

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-119

ベーン型気流方向検出器の特性

田畑浄治・松島弘一
成田健一・塚本憲男

1967年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年5月	河崎俊夫, 谷 喬
TM-56	2024-T4アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年7月	石田 誠, 河野哲雄
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年7月	曾 我 国 男
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年8月	斎藤秀夫, 木村友昭
TM-59	ジェットリフトエンジンの空気取入口実験 (I)	1965年9月	斎藤 博, 増田 惣平
TM-60	吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について (II)	1965年9月	原 亘 利, 高島 一 明夫 根川 英 夫, 中 正 夫 戸末 健 子, 矢 沢 健 司 塚野 雄 一, 吉 田 征 一 佐野 四 郎, 能 村 実 別府 宏 一
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年9月	飯田宗四郎
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	
TM-63	2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1965年10月	
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験 (I)	1965年10月	池田 為 治, 坂元思無邪 光山 敏 雄, 宮地敏雄 武内 昌 二, 堀内正司 星谷 藤 二 隆, 計 測 部 斎藤 浩 子, 機 体 第 一 部 中村 浩 一, 機 動 部 機原 準 人, 石黒登美子
TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年11月	
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年1月	田 寺 木 一, 泉 日出夫
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年2月	武内 澄 夫, 宮地敏雄 星谷 昌 二, 清水福寿 牛田 永 崇 一 吉小 川 鉦 一
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年2月	
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピンの測定について	1966年3月	田 畑 浄 治, 桜井善雄 三浦 雅 男, 森 幹 彦 堀川 野 直 治 野田 佳 慶 哲 二 新橋 崎 久 蔵, 斎藤秀夫 石原 立 政 隆, 藤原盛三 外宗 美 均 夫, 柳 原 三 長洲 秀 夫, 柏原登喜子
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析	1966年3月	
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	
TM-81	吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年4月	
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (II)	1966年4月	近藤 博, 増田 惣平
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年7月	毛 利 浩, 田村敦宏 佐野 四 郎, 能 村 実 小野 幸 一
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年8月	
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	池谷 光 栄, 畑山茂樹
TM-88	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (I)	1966年9月	犬丸 矩 夫, 岡部祐二郎 北村 清 美, 川 幡 長 勝 木村 友 昭 彦, 泉 日出夫 川井 忠 彦, 石黒登美子 戸川 準 人
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年9月	
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近藤 博, 蓑田光弘 山崎 紀 雄, 吉 田 晃 大 中 耕 一, 菅 原 昇 五 味 光 男, 宮 地 敏 雄 武 内 澄 夫, 宮 地 敏 雄 星 谷 昌 二 夫, 宮 地 敏 雄 武 星 谷 昌 二 夫, 宮 地 敏 雄 佐野 政 明, 狐岡一洋
TM-92	リフトジェットエンジン試験設備 (I) 一台上運転設備一	1966年10月	
TM-94	J-3ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年11月	
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	
TM-96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	

ベーン型気流方向検出器の特性*

田畑 浄治**・松島 弘一**
成田 健一**・塚本 憲男**

V/STOL 機の安定制御に用いられるベーン型気流方向検出器を試作し、風洞実験によってその動的特性を明らかにした。薄板、矩形平面形のベーンについて、材料は比較のためパルサとジュラルミンとを用い、アスペクト比を種々変えて実験を行なった結果、材料の軽量化とアスペクト比の増大による動特性の向上は、理論の予測通り効果的であること、ただしアスペクト比2以上ではその効果はあまり期待できないことが明らかになった。試作で得られた結果では、アスペクト比3.0のパルサ製ベーンを用いれば、気流速度20m/sで固有周波数15.1c/s、空気力による減衰比0.17、減衰時定数0.062秒となり、V/STOL機の安定制御用検出器として十分な特性を有することがわかった。

1. ま え が き

V/STOL 機の低速飛行時における安定制御を行なう場合、機体に当る突風の方向を速かに検出し、あるいは機体の横すべり方向を検知して、対応する制御を行なわせる方式が非常に効果的であると考えられる。気流の方向を検出する方法としては、流れの向きに自由に従うベーンの回転角によって気流方向を測るものと、気流に対向した圧力プローブの先端の、機軸に関して対称な2箇所の点における圧力の差によって、機体に対する気流の方向を求めるものとの二つがある^{1),2)}。上記のような制御用検出器としては静的な特性よりも応答の速いことが要求され、その点でベーン方式の方が差圧方式よりまさると考えられる。ベーン型検出器は原理が単純で、マッハ数やレイノルズ数に本質的に無関係で、また構造も簡単であるということも実用上大きな利点であり、従前から航空機、飛しょう体の迎え角・偏揺れ角の測定用にしばしば使われ、特性試験もなされている。文献³⁾⁻⁶⁾では、それぞれ特定の形状のものについてマッハ数0.5から3程度の高速におけるおもに静的な特性が実験で求められている。また、文献^{7),8)}には、同様な原理の地上風観測用風向計について応答特性の実験結果が示されている。しかし V/STOL 機の安定制御用検出器として用いる場合の低速

における動的特性のデータは今まで得られていない。そこでここでは、前記の目的に応用する場合の資料を得るために、ベーン型検出器を試作し、気流速度10~40m/sの範囲で風洞実験を行なって特性を求めるとした。

機体に取り付けた気流検出器の動特性が問題となる状況としては、突風により気流方向そのものが変化する場合と、ピッチング・ヨーイング等の機体の回転運動によって相対的に気流方向が変化する場合の二者が考えられるが、いずれにしても風に対する応答性に関係する条件を検討し、それに基づいてベーンのアスペクト比と材料密度の効果を確かめるとともに、ベーンと組み合わせて使用すべき角度トランスデューサの形式による影響も調べることにした。

2. 記 号

- A : ベーンのアスペクト比
 b : ベーンの翼幅
 C_{Na} : ベーンを迎え角に対する法線力の傾斜
 I : ベーン型検出器の回転軸まわりの慣性モーメント
 $k = \omega \left(\frac{l}{2} \right) / V$: 非定常の度合いを表わすパラメータ
 Reduced frequency
 l : ベーンの翼弦長
 R : ベーンの空気力作用線から回転軸までの距離
 S : ベーンの面積

* 昭和42年5月23日受付

** 計測部

- T : ペーンの振動周期
- V : 気流速度
- α : 機体軸に対する気流方向の角度
- α_0 : α の振幅
- β : 機体軸の回転角
- β_0 : β の振幅
- ε : 気流方向がステップ状に変わったときのペーンの位相ずれ
- ε_α : 気流方向が周期的に変動するときのペーンの位相ずれ (実際に気流方向が変化する場合)
- ε_β : 気流方向が周期的に変動するときのペーンの位相ずれ (機体が回転する場合)
- ζ : 検出器の減衰比 ($=\zeta_a+\zeta_i$)
- ζ_a : ペーンの空気力による減衰比
- ζ_i : 検出器内部ダンパによる減衰比
- θ : ペーンの機体軸からの偏角
- θ_0 : θ の振幅
- θ_1 : $t=0$ における θ の値
- κ : ペーンの空気力による復元力係数
- κ' : 非定常空気力を考慮した復元力係数
- λ_a : ペーンの空気力による減衰係数
- λ'_a : 非定常空気力を考慮した減衰係数
- λ_i : 検出器内部ダンパによる粘性減衰係数
- ρ : 空気密度
- σ : ペーンの単位面積当りの質量
- τ : 減衰時定数
- ω : 気流方向の変動角周波数
- ω_n : ペーンの固有角周波数 ($=2\pi f_n$)

