

UDC 533.695.4 :
533.6.013.153 :
629.73.025.17

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-324

偏揺れ振動する T 型尾翼の水平尾翼に働く、
非定常ローリング・モーメントの測定

市川輝雄・磯貝紘二
安藤泰勝・江尻宏

1973 年 6 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-298	航空機用対気速度計の位置誤差について Experiments on Airspeed Calibration Procedures	1973年1月	幸尾治朗, 岡 遠一 塚野雄吉, 矢 沢 健 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 Performances 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 高森 晋, 岩下 敬吾
TR-301	観測系の評価に関するひとつの数学的理論 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	村岡正秋
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 Gimballed Engine Positioning Hydraulic Control Systems	1972年11月	畑山茂樹
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, 波谷昭義 小川敏雄, 藤枝郭郎 甲斐忠夫, 宮本義人 田辺義一, 竹内和之 小野孝一
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 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 of Airfoils by Applying the Relaxation Method	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	最適制御理論を応じ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 顕, 堀川勇壮

偏揺れ振動する T 型尾翼の水平尾翼に働く、 非定常ローリング・モーメントの測定*

市川輝雄** 磯貝 紘 二**
安藤泰勝** 江尻 宏**

Measurements of Rolling Moments Acting on the Stabilizer of T-Tails Oscillating in Yaw

by

Teruo ICHIKAWA, Koji ISOGAI, Yasukatsu ANDO and Hiroshi EJIRI

This report is concerned with the following two series of experiments conducted in the 2-meter NAL Low Speed Tunnel: 1) Measurements of aerodynamic rolling moments acting on an isolated wing, with and without dihedral, at incidence and oscillating in yaw about the axis at the midchord point of the midspan; 2) Measurements of aerodynamic rolling moments acting on the horizontal stabilizer of a T-tail, with zero and a finite angle of attack of the stabilizer, and oscillating in yaw about the axis through the fin midchord.

In the first series of experiments (isolated wing case), the range of reduced frequency was from 0 to 0.6, and the Reynolds number range was from 1.3×10^5 to 3.2×10^5 . In the second series of experiments (a T-tail case), the range of reduced frequency was from 0 to 0.25 and the Reynolds number was 3.2×10^5 .

The coefficients of the aerodynamic rolling moments are presented for isolated wings and for T-tails, and are compared with the theoretical values calculated by the corresponding lifting-surface theories. Satisfactory agreement was indicated for all cases tested, except for the magnitude of the rolling moment for the T-tails, which is about 6% greater than the theoretical value in the full range of the reduced frequency tested.

1. まえがき

1950年代に英国で開発された Handley Page “Victor” の原型 1 号機が、テスト飛行中に T 型尾翼のフラッタを起こして墜落するという事故があった¹⁾。この事故原因を調査する過程で、T 型尾翼のフラッタ現象は、主翼や普通の配置の尾翼のフラッタには見られない特異な振舞を示すことが明らかになった¹⁾。すなわち、T 型尾翼のフラッタ速度は水平尾翼の上反角や迎角によって変わる。一般に、迎角や上反角を増すとフラッタ速度は大幅に低下するので、これは T 型尾翼の設計上看過できない重要な問題である^{1), 2)}。最近、

我国で開発された新明和工業の STOL 飛行艇の T 型尾翼のフラッタ試験でも、この様な現象が観察されている³⁾。

この原因を理解するためには、T 型尾翼はフラッタ時にはどのようなモードで振動し、その振動モードに対してどのような非定常空気力が作用するかということについて、知って置く必要がある。文献 1～文献 3 で指摘されているように、T 型尾翼のフラッタ時の主要モードは、垂直尾翼の曲げ捩れ振動である*。この時、水平尾翼は、ほぼ剛体とみなせるような運動をしているが、ここで見のがしてはならない重要なこと

* 昭和 48 年 4 月 11 日受付

** 機体第一部

* 水平尾翼のみの対称モードのフラッタが起きる可能性もあるが、これは通常の単独翼のフラッタと同じになるので、ここでは考えない。

は、垂直尾翼が曲げ振れ振動をすれば、その上部に結合されている水平尾翼は、結合部周りのローリング振動のみならず、偏揺れ (yawing) 及び横滑り (sideslip) の面内振動を行なう点である。それでは、このような振動状態にある T 型尾翼にはどのような非定常空気が働くであろうか。これは、次の 3 種類の空気力**に分けて考えると理解し易い。

- ① 翼面に垂直方向の振動 (垂直尾翼の曲げ振れ振動及び水平尾翼のローリング振動) に基づく空気力
- ② 水平尾翼の面内振動 (yawing 及び sideslip) に基づく空気力。これは、さらに④水平尾翼の上反角と偏揺れ角の変動振幅 (または、横滑り変位の変動振幅) との積に比例する空気力、⑤水平尾翼の迎角と偏揺れ角の変動振幅 (または、横滑り変位の変動振幅) との積に比例する空気力、に分けることができる。④、⑤いずれも水平尾翼の翼幅方向に逆対称の分布をするので、結合部周りにローリングモーメントを発生し、これらは通常“上反角効果”と呼ばれている。
- ③ 一種の翼端板効果に相当するもので、垂直尾翼上に作用する空気力が翼端板に相当する水平尾翼上に、(水平尾翼の) 翼幅方向に逆対称な分布をする空気を誘起する (したがって、これも結合部周りにローリングモーメントを発生する)。この空気力は、水平尾翼の迎角には無関係で垂直尾翼の翼面に垂直方向の振動振幅に比例する。

