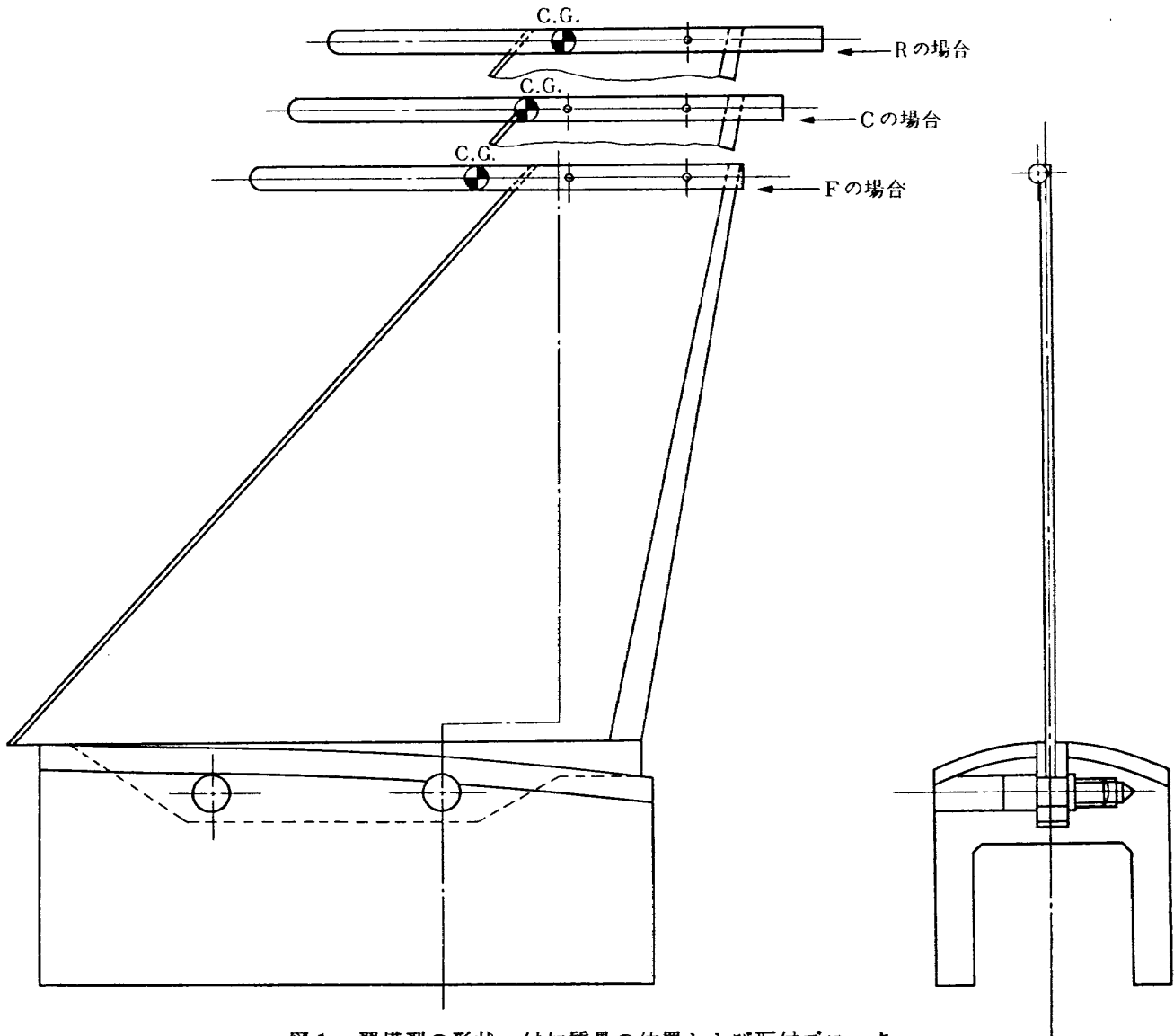


図1 翼模型の形状・付加質量の位置および取付ブロック

各翼模型の最初の3つの固有振動数を空気中において測定した構造減衰率および付加質量をつけない場合の振動試験による固有振動数とともに表4に示した。図3には各翼模型の振り1次および曲げ2次の振動ノードを重心位置の同じものについて重ねて示しているが、異なった寸法の翼のノード線の一致は極めてよい。図4にはWing-6の場合について、付加質量の前後方向移動による重心位置を変化させた時の2次および3次の実験振動ノードの変化を示している。付加質量の重心位置が翼面に対し後方より前方に移動するにつれて第2次（振り1次）ノード線も後方より前方へ移動している。第3次（曲げ2次）ノード線については、第2次ノード線ほど顕著ではないが付加質量の重心位置の後方より前方の移動に対し、図4を正面に見て、時計方向に回転する傾向を示している。

翼模型の固有振動の理論計算は翼模型を8分割し各々に自由度を与える lumed mass method で、マトリ

ックス表示された運動方程式を反復法によって解く方法で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。この固有振動数計算に用いられた質量マトリックスは各翼模型の場合について、表3に示されている翼模型の静特性の数値を用い計算して得られたものである。剛性マトリックスは前報告¹⁾に示されている実験によって得られた影響係数を用いた。これらの数値を用いて行なった理論計算結果は固有振動数および固有振動ノードをそれぞれ表4および図5に実験結果と併せて示している。理論固有振動数と実験固有振動数との一致は第1次の振動数については比較的良好であるが、第2次および第3次の固有振動数についてはそれぞれ約7~25%、17~23% 計算値の方が高い値を示している。しかし振動実験と理論計算による固有振動ノード線との一致は図5に示されている様に良好である。