3. ペーン型検出器の運動

3.1 一様な速度 V の気流中での運動

図1のような形状のペーンが図2に示すように一様な気流中にあるときの運動方程式は、偏角 θ が小さい範囲で次のように表わされる^{8), 9), 10)}。(ただし、図2で

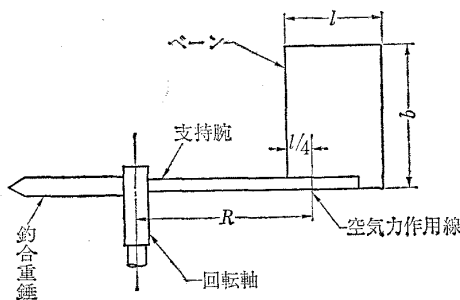


図1 ペーンの平面図

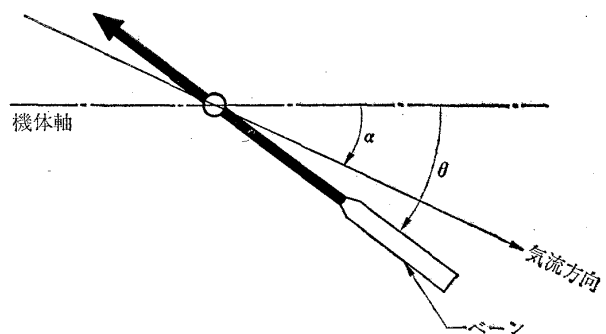


図2 ペーンの運動位置

$\alpha = 0$ とする。)

$$I\ddot{\theta} + (\lambda_a + \lambda_i)\dot{\theta} + \kappa\theta = 0 \tag{1}$$

ここで^{8), 11)}

$$\left. \begin{aligned} \lambda_a &= \frac{1}{2} C_{N\alpha} \rho V R^2 S \\ \kappa &= \frac{1}{2} C_{N\alpha} \rho V^2 R S \end{aligned} \right\} \tag{2}$$

空気力はペーンの前縁から翼弦長の1/4の距離の所に作用するものとする⁸⁾。

ただし(2)式は定常的な力の働く式であるが、ペーンに振動翼理論を用いて非定常空気力を考えると、 λ_a, κ は次の λ'_a, κ' となる。(付録参照)

$$\left. \begin{aligned} \lambda'_a &= \frac{1}{2} C_{N\alpha} \rho V R^2 S \left\{ \frac{1}{2} \left(n - \frac{1}{2} \right) \left[1 + 2C(k) \left(n + \frac{1}{2} \right) \right] \right\} \\ \kappa' &= \frac{1}{2} C_{N\alpha} \rho V^2 R S C(k) \end{aligned} \right\} \tag{3}$$

ここで n は

$$R = \left(n + \frac{1}{2} \right) \frac{l}{2} \tag{4}$$

から求められるものである。また $C(k)$ は Theodorsen 関数で、 k は振動の非定常の度合いをあらわす無次元のパラメータ $k = \omega l / 2V$ である。いま、便宜上(2)式を用いて議論を進めるが、非定常空気力として考えるときは、 λ_a, κ の代りに λ'_a, κ' を入れればよい。

(1)式を変形して

$$\ddot{\theta} + 2(\zeta_a + \zeta_i)\omega_n\dot{\theta} + \omega_n^2\theta = 0 \tag{5}$$

ただし

$$\left. \begin{aligned} \zeta_a &= \frac{\lambda_a}{2\sqrt{\kappa I}} \\ \zeta_i &= \frac{\lambda_i}{2\sqrt{\kappa I}} \\ \omega_n &= \sqrt{\frac{\kappa}{I}} \end{aligned} \right\} \tag{6}$$

これは一般の二次系と全く同じである。

いま $t=0$ で $\theta=\theta_1$, $\dot{\theta}=0$ の条件で(5)式を解くと、 ζ_a , ζ_i が大きくない範囲では

$$\theta = \frac{\theta_1}{\sqrt{1-\zeta^2}} \cdot e^{-\zeta\omega_n t} \cos(\sqrt{1-\zeta^2} \omega_n t - \varepsilon) \quad (7)$$

ただし

$$\left. \begin{aligned} \zeta &= \zeta_a + \zeta_i < 1 \\ \varepsilon &= \tan^{-1} \zeta / \sqrt{1-\zeta^2} \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

となり、周期 $T=2\pi/\omega_n \sqrt{1-\zeta^2}$ の減衰振動を示して最終的に気流方向になびく。

(7)式における振動の減衰時定数 τ は

$$\tau = \frac{1}{\zeta\omega_n} \quad (9)$$

ベーンの特性としては、時定数 τ が小さく、かつ ω_n が大きいことが望ましく、すなわち ω_n/τ が大なることが要求される。(6), (9)式を用いて

$$\frac{\omega_n}{\tau} = (\lambda_a + \lambda_i) \cdot \frac{\sqrt{\kappa/I^3}}{2} \quad (10)$$

いま、検出器に内部ダンパを有せず空力的減衰のみ考慮すれば、

$$\lambda_i = 0, \quad \zeta = \zeta_a$$

となる。(10)式から特性を向上させるには λ_a を大にし、 I を小にするべきことがわかる。図1の形状のベーンについて釣合重錘を含めた慣性モーメントは、軸の慣性モーメントを無視して次のように表わせる。

$$I = \sigma S \left\{ 2 \left(R + \frac{l}{4} \right)^2 + \frac{l^2}{12} \right\} \quad (11)$$

(2)および(11)式を(10)式に入れて (ただし $\lambda_i = 0$)

$$\frac{\omega_n}{\tau} = \frac{V^2}{2} \left(\frac{C_{N\alpha} \rho}{2\sigma} \right)^{\frac{3}{2}} \frac{1}{\sqrt{l}} \times \left\{ \frac{(R/l)^2}{2(R/l)^2 + (R/l) + (5/24)} \right\}^{\frac{3}{2}} \cdot \frac{1}{\sqrt{R/l}} \quad (12)$$

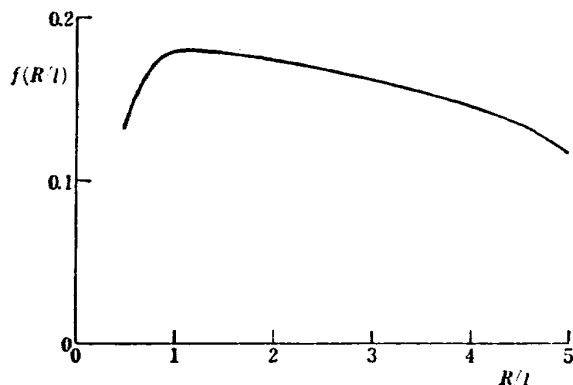


図3 $f(R/l) = \left[\frac{(R/l)^2}{2(R/l)^2 + (R/l) + (5/24)} \right]^{\frac{3}{2}} \cdot \frac{1}{\sqrt{R/l}}$ と R/l の関係

