

UDC 533.6.013.47 :
533.6.071

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-240

突風風洞での突風応答予備実験

松 下 洸・西 村 博 史

1973 年 5 月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-185	推進エンジン用空気取入口の予備実験	1970年9月	近 藤 博, 石 賀 保 正
TM-186	NAL-25・31 型ロケットの試作と飛しょう試験	1970年11月	宇宙研究グループ
TM-187	推力 300 kg ジンバル液体ロケットエンジンの揺動特性 (I)	1970年11月	檜 崎 哲 二, 中 野 富 雄 橋 本 亮 平, 竹 花 真 一 郎
TM-188	自由飛行模型 FFM-10 の空力微係数におよぼす機体弾性変形の影響について	1970年11月	河 崎 俊 夫, 河 本 巖 戸 田 勲
TM-189	燃料蒸発管に関する研究 (III) 一管内の燃料・空気二相流への熱伝達一	1970年12月	田 丸 卓, 乙 幡 安 雄 鈴 木 邦 男
TM-191	大型電子計算機プログラム・ライブラリ	1970年12月	戸 川 隼 人, 磯 部 俊 夫
TM-192	極超音速風洞 M9 ノズル較正試験	1971年1月	長 洲 秀 夫, 橋 本 登 穂 積 弘 一, 松 崎 貴 至
TM-194	航空機の STOL 性に関する一考察	1971年1月	田 辺 義 一
TM-195	曲面壁上の噴流に対する噴出孔形状, 配列の効果について	1971年1月	西 村 英 明, 白 井 弘 井 上 重 雄, 三 村 富 嗣 雄
TM-196	NAL-16 H 型ロケットの研究試作	1971年1月	宇宙研究グループ
TM-197	二次元煙風洞について	1971年1月	高 橋 宏, 戸 田 亘 洋 白 井 正 孝
TM-198	等高線を描かせるプログラム	1971年1月	磯 部 俊 夫
TM-199	航空機用ヒーターの燃焼器の開発実験	1971年2月	堀 内 正 司, 本 間 幸 吉 矢 萩 恵 一
TM-202	単発 STOL 実験機に関する研究 一テレメータ実験局の電界強度測定一	1971年6月	幸 尾 治 朗, 小 野 孝 次 矢 沢 健 司, 塚 野 雄 吉
TM-203	固体ロケットの比推力測定の標準化	1971年6月	五 代 富 文, 岡 部 祐 二 郎 清 水 昭 紀, 伊 藤 克 弥 西 村 久 男
TM-204	サーボ機構の過渡応答改善用デジタルコントローラについて	1971年7月	小 川 鑛 一, 島 村 正 人 (日本大学)
TM-205	自由飛行模型 FFM-10 の動安定微係数の推定について	1971年7月	河 崎 俊 夫, 河 本 巖
TM-206	静止衛星の軌道保持シミュレーションシステムの構成 (I) 一地球の重力場による摂動一	1971年8月	松 島 弘 一
TM-207	対称スピン衛星用ニューテーション・ダンパの解析	1971年9月	村 上 力, 狼 嘉 彰
TM-208	薄板継手構造の強度についての実験 一接着およびリベット継手一	1971年11月	池 田 為 治, 熊 倉 郁 夫 竹 内 和 之
TM-209	試作接着面応力センサの較正試験	1971年11月	大 竹 邦 彦, 遠 藤 修 司 野 口 義 男
TM-210	小型加速度計による風洞模型姿勢角の測定	1971年12月	原 亘 利
TM-211	軽量ジェットブースト STOL の一検討	1971年12月	西 村 博 史
TM-212	原動機部要素試験設備用消音装置の特性試験	1972年1月	鳥 崎 忠 雄, 小 林 実
TM-213	フライングテストベッド空気系統試験	1972年2月	田 辺 義 一, 小 暮 泰 之 川 崎 純 男
TM-214	フライングテストベッド燃料系統試験	1972年2月	田 辺 義 一, 小 暮 泰 之 川 崎 純 男
TM-216	安定板を有する固体ロケットの操舵要求軽減法	1972年2月	大 石 晃, 山 中 龍 夫 冠 昭 夫
TM-217	フライングテストベッド自動安定装置性能試験 (I) 一製作時性能試験一	1972年7月	小 川 敏 雄, 甲 斐 忠 夫 十 河 弘, 増 原 恢

突風風洞での突風応答予備実験*

松下 洸**・西村博史**

A Preliminary Experiment on Gust Response with a Semi-Free-Flight Model in the NAL Gust Wind Tunnel

Hiroshi MATSUSHITA and Hiroshi NISHIMURA

Abstract

There are some practical problems for gust response experiments in the wind tunnel. As the first experiment for the newly-constructed NAL gust wind tunnel, a preliminary study was exercised with a moving model which has pitching and verti-translational freedoms and quasi-dynamic similarities to a airplane.

This paper demonstrates the possibilities of those experiments for cyclic generated or random gusts, model system design and analysis.

1. 概 要

昭和 47 年 3 月 完成した 航空宇宙技術研究所突風々洞を用い, ある実機を基にした縦揺れ, 上下動の 2 自由度を有する, 動的相似模型の縦の突風応答予備実験を行なった。

実験は半自由飛行模型により, 実機突風応答の相似実験の可能性検討を目的としたもので, 突風発生装置による突風気流の計測, 超軽量模型システムの製作, 突風応答実験と計測, データ処理, 解析等の問題点の予備的検討を行なった。

結果として実験システムについては所期の性能を満足し, 総合的に突風風洞での動的模擬突風応答実験の可能性を確認することが出来た。

2. ま え が き

2.1 実験の目的

航空宇宙技術研究所においては, 航空安全に関する突風応答の研究の必要性から, 突風発生装置を有する突風風洞を建設し, 昭和 47 年 3 月, 一応これが完成した。¹⁾ 突風風洞に関しては本実験に関連する以外は別の報告にゆずる。

本実験は突風風洞完成後初めての, 突風発生装置付

測定部 (以後突風カートと呼ぶ) を用いた突風応答実験であり, 風洞完成の前年度から準備を行ない, 完成を待って行なった。

実験は, 航空宇宙技術研究所 (以下航技研と略す) 所有の実験機クーンエアの力学的相似模型による縦の突風応答実験に対する予備実験として計画された。突風応答風洞実験には利点と問題点があるが, それらは次の様な点であると考えられる。利点としては

- イ) あらかじめ知られた突風が与えられる
- ロ) 単純化した系で行なえる
- ハ) 再現性が期待出来る
- ニ) 実機の場合には困難な, 強度, 安定上の限界を越えた実験が出来る

問題点としては

- i) 風洞効果***
- ii) 自由度の制限
- iii) 動的模型システムの機能

予備実験としての本実験の目的はクーンエア機の 10 分の 1 寸法, 等体積重量比に基いて製作した縦揺れ, 上下動の 2 自由度を有する突風応答予備実験システムについて実験解析を行ない, 次の諸点の検討にある。

- 1) 風洞内で模型の短周期モードを実現するにはどのような方式が適当か。

* 昭和48年 2 月 6 日受付

** 新型航空機部

*** レイノルズ数効果, 干渉, 気流の乱れ, 等

- 2) 採用した方式によって正弦状気流中での安定した突風応答が持続できるか。
- 3) ランダム入力による実験が可能か。
- 4) 力学的相似則を満たす模型を製作する上で問題となる点は何か。
- 5) 応答実験を行なう上で風洞自体の性能に改良すべき点はないか。
- 6) 計測、データ処理システムとして如何なるシステムが合理的、可能であるか。

2.2 相似則と模型

今度の予備実験に用いた動的模型は、重量配分、運動性、強度等の設計経験に重点を置いたため、クーンエア機のスケール模型としての外観（空力特性）については概略化し、体積重量比を合わせる（10 分の 1 縮尺に対し翼面荷重を実機の 10 分の 1 にする）ことを基本として製作した。次に力学的相似原則について触れる。

航空機（空気力を受けて運動する物体）は剛体とした場合には運動の自由度は 6 自由度となる。本実験のように一方向の重心の移動と重心を含む一平面内での回転を許容する場合の無次元化された運動方程式は一般的に次式で表わされる。

$$\left. \begin{aligned} m_r r_g \frac{d\Omega}{dt^*} &= T_r + T_A(R_e, M, \theta, \Omega, \bar{w}) \\ m_r \frac{d\bar{w}}{dt^*} &= \frac{m_r}{F_r^2} + P_r + P_A(R_e, M, \theta, \Omega, \bar{w}) \end{aligned} \right\} \quad (3.1)$$

ここでの無次元パラメータは次の内容を持つ。

$m_r = m / \rho b^3$	体積重量比
$r_g = I / m b^2$	等価回転半径の二乗
$T_r = T / \rho V^2 b^3$	無次元化トルク
$T_A = M_A / \rho V^2 b^3$	無次元化空力モーメント
$F_r = V / \sqrt{g b}$	フロード数
$P_r = P / \rho V^2 b^2$	無次元化推力
$P_A = L / \rho V^2 b^2$	無次元空気揚力
$\Omega = d\theta / dt^*$	無次元角速度または振動数
$\bar{w} = dz / dt^* / b$	無次元速度
$t^* = Vt / b$	無次元時間
R_e	レイノルズ数
M	マッハ数
θ	回転角

定義式中の記号は次の通りである。

b	主翼翼幅	T	トルク
g	重力加速度	V	機体速度
I	慣性モーメント	z	距離
L	揚力	ρ	空気密度

m	機体質量
M_A	空力モーメント
P	推力
t	時間

以上に見られるパラメータのうち模型の空力的形状を除いて力学的相似に必要なものは m_r, r_g, R_e, M であって、予備実験の現状においては、まず m_r, r_g を合致させる必要がある。しかしながらこの条件をみたそうとすれば計測装置等の内臓を考えて、模型の構造重量を極度に軽量化しなければならず、実験に必要な速度範囲で強度を持たせ得るような機体の実現するかどうか困難となる場合も生じる。

空力特性については揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ 、静安定 $C_{m\alpha}$ 等の一致が要求されるが、レイノルズ数の違いから、非常に困難である。今回の機体については予備実験であるために、この条件を緩和した。

2.3 実験と解析方法概要

2.1 で述べた諸点を検討するために、実験は正弦波気流中のものとランダム波気流中のものの二種類行なった。模型の突風応答として今回は弾性変形は考えず剛体運動のみをとりあげ、また剛体運動も縦の運動、すなわち重心位置の上下動（Heaving）と重心まわりの縦揺動（Pitching）を検討の対象とした。突風応答特性としては気流の偏角を入力とし上記の二自由度を表わす量を出力とした周波数応答によって定義した。この場合の気流の偏角とは、仮想的に模型が存在しないとしたときのものであるため、実験中に同時に計測することができない。そのために本実験では模型のない状態で、翼列迎角と気流の偏角との関係を別途に測定しておき、翼列迎角を媒介として気流の偏角と模型の突風応答とを関連させる方法をとった。

実験後の計算処理の便利のために測定量は全て磁気テープに記録した。正弦波突風応答の場合は再生記録を読み取って周波数応答を計算したが、ランダム波突風応答の場合には AD 変換操作を行なって HITAC 5020F によって統計計算処理をして周波数応答を求めた。このようにして得られた周波数応答の実験値を、簡単な線形近似モデルから計算した周波数応答の値と比較することによって本実験方法の良否を検討した。

3. 実験装置

3.1 突風風洞と突風発生装置

本実験で使用した突風風洞の詳細は別の報告書²⁾に譲り、ここでは本実験に関連した概略を述べる。風洞全体の平面図を図 1 に、主要諸元および性能を表 1 に

表 1 突風風洞主要諸元

型 式	単回路横型のゲッチング型
測定部形状寸法	2 m×2 m 正方形, 長さ 4 m
風 速	3~67 m/s
縮流胴絞り比	9
送 風 機	直径 3.5 m, 回転数 20~475 rpm
電 動 機	交流可変速電動機, 直結定格 200 kW (30 分定格 250 kW)
突風発生装置の動作条件	一様流の風速 3~30 m/s 可動翼列の振動数 0~20 Hz 可動翼列の角振幅 0~±0.15 rad

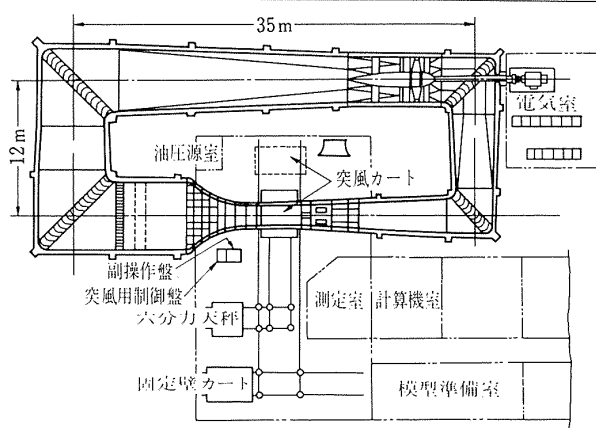


図 1 突風風洞平面図

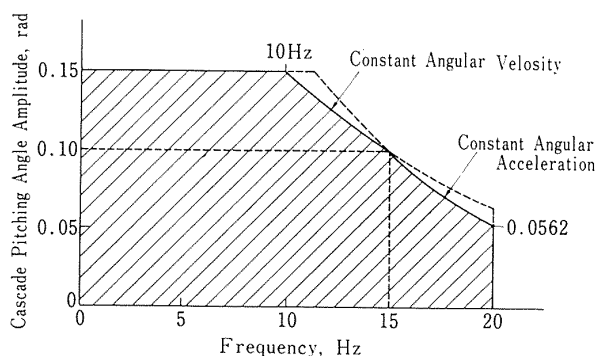


図 2 可動翼列の角振幅作動範囲

示す。

突風発生装置は、その主要部は油圧作動の可動翼列であり、突風カートの上流端に回転軸を水平に取付けられた可動翼列を上下に偏角させて、平行な一様流を翼列後部の測定部で垂直方向に変動させるものである。可動翼列の縦揺角の作動範囲は図2に示すように最大振幅 0.15 rad, 最大周波数 20 Hz である。また翼列の標準的な駆動信号として操作盤に組込まれているものは正弦波, 三角波, 短形波であるが, 上記の作動範囲に収まる周波数成分から成る信号であれば外部入