以上 3 種類の空気力のうち、①の空気力は主翼や通常の尾翼のフラッタ計算でもっぱら問題にされるもので、T 型尾翼でも当然考慮されるべき重要な空気力であるが、これは T 型尾翼に特有のものではない、一方②及び③の空気力は、文献 2 でも指摘されているように、T 型尾翼特有の空気力であって、T 型尾翼のフラッタ速度を予知するためには、②及び③の非定常空気力も正しく考慮することが重要である。特に前述の、T 型尾翼フラッタに特有の現象、すなわち、フラッタ速度が水平尾翼の迎角や上反角によって大幅に変化する現象は②の水平尾翼の面内振動に基づく空気力がフラッタ速度に大きな影響を与えることにその原因がある⁴⁾。

ところで、微小正弦振動している翼に働く非定常空気力を翼の平面形まで考慮して予知する理論は通

常、非定常揚力面理論と呼ばれている。T 型尾翼に対する非定常揚力面理論として従来提案されている、Davies⁵⁾、Stark⁶⁾、Albano & Rodden⁷⁾等の理論は、①の翼面に垂直方向の振動に基づく空気力及び③の翼端板効果に相当する空気力は予知できるが、②の水平尾翼の面内振動に基づく空気力に関しては何の情報も与えない。すなわち、彼らの理論は、水平尾翼の迎角及び上反角が零の場合にしか正しい非定常空気力を与えない。

そこで、筆者等は最近、水平尾翼の面内振動に基づく空気力も予知可能な、より一般的な非定常揚力面理論 (非圧縮流) を提案した^{8)~11)}。この問題の基本的な部分は面内振動をする翼に働く非定常空気力をいかに予知するかという問題に帰着されることから、まず文献 8 及び 9 で、迎角あるいは上反角のある単独翼が偏揺れあるいは横滑りの面内振動を行なっている場合に対する非定常揚力面理論を提案し、文献 10 及び 11 で、それを振動する T 型尾翼の問題に応用した。その基本的な考え方は、基礎方程式 (擾乱速度ポテンシャルの式、Bernoulli の式、流れが翼に沿って流れるための条件) を翼の面内振動 (偏揺れ及び横滑り振動) と同じ運動をする動座標系で表わし、それらの式に対して摂動法 (Perturbation method) を応用することによって、摂動パラメータ (翼の定常及び振動変位を代表する量) の各 order に対応する境界値問題が導かれ、まず 1 次 order の境界値問題を解くことによって、①及び③ (ただし、単独翼の場合には、③の翼端板効果に相当する空気力は存在しない) の非定常空気力が計算され (したがって、Davies 等の理論^{5)~7)} は 1 次 order の境界値問題に対応する)、次に 2 次 order の境界値問題を解いて、②の水平尾翼の面内振動に基づく空気力が計算される。

以上に紹介した筆者らの理論には、当然実験による裏づけが必要である。そこで、面内振動 (例えば、yawing 振動) を行なっている単独翼あるいは垂直尾翼周りに振れ振動をしている T 型尾翼について、それぞれ翼または水平尾翼に働く非定常ローリング・モーメントを測定し、理論による値と比較した。ところで、過去、単独翼についてのそのような測定例は振動数零の場合を除いてまったくない。また、振動する T 型尾翼の水平尾翼に働くローリング・モーメントを測定した例も、わずかに Clevenson & Leadbetter¹²⁾ による報告があるのみである。Clevenson & Leadbetter は水平尾翼及び垂直尾翼ともにアスペクト比 1 の矩形平板翼 (上反角=0°) からなる T 型尾翼を、垂直尾翼の

** 本報告で以下に現われる“空気力”という言葉は、フラッタ計算で通常問題にされる、翼面に垂直方向に作用するいわゆる空力荷重 (翼上下面の圧力差) を意味するものとする。

1/2 翼弦を貫く軸周りに, yawing 振動させた場合について実験を行なった。この時, 水平尾翼の迎角は, 報告書には明記されていないが, 模型のスケッチから判断すると迎角は零度であったと思われる。勿論, 彼らは, 水平尾翼の面内振動に基づく空気力の重要性については何も言及していない。すでに述べたように, 水平尾翼の迎角が零度の場合には, ②の面内振動に基づく空気力は零であって, 水平尾翼に働くローリングモーメントとしては③の翼端板効果に相当する空気力によるもののみである。したがって, 彼らによるデータは, Davies らの理論 (これは, 筆者らの理論における1次の order の解に対応する) を検証する目的には役立つが, 筆者らの理論の主目的である2次の order の解を検証する目的には使えない。さらに, Clevenston & Leadbetter の測定値と, Davies⁵⁾ あるいは Albano & Rodden⁷⁾ の理論による予測値とは大きく違って従来理論も, まだ十分に実験による裏づけが成されていない点も指摘しておきたい。