ここで

$$f(R/l) = \left\{ \frac{(R/l)^2}{2(R/l)^2 + (R/l) + (5/24)} \right\}^{\frac{3}{2}} \cdot \frac{1}{\sqrt{R/l}} \quad (13)$$

の値は R/l に対して図3のようになり、実際にベーンを試作した場合の R/l の値、約1ないし3の範囲では $f(R/l)$ の値にあまり差がない。したがって ω_n/τ を大にするには、すなわちベーンの特性を向上させるには、 $C_{N\alpha}$ を大きく σ を小さくすることが効果的である。 $C_{N\alpha}$ は、気流となす角が小さい範囲では平板翼の揚力の式を用いて次式のように考えられる。

$$C_{N\alpha} \doteq 2\pi A / (A+2) = 2\pi / (1+2/A) \quad (14)$$

結局、アスペクト比を大きくし、かつできるだけ軽い材料を用いるのがよいということになる。

3.2 気流方向が変動する場合

機体に対して気流方向が変動する場合としては、実際に気流方向が変るものと、機体自身が回転運動するものとの二つのケースがある。

3.2.1 実際に気流方向が変化する場合

図2において、気流方向が機体軸方向に対して動くとき、ベーンの運動方程式は次のようになる。

$$I\ddot{\theta} + (\lambda_a + \lambda_i)\dot{\theta} + \kappa(\theta - \alpha) = 0 \quad (15)$$

前節と同様に变形して

$$\ddot{\theta} + 2(\zeta_a + \zeta_i)\omega_n\dot{\theta} + \omega_n^2(\theta - \alpha) = 0 \quad (16)$$

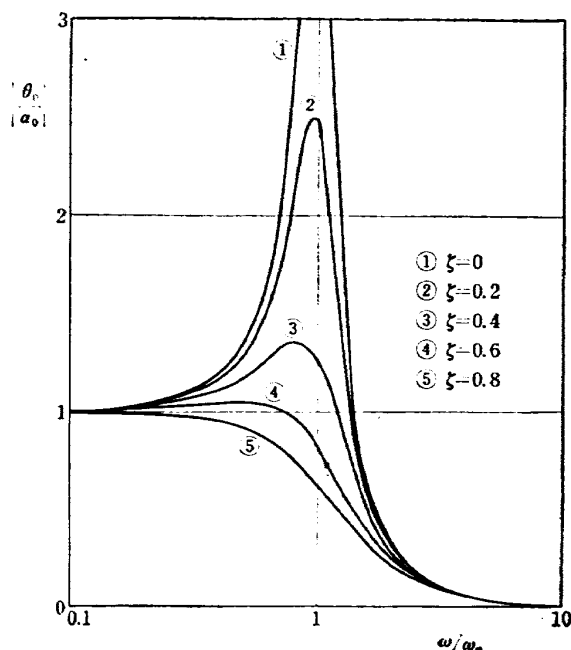


図4(a) 気流方向の変動に対するベーンの応答 (振幅比)

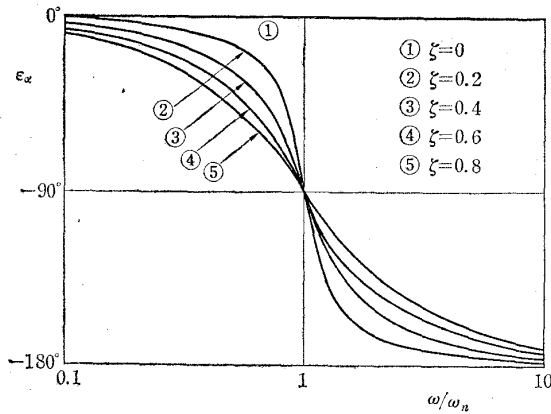


図 4 (b) 気流方向の変動に対するペーンの応答 (相位ずれ)

α の変化とそれに対応するペーンの動きを次のように仮定すれば

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= \alpha_0 e^{i\omega t} \\ \theta &= \theta_0 e^{i\omega t} \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

ペーンの振幅比および位相ずれは次のようになる¹⁰⁾。

$$\left| \frac{\theta_0}{\alpha_0} \right| = \frac{1}{\sqrt{\{1 - (\omega/\omega_n)^2\}^2 + 4(\zeta_a + \zeta_i)^2 (\omega/\omega_n)^2}} \quad (18)$$

$$\varepsilon_\alpha = \tan^{-1} \left[- \frac{2(\zeta_a + \zeta_i) \omega/\omega_n}{1 - (\omega/\omega_n)^2} \right] \quad (19)$$

図 4(a)(b)はこれらを ω/ω_n に対して示したもので、すなわち周波数特性である。 $|\theta_0/\alpha_0|$ が ω の広い範囲にわたって 1 になるようにするためには、ペーンの固有角周波数 ω_n をできるだけ高くするとともに、一般に $\zeta_a + \zeta_i = \zeta$ を 0.6~0.7にとるのが普通であるが、 ζ_a を大きくすることは困難なので ζ_i を大きくしなければならない。しかし(2)、(6)式から推定されるように、 ζ_i は V に逆比例し一定ではない。また、姿勢安定用検出器として用いる場合には、なるべく位相おくれが小さいことが望ましく、そのためにはむしろ ζ をあまり大きくしない方がよい。したがって ω_n を高くすることに重きをおくべきであると考えられる。

3.2.2 機体軸方向が変化する場合

図 5 のように気流方向が変わらず、機体軸の回転角を β とすると、ペーンの運動方程式は次のようになる¹⁰⁾。

$$I(\ddot{\beta} + \ddot{\theta}) + \lambda_a(\dot{\beta} + \dot{\theta}) + \lambda_i \dot{\theta} + \kappa(\beta + \theta) = 0 \quad (20)$$

変形して

$$(\ddot{\beta} + \ddot{\theta}) + 2\zeta_a \omega_n (\dot{\beta} + \dot{\theta}) + 2\zeta_i \omega_n \dot{\theta} + \omega_n^2 (\beta + \theta) = 0 \quad (21)$$

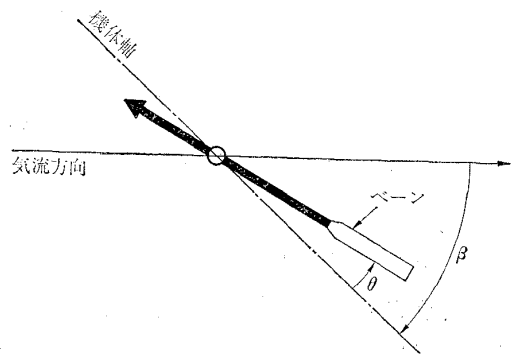


図 5 機体軸の回転に対するペーンの運動位置

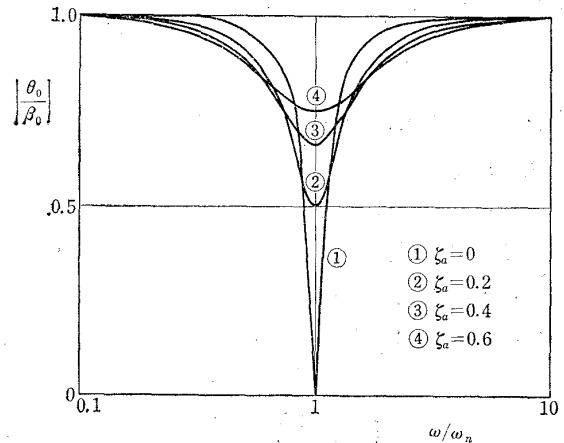


図 6 (a) 機体軸方向が変化する場合のペーンの応答 (ζ_i=0.2で一定としたときの振幅比)