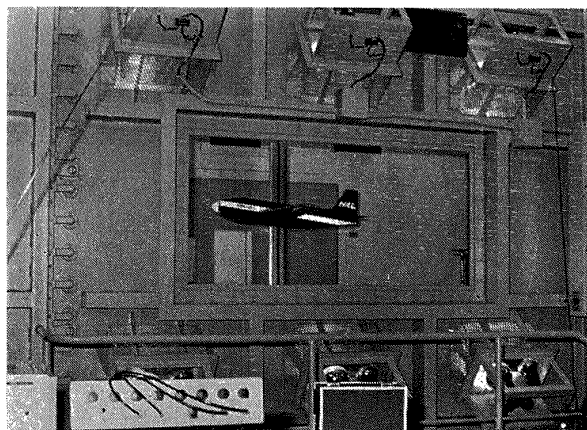


図 3 模型の浮揚トリム状態

力として任意の形の信号を使用することができる。本実験では外部入力としてランダム波を使用した。翼列を作動したときに測定部に生ずる気流の特性については 4.1 で述べる。

3.2 模型と拘束装置

(1) 模型

2.2 の方針と測定部寸法に従って, 模型はクーンエア機の 10 分の 1 に準じて製作した。図3に突風カート内で浮揚トリム状態の模型を示す。図4は拘束装置を含む三面図, 表2に模型の諸元その他を示す。

模型は少なくとも 6 G の負荷に耐えることを目標とした。この場合の実験可能風速範囲を図5に示す。

模型の構造はバルサ絹張りラッカー塗装のモノコック構造で, 図6に示すように縦の対称面で尾翼以外は分割され, 拘束装置台車の縦揺れ軸に取りつけられた主翼上に胴体が台車を包み込むように組立てられる。したがって胴体上下面にガイドレール貫通穴, 側面に主翼貫通口をもつ。この部分はバルサ内側を 1.5 mm 航空合板で補強した。胴体枠は建築用の 4 mm シナ合板を用い, 強度必要部分の接着にはエポキシ樹脂接着剤を用いた。

主翼は 30% 翼弦に主桁前縁を置き, この線上で後退角を 0° とし, 翼根部 (胴体両側面部) 翼弦長 250 mm, 翼端部 130 mm の直線テーパ翼で, 平均空力翼弦は 200 mm, アスペクト比約 7 とし, 縦揺れ回転軸は平均空力翼弦上 27.5% の位置にある。

主翼桁は 5×5 mm 檜を上下に通しその間に 2 mm バルサウェブを張った。前縁部 10 mm, 後縁部は 10% までバルサソリッドとし, 2 mm バルサを用いたリブの間隔は付根を除き 65 mm である。

主翼上下面は 2 mm バルサを張り絹張り塗装を行ったまた両翼端にはトリムタブを設けた。

主翼々型はクーンエア機の 23 系 に対し NACA

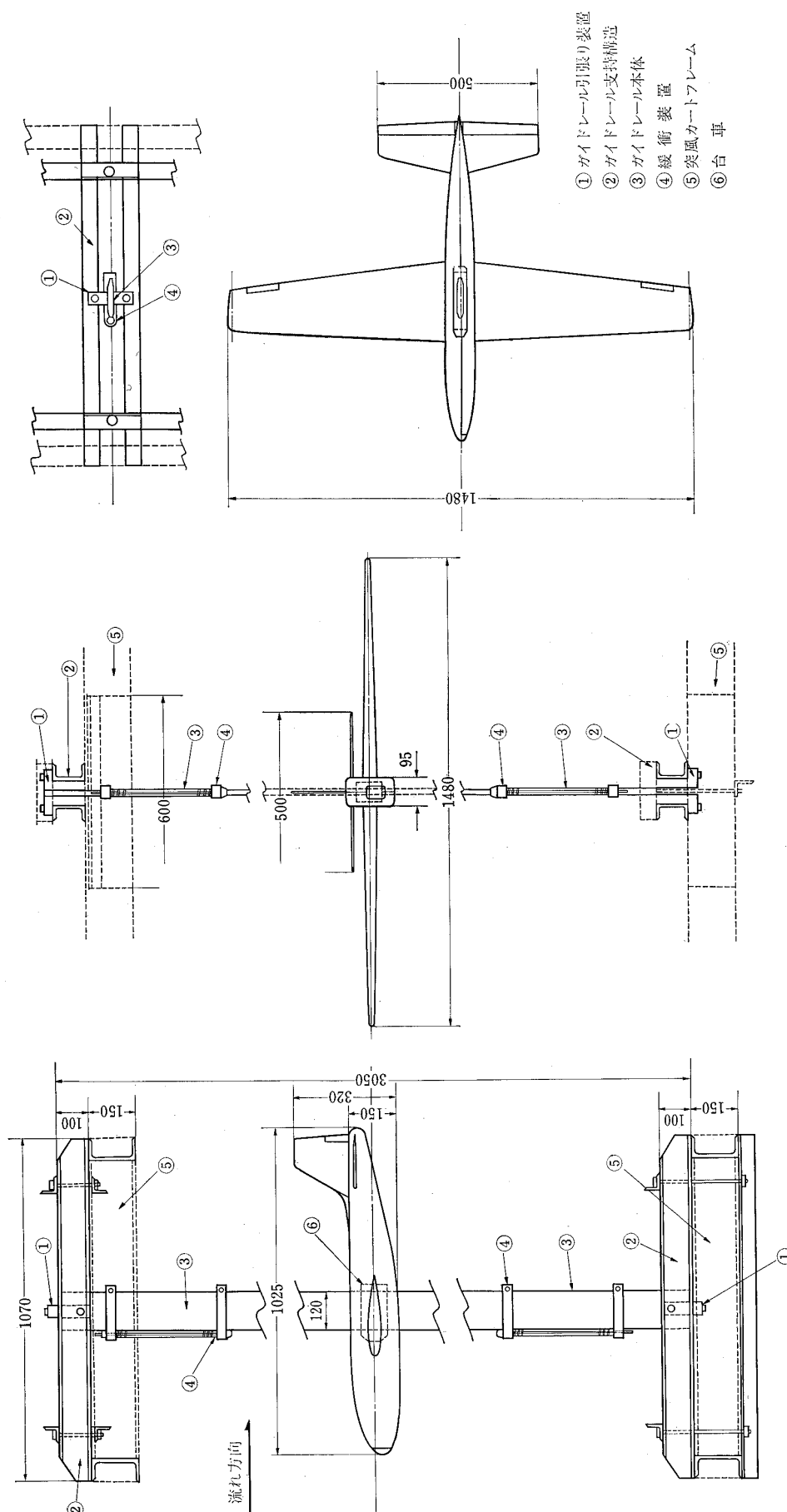


図 4 模型および拘束装置の三面図

表 2 模型の寸度・相似対応・その他

NM-GI (模型)			Queen Air
全 長	1.025 m		10.16 m
全 幅	1.430 m		13.97 m
主翼面積	0.282 m ²		25.74 m ²
全 重	3.514 kg		35.38 kg
~~~~~			
重量区分 (kg)			
	計画値	実測値	
機 体	1.2	1.751	
台 車	0.85	0.750	
(ポテンシ ョ 2 個含む)			
操 縦 系	0.4	0.393	
計測装置	0.5		
ダ ミ ー	0.588	0.620	
計	3.538	3.514	
~~~~~			
縦慣性モーメント I_y (kg・cm・s ²)			1,428.56 kg・m s ²
	計画値	実測値	
	1.428	1.44 (平均)	
主翼々型	NACA 0016		翼根 Modified NACA 23016
			翼端 " 23012
$C_{L_{max}}$	0.916 ($Re=0.250 \times 10^6$)		1.12 (風洞模型 $Re=6.8 \times 10^5$)
$C_{L\alpha}$	4.81		5.3 (")
固有振動数, 主翼対称曲げ 1 次モード 約 42 Hz			
その他			
縦 揺 れ 軸	回転減衰係数 0.00124 (平均)		
台車上下動	振動 " 0.0854 (平均)		
但し振動方程式 $\ddot{x} + 2\zeta\omega_n\dot{x} + \omega_n^2x = 0$			
とした場合の ζ			
ω_n ; 固有振動数, x ; θ または Z			

0016を用い, 取付角は主尾翼共に 0° とした。翼型の選定については風洞実験状態が低レイノルズ数領域で遷移領域に近いので, 風洞内気流乱れ等より積極的に乱流境界層に遷移するようなものとして前縁半径の大きな中厚のものを採用した。³⁾

水平尾翼は製作容易な平板構造とした。

(2) 拘束装置

拘束装置は図 4, 6 に示すように, 突風カート中央部に固定した, 断面約 $120\text{mm} \times 16\text{mm}$ の鋼製支柱 (ガイドレール) とそれに沿って上下し, 模型を支持する台車よりなる。

台車は前後 4 個, 両側各 4 個, 合計 12 個の小型ボールベアリングを用いたローラでガイドレールに沿って上下動ができ, 前部にボールベアリング支持された縦揺れ軸を有する (図 7)。縦揺れ軸の両端 40 mm の部分は $14\text{mm} \times 7.5\text{mm}$ の短形断面主翼結合部になって

おり, 主翼付根の桁に固定された結合金具にさし込まれ, キーおよび 3 mm ビスで固定される。

台車と縦揺れ軸部分はベアリングを除いてジュラルミン製とし, 極力, 軽量小型化を図った。

ガイドレールは安定と気流阻害, 台車部の小型化のために細くすることが問題であったが, 両端固定の条件での計算推定横振動数 5.83 Hz のものを採用し, もし振動の生じた場合は上下端部の拘束を増すこととした。この他, ガイドレールには有線方式計測を利用する場合のため, 片側にベークライト基板を張り, 2 本の銅線を埋設した。ガイドレール上下端には台車を含む模型を予測される最大速度の激突に対し 6 G 以下の加速度で停止させるとともに上下動の幅を制限するためのバネ緩衝装置を設けた。

(3) 操縦装置

模型は風洞測定部から無線操縦で昇降舵を操作し測

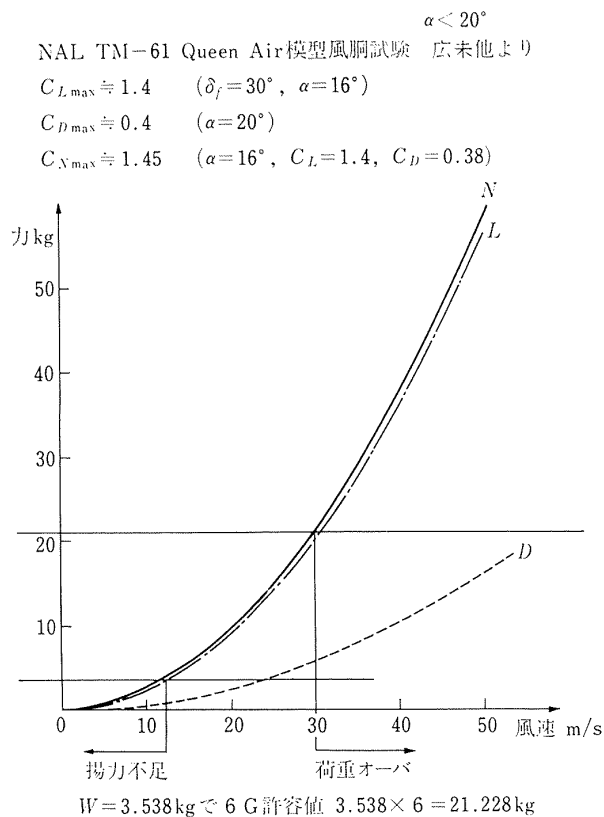


図 5 実験可能風速範囲

定部中央に浮上させる。このシステムは市販の模型用無線操縦装置を用いた。最大舵角は正負各 $15^\circ \sim 30^\circ$ にセットでき、この範囲内で舵角は操縦スティックに比例して動き任意の角度で止められる。スティックには微調用トリマーが併置され、舵角の設定精度は最大角度に対し 0.5% 以下である。機上システムは受信機、サーボ、電源スイッチ、操縦索リンク、充電ソケット、防振ゴム、取付金具を含めて 400 グラム以下である。