このように, 筆者らの理論 (単独翼に対する理論⁸⁾,⁹⁾ 及びT型尾翼に対する理論^{10,11)}を検証する実験データがまったくないことから, 次のような実験を行なうことにした。

1) 迎角あるいは上反角のある単独翼が, 翼幅中央の1/2 翼弦点を貫く軸周りに偏揺れ振動している場合について, 非定常ローリング・モーメントを測定すること。

2) 垂直尾翼の1/2 翼弦線周りに偏揺れ振動しているT型尾翼について, その水平尾翼に迎角がある場合とない場合について, 水平尾翼に働く非定常ローリング・モーメントを測定すること。

これらのローリング・モーメントの測定は, 単独翼の場合には reduced frequency 0~0.6, レイノルズ数 1.3×10^5 及び 3.2×10^5 , T型尾翼では, reduced frequency 0~0.25, レイノルズ数 3.2×10^5 の範囲で行なわれた。

測定結果は, 単独翼の場合は文献9の理論値と比較し, T型尾翼の場合は, 水平尾翼に迎角がない場合には文献11の1次の order の解と比較し, 迎角がある場合には文献11の1次の order の解と2次の order の解の和と比較*された。

* 水平尾翼に迎角がある場合に測定されるローリング・モーメントは, ②の水平尾翼の面内振動に基づく空気力によるものと, ③の翼端板効果に相当する空気力によるものとの和になっている。

記号

A :	アスペクト比
b :	翼弦長の $\frac{1}{2}$
k :	reduced frequency ($k = \frac{b\omega}{U}$)
l :	水平尾翼の翼幅の $\frac{1}{2}$
L :	ローリング・モーメント ($L = L_0 e^{i(\omega t + \phi)}$)
t :	時間
U :	一様流の流速
α :	迎角
Γ :	上反角
Λ :	後退角
ρ :	空気密度
ϕ :	位相角
Ψ :	偏揺れ角 ($\Psi = \Psi_0 e^{i\omega t}$)
ω :	円振動数

下添字

S :	水平尾翼
f :	垂直尾翼

2. 実験装置

2.1 加振装置

図1に示すように, モータ及び偏心カムからなる機構によって, 風洞内の尾翼模型および風洞外に置かれたダミー模型に対して, それぞれの垂直尾翼の1/2 翼弦線周りに $\pm 6^\circ$ の偏揺れ振動 (調和振動) を行なわせる。加振振動数範囲は 0c/s~10c/s である。

2.2 翼模型

翼型は水平尾翼および垂直尾翼とも, NACA 65 A 010 を用いた。水平尾翼は, 次に述べるような3種類の平面形を持つものが作られた。

- 1) 矩形平板翼 (アスペクト比3)
翼弦長 20cm, 翼幅 60cm
- 2) 矩形上反角翼 (アスペクト比3)
翼弦長 20cm, 翼幅 60cm, 上反角 10°
- 3) 後退翼 (アスペクト比3)
翼弦長 20cm (翼幅方向に一定), 翼幅 60cm, 後退角 30°

一方, 垂直尾翼は, 翼弦長 20cm, 翼幅 30cm, アスペクト比 1.5 の矩形1種類に限られた。ただし, 水平尾翼の迎角を変えるために, 垂直尾翼の先端 70mm の部分は取り外し可能として, 水平尾翼の迎角が零度になるように整形されたものと, 5° になるように整形されたものと2種類作られた (図2参照)。水平尾翼と垂直尾翼の結合部にある約 1 mm のすき間は, せ

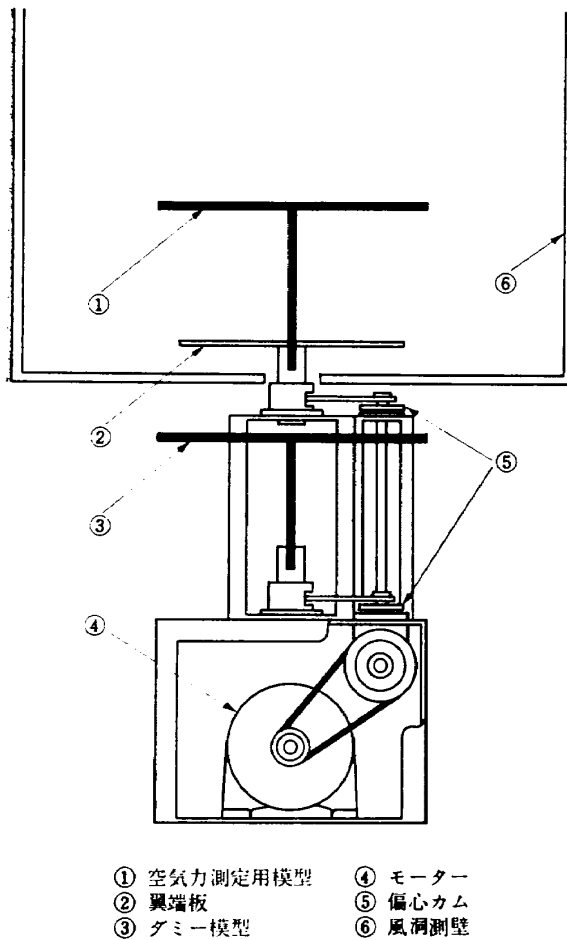


図 1 加振装置

ロファンテープで密封し、このすき間を通して空気が流れないようにした。また、垂直尾翼の下端には、直径 500mm の翼端板が取り付けられている。

単独翼に関する実験では、上記の水平尾翼模型を長さ 430mm、直径 40mm の丸棒によって支持した。この時、水平尾翼の風洞壁からの高さは 501mm であった。後述するように、この支持棒はローリングモーメントに対してかなりの影響を与えるので、単独翼に対する測定データは、この分だけ修正する必要がある。