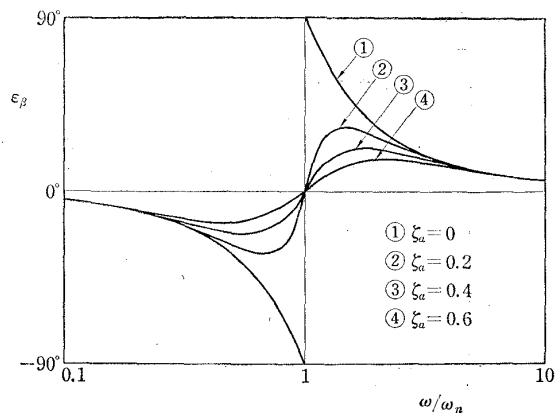


図 6 (b) (ζ_i=0.2で一定としたときの位相ずれ)

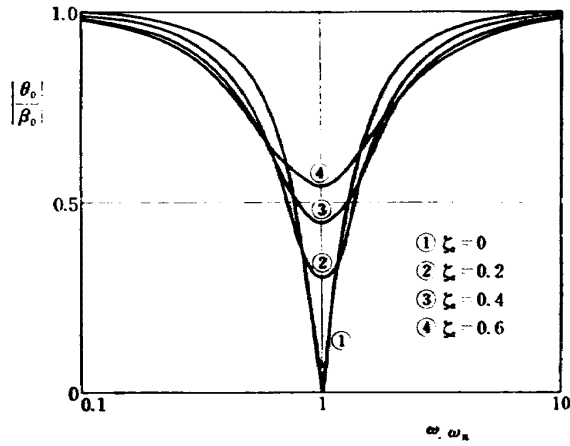


図 6 (c) ($\zeta_i=0.5$ で一定としたときの振幅比)

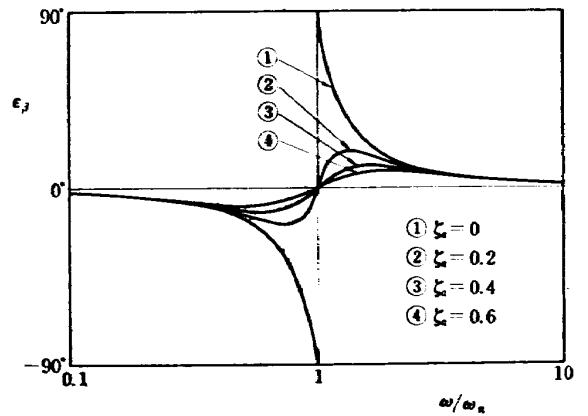


図 6 (d) ($\zeta_i=0.5$ で一定としたときの位相ずれ)

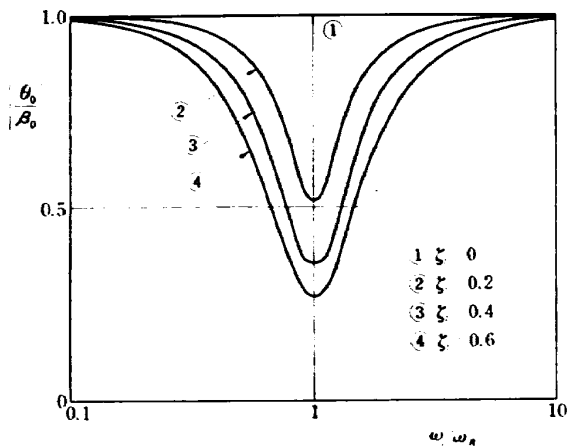


図 6 (e) ($\zeta_a=0.2$ で一定としたときの振幅比)

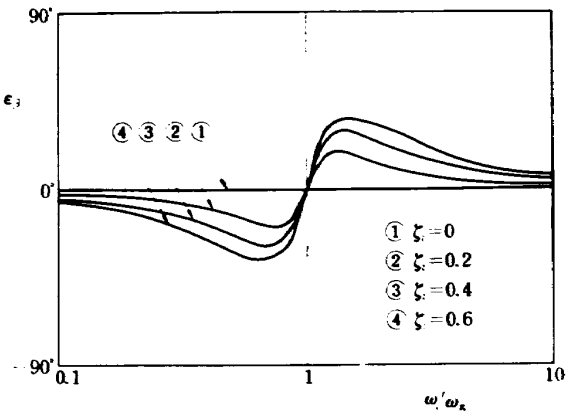


図 6 (f) ($\zeta_a=0.2$ で一定としたときの位相ずれ)

β と、それに対するベーンの応答を次のように仮定して、

$$\left. \begin{aligned} \beta &= \beta_0 e^{i\omega t} \\ \theta &= \theta_0 e^{i\omega t} \end{aligned} \right\} \quad (22)$$

振幅特性および位相ずれを求めると、

$$\frac{\theta_0}{\beta_0} = \frac{\sqrt{\left\{ 1 + \frac{4\zeta_a(\zeta_a + \zeta_i)(\omega/\omega_n)^2}{[1 - (\omega/\omega_n)^2]^2} \right\}^2 + \left\{ \frac{2\zeta_i(\omega/\omega_n)}{1 - (\omega/\omega_n)^2} \right\}^2}}{1 + \left\{ \frac{2(\zeta_a + \zeta_i)(\omega/\omega_n)}{1 - (\omega/\omega_n)^2} \right\}^2} \quad (23)$$

$$\varepsilon_\beta = \tan^{-1} \left[\frac{\frac{2\zeta_i(\omega/\omega_n)}{1 - (\omega/\omega_n)^2}}{1 + \frac{4\zeta_a(\zeta_a + \zeta_i)(\omega/\omega_n)^2}{[1 - (\omega/\omega_n)^2]^2}} \right] \quad (24)$$

図 6 (a), (b), (c), (d) は、 ζ_i を一定としたときの ω/ω_n に対する $|\theta_0/\beta_0|$ および ε_β の関係で、図 6 (e), (f) は ζ_a を一定とした場合を示す。このように機体軸方向が変化する場合も高い周波数範囲まで忠実な応答を得るに

は、 ω_n を大きくすべきことは明らかである。(23), (24)式で $\zeta_i = 0$ とおくと、 $|\theta_0/\beta_0| = 1$, $\varepsilon_\beta = 0$ となり、ベーンは最も忠実な応答を示すことになる。すなわち機体の回転運動による気流方向変化の検出には内部ダンパのない方がよい。したがって、前節の結論とも合わせて内部ダンパは使用せず、空気力による減衰のみを与えることとした。

4. 実験

上述の検討に基づいて、次のようなベーン型検出器を試作し、風洞試験によって特性を求めた。

4.1 試作したベーン型検出器

4.1.1 ベーン

ベーンは図 1 および図 7 に示すような矩形の薄板で、翼板の材料として、 σ の効果を見るためにジュラルミンとバルサの両者を用い、ベーンの面積 S と、回転軸からベーンの圧力中心までの長さ R は全部同一で、 S