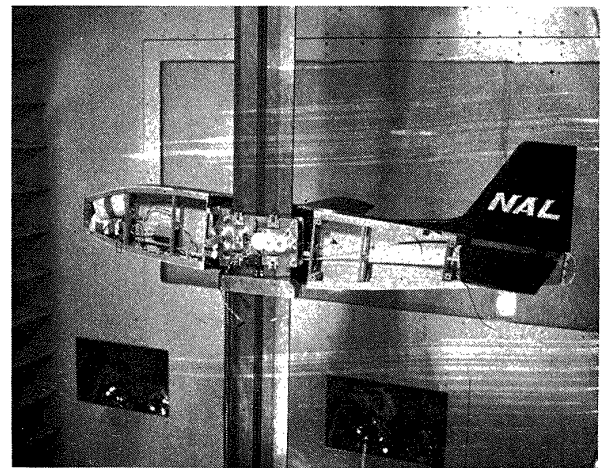
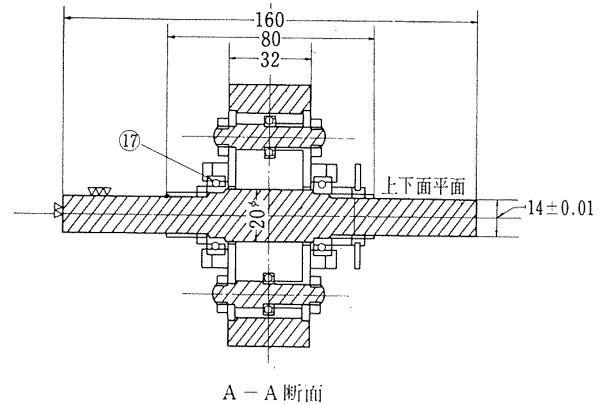
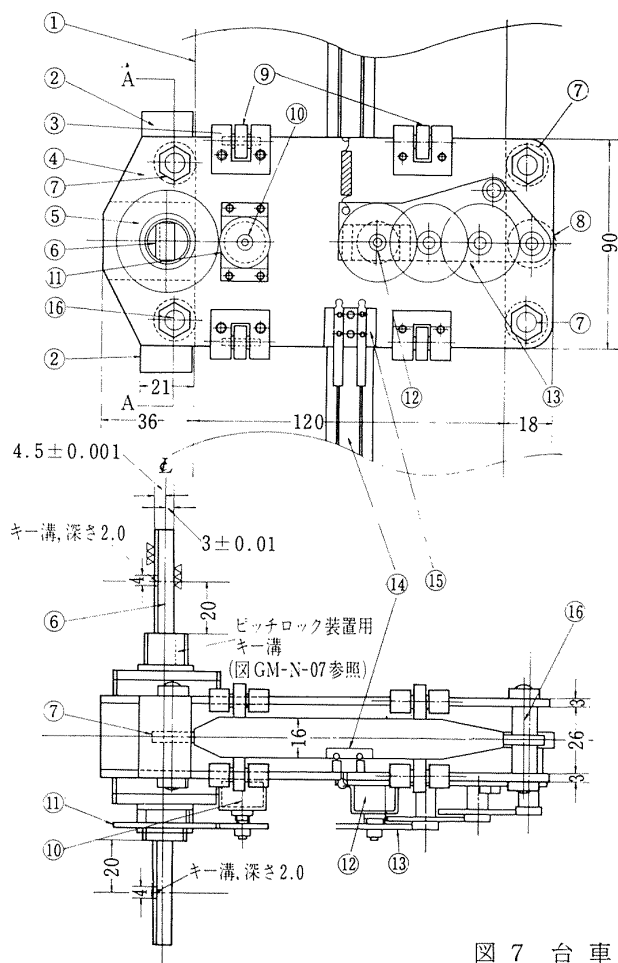


図 6 模型および拘束装置



- ① ガイドレール
- ⑥ 縦揺れ軸
- ⑦ 前後ローラ
- ⑧ 上下位置検出ローラ
- ⑨ 側方ローラ
- ⑩ 縦揺れ角検出ポテンシヨ
- ⑫ 上下位置検出ポテンシヨ
- ⑭ 埋込み電線
- ⑮ 有線信号取出接点
- ⑰ 縦揺れ軸ベアリング

図 7 台車の三面図

模型内に内蔵する予定のものとしては計測用テレメータシステムがあるが、今回の実験はガイドレールに貼った有線を用いたので、台車上のポテンシオメータ用電源、スイッチ、外部充電ソケットを搭載し、テレメータシステム分としてはダミーウエイトを搭載した。

3.3 計測システムとデータ処理システム

本実験の計測系統は図8の通りである。実験で計測した量は入力信号、翼列縦揺角、模型縦揺角、模型上下位置および昇降舵角である。模型縦揺角は1個の歯

車により、上下位置はガイドレールに接触して回転するプーリーと3連の歯車により、共にポテンシオメータの回転角出力としてガイドレールに貼った導線を通して風洞外の磁気テープレコーダに記録し、昇降舵角はモニタ用のダミー操縦装置の出力を代用して記録した。

磁気テープに記録された実験データは後刻計算処理を行なった。特にランダム波突風応答の記録はAD変換後 HITAC 5020 F によって統計計算処理をした。

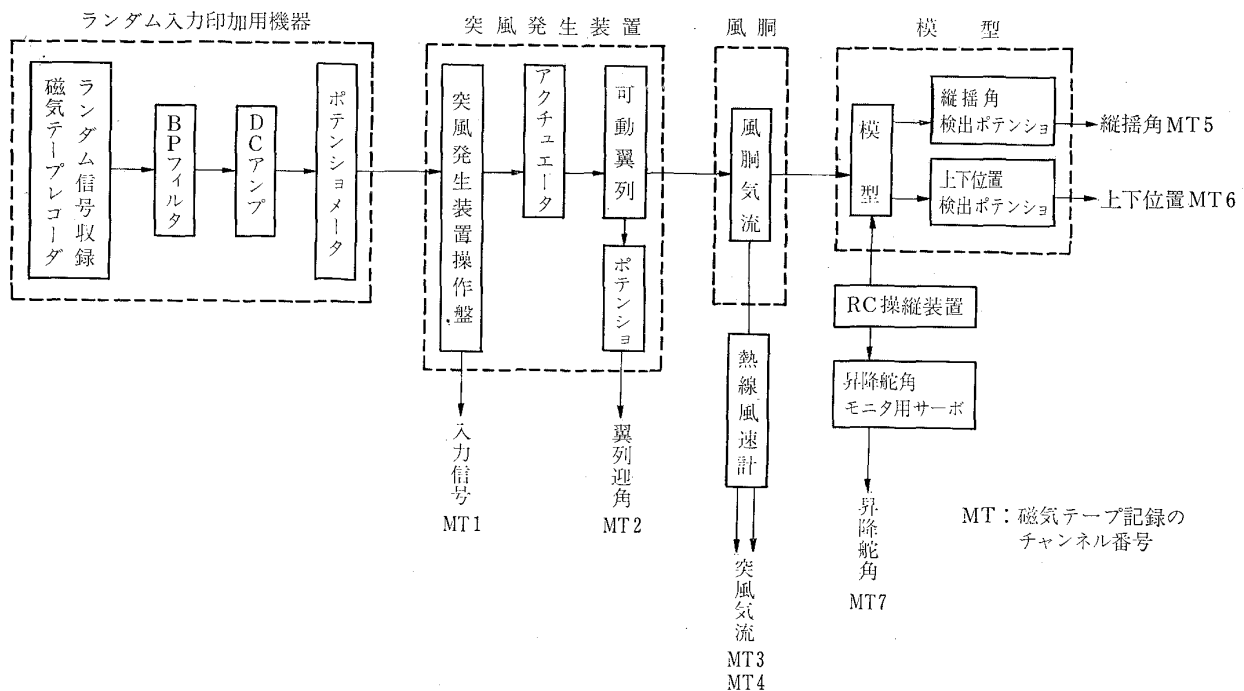


図8 実験計測系統図

4. 実験と結果

4.1 突風気流の特性

(1) 正弦波入力の場合

正弦波入力の場合の突風気流の特性について、ここでは本実験に関係する部分を述べる。(詳細は文献4)を参照) 気流速の検出器はX型に張った熱線プローブであり、測定結果を計算処理して気流の垂直および主流方向の速度成分が得られる。

代表点として測定部中央付近の気流の測定例を図9に示す。(以下、ペン書きオシログラフ図中の記号は表3参照) この例は風洞気流速が本実験と等しい20m/sで翼列縦揺角の振幅も正弦波応答実験と等しい0.05 radの場合である。このデータから翼列迎角を入力とし、垂直気流速成分を出力とした気流の周波数応答を計算すると図10のようになる。この図から明らかなことは、主流速20m/sの場合にはほぼ5Hz附近

でゲインが極小値を示すことである。同図には別の測定データから計算して主流速が10m/s, 30m/sの場合も示してあるが、それらの場合にもやはりゲインが極小値を示していてその周波数は10m/sのときは3Hz, 30m/sのときは9Hzである。このようにゲインが極小値を示す周波数は主流速にはほぼ比例している。さらにこれらの周波数はそれぞれの主流速に於て翼列を停止していても存在する気流の乱れの振動の周波数に一致している。

すなわちこの突風風洞には翼列が停止している時に主流速にほぼ比例する気流の乱れの振動があり、その振動数では翼列を駆動して生ずる気流の上下動が減衰させられる。この現象は突風カートが上下方向に開放であることと関係があるようであるが、明確な説明は未だ与えられていない。

模型は測定部中央横断面内を運動するので、この断

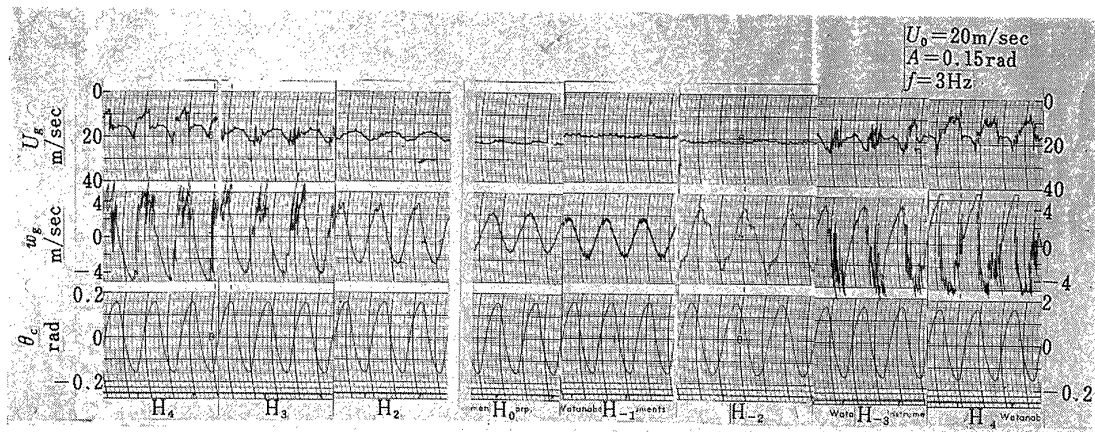


図 12 正弦波突風気流の上下方向の変化

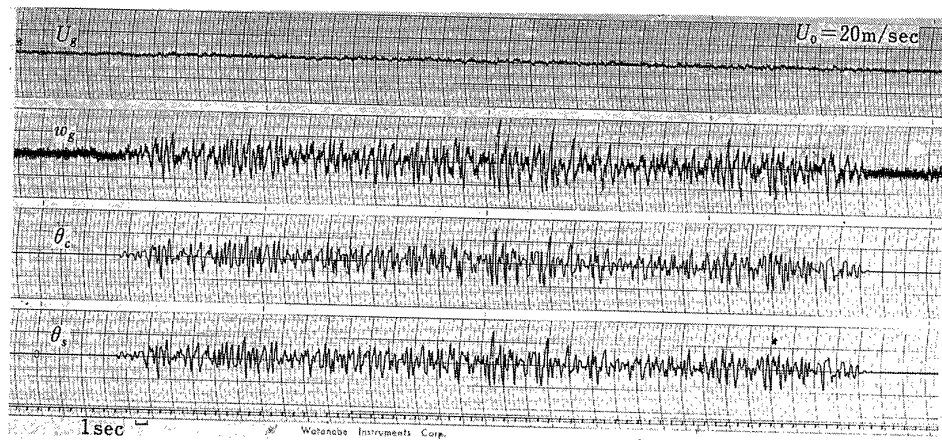


図 13 ランダム波突風気流の測定の一例 (No.1)

面内での気流特性の変化を知っておく必要があるが、図11および図12に示すように気流は左右方向には翼列の中央支柱の後を除けばほぼ一様であり、上下方向には中央から上下 60 cm 位までは一様の気流変動が得られると見做すことができよう。このことから模型の応答を解析するにあたって気流の位置による影響は 2 次的であると考えることができる。

(2) ランダム波入力の場合

0.7 Hz 及至 3 Hz の帯域通過フィルタを通したランダム波によって翼列を駆動して、上記の代表点で気流を測定した。ランダム信号は後述のランダム波応答実験に用いたものと同一であるが、今回は信号のスペクトルとして実際の大気突風のモデルは使わず任意の 3 種のランダム信号を使用した。図13はそのうちの No. 1 の信号による測定結果であるが、翼列縦揺角が入力信号によく追従していることが分る。また気流の垂直方向成分は、翼列が停止しているときにも振動成分が存在するという前述の現象が顕著に現われており、翼列駆動時には、その振動数成分を除けば気流垂直速度成分は翼列縦揺角によく追従している。主流成分にな

ると、固有の振動数成分のみが卓越している。以上の特性はパワースペクトルによってさらに明確になる。No.1 の場合の翼列縦揺角、気流の垂直方向成分および水平方向成分のパワースペクトルを示すと図14のようになるが、垂直方向成分のパワースペクトルは翼列縦揺角のパワースペクトルとほとんど相似である。なお入力信号のパワースペクトルは翼列縦揺角のそれに全く一致してしまう。同図には入力としての翼列縦揺角には存在しない 5.3 Hz のスペクトル成分が気流速には顕著に現われていることが明らかである。翼列縦揺角を入力とし、気流の垂直成分を出力とした気流の周波数応答を示すと図15のようになる。入力中には 5.3 Hz のスペクトル成分が存在しないので、ゲインがその周波数で極小となることは明らかにできなかったが、0.7 Hz ~ 3 Hz の範囲での傾向は前記の正弦波の場合とよく一致している。