2.3 ローリング・モーメントの検出法

図 2 に示すように、水平尾翼は(A)、(B) 2 点のボールベアリングによって、ローリング運動に対して自由になるように、垂直尾翼に結合され、水平尾翼周りのローリング・モーメントは、すべて(C) の受感部(厚さ 6mm 有効長さ 40mm の矩形断面の棒)にかかるように設計されている。この受感部の先端(E)部には、自在ベアリングが付いていて(E)部がピン結合になっている。また、水平尾翼との結合部(D)は剛結合になるようになっている。したがって、水平尾翼にかかるローリング・モーメントに比例する歪が、この受感部に貼られた歪ゲージにより検出される。このローリングモーメント検出器の直線性は、幾つかの既知のローリングモーメントに対する歪を測定することによって検証された。水平尾翼および受感部からなる系の固有振動数は約 47c/s である。一方、加振振動数は最大 10c/s であるから、受感部の周波数特性は測定範囲では、ほぼ一定と考えて良い。

ところで、水平尾翼に迎角が付いている場合には、水平尾翼の貫性力に基づくローリング・モーメントが受感部にかかることになる。この力をさし引いて、空気力に基づくローリング・モーメントのみを取り出す

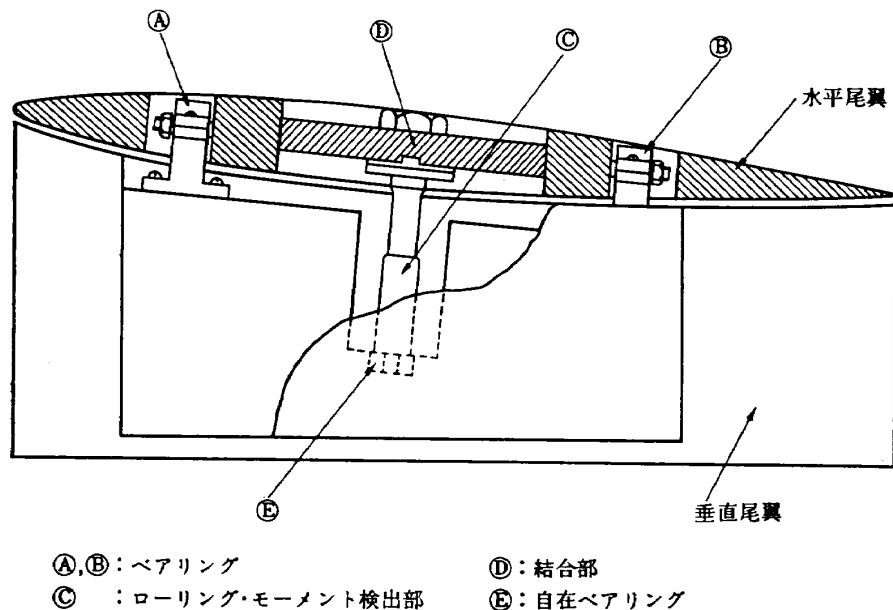


図 2 水平尾翼と垂直尾翼の結合部およびローリング・モーメント検出部

ために、空気力測定用の模型と同じになるように作られたダミー翼（水平尾翼）が必要となる（図1参照）。

3. 測定装置および測定法

前節で述べたように、空気力測定用模型のローリング・モーメント受感部には①空気力によるローリング・モーメントの他に、②水平尾翼の慣性力（迎角 0° の時は零）が作用する。さらにこの他、③受感部及び水平尾翼よりなる系の固有振動に基づくローリング・モーメント（約 $47c/s$ で変動する）および④加振装置のガタにより発生する不規則振動に基づくモーメントも作用する。それには、まず、ダミー模型から来る信号を、空気力測定用模型から来る信号よりさし引くことによって、②および③のかなりの部分を打ち消し、その信号をさらに低周波濾波器を通すことによって、④および⑤を除けば良い（図3参照）。

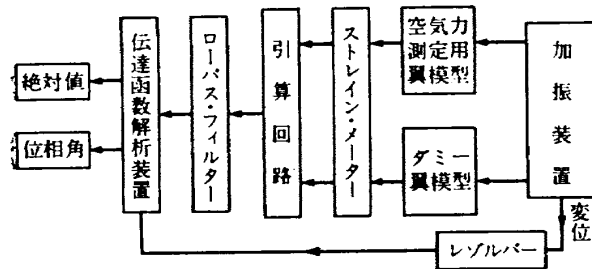


図3 測定系のブロック図

引算回路及び濾波器を通った信号（空気力によるローリング・モーメントによる信号のみ）は、伝達函数解析装置を用いて、その絶対値および変位（水平尾翼の偏揺れ角）に対する位相角が直読された。ただし、濾波器を通った信号は、濾波器固有の特性分だけ、絶対値および位相角とも歪んでいるので、その分だけ、あとで修正する必要がある。