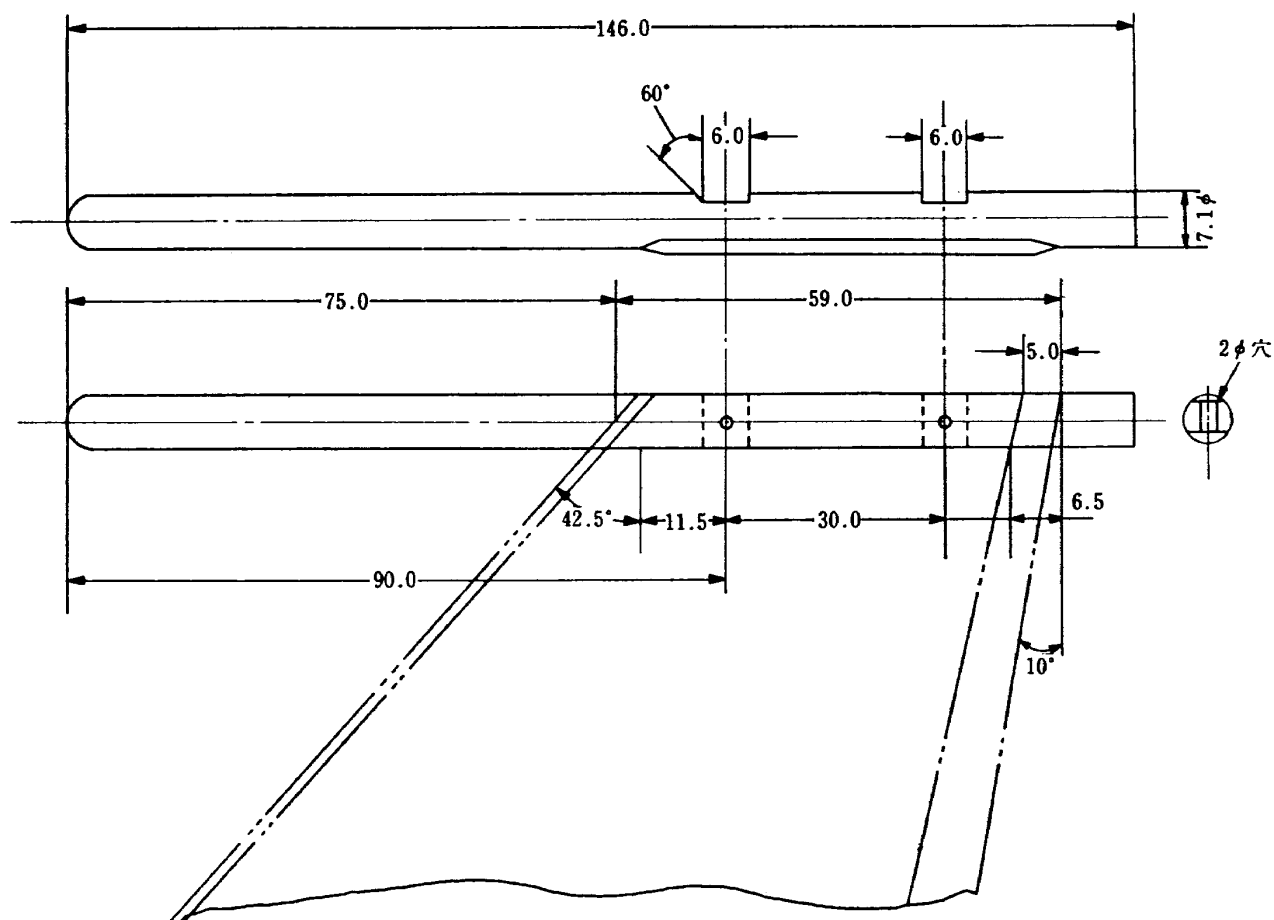


図2 翼端付加質量の形状・寸法 (Wing-5-Cの場合)

表2 翼端付加質量の諸特性

翼 模 型	重心位置	l_{OM} (mm)	d_{OM} (mm)	C.G.		W_{CM} (gf)	m_{CM}/m_w
				Distance ⁽¹⁾ from L.E. (mm)	% ⁽²⁾		
Wing-4-2	F	154.0	7.4	-16.75	-26.60	11.76	0.185
	C			1.50	2.54	11.75	0.185
	R			13.60	23.20	11.61	0.182
Wing-5-3	F	145.7	7.1	-12.25	-20.68	10.25	0.180
	C			-0.85	-1.43	10.29	0.181
	R			12.35	20.86	10.31	0.181
Wing-6	F	137.8	7.4	-12.26	-21.80	10.55	0.211
	C			-1.61	-2.86	10.55	0.211
	R			14.44	25.68	10.54	0.211

(1) 前縁より気流方向下流向きを正

(2) 翼端付加質量位置翼幅に於ける翼弦長に対する C.G. 位置の前縁からの距離の割合

表3 翼模型および翼端付加質量の物理的性質

Wing-4

η	$m \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm	F		C	
		$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² ·cm	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² ·cm	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²
1	11.40	303.4	-23.1	376.5	-37.4
2	10.55	215.1	-15.1	261.2	-26.7
3	9.55	150.9	- 8.0	180.7	-18.5
4	8.55	101.5	- 1.7	107.4	-10.4
5	7.55	71.9	2.8	74.1	- 4.8
6	6.43	51.6	6.6	44.9	0.1
7	5.56	42.6	9.1	29.9	3.6
8	4.48	30.0	10.2	23.0	6.2
(付加質量)	(12.15)	(271.6)	(-21.6)	(261.4)	(-17.6)

Wing-5

η	$m \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm	F		C		R	
		$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² ·cm	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² ·cm	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² ·cm	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²
1	10.37	238.5	-19.0	281.1	-28.3	318.8	-34.5
2	9.43	168.7	-10.9	197.8	-20.4	231.0	-27.0
3	8.56	120.2	- 5.9	137.7	-13.6	165.0	-20.5
4	7.65	79.4	- 1.1	89.1	- 7.2	111.1	-15.2
5	6.75	57.6	2.8	57.4	- 2.6	71.3	-10.0
6	5.87	41.5	5.7	36.2	1.5	41.0	- 5.4
7	4.97	34.7	7.6	26.6	4.0	23.8	- 1.5
8	4.10	29.6	8.5	19.9	5.6	13.6	2.3
(付加質量)	(10.73)	(220.4)	(-19.6)	(201.4)	(-13.0)	(192.7)	(- 8.8)

Wing-6

η	$m \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm	F		C		R	
		$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² ·cm	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² ·cm	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² ·cm	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²
1	9.22	211.8	-21.1	230.2	-24.9	303.1	-35.9
2	8.40	142.6	-13.1	157.9	-17.3	211.6	-27.4
3	7.58	98.3	- 7.5	106.2	-11.2	149.1	-21.2
4	6.82	66.7	- 2.7	70.9	- 6.1	98.5	-15.0
5	6.00	46.7	1.5	47.6	- 2.8	63.1	-10.1
6	5.24	33.7	4.4	30.1	0.7	35.0	- 5.1
7	4.44	27.2	6.4	20.4	3.3	18.3	- 1.2
8	3.63	25.6	7.6	16.7	5.1	10.8	2.2
(付加質量)	(10.89)	(204.6)	(-20.1)	(188.7)	(-14.3)	(175.3)	(- 4.7)

表4 実験固有振動数および理論計算による固有振動数

翼 模 型	振動モード および 構造減衰率	振 動 数						
		翼のみ の場合	C.G. 位置移動 (実験値)			C.G. 位置移動 (計算値)		
			R_{CM}	C_{CM}	F_{CM}	R_{CM}	C_{CM}	F_{CM}
Wing-4-2	第1次	69.5	49.6	50.8	51.3	—	53.5	54.3
	2	265.7	148.8	137.5	123.2	—	159.4	158.0
	3	383.1	295.8	296.2	297.5	—	380.6	383.9
	g	—	0.0064	0.0067	—	—	—	—
Wing-5-3	第1次	73.5	55.1	56.0	56.8	58.9	59.9	60.8
	2	295.1	159.6	146.4	135.0	190.6	182.0	180.3
	3	426.5	328.1	326.6	330.0	421.8	418.2	431.1
	g	0.0109	0.0060	0.0046	0.0048	—	—	—
Wing-6	第1次	74.6	61.8	63.2	63.9	62.3	64.2	65.3
	2	339.4	184.1	169.7	156.3	200.3	187.4	167.6
	3	490.7	380.6	382.7	387.3	468.7	468.2	470.7
	g	0.0131	0.0070	0.0120	0.0057	—	—	—