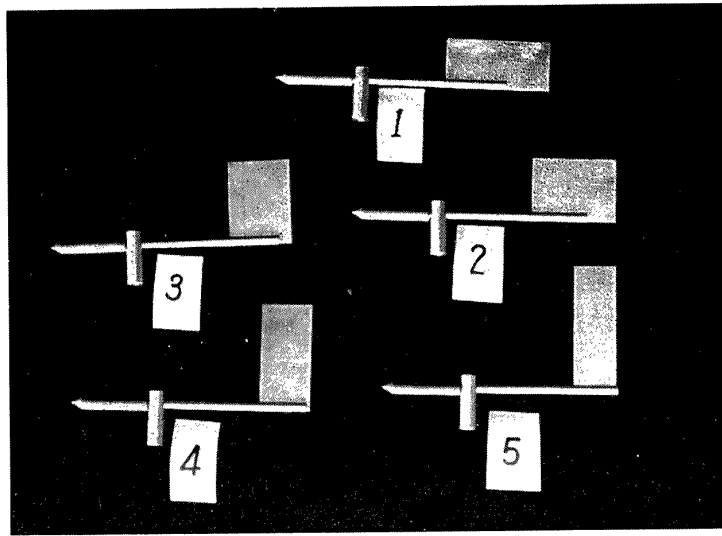


図7 試作ベーン (ジュラルミン製)

表1 ベーンの諸元

型名	A	$C_{N\alpha}$	l cm	b cm	I kg·m·sec ²	
					ジュラルミン $\sigma=0.1275 \text{ kg}\cdot\text{sec}^2/\text{m}^3$	バルサ $\sigma=0.0388 \text{ kg}\cdot\text{sec}^2/\text{m}^3$
					$\times 10^{-8}$	$\times 10^{-8}$
1	0.48	1.26	5.0	2.4	181.4	60.37
2	0.75	1.87	4.0	3.0	169.4	60.02
3	1.33	2.63	3.0	4.0	153.4	59.75
4	2.08	3.01	2.4	5.0	150.7	59.63
5	3.00	3.72	2.0	6.0	147.4	59.56

$=12\text{cm}^2$, $R=5.5\text{cm}$ として, アスペクト比の異なるものを各5個を作った。支持腕はジュラルミンの翼板には $4\text{mm}\phi$, バルサには $5\text{mm}\phi$ の木材の丸棒を用い, 回転軸に対する反対側には, 鉄製の重錘を取付けて釣合をとった。出来上がったベーンの諸元の実測値を表1に示す。

4.1.2 角度トランスデューサ

どのような角度トランスデューサを用いるかは検出器の特性に関する要素の一つであるが, 精度, 出力信号の形式, 機構の簡単さ, ベーンの回転軸にかかる負荷, 寸法重量等を考慮して, シンクロ, マイクロシ

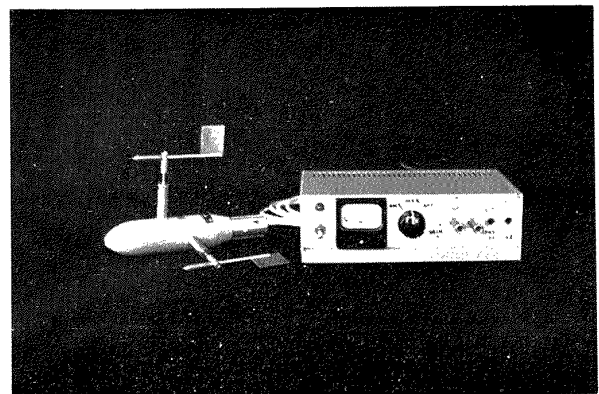


図8 ベーン型検出器とその出力復調器

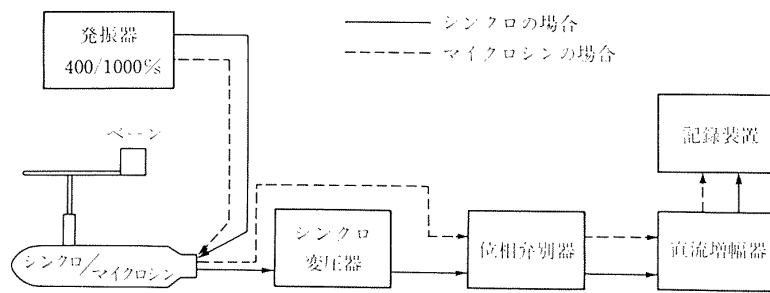


図9 実験装置系統図

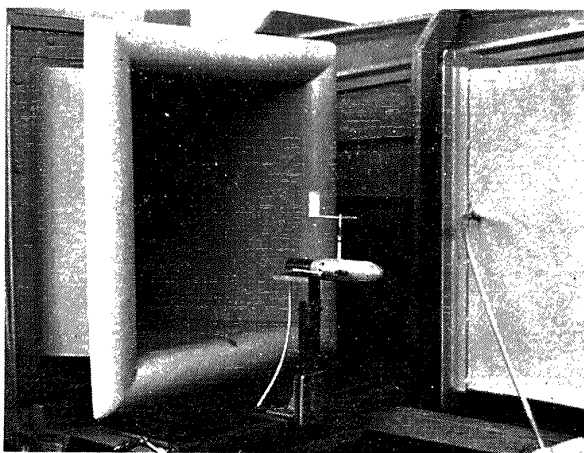


図10 風洞と実験中のベーン型検出器

ンおよびポテンシオメータをそれぞれ用いて比較することとした。図8は全体の外観図で、実験に用いた検出復調の系統は図9に示す。シンクロ（多摩川精機製 TS 150）は電圧 26V、400c/s の交流励磁で誤差は 0.3°以下、マイクロシン（東京航空計器製 MM-3）は 5V、1,000c/s の交流励磁で、検出角度範囲は ±16°、直線度は 1%以下である。ポテンシオメータ（緑測器製 CP-3M）は有効電気角 355° までの連続回転型のもので、直線度は 0.5%以下である。慣性モーメントは何れも 3g・cm² 以下で、トランスデューサとしてそれぞれ装備したときの摩擦トルクは、シンクロ、マイクロシンは 2.5g・cm、ポテンシオメータは 3.5g・cm 以下で、ベーンの運動への影響は小さい。

4.2 実験方法

4.2.1 風 洞

実験に使用した風洞はゲッチングン型開放噴流式の小型低速風洞で、最大風速は45m/sである。吹出口は50cm 平方の正方形で、その後方70cmの長さの開放部

分が測定部になる（図10）。測定部断面の動圧分布は平均動圧に対する差が1%以下で、中心部の気流の乱れは0.5%以下である。

4.2.2 測定方法

ベーンを風洞の測定部中央に、回転軸を垂直に保持して、気流に対し 15° の偏角を与えてはなしたときのベーンの運動を図9に示した系統によって電磁オシログラフで記録した。そこから、周期（≡ 1/f_n）および減衰時定数 τ の値を読み取り、固有角周波数 ω_n および (9) 式より減衰比 ζ を求めた。実験は、気流速度 10m/s、20m/s、30m/s、および 40m/s について行ない、それぞれのデータを平均した。