濾波器の特性を修正した後の、最終信号（空気力によるローリング・モーメントに比例する）の電圧は、風速零の状態では加振振動数 $0c/s \sim 10c/s$ で常に $-40db$ 以下であり、風を吹かせた状態では、 $-20db \sim -1db$ の範囲であった*。

4. 実験法および測定結果

実験に使用した風洞は航空宇宙技術研究所の突風風

洞で、これを普通風洞として使用した。測定部は $2m \times 2m$ の矩形で、密閉型である。実験で採用した風速は、単独翼の場合が $10m/s$ および $25m/s$ で、翼弦長を基準にしたレイノルズ数は、それぞれ、 $R=1.3 \times 10^5$ および $R=3.2 \times 10^5$ である。T型尾翼の場合は $25m/s$ を採用した。レイノルズ数は $R=3.2 \times 10^5$ である。

実験は、まず風速零の状態では、測定振動数範囲にわたって翼を加振し、出力が零になるように引算回路を調整した後、風を吹かせて、出力を伝達函数解析装置により直読する。実験は、水平尾翼単独の場合と、T型尾翼の場合について、次のような Case について行なわれた。

1) 単独翼の場合

Case 1 矩形平板翼 $\alpha=5^\circ 35'$

Case 2 矩形上反角翼 $\alpha=5^\circ 35'$

Case 3 後退翼 $\alpha=5^\circ 9'$

単独翼の場合、水平尾翼は丸棒によって支持されている。したがって、丸棒およびその先端部のモーメント検出部の影響が考えられる。上述の Case のうち、Case 1 および Case 3 については $\alpha=0^\circ$ の場合に測定されるローリング・モーメントが支持装置の影響に等しい。なぜなら、 $\alpha=0^\circ$ の場合には、水平尾翼の面内振動に基づくローリング・モーメントは零だからである。従って、Case 1, Case 2 については、それらの $\alpha=0^\circ$ の場合に測定されるローリング・モーメントの値をさし引く必要がある。

ところで、Case 2 の場合には $\alpha=0^\circ$ でも、上反角に基づくローリングモーメントが存在するため、支持部の影響のみ取り出すことが出来ない。したがって、この Case については、平面形が同じ矩形であるところの Case 1 の $\alpha=0^\circ$ の場合に測定されるローリング・モーメントの値をもって、支持部の影響とみなすことにした。これは物理的にみて無理な仮定ではない。

測定結果は Case 1~Case 3 について、それぞれ図5~図7に、たて軸にローリング・モーメントの絶対値を無次元化した値 $|L| / (4 \rho U^2 b^2 \Psi_0)$ および翼の変位（偏揺れ角）に対する位相の進み ϕ (deg) をとり、横軸に、reduced frequency k をとって、示すとともに、それぞれの場合について、文献9の方法によって計算された理論値と比較した。ローリング・モーメントおよび翼の変位に関する符号の取り方は、図4に示されている。測定値は Case 3 における位相角 ϕ が k の大きいところで、理論値と 10° ほどずれている以外

* このことは、最も精度の悪い条件のもとでは、最終信号において、打ち消されなかった慣性力の占める割合が 10% 以下であることを意味している。

は、すべての Case について、 k の全域にわたって、絶対値および位相角とも、理論値と満足すべき一致を示している。

2) T型尾翼の場合

水平尾翼に関して、次の 4 Case について実験を行った。

- Case 1 矩形平板翼 $\alpha = 0^\circ 25'$
- Case 2 矩形平板翼 $\alpha = 5^\circ 29'$
- Case 3 後退翼 $\alpha = -0^\circ 4'$
- Case 4 後退翼 $\alpha = 5^\circ 2'$