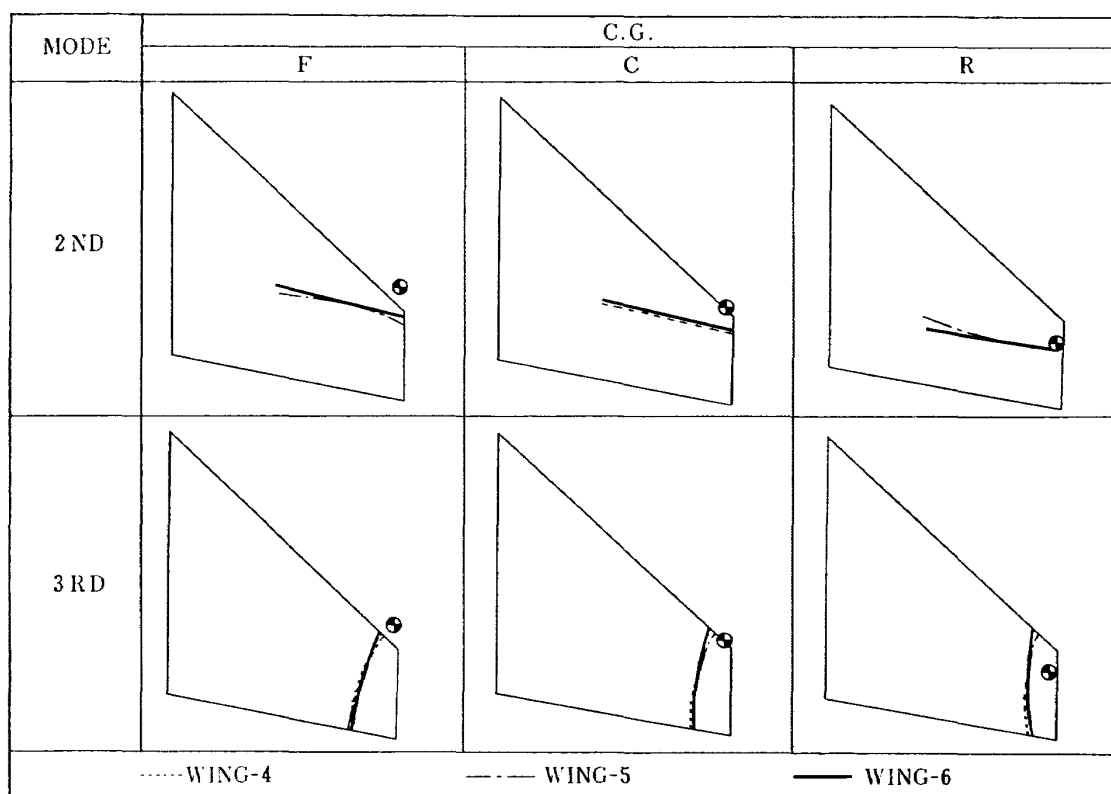


図3 各翼模型の第2次および第3次実験によるノード線と重心位置

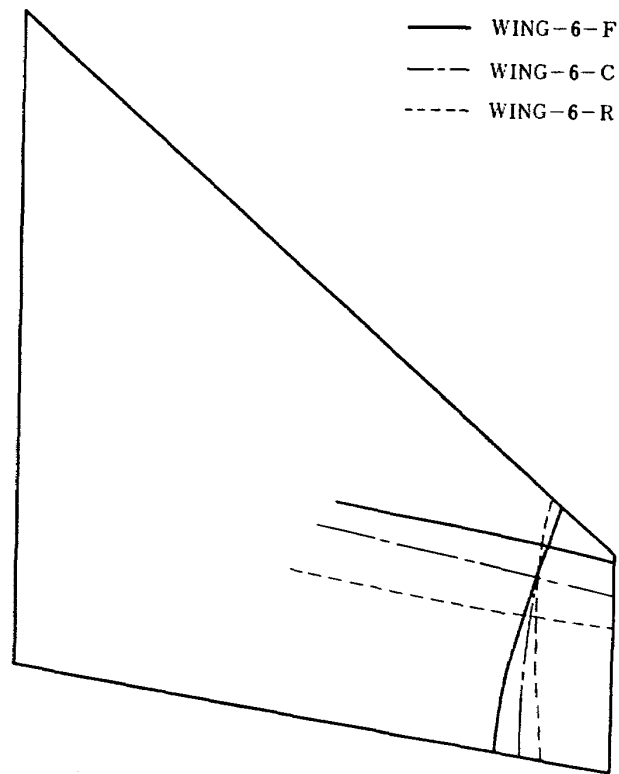
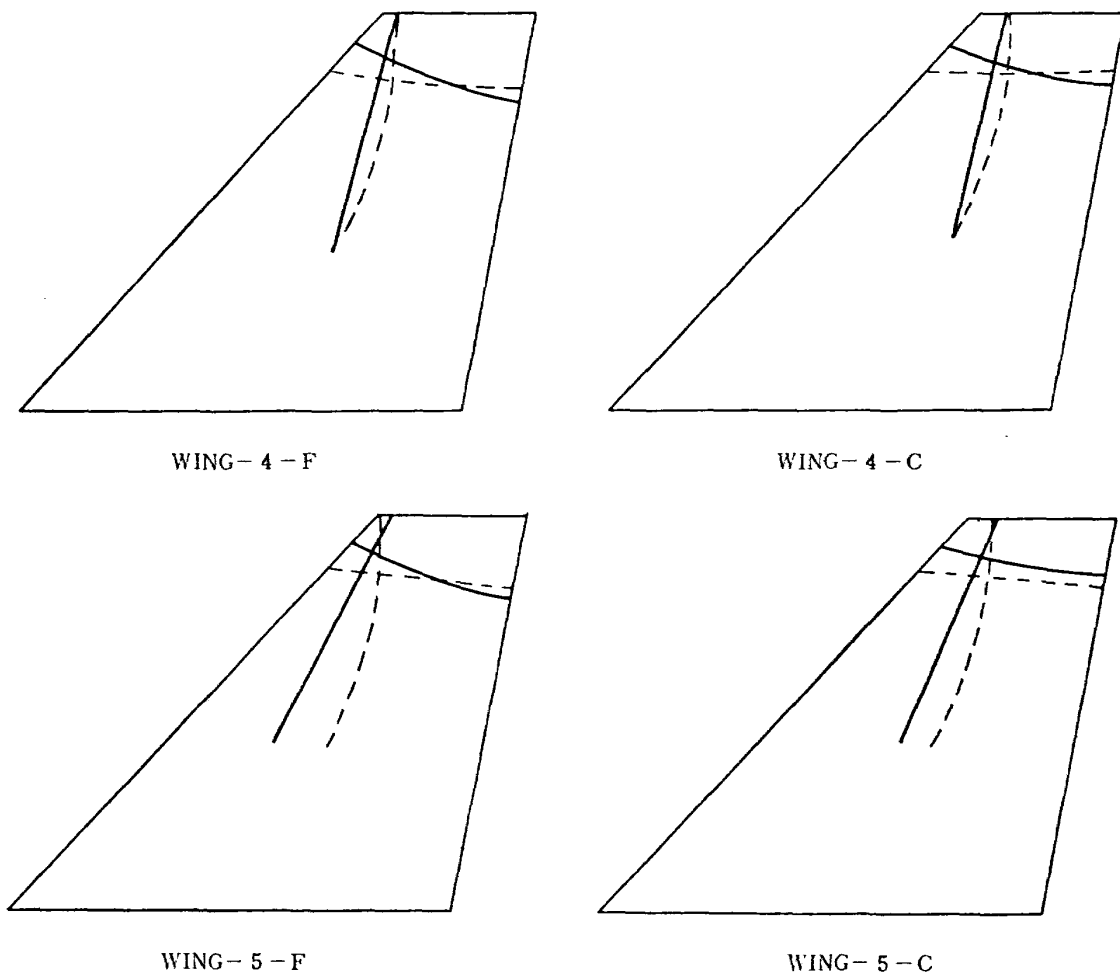