4.3 実験結果と考察

4.3.1 固有周波数、減衰比および ω_n/τ

試作したベーン型検出器は内部ダンパを用いていないので、その運動は前章の式で λ_i = 0 (ζ_i = 0) とした場合に相当する。

図11, 12, 13に、ジュラルミン製およびバルサ製のベーンについて、実験結果と(2), (3), (6)式を用いて計算した値を、それぞれアスペクト比に対する固有周波数、減衰比および ω_n/τ の関係として示した。固有周波数は流速 V に比例するので、図11では V で除した値をとってある。固有周波数の実験値は、定常式および非定常式のいずれの計算値ともよく一致しており、アスペクト比が大きくなるにつれ固有周波数は高くなる。バルサについて、たとえばアスペクト比 3.0 では流速 10m/s の場合 7.85c/s で、計算値 8.0c/s (定常式) および 7.8c/s (非定常式) に非常に近い値である。減衰比の実験値はアスペクト比に関してほぼ一定に近い値を示しており、バルサの場合、0.16~0.2 の間にばらついている。減衰比の計算値は定常的な空気力の(2)式を用いた場合と非定常な空気力による(3)式を用いた場合ではかなり差がある。しかし傾向としては(3)式を用いた値がやや実験値に近く、特にバルサの場合

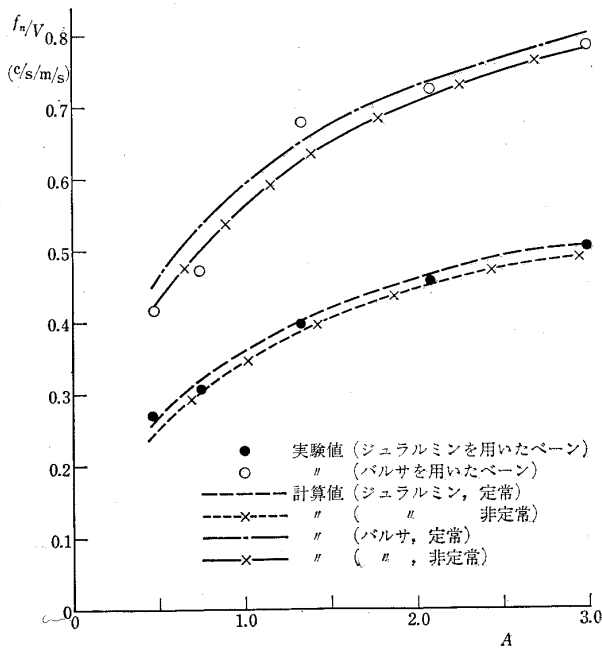


図 11 固有周波数とアスペクト比の関係
(計算値と実験値)

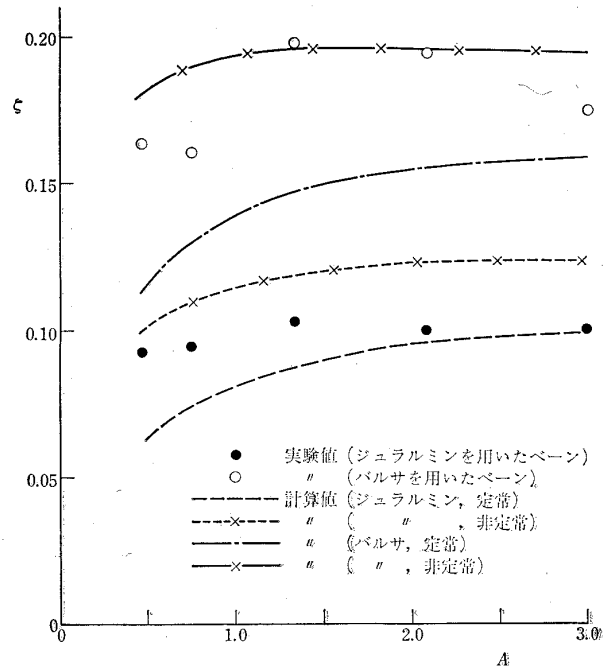


図 12 減衰比とアスペクト比の関係
(計算値と実験値)

値そのものも近似している。このことから、低速における固有振動数の高いベーンの振動では非定常な空気力を考慮する必要がある。また、 ω_n/τ の実験値はジュラルミンの場合にはかなり計算値に近いが、バルサの場合、とくにアスペクト比 1.3 以上では計算値よりかなり大きくなっている。これは、計算においては内部ダンパがないものとしたが、実際には回転軸の摩擦が存在して、特に低速範囲で内部ダンパとして作用し、(10)式からわかるように慣性モーメントの小さなバルサの場合に大きく影響していることなどが原因として考えられる。さらに、図13の実験結果からみると、アスペクト比が 2 以上では、それによる動特性向上の効果は飽和する傾向にあることがいえる。また、表 1 より明らかなように、バルサを用いたベーンは、ジュラルミンのものに対して慣性モーメントが約 1/3 になっているので、計算上減衰比 ζ_a および固有角周波数 ω_n はそれぞれ $\sqrt{3}$ 倍になるが、実験の結果からも図11, 12に示されるとおり、軽量材料の使用の効果が明らかである。

なお、角度トランスデューサの種類による差は予期に反してほとんど現れなかったのでここでは示さない。

4.3.2 ベーンの $C_{N\alpha}$

ベーンの $C_{N\alpha}$ については次のような方法で求めた。

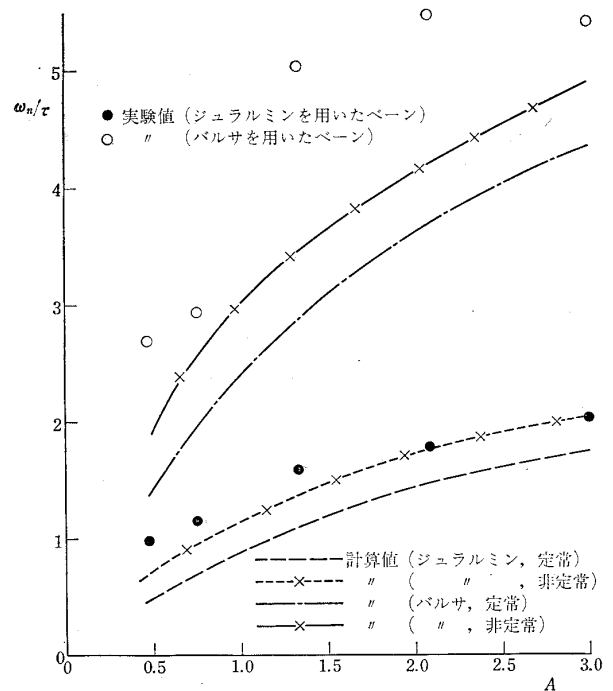


図 13 ω_n/τ とアスペクト比の関係
(計算値と実験値)

風洞内にベーン型検出器を取り付けて、空気力によって生じる回転軸まわりのモーメントを天秤で測定し、その値から(2)式の κ の式を用いて C_{Na} を計算した。これと(14)式より計算して求めた値を比較したのが図14で、×印が実験値、細実線が(14)式による計算値であって両者の一致がわかる。また、 C_{Na} が一定なベーンの迎え角範囲もアスペクト比によって異なるが、合せて同図に実測結果を太実線で示した。