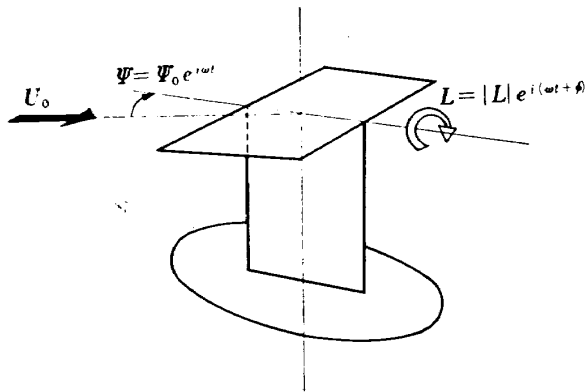


図 4 翼の変位およびローリング・モーメントの符号の定義

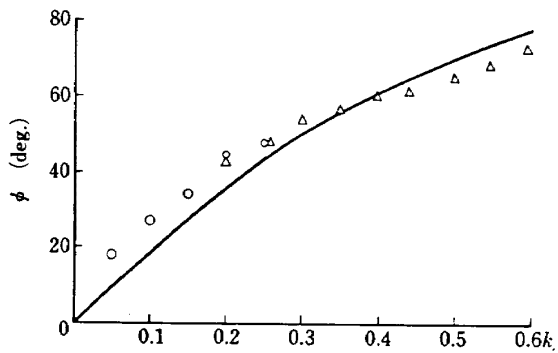
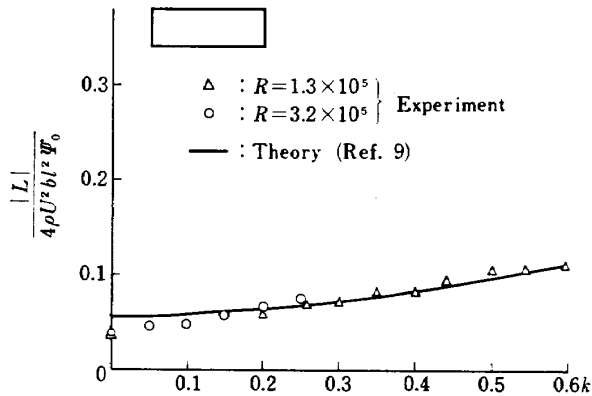


図 5 偏揺れ振動する単独翼に働くローリング・モーメント ($A=3, \alpha=5^\circ 35', \Gamma=0^\circ$)

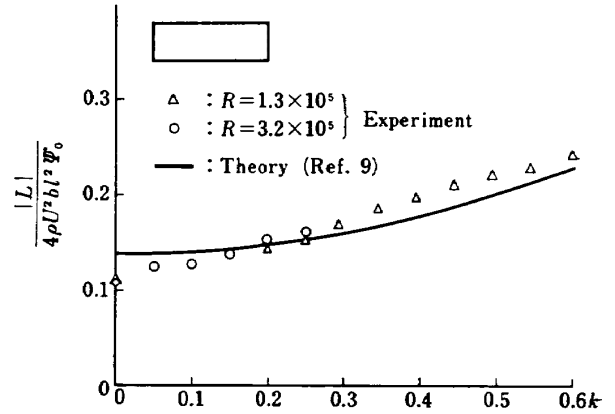


図 6 偏揺れ振動する単独翼に働くローリング・モーメント ($A=5, \alpha=5^\circ 35', \Gamma=10^\circ$)

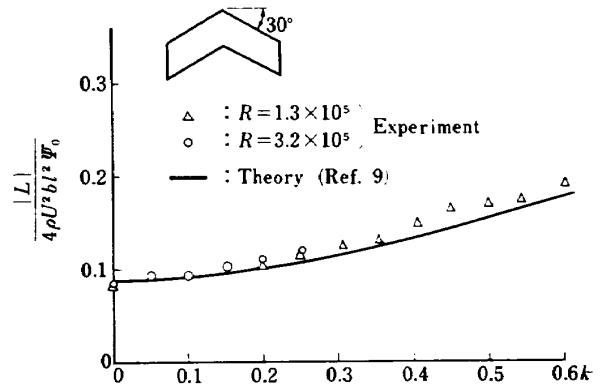


図 7 偏揺れ振動する単独翼に働くローリング・モーメント ($A=3, \alpha=5^\circ 9', \Gamma=10^\circ$)

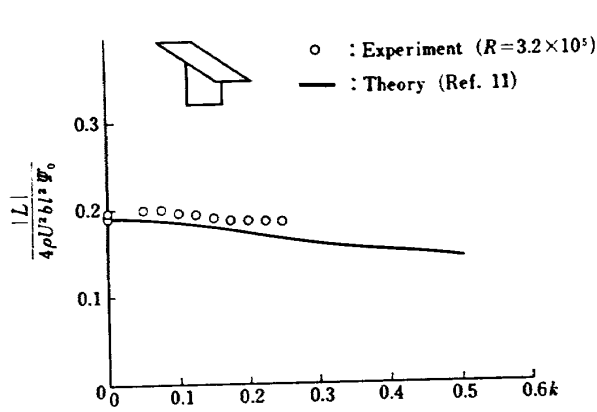


図8 偏揺れ振動するT型尾翼の水平尾翼に働くローリング・モーメント ($A_s=3, \alpha=0^\circ 25', \Gamma=0^\circ; A_f=1.5$)

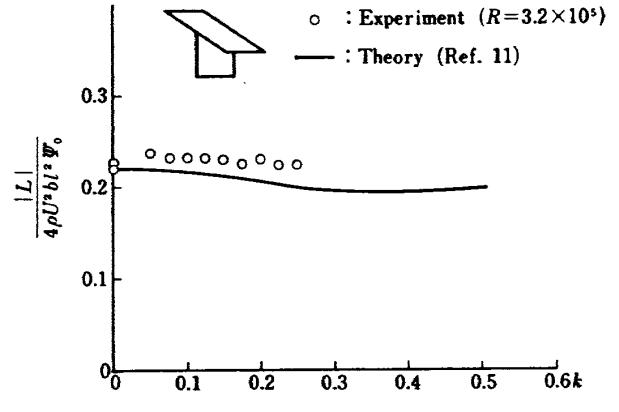


図9 偏揺れ振動するT型尾翼の水平尾翼に働くローリング・モーメント ($A_s=3, \alpha=5^\circ 29', \Gamma=0^\circ; A_f=1.5$)