図4 Wing-6 の翼端付加質量の重心位置変化と振動モード



(図5)

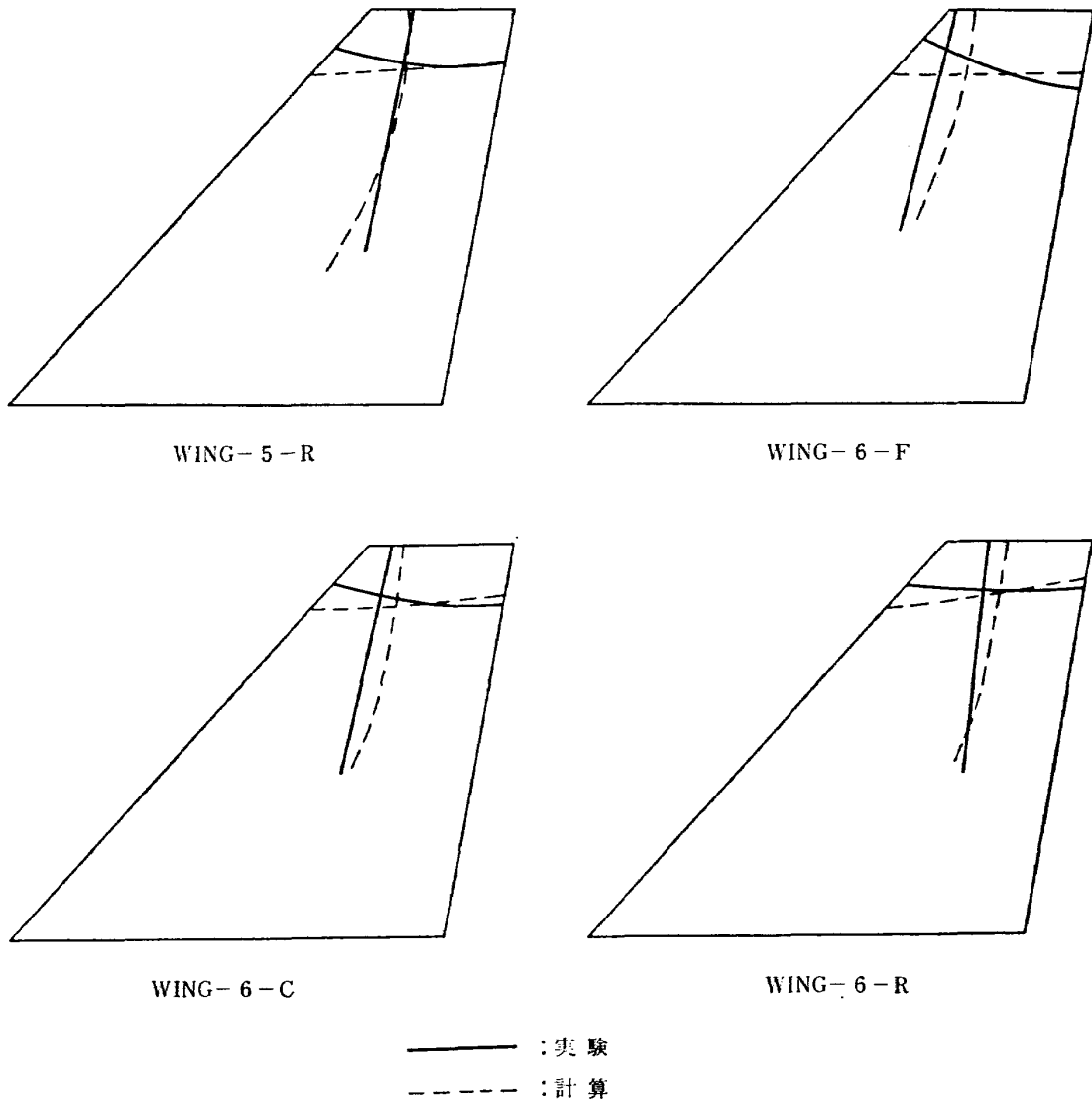


図5 各種翼模型の固有振動ノード線

5. 遷音速フラッタ実験

実験方法は文献1に述べられているとおりで、遷音速フラッタ試験設備の運転限度内において実験を行ったマッハ数範囲に対して同一模型によってフラッタ点を得ることが困難であるので、相対的に剛性値を変化させた Wing-4, -5 および -6 を用いた。

なお、付加質量の位置が後方の“R”の場合には、Wing-4 は用いられていない。各翼模型と付加質量の組合せの各々については、この実験によって得られた結果を関連の数値とともに表5に示している。

5-1 フラッタ速度係数

表5の実験フラッタ速度係数 $V_e/b\tau\omega_a \cdot \sqrt{\mu_e}$ は、フラッタ密度の減少あるいは剛性の増加に従って減少し、動圧の増加に従って増加する値である。これらの値をマッハ数に対して図6にプロットし、各付加質量

の重心位置について、これらを結んだフラッタ境界線を示している。図6から、付加質量のいずれの位置の場合も、1.03の近傍で不安定領域が最も広く、それよりマッハ数が増減すると増加の場合には急激に、また減少の場合には緩急に安定領域は広くなり、また付加質量の重心位置が前方にあるほど安定領域は広がって、フラッタに対しては有利であることを示している。フラッタ速度係数の値にして、“R”の場合より“C”の場合および“F”の場合それぞれ約20%および40%の増加を示している。

5-2 フラッタ密度

この実験においては、Wing-6 によってマッハ数約0.9~1.10の範囲で、いずれの付加質量の重心位置についても、フラッタ点が連続的に得られているので、それらのフラッタ密度をマッハ数に対しプロットし、各重心位置ごとの点を結んだフラッタ境界線を重ね合

表5 フラッタ実験値および関連計算数値(1)