4.2 模型の諸特性

実験結果を検討する際に、模型の突風応答に関する諸特性を知っておく必要があるため、実験に先立って模型の空力試験、振動試験および慣性モーメント計

測とを実施した。空力試験の結果は実験での風速を決定する資料とした。

(1) 模型の空力特性

突風風洞の固定壁カートに供試模型を取付けて三分力試験を行なった。その結果を整理したものが図16および図17である。レイノルズ数の影響は、図16に見られるように主流速が 10m/s の場合には揚力傾斜が非線形であるのに対して 20m/s と 30m/s との場合にはグラフが一致しており、線形部分が長く、失速が遅いことから、翼のまわりの流れは10m/s で層流であったのが20m/s では既に乱流に遷移していると思われる。実験では模型の迎角が応答中に揚力線図の線形範囲に収まっていることを条件に主流速を 20m/s (正弦波応答の場合には 24m/s でも行った) としたが、この風速は上記の考察からも適当な風速ということになる。揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ は 4.81 である。模型にはガイドレールが貫通する開口があるが、図 17 に見られるようにその

影響は極くわずかであった。

(2) 主翼の振動特性

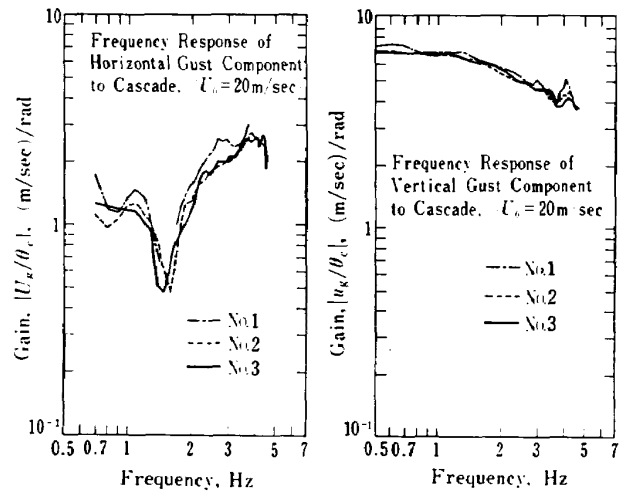


図 15 ランダム波突風気流の周波数応答

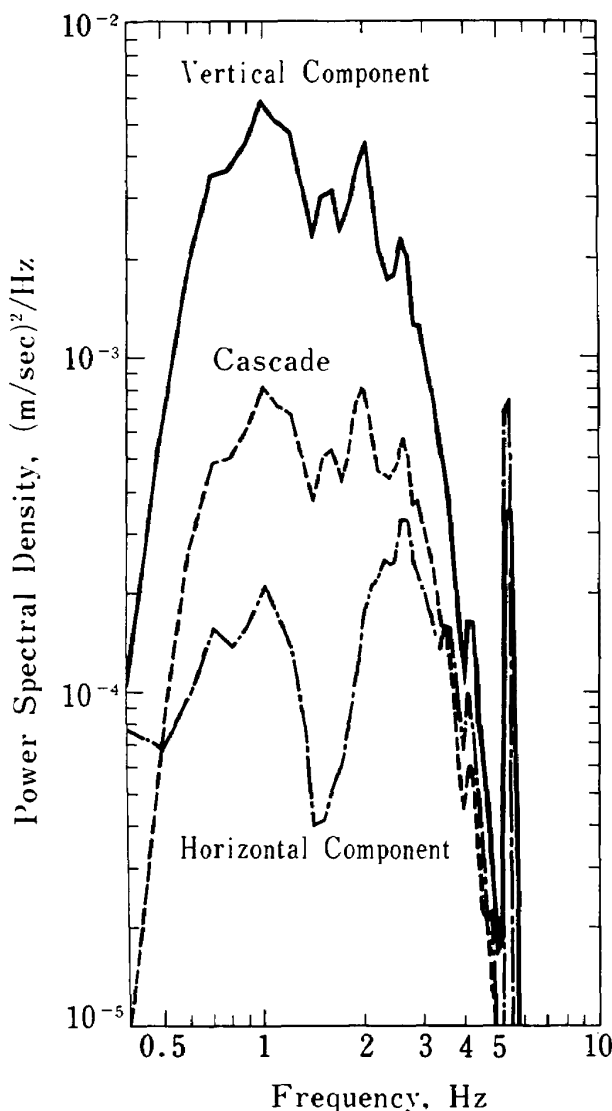


図 14 ランダム波突風気流のパワースペクトル

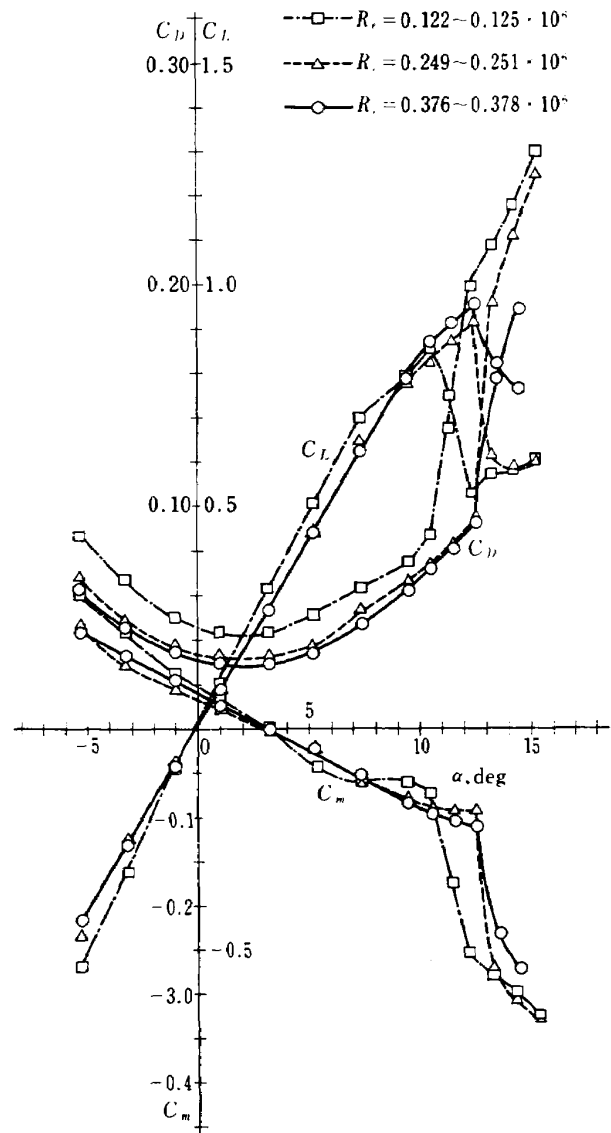


図 16 供試模型の空力性能 (Reの影響)

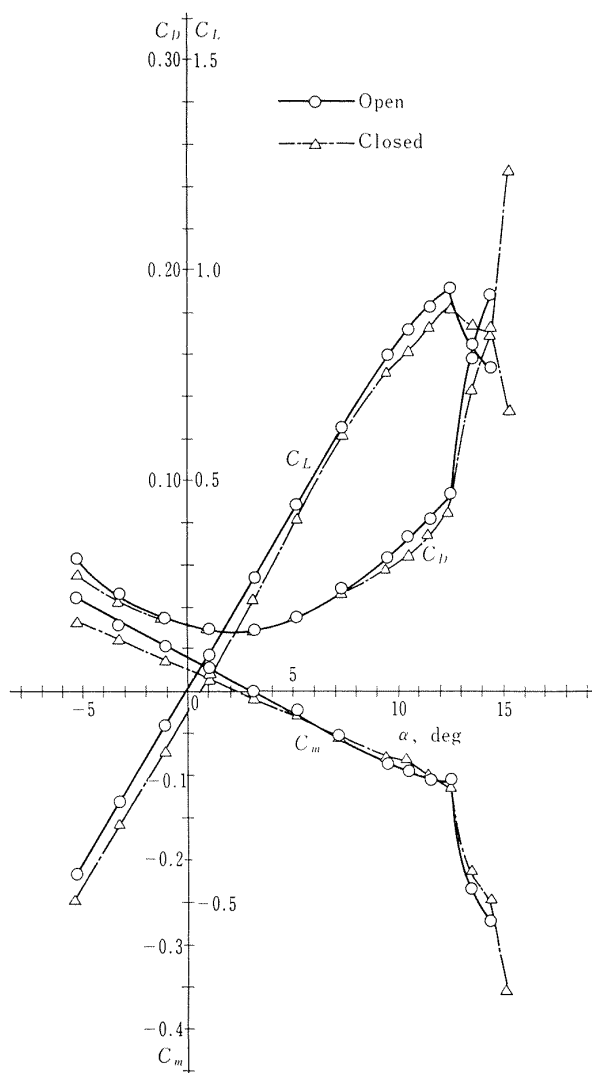


図 17 供試模型の空力性能（開口部の影響）

当所機体一部の振動試験装置によって供試模型の振動試験を行なった。図 18 のように大型加振器に模型を取付けてストロボスコープによって観測した結果では図 19 に示すように主翼の曲げ対称 1 次モードが

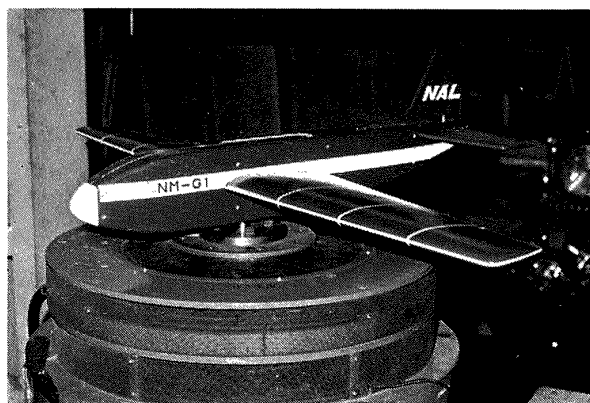


図 18 供試模型の振動試験（大型加振器）

32.7 Hz で生じた。また図 20 のように小型加振器によって加振し加速度計を胴体上に取付けて測定した結果では最低の共振周波数は 42 Hz であった。いずれも本実験で問題とする模型の短周期振動数付近の周波数から大きく離れていることが確認された。

4.3 正弦波突風応答実験

採用した方式によって模型が正弦波気流中で安定した突風応答を持続するかを検討するために、0.5 Hz から 3 Hz まで周波数を変えて実験した。実験での翼列縦揺角の振幅は、0.15 rad としたときに模型の重心変位の振幅が短周期共振周波数で 30 cm と推算されたが、模型の安全に対する考慮と試行の結果とを勘案して 0.05 rad に抑えた。

実験手順としてはまず昇降舵角を正に設定して気流速を増しても模型が浮上しないようにしておき、風洞気流を計画の風速に設定した。次いで昇降舵を遠隔操舵して模型をガイドレール中央付近まで自力で浮上させてそこに模型が整定したところで翼列を駆動して計測を開始した。舵固定の動特性を検討するため、計測中は操舵しなかった。

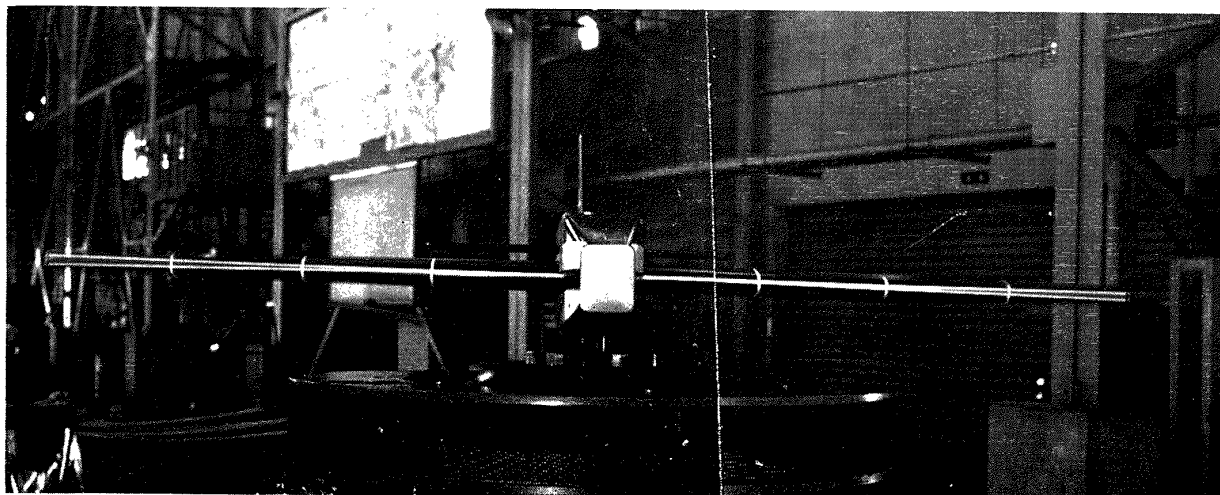


図 19 供試模型の振動試験（ストロボ写真）

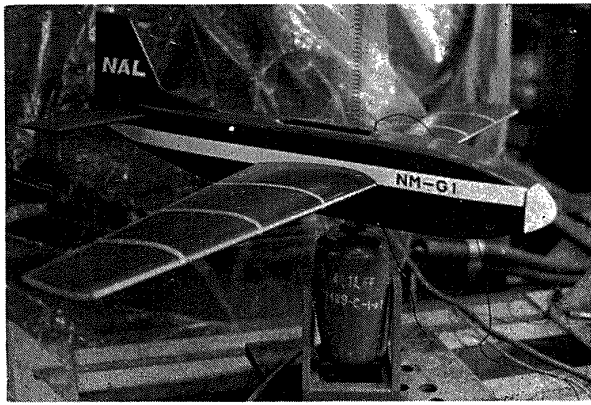
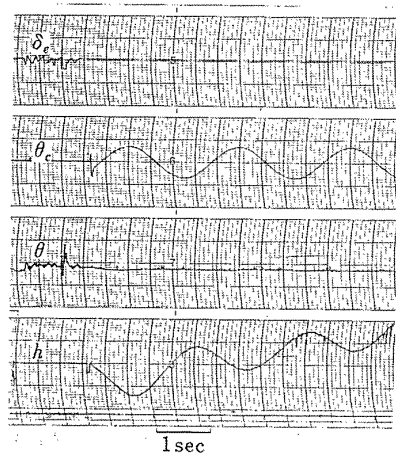
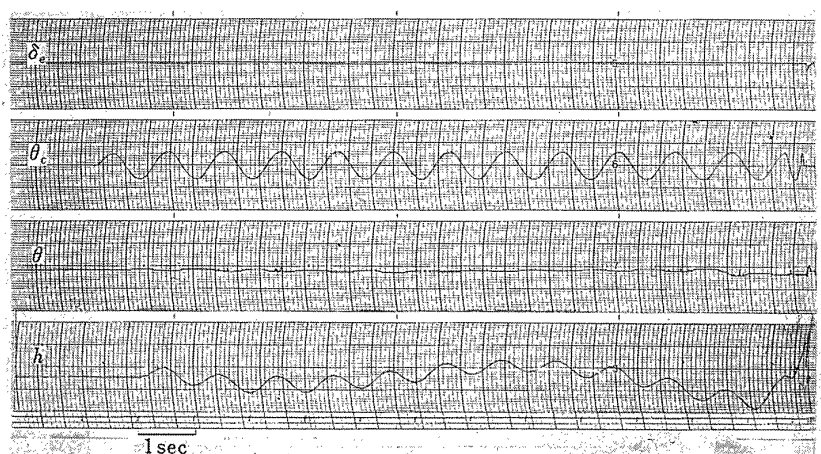