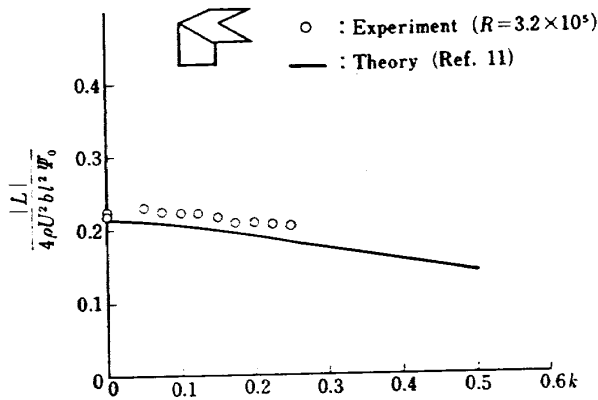


図10 偏揺れ振動するT型尾翼の水平尾翼に働くローリング・モーメント ($A_s=3, A_s=30^\circ, \alpha=-0^\circ 4', \Gamma=0^\circ; A_f=1.5$)

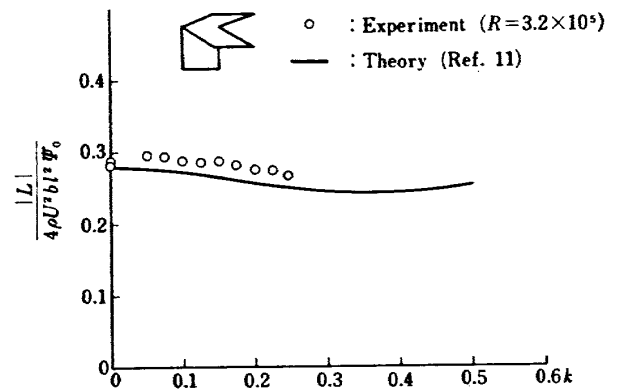


図11 偏揺れ振動するT型尾翼の水平尾翼に働くローリング・モーメント ($A_s=3, A_s=30^\circ, \alpha=5^\circ 2', \Gamma=0^\circ; A_f=1.5$)

測定結果は同じく、たて軸に、水平尾翼に働くローリング・モーメントの絶対値を無次元化した値 $|L|/(4\rho U^2 b^2 \psi_0)$ および、翼の変位(偏揺れ角)に対する位相の進み ϕ (deg) をとり、横軸に k をとって、Case 1~Case 4 について、それぞれ図 8~図 11 に示した。これらの測定値は、Case 1 および Case 3 については文献 11 の 1 次の order の解と比較し、Case 2 および Case 4 については文献 11 の 1 次の order の解と 2 次の order の解を加えたものと比較した。

すべての Case について、測定されたローリング・モーメントの絶対値は、理論値より幾分高め(理論値の約 5%~7% 高め)に出ている。一方、位相角の測定値は理論値より 5° ほど遅れ側に出ているが、ほぼ満足すべき一致を示していると言える。

5. 結 論

迎角あるいは上反角のある単独の翼が翼幅中央の 1/2 翼弦点を貫く軸周りに、偏揺れ振動している場合に働く空気力による非定常ローリング・モーメントの測定および、垂直尾翼の 1/2 翼弦を貫く軸周りに、偏揺れ振動している T 型尾翼の水平尾翼に働く、空気力による非定常ローリング・モーメントの測定を、水平尾翼に迎角がある場合とない場合について行なった。

得られた結果を要約すると、

- 1) 単独翼の場合、実験を行なったすべての場合に対して、ローリング・モーメント係数の絶対値および、変位に対する位相の進みは、共に、 k の増加にしたがって増大した。これらの値を非定常揚力面理論によって計算された値と比較した結果、 k のほぼ全域にわたって、両者は満足すべき一致を示した。
- 2) T 型尾翼の場合、ローリング・モーメント係数の絶対値は、水平尾翼に迎角がある場合もない場合も共に、 k とともにわずかに減少する傾向を示し、非定常揚力面理論による予測値と傾向は一致するが、値は理論値より 5%~7% ほど高めになる。一方、変位に対するローリング・モーメントの位相は、迎角がない場合には k と共に遅れる傾向を示し、ある場合には共に進む傾向を示しているが、理論値と傾向的に一致しているが、値は約 5° 理論値より遅れ側に出ている。