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
M	ρ_s	V_e	q_e	μ_s	ω_e	k_e	$\frac{V_e}{b \cdot \omega_e \cdot \sqrt{\mu_e}}$	V_{th}	ω_{th}	k_{th}	V_e/V_{th}	ω_e/ω_{th}	k_e/k_{th}
Wing-4-F													
1.117	0.1263	347.6	7633.9	26.90	543.8	0.0698	1.9394	317.5	654	0.0919	1.0948	0.8314	0.7595
1.127	0.1300	345.9	7774.9	26.15	542.0	0.0700	1.9601	314.3	650	0.0923	1.1005	0.8338	0.7583
1.143	0.1527	348.2	9254.0	22.26	612.3	0.0785	2.1362	291.5	663	0.1015	1.1945	0.9235	0.7733
1.159	0.1574	354.4	9882.9	21.60	582.2	0.0734	2.2070	286.6	665	0.1035	1.2365	0.8754	0.7091
1.166	0.1888	355.4	11923.2	18.00	611.0	0.0768	2.4272	265.0	669	0.1126	1.3411	0.9133	0.6820
1.183	0.1996	356.1	12656.3	17.03	612.3	0.0768	2.4967	258.5	670	0.1156	1.3775	0.9138	0.6643
Wing-4-C													
1.145	0.1271	352.0	7873.2	26.75	601.6	0.0763	1.7665	270.7	646.5	0.1066	1.3003	0.9305	0.7158
1.154	0.1456	350.7	8951.5	23.35	633.0	0.0806	1.8839	255.2	656.5	0.1325	1.3742	0.9642	0.6083
1.158	0.1330	352.7	8268.9	25.56	598.5	0.0768	1.8085	265.4	650.0	0.1266	1.3289	0.9208	0.6066
1.167	0.1538	353.3	9597.9	22.10	628.0	0.0794	1.9503	249.5	659.6	0.1377	1.4160	0.9521	0.5766
Wing-5-F													
0.819	0.2046	261.4	6989.7	17.24	643.4	0.1039	1.7574	285.7	756.0	0.1119	0.9149	0.8497	0.9285
0.843	0.1964	270.6	7192.1	17.95	628.0	0.0981	1.7807	291.1	750.5	0.1090	0.9295	0.8368	0.9000
Wing-5-C													
0.808	0.1714	259.0	5747.3	20.58	639.9	0.1045	1.4677	266.8	763.6	0.1210	0.9708	0.8380	0.8636
0.813	0.1673	260.6	5680.6	21.09	655.0	0.1063	1.4607	269.1	764.6	0.1201	0.9684	0.8567	0.8851
0.856	0.1599	273.4	5975.2	22.06	642.4	0.0994	1.4966	274.2	760.3	0.1172	0.9971	0.8449	0.8481
1.126	0.1297	343.6	7653.6	27.20	619.2	0.0762	1.6935	299.6	745.4	0.1052	1.1469	1.8307	0.7243
1.173	0.1519	354.1	9518.0	23.22	654.4	0.0782	1.8901	279.7	756.8	0.1144	1.2660	0.8647	0.6836
1.192	0.1889	357.5	12059.2	18.69	727.2	0.0860	2.1291	257.0	771.4	0.1269	1.3911	0.9427	0.6777

表5 フラッタ実験値および関連計算数値 (2)

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
M	ρ_e	V_e	q_e	μ_e	ω_e	k_e	$\frac{V_e}{b_r \omega_e \cdot \sqrt{\mu_e}}$	V_{tch}	ω_{tch}	k_{tch}	V_e/V_{tch}	ω_e/ω_{tch}	k_e/k_{tch}

Wing-5-R

0.747	0.1848	240.3	5333.6	19.09	724.1	0.1274	1.2978	238.8	788.0	0.1042	1.0063	0.9189	1.2226
0.783	0.1754	251.3	5537.3	20.11	697.7	0.1174	1.3238	236.4	762.0	0.1067	1.0630	0.9156	1.1003
0.829	0.1476	267.6	5284.2	23.89	682.0	0.1070	1.2915	255.0	751.0	0.1032	1.0494	0.9081	1.0368
0.831	0.1563	263.1	5406.8	22.57	686.4	0.1103	1.3072	245.5	751.2	0.1294	1.0717	0.9137	0.8524
0.840	0.1554	267.6	5565.7	22.69	680.1	0.1075	1.3268	246.3	751.1	0.1289	1.0865	0.9055	0.8340

Wing-5-F

0.909	0.2097	286.7	8617.4	17.73	645.6	0.0899	1.7377	237.2	763.0	0.1167	1.2087	0.8461	0.7704
0.928	0.1951	293.6	8409.4	19.06	650.6	0.0885	1.7144	246.8	755.7	0.1223	1.1896	0.8609	0.7236
0.940	0.1763	298.6	7863.4	21.09	639.3	0.0855	1.6600	258.4	753.0	0.11094	1.1556	0.8490	0.7815
0.968	0.1708	303.9	7889.9	21.76	584.0	0.0768	1.6641	262.5	752.0	0.1144	1.1577	0.7766	0.6712
0.975	0.1676	306.2	7858.0	22.18	607.3	0.0792	1.6589	264.8	751.2	0.1132	1.1563	0.8084	0.6994
0.978	0.1668	309.0	7965.7	22.29	590.9	0.0764	1.6705	265.4	750.9	0.1130	1.1643	0.7869	0.6764
0.979	0.1608	309.7	7708.7	23.13	575.9	0.0743	1.6429	270.3	749.0	0.1083	1.1458	0.7689	0.6861
0.995	0.1583	311.4	7674.6	23.50	574.0	0.0736	1.6384	272.2	748.1	0.1097	1.1440	0.7673	0.6708
1.035	0.1495	321.3	7718.4	24.87	570.9	0.0709	1.6430	278.9	744.5	0.1103	1.1520	0.7668	0.6428
1.062	0.1614	328.1	8690.0	23.03	591.6	0.0720	1.7442	269.7	749.2	0.1109	1.2165	0.7896	0.6492
1.079	0.1674	332.8	9274.2	22.21	616.1	0.0739	1.8030	265.0	751.0	0.1131	1.2559	0.8204	0.6532
1.098	0.1721	337.8	9822.2	21.60	637.4	0.0754	1.8537	261.5	752.3	0.1149	1.2918	0.8473	0.6565
1.130	0.1923	346.0	11514.9	19.33	655.6	0.0757	2.0066	248.7	755.0	0.1370	1.3912	0.8683	0.5526

Wing-6-C

0.912	0.1749	280.2	7315.5	21.26	669.4	0.0957	1.4285	251.4	768.0	0.1220	1.1146	0.8716	0.7844
0.921	0.1808	290.3	7617.2	20.57	648.7	0.0893	1.5028	246.9	769.0	0.1145	1.1758	0.8436	0.7799

表5 フラッタ実験値および関連計算数値(3)