図 20 供試模型の振動試験（小型加振器）

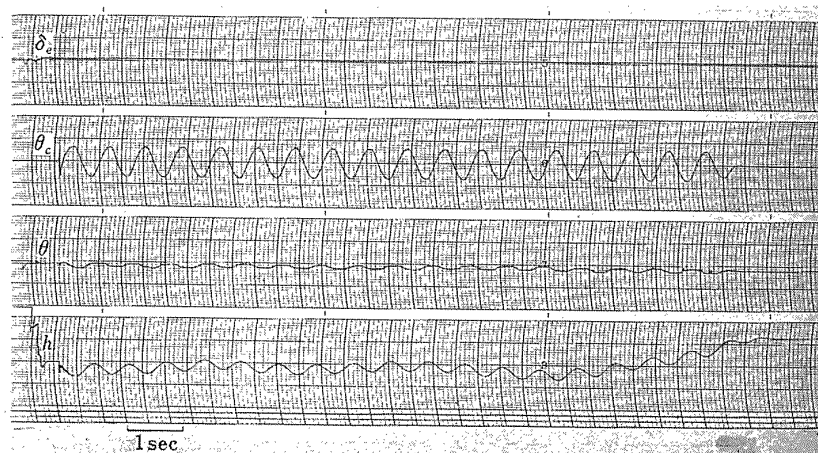
正弦波応答実験で取得されたデータの数例を図 21 に示す。モデルは 0.5 Hz のような低周波数のときには重心の変位の振幅が大きくなり、気流特性の上下方向のわずかな不均一性が影響して上方に逃げる傾向が強かった。1 Hz 付近以上では重心変位の振幅が小さくなるのでその傾向はかなり少なくなるが、何らかの擾乱によってモデルがガイドレールの上半部に入るとそのまま上方の測定限界に達してしまう場合が多かった。



(a) $f=0.5$ Hz



(b) $f=1.0$ Hz



(c) $f=1.5$ Hz

図 22 は周波数 1 Hz の場合のストロボ写真であるが、縦揺れ応答が極めて少ないことが示されている。

4.4 ランダム波突風応答実験

正弦波気流中での実験に続いてランダム波気流中での実験を行なった。入力信号に用いたランダム波は前述の気流測定で用いたものと同じ 3 種である。入力を受録したレコーダに続くポテンショメータによって入力レベルを低く抑えて試行し、その結果から適当な入力レベルを決定して実験を実施した。3 種類のランダム入力による実験データを図 23 に示した。No.2 を除いてはモデルの運動は終始測定範囲内に収まって、安定した突風応答の持続ということに関しては実験は成功した。ランダム応答実験の状況写真を図 3 および図 24 に示す。

5. 実験の解析と検討

5.1 正弦波突風応答実験の解析

4.3 の図 21 に示したようなデータから、翼列縦揺角を入力としモデル重心の上下動 (Heaving) を出力とした周波数応答を読み取って作図したグラフが図 25

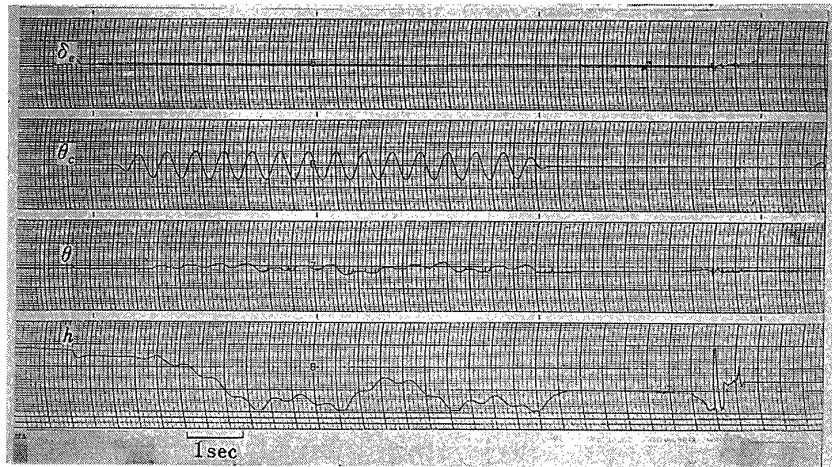
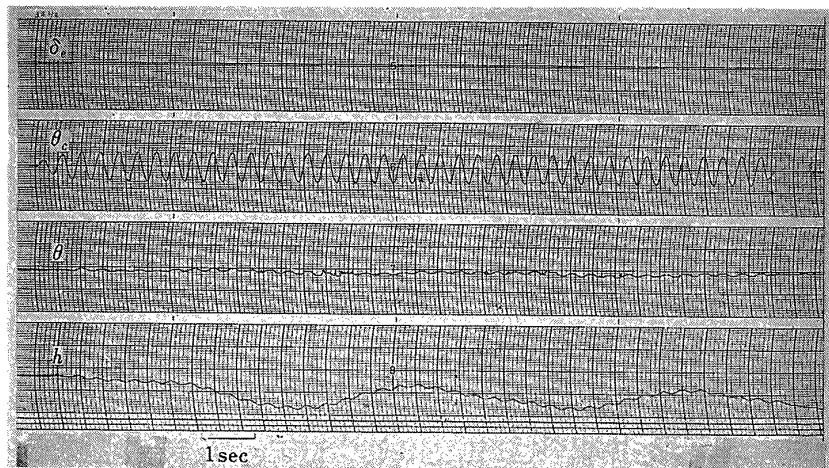
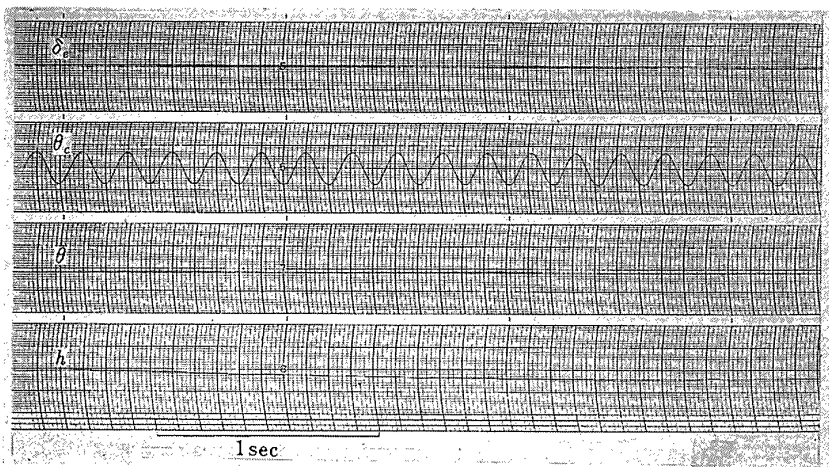
(d) $f=2.0$ Hz(e) $f=3.0$ Hz(f) $f=5.0$ Hz

図 21 正弦波突風応答実験の結果の数例

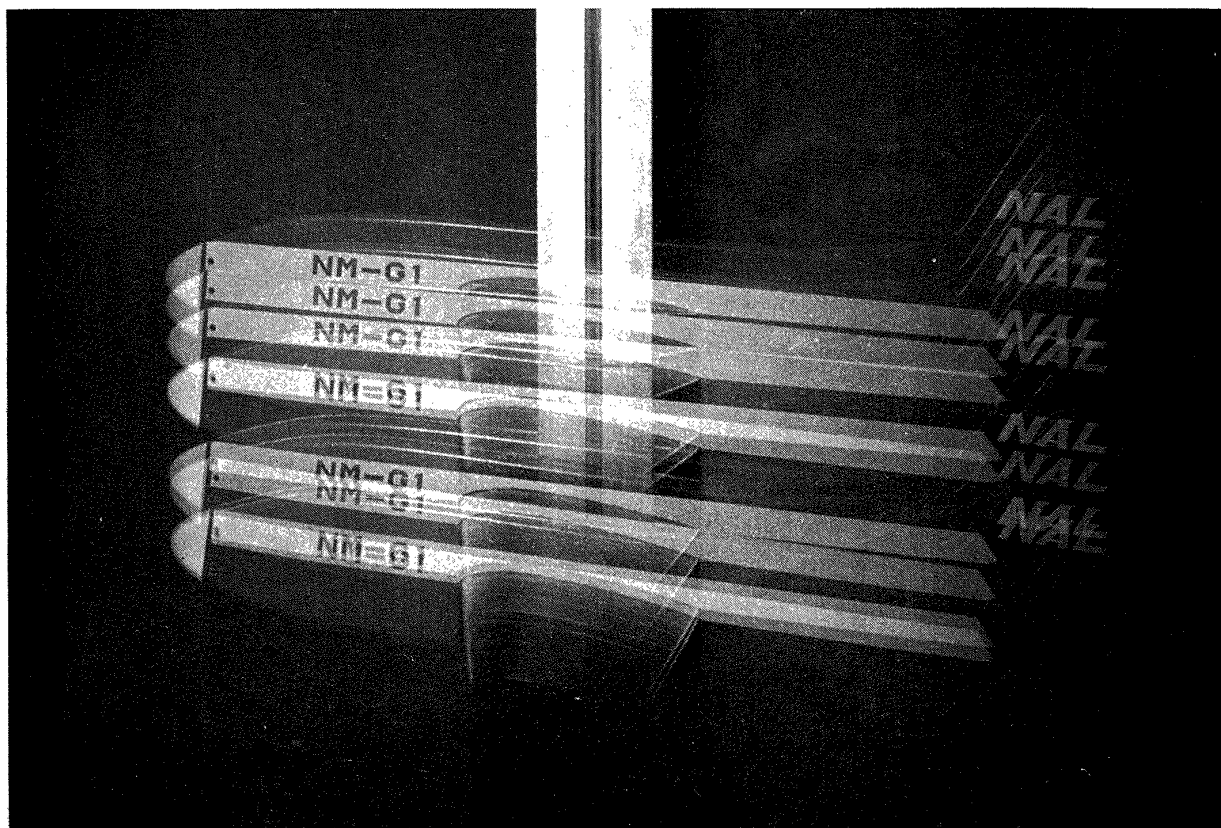
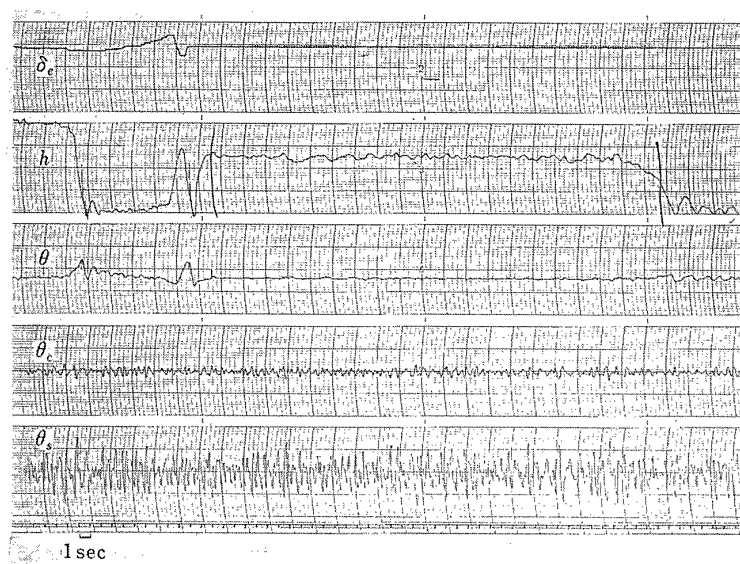
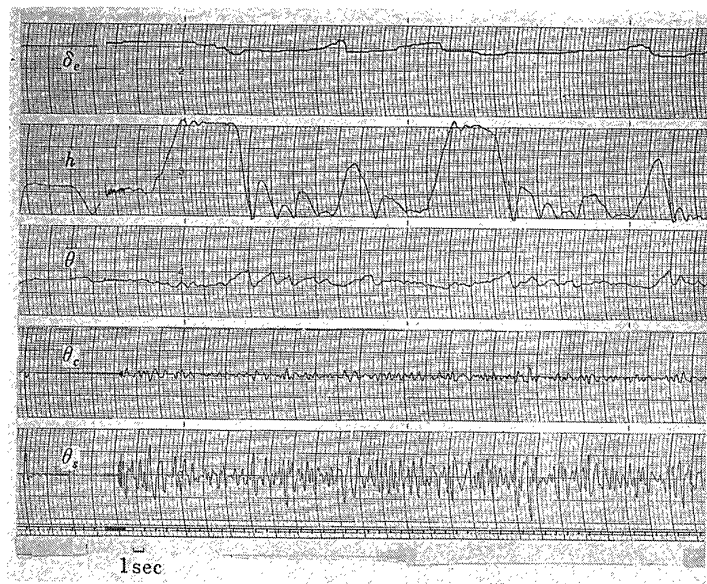