4.3.3 試作検出器の周波数特性

得られた結果から試作検出器の周波数特性を考える。突風等の気流方向の変動に対する応答は、一般には(18), (19)式および図4に示されるが、実験結果からたとえばアスペクト比2.08については、ジュラルミンのベーンでは $\zeta=0.1$ 、バルサのベーンでは $\zeta=0.2$ の場合として与えられる。さらに、実用的見地から、気流方向の測定がある誤差範囲内におさまる場合の最大気流方向変動周波数と気流速度との関係が得られれば有用であるので、図15にこれを気流方向測定誤差をパラメータとして示した。

また、本検出器は内部ダンパを有していないので $\zeta_i=0$ と考えれば、機体の回転運動による気流の相対的な変動には、図6(e),(f)に示したごとく、周波数に無関係に忠実に応答することになるが、実際には回転軸の摩擦が幾分かあると思われるので、 ζ_i は多少の値

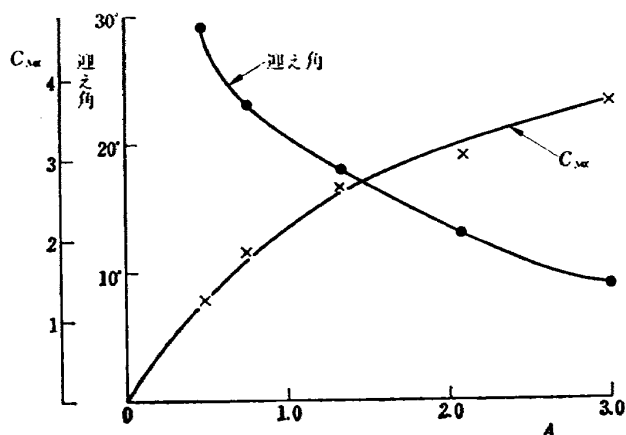


図14 C_{Na} , および C_{Na} の一定なベーンの迎え角範囲とアスペクト比との関係

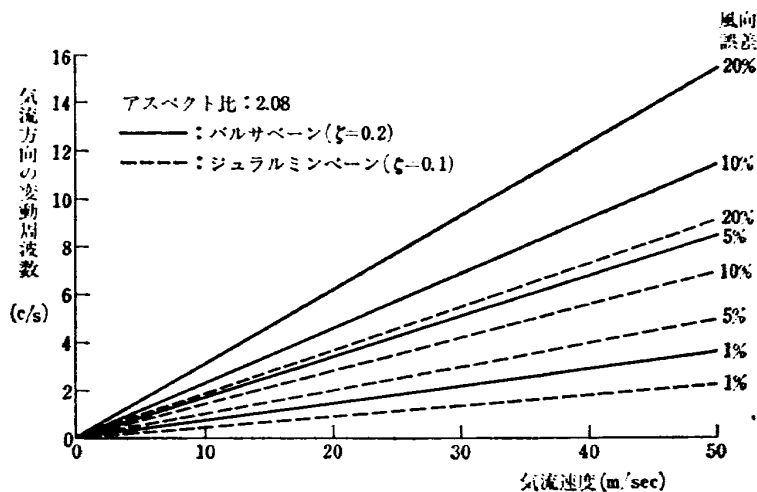


図15 所定の風向測定誤差内に入り得る気流方向の最大変動周波数

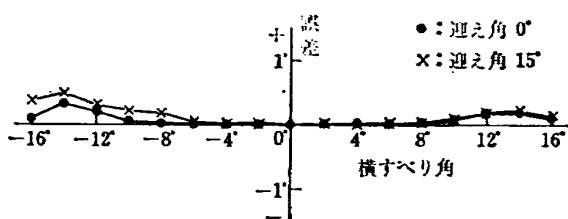


図16 横すべり角測定における迎え角の影響

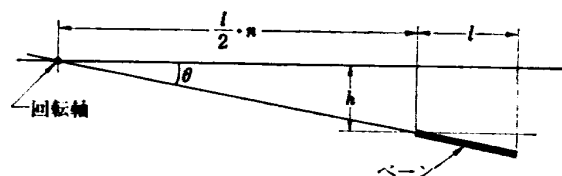


図17 翼の振動

を持っているものと考えられる。しかし図の形からわかるように、その誤差は大きなものではない。

4.3.4 静的誤差

ベーン型検出器として実用上は、上記の動的特性の他にさらに静的誤差についても考えておかなければならない。静的誤差の内容は二種あって、一つは position error で、他の一つは検出器自体における誤差である。position error は取付位置、機体の姿勢変化、機体の形状、速度等に関係するものである。検出器自身の誤差としては、工作精度、検出器による気流の乱れ、トランスデューサの誤差などの原因が考えられる。回転軸に関する重量のアンバランスは、機体が加速度運動を行なうとき誤差の原因となるし、回転軸の軸受の摩擦は不感帯の原因となるので、できるだけ小さいことが必要である。検出器が迎え角と横すべり角の両方を検出するよう組み合わせられたものである場合、その形状によって気流の乱れを生じ、迎え角（横すべり角）が大きい場合の横すべり角（迎え角）の測定に影響を与える。図16は、本検出器で横すべり角を測定する場合、迎え角 0° および 15° における指示誤差を示す。

トランスデューサの誤差は、本検出器に使用したもので 0.15° 以下で非常に小さく、むしろベーンの回転軸との結合や、トランスデューサ出力の処理において生ずる誤差に注意すべきである。

5. ま と め

本実験で得られた結果を要約すると次のようである。

(1) ベーンのAspect比を大きくし、 C_{Na} を大にする程、応答特性は良くなる事が確かめられた。しかし、Aspect比2以上ではその効果が次第に飽和する傾向が明らかとなった。

(2) パルサのような軽量の材質を用いて慣性モーメントを小さくすることは、応答特性の向上に非常に有効である。

(3) 非定常な空気力の式を用いた計算結果は、一般にベーンの運動に用いられている定常的な式よりも実験結果に近い。

(4) 試作実験したもののなかで、最も動特性のよいパルサ製ベーンのAspect比3.0の場合、気流速度20m/sにおいて固有周波数は15.1c/s、減衰比は0.17したがって減衰時定数は0.062秒となり、誤差10%以内で風向角を測定し得る最大風向周波数は4.8c/sとなる。V/STOL機の安定制御用検出器として期待される特性は、周波数レスポンスが最大5c/s、時定数が

0.1秒以内と考えられているので、これに十分適合する特性を有することになる。

(5) 本試作検出器は、当所の実験用航空機（クイーン・エア65型）に取り付けて飛行実験を行ない、実用性の確認を行なった。また、さらに、気流方向の変化速度の検出を必要とする場合には、これの出力にCR微分回路を接続して、レート出力を得ることができる点も実験的に確かめた。

(6) なお、一般の風向計によく用いられる後退翼型のベーンについても特性を調べたが、この実験の範囲（気流速度40m/s以下）では、これまで述べた矩形翼のものと特に明確な差が認められず、そのような形状の必然性は薄いのではないかと思われる。