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
M	ρ_e	V_e	q_e	f_e	ω_e	k_e	$\frac{V_e}{b_r \omega_e \cdot \sqrt{\mu_e}}$	V_{ch}	ω_{ch}	k_{ch}	V_e/V_{ch}	ω_e/ω_{ch}	k_e/k_{ch}
Wing-6-C													
0.924	0.1550	292.1	6612.4	23.99	628.0	0.0859	1.4010	265.4	761.0	0.1058	1.1006	0.8252	0.8119
0.929	0.1692	294.1	7314.4	21.98	665.7	0.0904	1.4738	255.3	766.3	0.1198	1.1520	0.8687	0.7546
0.931	0.1683	292.6	7204.6	22.09	634.3	0.0866	1.4631	256.0	766.0	0.1113	1.1434	0.8281	0.7781
0.950	0.1462	300.7	6612.0	25.43	621.7	0.0826	1.4022	273.2	755.7	0.1104	1.1007	0.8227	0.7482
0.957	0.1498	302.0	6830.6	24.83	641.8	0.0849	1.4252	270.1	757.9	0.1120	1.1181	0.8468	0.7580
0.970	0.1506	304.5	6992.3	24.66	618.6	0.0812	1.4399	269.4	758.5	0.1124	1.1303	0.8156	0.7224
0.984	0.1467	308.3	6972.6	25.34	598.5	0.0776	1.4405	272.7	756.0	0.1089	1.1305	0.7917	0.7126
0.986	0.1492	310.0	7169.7	24.92	612.9	0.0789	1.4601	270.7	757.5	0.1117	1.1452	0.8091	0.7064
0.996	0.1406	310.4	6774.6	26.44	591.6	0.0761	1.4193	277.8	752.3	0.1801	1.1174	0.7864	0.8890
1.024	0.1336	319.9	6833.5	27.84	576.5	0.0720	1.4239	284.0	748.0	0.1077	1.1264	0.7707	0.6685
1.032	0.1343	319.9	6873.5	27.69	580.3	0.0725	1.4294	283.3	748.6	0.1055	1.1292	0.7752	0.6872
1.048	0.1345	325.2	7112.5	27.64	591.6	0.0727	1.4530	283.2	748.7	0.1056	1.1483	0.7902	0.6884
1.090	0.1514	334.5	8469.2	24.56	639.9	0.0764	1.5850	268.6	759.0	0.1128	1.2453	0.8431	0.6773
1.121	0.1593	342.2	9327.9	23.34	647.5	0.0755	1.6651	262.2	763.0	0.1162	1.3051	0.8486	0.6497
Wing-6-R													
0.897	0.1414	284.8	5733.5	26.30	633.0	0.0888	1.2027	258.3	744.7	0.1151	1.1026	0.8500	0.7715
0.897	0.1451	284.5	5874.3	25.62	673.2	0.0945	1.2181	255.3	748.2	0.1170	1.1144	0.8998	0.8077
0.906	0.1403	290.1	5904.9	26.50	657.5	0.0905	1.2203	259.2	743.7	0.1146	1.1192	0.8841	0.7897
0.916	0.1374	290.3	5790.1	27.06	628.0	0.0864	1.2094	261.3	740.7	0.1132	1.1110	0.8478	0.7633
0.922	0.1354	292.1	5776.9	27.46	628.0	0.0859	1.2076	262.7	738.4	0.1122	1.1119	0.8505	0.7656
0.924	0.1322	293.3	5684.8	28.13	635.5	0.0866	1.1989	265.6	735.0	0.1105	1.1043	0.8646	0.7837
0.930	0.1347	294.5	5841.5	27.60	648.1	0.0879	1.2153	263.2	737.7	0.1119	1.1189	0.8785	0.7855
0.948	0.1307	298.7	5829.8	28.45	628.0	0.0839	1.2141	266.6	732.7	0.1097	1.1204	0.8571	0.7648