図 22 正弦波突風応答のストロボ写真 (1 Hz)

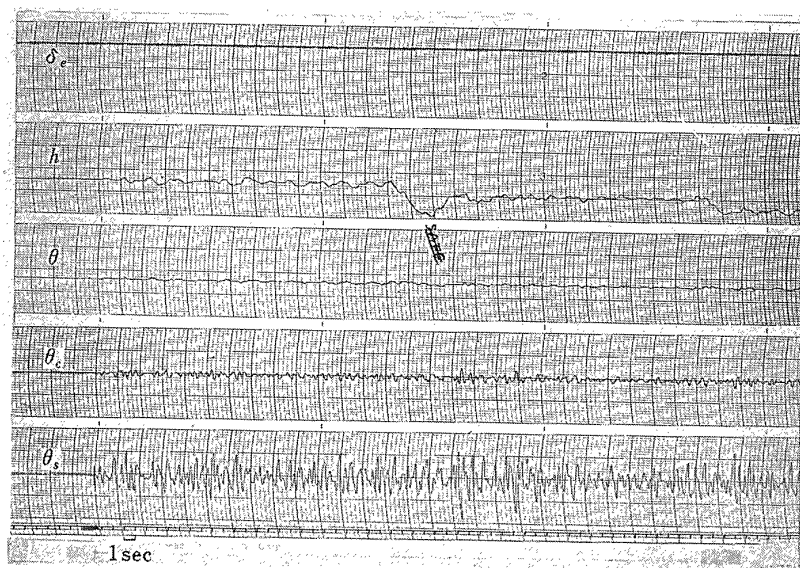


(a) No. 1

図 23 ランダム波突風応答実験の結果



(b) No. 2



(c) No. 3

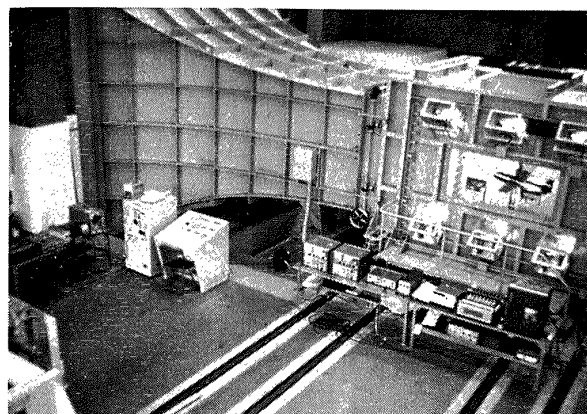


図 24 突風応答実験の全景

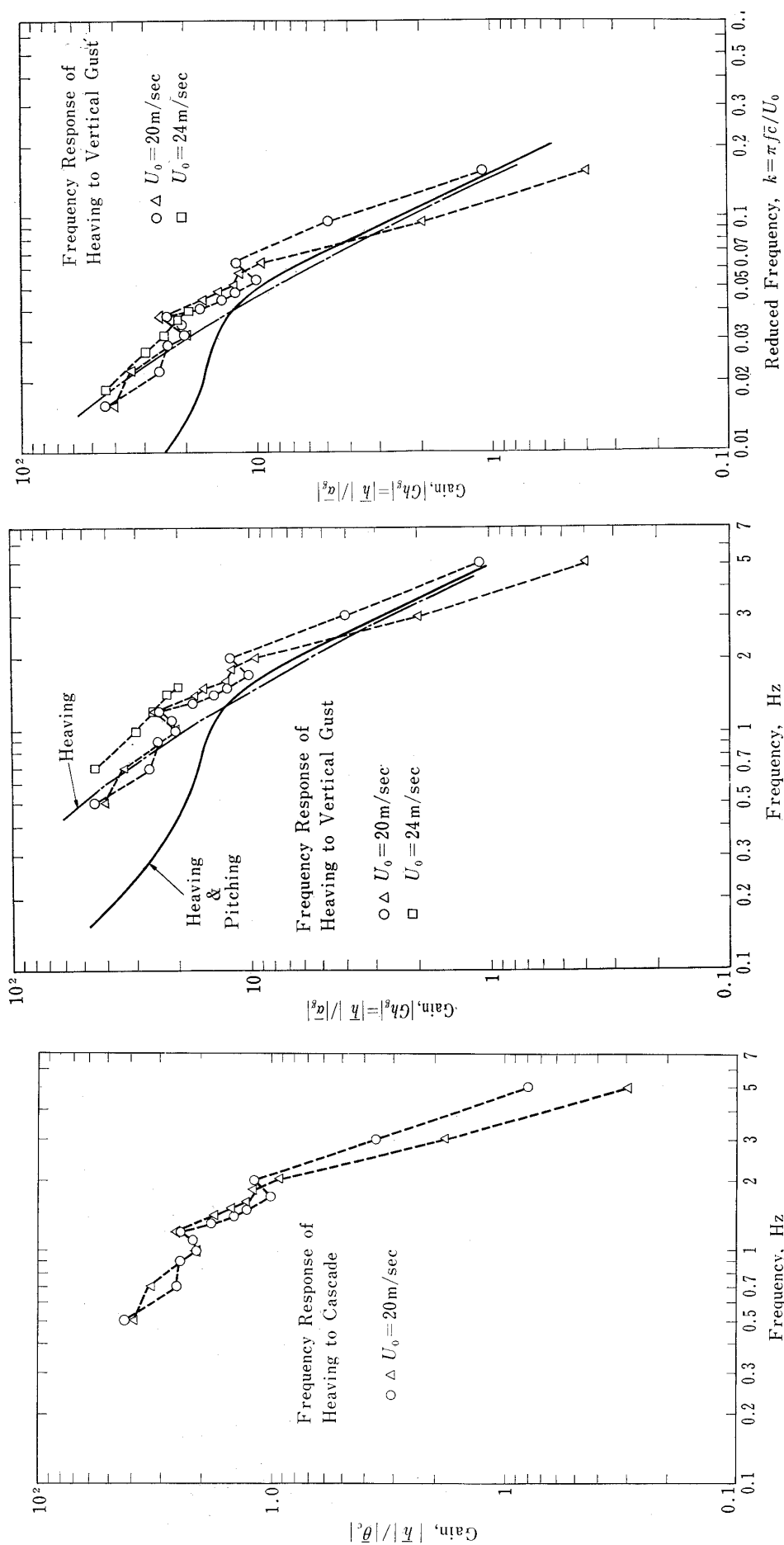


図 25 模型の上下動周波数応答 (正弦波入力)

図 26 模型の上下動周波数応答 (正弦波入力)

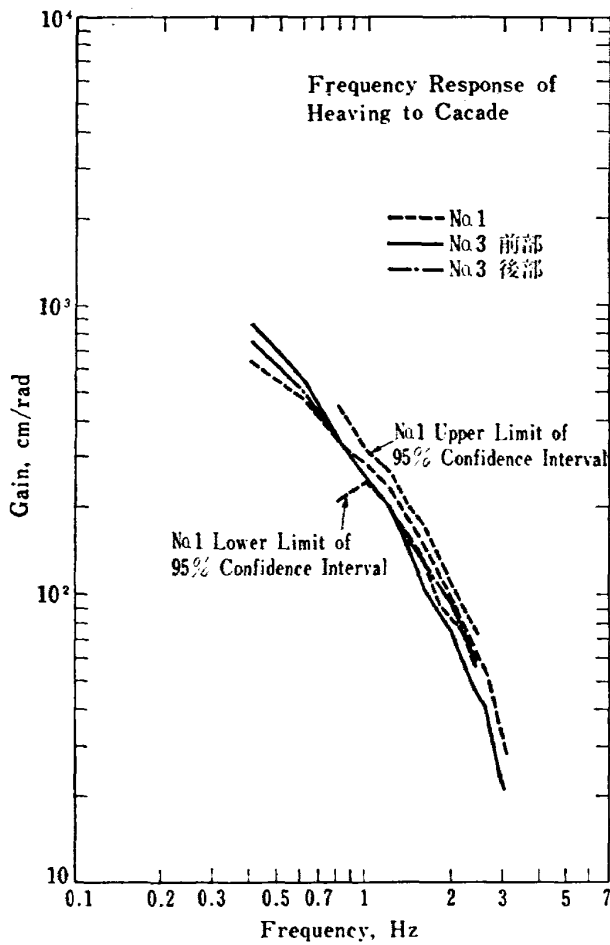


図 27 模型の上下動周波数応答 (ランダム入力)

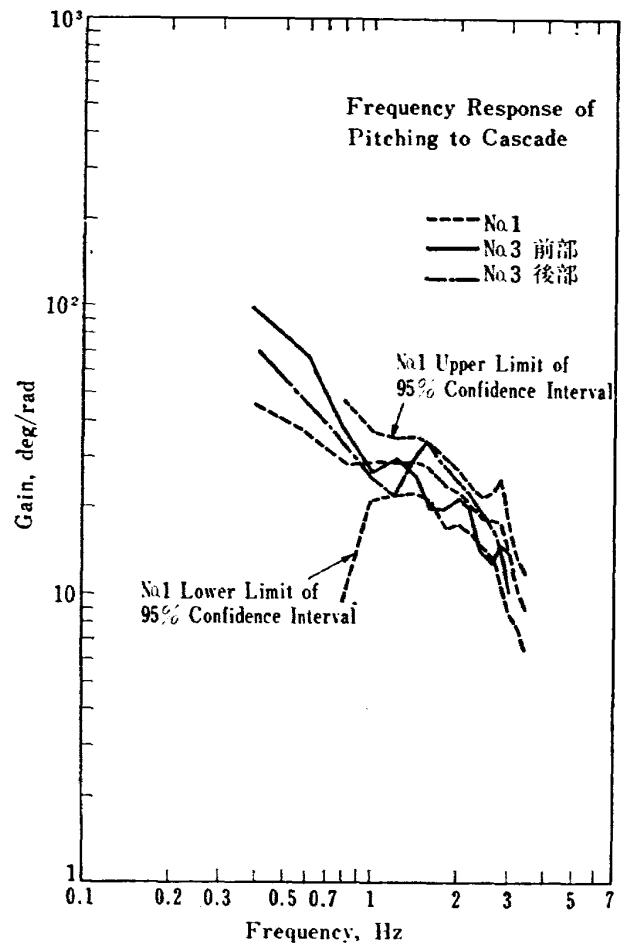


図 28 模型の縦揺れ周波数応答 (ランダム入力)

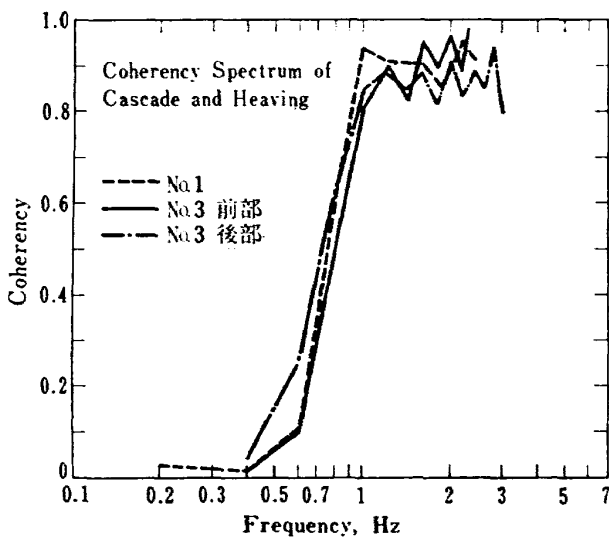


図 29 模型の上下動線形相関

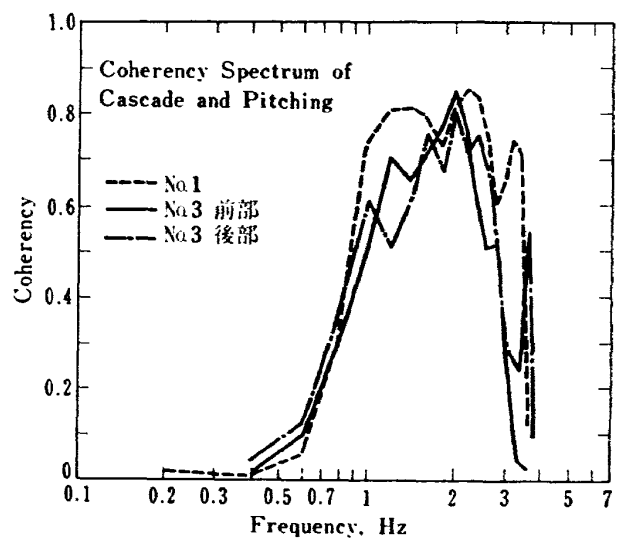


図 30 模型の縦揺れ線形相関

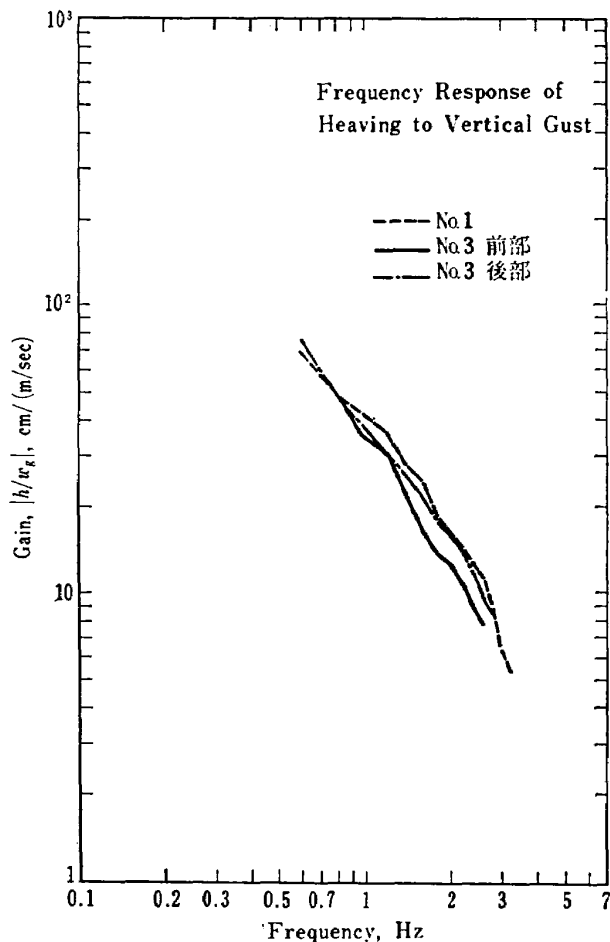


図 31 模型の上下動周波数応答 (ランダム入力)