最後に、この実験をするに当たり、東京大学の佐貫亦男教授から貴重な文献を頂き、また航空宇宙技術研究所空気力学第一部の河野長正室長から、振動翼の取扱いについて教示していただいたことに感謝いたします。

付 録

図17に示すように、非圧縮流中で微小な調和振動をしている二次元剛翼の単位翼幅当りの揚力を L とすると次のように表わせる^{12), 13)}。

$$L = \pi \rho \left(\frac{l}{2}\right)^2 [\dot{h} + V\dot{\theta}] + 2\pi \rho V \left(\frac{l}{2}\right) C(k) \left[\dot{h} + V\theta + \frac{1}{2} \left(\frac{l}{2}\right) \dot{\theta} \right] \quad (A.1)$$

ただし h は翼前縁の気流に対して直角方向における平行移動量、 θ は翼前縁まわりの回転角とする。また $C(k)$ はTheodorsenの関数($k = \omega l / 2V$)である。これをベーンに適用すると、図17から $h = n(l/2)\theta$ 、 $C_{Na} = 2\pi$ とおき、

$$L = \frac{1}{2} C_{Na} \rho \left(\frac{l}{2}\right)^3 n \ddot{\theta} + \frac{1}{2} C_{Na} \rho V \left(\frac{l}{2}\right)^2 \left[1 + 2C(k) \left(n + \frac{1}{2}\right) \right] \dot{\theta} + C_{Na} \rho V^2 \left(\frac{l}{2}\right) C(k) \theta \quad (A.2)$$

しかるにベーンの運動方程式は、

$$I \ddot{\theta} = -R L b \quad (A.3)$$

ここで

$$R = \left(n + \frac{1}{2}\right) \left(\frac{l}{2}\right) \quad (A.4)$$

したがって(A.3)に(A.2)を代入し、さらに有限な翼の場合に書きなおすと、 $lb = S$ において

$$\begin{aligned} & \left[I + \frac{1}{2} C_{N\alpha} \rho R n \left(\frac{S}{2} \right) \left(\frac{l}{2} \right)^2 \right] \ddot{\theta} \\ & + \frac{1}{2} C_{N\alpha} \rho V R^2 \left(\frac{S}{2} \right) \left\{ \frac{1}{\left(n + \frac{1}{2} \right)} \right\} \left[1 \right. \\ & \left. + 2C(k) \left(n + \frac{1}{2} \right) \right] \dot{\theta} + \frac{1}{2} C_{N\alpha} \rho V^2 R S C(k) \theta = 0 \end{aligned} \quad (A.5)$$

ここで $\ddot{\theta}$ の係数の第2項は実際計算してみると、 I に比較して非常に小さいので無視できる、したがって、ベーンの運動方程式は次のようになる。

$$I \ddot{\theta} + \lambda'_a \dot{\theta} + \kappa' \theta = 0 \quad (A.6)$$

ただし

$$\left. \begin{aligned} \lambda'_a &= \frac{1}{2} C_{N\alpha} \rho V R^2 S \left\{ \frac{1}{(2n-1)} \right\} \left[1 \right. \\ & \left. + 2C(k) \left(n + \frac{1}{2} \right) \right] \\ \kappa' &= \frac{1}{2} C_{N\alpha} \rho V^2 R S C(k) \end{aligned} \right\} \quad (A.7)$$

文 献

- 1) A. Pool; Airflow Direction and Character Sensing Techniques, AGARD FLIGHT TEST MANUAL. Vol. IV, (1959) PART II A 11.
- 2) W. Gracey; Summary of Methods of Measuring Angle of Attack on Aircraft, NACA TN 4351 (1958).
- 3) A. R. Sinclair & W. D. Mace; Wind-Tunnel Calibration of a Combined Pitot-Static Tube and Vane-Type Flow-Angularity Indicator at Mach Numbers of 1.61 and 2.01, NACA TN 3808 (1956).
- 4) J. L. Mitchell & R. F. Peck; An NACA Vane-Type Angle of Attack Indicator for Use at Subsonic and Supersonic Speeds, NACA TN 3441 (1955).
- 5) N. R. Richardson & A. O. Pearson; Wind-Tunnel Calibrations of a Combined Pitot-Static Tube, Vane-Type Flow-Direction Transmitter, and Stagnation-Temperature Element at Mach Numbers from 0.60 to 2.87, NASA TN D-122 (1960).
- 6) W. L. Ikard; An Air-Flow-Direction Pickup Suitable for Telemetry Use on Pilotless Aircraft, NACA TN 3799 (1956).
- 7) M. Sanuki, S. Kimura & M. Baba; Wind Tunnel Experiment on Two-Directional Wind Vanes, Meteorology and Geophysics, Vol. 11 No. 1 (1960).
- 8) M. Sanuki, S. Kimura & M. Baba; Wind Tunnel Experiment on a Spherical Wind Vane, Meteorology and Geophysics, Vol. 13, No. 1 (1962).
- 9) G. J. Friedman; Frequency Response Analysis of the Vane-Type Angle of Attack Transducer, Aero/Space Engineering, Vol. 18, No. 3 (1959) pp69-75.
- 10) W. I. G. Pinsker; The Static and Dynamic Properties of Incidence Vanes with Aerodynamic and Internal Viscous Damping, A. R. C., C. P. No. 652 (1962).
- 11) 佐貫亦男; 自動操縦に関する覚え書, 日本航空学会誌, 14巻, 144号 (昭41) pp. 12-18.
- 12) R. L. Bisplinghoff, H. Ashley & R. L. Halfman; Aeroelasticity, (1955) p. 272, Addison-Wesley Pub. Co.
- 13) 鷲津久一郎; 空力弾性学, (昭35) p. 30, 共立出版.

TM-97	高マッハ数風洞について (II)	1967年1月	吉永崇井上建二 広田正行楯篤彦 野村昭男相原康 大田月治鈴木孝 田畑治博大居繁 近藤昌文大城一 望五富克文章 湯代沢宜伊藤克 埜武敏一藤克 越恒一林地恒 越中夫林洋 築一夫 中井夫 関清子
TM-98	40kWプラズマ発生装置の諸特性	1967年1月	
TM-99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年2月	
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年3月	
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモータの性能	1967年3月	
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年3月	
TM-103	結合梁の振動について	1967年3月	
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年4月	
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年4月	
TM-106	動安定係数測定用風洞天秤について	1967年5月	
TM-107	プロペラ後流偏向型STOL機の風洞試験 (II)	1967年6月	
TM-108	インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年7月	
TM-109	ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年7月	
TM-110	二次元スラットおよびスロツテッドフラップの実験的研究 (I)	1967年8月	
TM-111	リフトジェットVTOL機の離陸径路に関する近似解	1967年8月	
TM-112	極超音速風洞ペブル加熱器の特性	1967年8月	
TM-113	リフトジェットエンジン試験設備 (II)	1967年9月	
TM-114	五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年9月	
TM-115	燃料蒸発管に関する研究 (I)	1967年9月	
TM-116	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて (I)	1967年9月	
TM-117	ロケット用テレメータ機上装置の集積回路化	1967年9月	
TM-118	操縦桿レート信号によるアイアンバード制御の安定効果とパイロットのモデルについて	1967年9月	

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料119号

昭和42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)

印刷所 一誠社総合印刷株式会社
東京都武蔵野市御殿山1-6-10