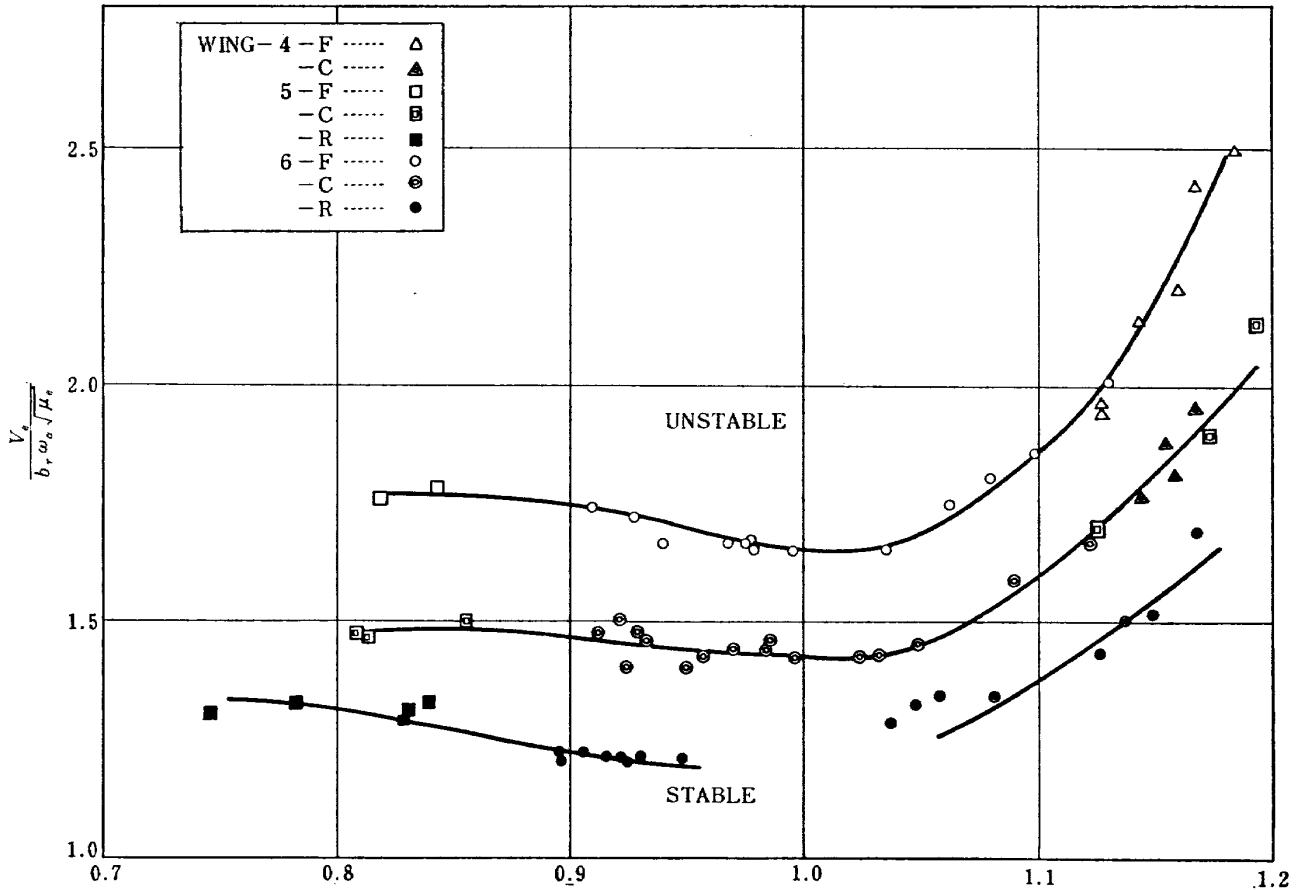


図6 マッハ数に対する実験フラッタ係数変化

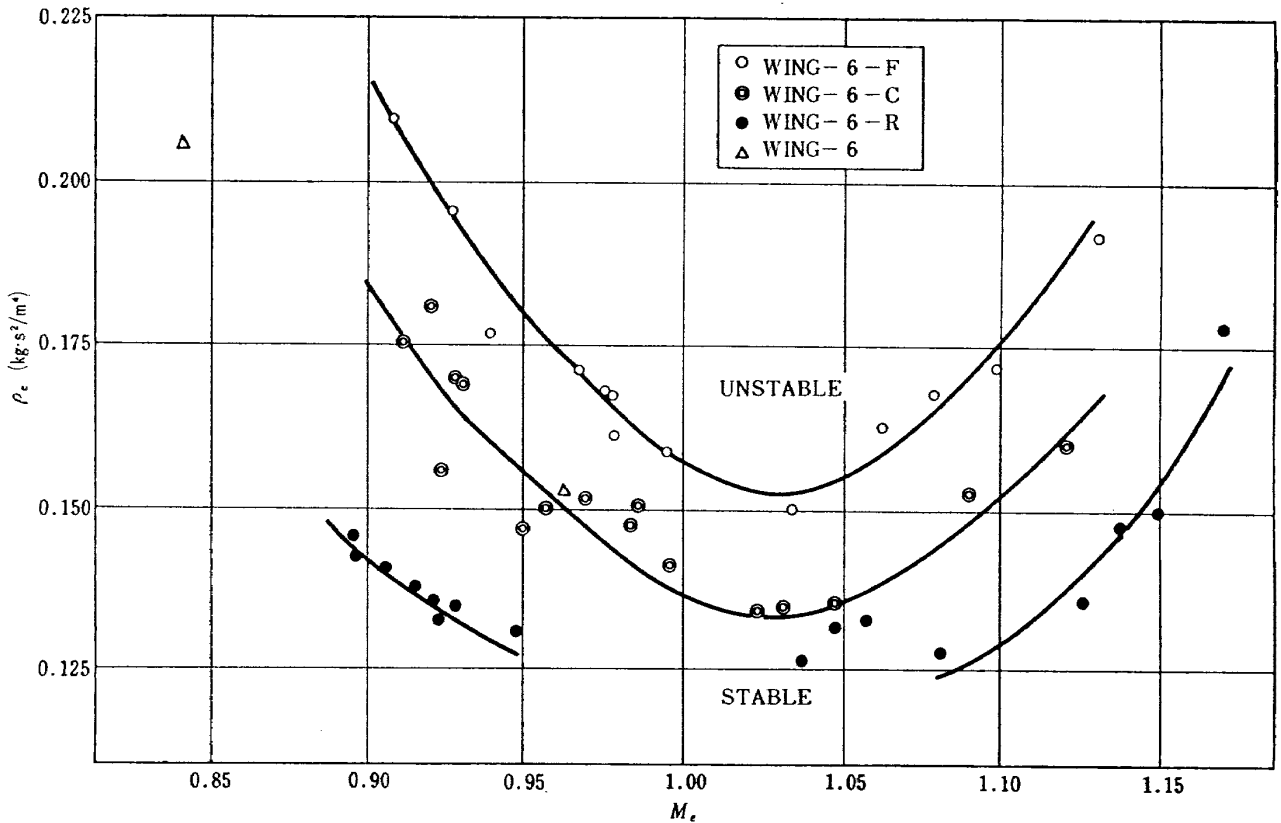


図7 マッハ数に対するフラッタ密度の変化 (Wing-6 の場合)

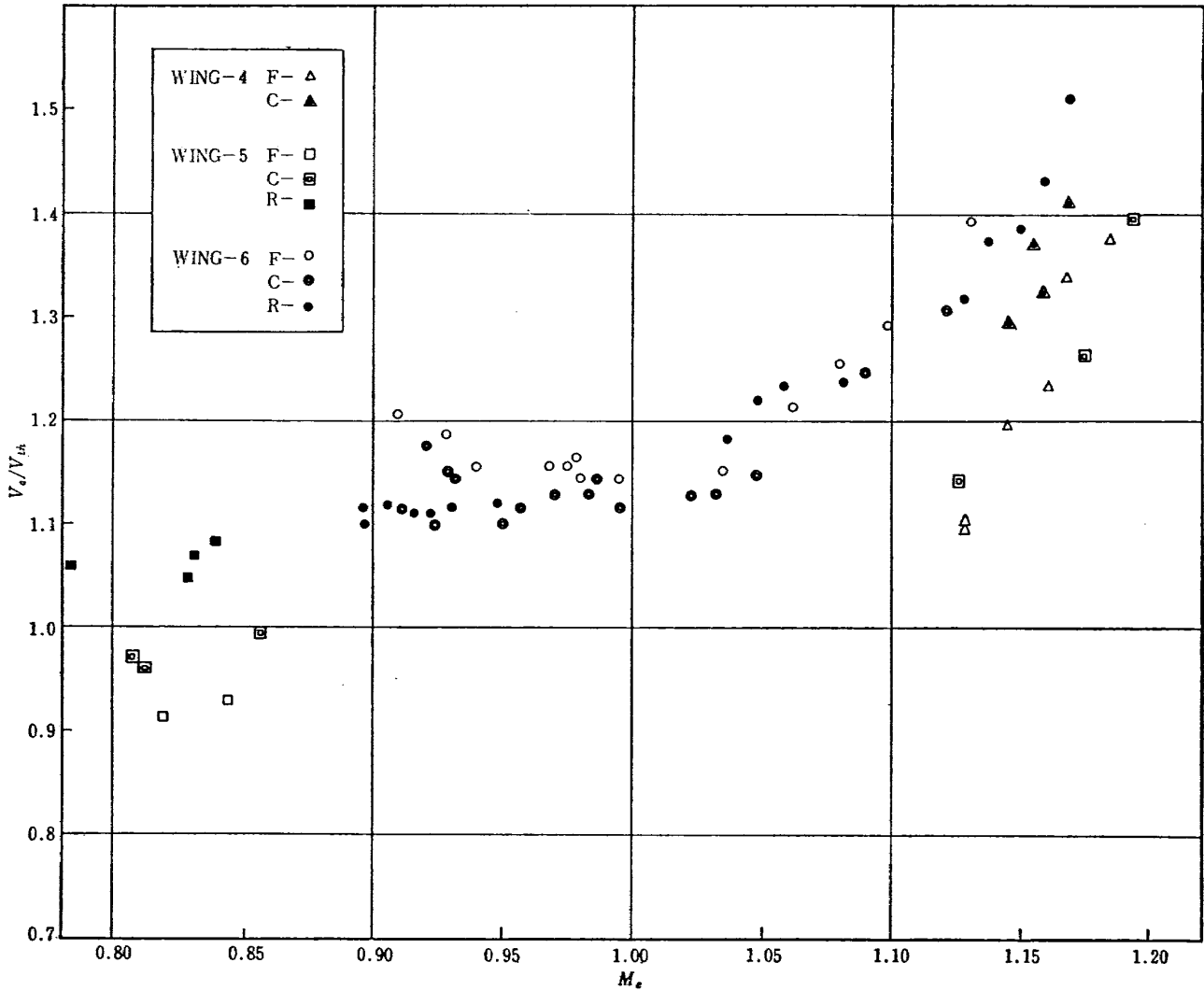


図8 マッハ数に対するフラッタ速度比の変化

わせて図7に示している。なお、図7には文献1に示されている Wing-6 の翼のみの場合のフラッタ密度を重ね合わせて示している。図7は、フラッタ速度係数のマッハ数に対する特性と同様に、いずれの重心位置の場合もマッハ数約 1.03 の近傍でフラッタ密度が最も低く、それよりマッハ数が増減するとフラッタ密度が増加して、フラッタに対して安全となる傾向を示している。また実験点は少ないが、翼のみの場合のフラッタ密度は、付加質量の重心位置が前縁近辺にある“C”の場合とほぼ等しく、“F”の場合には約 10% 増加、“R”の場合には約 10% 低下することを示している。