である。今回の実験では縦揺れに関しては図 21 にも明らかなように出力レベルが低い上に波形が歪んでいて、読み取りが困難であった。実験は主流速を 24m/s と 20m/s の 2 種類行ない、20m/s については 2 回の実験を行なったが、無次元周波数で整理すると主流速の異なる実験値がかなり近い値を示した。図 25 には無次元周波数 0.4 付近に共振の傾向が認められるが、このあたりが模型の短周期振動数であると考えられる。同図と前述の正弦波突風気流の周波数応答線図 (図 10) とから、気流の偏角を入力とした模型の上下動周波数応答が求まるが、図 26 にそれを示す。

5.2 ランダム波突風応答実験の解析

ランダム波突風応答実験で得られたデータは不安定な応答を示した No.2 を除いて付録 1 に略述した手続によって統計的に周波数応答を求めた。図 23 を見ると No.3 の場合に上下動に中間で大きな落ち込みがあるが、計算ではその部分を除いて前後をそれぞれ別個に処理した。計算結果は図 27 および図 28 である。線形相関を示す図 29 および図 30 から 95 % 信頼区間を計算して図 27 および図 28 に示してある。両図を比較して明らかなことは、上下動の応答線図に比べて縦

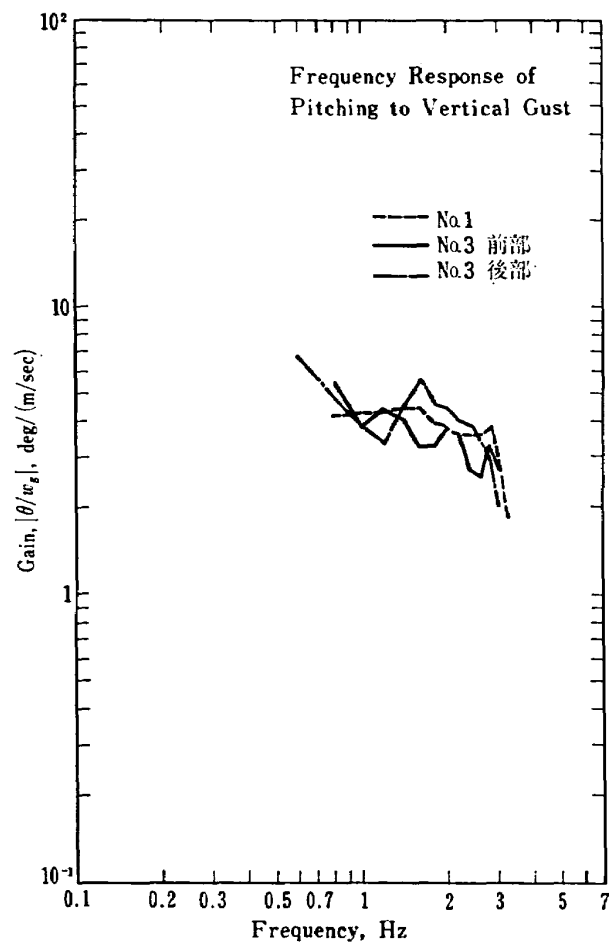


図 32 模型の縦揺れ周波数応答 (ランダム入力)

揺動の線図のばらつきが大きく、信頼区間も広いことである。ここでも縦揺れのデータの S/N 比が悪いことが示されている。

本実験で採用したような縦揺れと上下動の 2 自由度を有する模型は、上下位置に平衡点がない中立安定モードを有するので、上下動の周波数応答線図には共振点がグラフの極大値として現われにくい。従って模型の短周期共振点を明瞭に分別するには縦揺れの周波数応答線図による方が適当であり、この点でも本実験システムの縦揺れの可動機構と検出系統の精度を向上する対策が必要である。さらに上下動の自由度に関しては検出量として上下速度ないし上下加速度をとる方が望ましい。

ランダム応答に関しても、先の気流の応答線図 (図 15) を用いて気流の偏角を入力とする周波数応答線図を求めると図 31 および図 32 となる。

5.3 実験結果の検討

5.1 および 5.2 で算出した周波数応答線図から模型の動特性を推定することは今後の課題としておくが、実験的に求めた周波数応答の妥当性を検討するために模型の応答を物理的に考察することによって運動方程

式を導きその周波数応答と比較した。その際模型の静的な空力特性には 4.2 の空力試験結果を使用し、謂ゆる動安定微係数には、Queen Air 機の推定値をそのまま準用した。ここで縦揺れの結果は S/N の悪いために議論を上下動に限る。付録で導入した運動方程式から周波数応答を計算して前掲の図26に記入した。実験データは縦揺れ角の実際量が小さかったので参考のために縦揺れを固定して上下動だけの自由度をもたせた場合についての計算を行ない、図26に併せて示した。

正弦波応答実験から求めた図26、ランダム波応答実験から求めた図31および図32、さらにモデルから計算した図26は互いに多少のくい違いをみせている。実験値と計算値のこうした不一致の原因を追求することも今後待つことにするが、その原因として考えられるものには次の諸項目がある。

- (a) 計算モデルのパラメータの値が不正確
- (b) 機構のまさつ力の影響
- (c) 風胴気流の勾配および突風気流特性の位置による不均一の影響
- (d) 気流の主流方向の速度変動の影響
- (e) 風胴壁干渉の影響
- (f) 模型重心と縦揺れ回転軸との偏心の影響
- (g) 計器の精度および信号に加わる雑音の問題
- (h) 非定常空気力の影響

6. 結 び

今回の実験においては、全体的な致命的な欠陥および障害はなく、予定された計画に対し一応成功したものとする。

2.1 に示した目的に対する結論は端的に次のように云える。

実験装置については

- イ) システムは計画にほぼ一致した重量配分で製作され、模型は計画された実験範囲で十分な強度、剛性を示した。したがって、力学的相似システムの製作、特に軽量模型の製作については可能性を確認出来た。
- ロ) 拘束装置は台車、縦揺れ軸の運動、摩擦、耐用性等がほぼ期待通りで、台車の上下動は実験に対しスムーズに作動した。
- ハ) 心配されたガイドレールの横振動はなく、拘束装置は安定であった。
- ニ) 緩衝装置は、模型が実験中にしばしば衝突したのに対し、十分な効果を発揮した。
- ホ) 台車と縦揺れ軸を中心とする模型の組立構造は

予期した運動性、強度剛性、保守組立等についてほぼ満足出来るものであった。

模型の特性について

ヘ) 空力特性としては 4.2 に示すようにレイノルズ数効果は予期された最良に近く危惧された層流剝離等は見られなかった。 $C_{L\alpha}$ 、 $C_{m\alpha}$ 等も期待通りの値を示し、昇降舵特性も正常であり、ガイドレール開口部の効果も大きくはない。

ト) 機体の体積重量比、慣性モーメント等については計画と一致させることが出来た。

実験と結果について

チ) 模型の測定部中央浮上トリムは縦揺れ軸、台車上下動の摩擦の減少とともに困難であるが、現状程度においては数回の慣熟試行で可能である。

リ) 突風発生装置による突風応答結果詳細は 5 章、6 章に示す通りであるが、ほぼ安定持続する応答を行なった。縦揺れに対する振幅が比較的小さい点は縦揺れ軸摩擦のためではなく、応答特性が表われているものと考ええる。

ヌ) 5.3 で述べたゲインの不一致については原因が不確かであるが、計測上の問題点を含めて今後の問題点としたい。

ル) 今回の計測には、台車に取り付けたポテンシオメータによる有線方式を用いたが歯車と振幅の関係より S/N 比に制限が見られるため、他のセンサによる方式を次回に並行して行なう予定である。

オ) 突風発生装置にランダム入力を与えるランダム応答実験は、可能であることが示された。

ワ) 突風発生装置を含めて風胴の気流は実験上ほぼ満足出来るものと考えられる。しかし模型が中央部より上部ではトリムが困難で自然に上昇する傾向が見られた。トリムを考えた場合、風胴気流の傾斜としては下から上に減速する傾向が望ましい。

以上であるが本実験の間接的検討問題として突風風胴において、この程度の自由度を与えた自動制御系を有する動的模型実験についても、その可能性があると考ええる。

7. あ と が き

本実験の計画にあたり東京大学の中口博先生、田丸喜一先生から貴重な助言を戴いた。ここに厚くお礼を申し上げたい。また本実験は突風風胴研究室の広末室長および北村、村上、進藤各技官ならびに新型航空機

部第2研究室の犬丸室長，高橋技官の協力を得て行なわれた。工作課の田村課長は模型の製作を担当された。飛行実験部の坂井技官からはデータ処理に関して指導を受けた。

参 考 文 献

- 1) 広末健一；突風風洞完成，航技研ニュース No. 156.

- 2) 広末健一，他；航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験，航技研報告 TR-335, 1973.
- 3) T. Nonweiler; Maximum Lift Data for Symmetrical Wings., Aircraft Eng., Vol. 27, No. 311, (1955/1) pp. 2-8.
- 4) 高橋 梓；突風風洞の気流測定について，航技研資料 TM-239, 1973.

附録 1. ランダム波突風応答実験の統計計算処理

統計計算処理はすべて HITAC 5020 統計計算ライブラリにあるプログラムを使用した。このプログラムはスペクトル計算の際のウィンドに Hamming Window を用いている。ここには実験データから周波数応答を計算するまでの計算式をあげておく。

(1) 共分散関数 $C_{i,j}$ および自己相関関数 $r_{i,j}$

$$C_{i,j} = \frac{1}{n-t} \sum_{i=1}^{n-t} (T_{i,j} - \bar{T}_j)(T_{i+t,j} - \bar{T}_{j'})$$

$$r_{i,j} = C_{i,j}/C_{0,j}$$

$$\text{ただし } \bar{T}_j = \frac{1}{n-t} \sum_{i=1}^{n-t} T_{i,j}, \quad \bar{T}_{j'} = \frac{1}{n-t} \sum_{i=t+1}^n T_{i,j}$$

(2) パワースペクトル $P_{i,j}$

$$P'_{i,j} = \frac{2\Delta t}{\pi} \sum_{k=0}^l f(k) C_{k,j} \cos(k\omega_i \Delta t)$$

ただし

$$f(k) = \begin{cases} 1/2 & (k=0, l) \\ 1 & (1 \leq k \leq l-1) \end{cases}$$

$$\omega_i = \pi t / l \Delta t$$

$$P_{0,j} = 0.54 P'_{0,j} + 0.46 P'_{l,j}$$

$$P_{i,j} = 0.23 P'_{i-1,j} + 0.54 P'_{i,j} + 0.23 P'_{i+1,j}; \quad (1 \leq t \leq l-1)$$

$$P_{l,j} = 0.54 P'_{l,j} + 0.46 P'_{l-1,j}$$

(3) 相互共分散 $C_{i,jj'}$

$$C_{i,jj'} = \frac{1}{n-t} \sum_{i=1}^{n-t} (T_{i,j} - \bar{T}_j)(T_{i+t,j'} - \bar{T}_{j'})$$

$$C_{-i,jj'} = \frac{1}{n-t} \sum_{i=1}^{n-t} (T_{i,j'} - \bar{T}_{j'})(T_{i+t,j} - \bar{T}_j)$$

ただし

$$\bar{T}_j = \frac{1}{n-t} \sum_{j=1}^{n-t} T_{i,j}, \quad \bar{T}_{j'} = \frac{1}{n-t} \sum_{i=1}^{n-t} T_{i,j'}$$

$$\bar{T}'_j = \frac{1}{n-t} \sum_{i=t+1}^n T_{i,j}, \quad \bar{T}'_{j'} = \frac{1}{n-t} \sum_{i=t+1}^n T_{i,j'}$$