突風風洞を使用するに当り、新型航空機部、突風風洞研究室の広末健一室長並びに村上義隆技官に、種々の便宜をはかっていただいた。ここに記して感謝の意を表します。

参考文献

- 1) Baldock, J.C.A., The Determination of the Flutter Speed of a T-Tail Unit by Calculations, Model Tests and Flight Flutter Tests, AGARD Report 221, 1958.
- 2) Hitch, H.P.Y., Modern Methods of Investigating Flutter and Vibration, 'Journal of the Royal Aeronautical Society, Vol.68, No.64 2, June 1964, p.361.
- 3) 片山鉄太郎, T 型尾翼のフラッタについて, 日本航空宇宙学会誌, 第 19 巻, 214 号 (昭 46), pp.495-499.
- 4) 鷺津久一郎, 市川輝雄, 足立武司, T 型尾翼フラッタに関する一覽書, 日本航空宇宙学会誌, 第 18 巻, 200 号 (昭 45), pp.329-333.
- 5) Davies, D.E., Generalized Aerodynamic Forces on a T-Tail Oscillating Harmonically in Subsonic Flow, A.R.C. R. & M. No.3422, May 1964.
- 6) Stark, V.J.E., Aerodynamic Forces on a Combination of Wing and a Fin Oscillating in Subsonic Flow, Rept. TN 54, 1964, Saab Aircraft Co., Linköping, Sweden.
- 7) Albano, E., and Rodden, W.P., Doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows, AIAA Journal, Vol. 7, No.2, 1969, pp.279-285.
- 8) Ichikawa, T. and Isogai, K., Note on the Aerodynamic Theory of Oscillating T-Tails, Part 1 Theory of Wings Oscillating in Yaw and Sideslip, to be published in Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences.
- 9) Isogai, K. and Ichikawa, T., Lifting-Surface Theory for a Wing Oscillating in Yaw and Sideslip with an Angle of Attack, AIAA Journal, Vol.11, No.5, 1973, pp.599-606.
- 10) Ichikawa, T. and Isogai, K., Note on the Aerodynamic Theory of Oscillating T-Tails, Part 2 Theory of Laterally Oscillating T-Tails, to be published in Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences.
- 11) Isogai, K., On a Lifting-Surface Theory for an Oscillating T-Tail, to be published.
- 12) Clevenson, S.A. and Leadbetter, S.A., Measurement of Aerodynamic Forces and Moments at Subsonic Speeds on a Simplified T-Tail Oscillating in Yaw about the Fin Midschord, NACA TN 4402, Sep.1958.
- 13) Rodden, W.P., Giesing, J.P., and Kalman, T.P., New Developments and Applications of the Subsonic Doublet-Lattice Method fo

Nonplanar Configurations, AGARD Symposium, Unsteady Aerodynamics for Aeroelastic Analyses of Interfering Surfaces,

AGARD Paper No. 4, Tønsberg Oslofjorden, Norway, Nov. 1970.

TR-313	BTE 翼型の遷音速二次元翼列についての一 実験 Experimental Investigation of Two-Dimen- tional Cascade Performances with Blunt Trailing Edge Blade Sections at Transo- nic Inlet Mach Number Range	1973年 3月	坂口 一, 近藤 博 高森 晋, 岩下 敬吾
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 Some Effects of Center of Gravity Locati- ons of Added Mass on Transonic Flutter Characteristics of Low Aspect Ratio and Sweptback Thin Cantilever Wing	1973年 3月	中井 一, 森田 甫之 菊地 孝男, 東久保 正年 高橋 実
TR-315T	Natural Vibration and Flutter of Cylindri- cally Curved Panels	1973年 4月	Yushi MATUZAKI
TR-316	推力中断型固体ロケット用プロペラントの組 成と圧力指数の関係 Relation between the Compositional Vari- ables and the Pressure exponent of Con- trollable Solid rocket Propellant	1973年 5月	五代 富文, 清水 盛生 伊藤 克弥, 西村 久男 種村 利春, 藤原 勉
TR-317	ファンエンジンの性能に関する考察 Some Considerations on the Performance of the Fan Jet Engine	1973年 5月	鳥崎 忠雄, 森田 光男 関根 静雄
TR-318T	A Convergence theorem of nonlinear semi- groups and its application to first order quasilinear equations	1973年 6月	Tadayasu TAKAHASHI
TR-319	フライングテストベッド全機作動実験 —予備・第一次・第二次実験— Ground Operation Tests of Flying Test Bed for VTOL Aircraft at National Aerospace Laboratory	1973年 6月	滝沢 直人, 田辺 義一 波谷 昭義, 小川 敏雄 藤枝 郭俊, 甲斐 忠夫 宮本 義人, 鳥崎 忠雄 小野 幸一
TR-320	地球の重力の作用下にある人工衛星の運動に 関する研究—運動が長期間にわたる場合— The Study on the Motion of an Artificial Satellite in the Earth's Gravitational Field-in the Case of the long Maneuor of Free Orbital Motion	1973年 6月	武内 澄夫
TR-321	空冷軸流タービンの空力性能に関する研究 (第一報 空冷タービンの設計および 全体性能に関する実験的研究) Cold-Air Investigation of an Air-Cooled Axial-Flow Turbine (Part 1 Turbine Design and Overall-Stage Performance without Supply of Cooling Air)	1973年 12月	山本 孝正, 高原 北雄 能瀬 弘幸, 井上 重雄 臼井 弘, 三村 富嗣雄
TR-322	IC 演算増幅器を利用した乱流頻度計 Application of Intergrated Circuit Opera- tional Amplifiers on Turbulence Intermi- tency Meters	1973年 6月	綿貫 忠晴, 佐藤 淳造
TR-323	月と太陽の引力の作用下にある地球の人工衛 星の運動に関する研究 The Study on the Motion of an Artificial Earth Satellite under the Gravitational Attraction of the Sun and Moon	1973年 7月	武内 澄夫, 松島 弘一

航空宇宙技術研究所報告324号

昭和48年6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 日新図書印刷株式会社
東京都港区芝3-33-5