5-3 フラッタ速度比

実験フラッタ速度と計算フラッタ速度との比をフラッタ速度比として図8に示している。フラッタの理論計算速度は、運動方程式をマトリックス表示して反復法によって求められたものであって、質量マトリックスおよび剛性マトリックスは“4-3 模型の振動特性”

の項に述べている翼模型の固有振動計算に用いられたものであり、また空気力マトリックスは文献5の二次元非圧縮性非定常空気力が用いられた。なお、これは遷音速領域の空気力の適切な定量的理論ははまだ確立されていない事によるフラッタ理論計算については文献3および4に述べられている。この計算も、固有振動数計算の場合と同様に当所の計数型電子計算機で行なった。なお、翼端付加質量に働らく空気力は無視された計算である。

実験を行なったマッハ数範囲でフラッタ速度比は、マッハ数0.9以下では0.9~1.1、マッハ数0.9~1.05の範囲では1.1~1.2、マッハ数1.05以上ではマッハ数の増加につれて1.2から1.45まで増加していることを図8は示している。マッハ数0.95以下のWing-5の“C”および“R”の場合を除いて、フラッタ速度比が1.0以上であることより理論計算値は実験値より小さく安全側の値を示している。また各々の形態の翼のフラッタ速度比はマッハ数に対し比較的良好一致

を示している。

結 論

翼端に付加質量を有する低アスペクト比後退角平板翼の遷音速フラッタ特性におよぼす付加質量の重心位置の影響について、この実験を行なったマッハ数範囲および模型の形状に対して次の結論を得た。

1. いずれの重心位置の翼についてもフラッタ速度係数で表わしたフラッタ境界は、実験を行なったマッハ数の中間 1.03 近傍で不安定領域が最も広くそれよりマッハ数が増減すると増加の場合には急激に、また減少の場合は緩徐に安定領域が増加する。
2. 翼端付加質量の重心位置が前方にあるほどフラッタ速度係数で表わした安定領域は広くなり、また付加質量のない翼のフラッタ領域は付加質量の重心位置が先端翼弦の前縁にある場合とほぼ同じである。
3. 実験フラッタ速度と非圧縮性二次元非定常空気力理論による空気力を用いた計算フラッタ速度比はマッハ数 0.9 以下では 0.9~1.1 マッハ数 0.9

~1.05 では 1.1~1.2 マッハ数 1.05 以上では 1.2~1.45 の範囲にあり、殆んどの場合 2 次元非圧縮性理論による空気力を用いたフラッタ理論計算値は実験値に対して低い値を示している。

参 考 文 献

- 1) 中井暎一・森田甫之・菊池孝男・高橋実・東久保正年：低アスペクト比後退角片持平板翼の遷超音速フラッタ特性，航技研報告 NAL TR-288, 1972年5月。
- 2) 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法について，航技研報告 NAL TM-14.
- 3) 中井暎一・森田甫之・高木俊朗：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，航技研報告 NAL TR-226, 1970年11月。
- 4) William P. Rodden: A Matrix Approach to Flutter Analysis, Paper No. FF-23, May 1959.
- 5) B. Smile and L. S. Wasserman: Application of Three-Dimensional Flutter Theory to Aircraft structures. Air Force Technical Report 4798, July 1942.

TR-314 正 誤 表

	誤	正						
1 P	菊池孝男***	菊池孝男**						
	表5(2) および(3)							
10 P } 11 P }	<table border="1" style="margin: auto; border-collapse: collapse;"> <tr><td style="text-align: center;">8</td></tr> <tr><td style="text-align: center;">V_e</td></tr> <tr><td style="text-align: center;">$b_r \omega_e \cdot \sqrt{\mu_e}$</td></tr> </table>	8	V_e	$b_r \omega_e \cdot \sqrt{\mu_e}$	<table border="1" style="margin: auto; border-collapse: collapse;"> <tr><td style="text-align: center;">8</td></tr> <tr><td style="text-align: center;">V_e</td></tr> <tr><td style="text-align: center;">$b_r \omega_\alpha \cdot \sqrt{\mu_e}$</td></tr> </table>	8	V_e	$b_r \omega_\alpha \cdot \sqrt{\mu_e}$
8								
V_e								
$b_r \omega_e \cdot \sqrt{\mu_e}$								
8								
V_e								
$b_r \omega_\alpha \cdot \sqrt{\mu_e}$								

- | | | | |
|--------|--|----------|--|
| TR-304 | ドラッグカップ型ジャイロモータの同期化制御の研究
Study on a Synchronizing Control of a Drag-Cup Gyro Motor | 1972年11月 | 山田 博 |
| TR-305 | オイラー角表示による座標変換のアルゴリズム
Coordinate Transformation Algorithm by the Eulerian Angels Representation | 1972年11月 | 狼 嘉 彰 |
| TR-306 | フライングテストベッド用付帯設備の計画
System Design of Facilities for VTOL Flying Test Bed at National Aerospace Laboratory | 1972年11月 | 滝 沢 直 人, 洪 谷 昭 義
小 川 敏 夫, 藤 枝 本 野
甲 斐 忠 義, 宮 小 野 幸
田 辺 義 一, 竹 内 和 之 |
| TR-307 | プラズマ風洞アーク加熱器, ノズル流およびノズル噴流に対する諸考察
Some Characteristics of the Arc-Heater Nozzle Flow and the Underexpanded Jet in NAL 60 kW Plasma Wind Tunnel | 1972年12月 | 松 崎 利 一, 平 林 則 明 |
| TR-308 | 固体ロケット推進薬の超音波探傷
On the Ultrasonic Inspection of Separation in Solid Propellant Rocket Motors | 1972年12月 | 清 水 盛 生, 野 口 義 男
種 村 利 春 |
| TR-309 | 複数翼をすぎる二次元, 非圧縮ポテンシャル流れの緩和法による計算
A Numerical Calculation of a Two-Dimensional Incompressible Potential Flow Around a Set | 1973年 1月 | 中 村 正 義 |
| TR-310 | 圧縮流体の Navier-Stokes 方程式に対する数種の差分法とその評価
An Evaluation of Several Difference Methods for Compressible Navier-Stokes Equations | 1973年 3月 | 石 黒 登 美 子 |
| TR-311 | 界面最大引張り応力基準での固体推進薬での降伏曲面 (三次元) について
On a Failure Criterion of a Solid Propellant under Tri-axial Stress Fields | 1973年 3月 | 遠 藤 修 司, 河 田 幸 三 |
| TR-312 | 最適制御理論を応用したフレア制御系について
Simulation Study on Flare Control System by Optimization Theory | 1973年 3月 | 渡 辺 颯, 堀 川 勇 壯 |
| TR-313 | B T E 翼型の遷音速二次元翼列についての一実験
Experimental Investigation of Two-Dimensional Cascade Performances with Blunt Trailing Edge Blade Sections at Transonic Inlet Mach Number Range | 1973年 3月 | 坂 口 一, 近 藤 博
高 森 晋, 岩 下 敬 吾 |

航空宇宙技術研究所報告314号

昭和48年3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)47-5911(大代表)●182
印刷所	有限会社啓文堂松本印刷 東京都文京区水道2-7-5