(4) 相互スペクトル $P_{i,jj'}$

$$P_{i,jj'} = x_{i,jj'} + i y_{i,jj'} = A_{i,jj'} \exp \{i\theta_{i,jj'}\}$$

ここで

$$x_{i,jj'} = 0.54 x'_{0,jj'} + 0.46 x'_{l,jj'}$$

$$x_{i,jj'} = 0.23 x'_{i-1,jj'} + 0.54 x'_{i,jj'} + 0.23 x'_{i+1,jj'}, \quad (1 \leq t \leq l-1)$$

$$x_{l,jj'} = 0.54 x'_{l,jj'} + 0.46 x'_{l-1,jj'}$$

ただし

$$x'_{i,jj'} = \frac{\Delta t}{\pi} \sum_{k=0}^l f(k) (C_{k,jj'} + C_{-k,jj'}) \cos(k\omega_i \Delta t)$$

さらに

$$y_{0,jj'} = 0.54 y'_{0,jj'} + 0.46 y'_{l,jj'}$$

$$y_{i,jj'} = 0.23 y'_{i-1,jj'} + 0.54 y'_{i,jj'} + 0.23 y'_{i+1,jj'}, \quad (1 \leq t \leq l-1)$$

$$y_{l,jj'} = 0.54 y'_{l,jj'} + 0.46 y'_{l-1,jj'}$$

ただし

$$y'_{i,jj'} = \frac{\Delta t}{\pi} \sum_{k=0}^l f(k) (C_{k,jj'} - C_{-k,jj'}) \sin(k\omega_i \Delta t)$$

(5) 周波数応答関数 $F_{i,jj'}$ および線形相関 $K_{i,jj'}$

$$F_{i,jj'} = G_{i,jj'} \exp \{i\theta_{i,jj'}\}$$

ここで、

$$G_{i,jj'}(j \rightarrow j') = A_{i,jj'} / P_{i,j}$$

$$G_{i,j'}(j' \rightarrow j) = A_{i,jj'} / P_{i,j'}$$

$$F_{i,jj'} = \theta_{i,jj'}$$

$$K_{i,jj'}^2 = A_{i,jj'}^2 / (P_{i,j} P_{i,j'})$$

(6) 信頼区間

ゲインに対する $100(1-\alpha)\%$ の信頼区間:

$$G_{i,jj'} \left\{ 1 \pm \left[\frac{2}{\nu-2} f_{2,\nu-2}(1-\alpha)(1-K_{i,jj'}^2)/K_{i,jj'}^2 \right] \right\}^{\frac{1}{2}}$$

位相に対する $100(1-\alpha)\%$ の信頼区間

$$F_{i,jj'} \pm \arcsin \left\{ \left[\frac{2}{\nu-2} f_{2,\nu-2}(1-\alpha)(1-K_{i,jj'}^2)/K_{i,jj'}^2 \right] \right\}^{\frac{1}{2}}$$

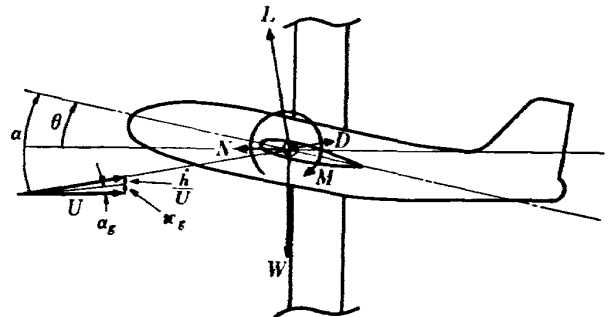
ただし自由度 ν は

$$\nu = t / (a_{-1}^2 + a_0^2 + a_1^2) = 2.516 (t/l)$$

$$a_{-1} = a_1 = 0.23, \quad a_0 = 0.54$$

附録 2 突風応答模型の運動方程式

本実験で採用した拘束方法のもとで、模型に加わる外力としては慣性力、重力、空気力およびまさつ力がある。付図 1 を参考にして模型の釣合の方程式をたてると次のようになる。使用した記号の意味は最後に纏めてある。



附図 1

水平方向の釣合:

$$L \sin(\alpha - \theta) - D \cos(\alpha - \theta) + N = 0 \quad (1)$$

垂直方向の釣合:

$$m\ddot{h} = L \cos(\alpha - \theta) + D \sin(\alpha - \theta) - W \\ + (\operatorname{sgn} \dot{h}) F_h \quad (2)$$

重心回りの釣合:

$$I_y \ddot{\theta} = M - L x_g \cos(\alpha - \theta) - L z_g \sin(\alpha - \theta) \\ - D x_g \sin(\alpha - \theta) + D z_g \cos(\alpha - \theta) \\ + N x_g \sin \theta - N z_g \cos \theta - F_h x_g \cos \theta \\ - F_h z_g \sin \theta + (\operatorname{sgn} \dot{\theta}) M_p \quad (3)$$

ここで簡単のためにまさつ力がなく、模型の重心と縦揺回転軸との間に偏心がないときを考えると上の3式はそれぞれ、

$$L \sin(\alpha - \theta) - D \cos(\alpha - \theta) + N = 0 \quad (4)$$

$$m\ddot{h} = L \cos(\alpha - \theta) + D \sin(\alpha - \theta) - W \quad (5)$$

$$L_y \ddot{\theta} = M \quad (6)$$

となる。

模型が静止状態にあるときには、上記の方程式はさらに

$$L_0 \sin(\alpha_0 - \theta_0) - D_0 \cos(\alpha_0 - \theta_0) + N = 0 \quad (7)$$

$$L_0 \cos(\alpha_0 - \theta_0) + D_0 \sin(\alpha_0 - \theta_0) - W = 0 \quad (8)$$

$$M_0 = 0 \quad (9)$$

となる。

いま模型の運動を(8)~(10)の状態からの変位として考えることにして、空気力を次のように迎角 α と縦揺角速度 q の線形関数と考える。

$$L = L_0 + L_\alpha \alpha \quad (10)$$

$$D = D_0 + D_\alpha \alpha \quad (11)$$

$$M = M_0 + M_\alpha \alpha + M_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_q q \quad (12)$$

こうすると、擾乱の方程式として

$$m\ddot{h} = L_\alpha \alpha + D_0(\alpha - \theta) \quad (13)$$

$$I_y \ddot{\theta} = M_\alpha \alpha + M_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_q q \quad (14)$$

を得る。さらに状態変数、 α , θ , h の間の関係式として

$$\alpha = \theta + \alpha_g - \frac{\dot{h}}{U} \quad (15)$$

がある。

(16) 式を用いて(14), (15) 式から α を消去し、さらに無次元量で書き直すと、

$$\{2\mu p^2 + (C_{D0} + C_{L\alpha})p\} \hat{h} - \\ C_{L\alpha} \theta = \{C_{D0} + C_{L\alpha}\} \alpha_g \quad (16)$$

$$\{C_{m_{\dot{\alpha}}} p^2 + C_{m_\alpha} p\} \hat{h} + \\ \{i_B p^2 - (C_{m_{\dot{\alpha}}} + C_{m_q})p - C_{m_\alpha}\} \theta \\ = \{C_{\dot{\alpha}} p + C_{m_\alpha}\} \alpha_g \quad (17)$$

となる。

さらに上式を Laplace 変換して新しい変数を導入すると

$$(s + l_\alpha) \bar{w} - l_\alpha \bar{\theta} = l_\alpha \bar{\alpha}_g \quad (18)$$

$$(m_{\dot{\alpha}} s + m_\alpha) \bar{w} + \{s^2 - (m_{\dot{\alpha}} + m_q)s - m_\alpha\} \bar{\theta} \\ = (m_{\dot{\alpha}} s + m_\alpha) \bar{\alpha}_g \quad (19)$$

ただし

$$l_\alpha = \frac{1}{2\mu} (C_{L\alpha} + C_{D0}), \quad m_\alpha = \frac{C_{m_\alpha}}{i_B},$$

$$m_{\dot{\alpha}} = \frac{C_{m_{\dot{\alpha}}}}{i_B}, \quad m_q = \frac{C_{m_q}}{i_B}$$

となる。この両式から突風気流 α_g を入力とする伝達関数を計算すると、

$$G_{wg} = \frac{\bar{w}}{\bar{\alpha}_g} \\ = \frac{l_\alpha(s - m_q)}{s^2 + (l_\alpha - m_{\dot{\alpha}} - m_q)s - (m_\alpha + l_\alpha m_q)} \quad (20)$$

$$G_{\theta g} = \frac{\bar{\theta}}{\bar{\alpha}_g} \\ = \frac{m_{\dot{\alpha}} s + m_\alpha}{s^2 + (l_\alpha - m_{\dot{\alpha}} - m_q)s - (m_\alpha + l_\alpha m_q)} \quad (21)$$

$$G_{hg} = \frac{\bar{h}}{\bar{\alpha}_g} = \frac{G_{wg}}{s} \\ = \frac{l_\alpha(s - m_q)}{s^3 + (l_\alpha - m_{\dot{\alpha}} - m_q)s^2 - (m_\alpha + l_\alpha m_q)s} \quad (22)$$

となる。

付録2の記号

C_{D0}	$D_0/\frac{1}{2}\rho V^2 S$
$C_{L\alpha}$	$L_\alpha/\frac{1}{2}\rho V^2 S$
C_{m_α}	$M_\alpha/\frac{1}{2}\rho V^2 S \bar{c}$
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	$M_{\dot{\alpha}}/\frac{1}{4}\rho V S \bar{c}^2$
C_{m_q}	$M_q/\frac{1}{4}\rho v S \bar{c}^2$
\bar{c}	平均空力弦長
D	抗力
D_0	釣合抗力
D_α	$\partial D/\partial \alpha$
F_h	まさつ力
G_{wg}	$\bar{w}/\bar{\alpha}_g$
$G_{\theta g}$	$\bar{\theta}/\bar{\alpha}_g$
G_{hg}	$\bar{h}/\bar{\alpha}_g$
h	上下変位
\hat{h}	$2h/\bar{c}$
I_y	縦揺れ慣性モーメント
i_B	$2I_y/\rho V^2 S \bar{c}$
L	揚力
L_0	釣合揚力
L_α	$\partial L/\partial \alpha$
l_α	$(C_{L\alpha} + C_{D0})/2\mu$
M	空力モーメント

$M_0=0$	釣合空力モーメント	t	時間
M_α	$\partial M/\partial \alpha$	V	風洞主流速度
$M_{\dot{\alpha}}$	$\partial M/\partial \dot{\alpha}$	W	模型重量
M_q	$\partial M/\partial q$	w	dh/dt
M_p	まさつ力のモーメント	\hat{w}	$dh/dt/V$
m	模型質量	\hat{w}	\hat{w} のラプラス変換
m_α	$C_{m\alpha}/i_B$	x_g	模型重心の x 座標
$m_{\dot{\alpha}}$	$C_{m\dot{\alpha}}/i_B$	z_g	模型重心の z 座標
m_q	C_{mq}/i_B	α	迎角
N	ガイドレールからの抗力	α_g	突風気流偏角
p	$(\bar{c}/2 V) \cdot d/dt$	$\bar{\alpha}_g$	α_g のラプラス変換
q	$d\theta/dt$	μ	$m/\rho V^2 S$
S	主翼翼面積	ρ	空気密度
s	ラプラス演算子	θ	縦揺れ角

TM-218	フライングテストベッド自動安定装置性能試験(Ⅱ)―実験前性能試験―	1972年7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河弘, 増原 恢
TM-219	フライングテストベッド脚性能試験	1972年5月	渋谷昭義, 川崎純男
TM-220	フライングテストベッドテレメータ性能試験	1972年5月	小野幸一, 十河弘 池上 博
TM-221	ロケット模型の動安定微係数の測定	1972年5月	谷関根英夫, 高島一明 中村正剛
TM-223	自由飛行模型 FFM-10 の強度について	1972年5月	河崎俊夫, 斎藤秀夫 河崎武敏, 多田保夫 堀林洋一, 戸田慎一 日下和夫, 越出 暎 築地恒夫, 中井 孝 森田甫之, 菊池 孝 高橋 実, 東久保正年
TM-224	フライングテストベッド油圧系統試験	1972年5月	藤枝郭俊, 十河弘 川崎純男, 中村公昭
TM-225	ストラップダウン方式の慣性機器誤差によって生ずる飛しょう径路誤差の一考察	1972年5月	大月正男, 新宮博 鈴木 孝雄
TM-226	フライングテストベッド機体強度剛性試験	1972年7月	渋谷昭義, 丸山 茂 川崎純男
TM-227	フライングテストベッド操縦系統試験	1972年7月	藤枝郭俊, 牧野 健 川崎純男
TM-228	航空用ガスタービンの高圧形燃焼器の予備実験	1972年7月	鈴木邦男, 石井浅五郎
TM-229	液体酸素中におけるころがり軸受の性能	1972年7月	宮川行雄, 関 勝美
TM-230	航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究(I)	1972年7月	斎藤 隆, 鈴木邦男
TM-231	フライングテストベッド全機振動試験	1972年8月	渋谷昭義, 岡田典秋 丸山 茂, 川崎純男
TM-232	フライングテストベッド電気系統試験	1972年9月	甲斐忠夫, 十河弘
TM-233	フライングテストベッド空気タービン試験	1972年11月	宮本義人, 中村公昭 川崎純男, 東海林秀幸
TM-234	スピン燃焼試験設備による燃焼実験	1972年10月	石井進一, 岡部祐二郎 山田 晃, 新岡 嵩 三谷 徹
TM-235	推進エンジン用空気取入口の予備実験(統報)	1972年10月	近藤 博, 長谷川 聡
TM-236	大型低速風洞動的量データ処理設備	1972年10月	桑野尚明
TM-237	大型低速風洞壁面効果補正要領	1972年11月	佐藤淳造
TM-238	圧力測定的时间遅れにおよぼす圧力孔の影響	1972年11月	曾我 国男, 小野寺信幸
TM-239	突風風洞の気流測定について	1973年4月	高橋 倅

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240号

昭和48年5月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
〒182 東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422) 47-5911 (大代表)
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

