

533.69.0428.5:
UDC 533.6.071:
534.014

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-499

強制振動法による非定常空力係数の測定と
突風応答実験の総合的検討

西村博史・松下 洸
北村清美

1977年4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. 概 要	1
2. ま え が き	1
3. 記 号	2
4. 非定常空力係数測定実験	3
4.1 実験模型	3
4.2 非定常空力係数の定義	3
4.3 実験装置, 測定, データ処理	5
4.4 実験結果	9
5. 突風応答実験の検討	10
5.1 検討の目的	10
5.2 計算システム	11
5.3 実験結果との比較	13
6. 一連の実験の総括	15
7. 結 び	16
参考文献	16

強制振動法による非定常空力係数の測定と 突風応答実験の総合的検討*

西村博史**・松下 洸**
北村清美**

Measurements of the Unsteady Aerodynamic Derivatives by Forced Oscillation Method and Examination of the Dynamic Gust Wind Tunnel Experiments

By Hiroshi NISHIMURA, Hiroshi MATSUSHITA
and Kiyomi KITAMURA

ABSTRACT

Measurements of the Unsteady Aerodynamic Derivatives of a dynamic wind tunnel model (1/10 kinematically semi-scaled model of Beech Queen Air) by forced oscillation method are presented.

Next, these results are used with other experimental results for the overall system examination of short periods gust response characteristics of the model in the NAL Gust Wind Tunnel.

Examination is based on the verification of analytical systems of equation of motion using previous experiments. The results confirms the conventionally used analytical approximations and the success of the dynamic model experiments in the gust wind tunnel.

In conclusion, the gains and problems through the series experiments are summarized.

1. 概要

航空宇宙技術研究所突風風洞を用いた、動的全機模型の強制振動法による非定常空力係数の実験測定を行ない、その結果と以前の実験結果^{2)~3)}を総合し、縦の短周期突風応答に対する解析システム群の検討を行なった。また非定常空力測定実験を最後とした、同じ動的模型による一連の縦の突風応答実験の成果と問題点を総括する。

一連の実験の成果は、突風風洞における力学的相似模型(超軽量動的応答模型システム)による半自由飛行突風応答シミュレーションの成功、模型の実験非定常空力(突風入力と応答運動空力)を用いた線型微小擾乱近似解析システムの検証、デジタル化統計データ処理、

*昭和52年1月10日 受付

**新型航空機研究グループ

突風応答水平尾翼負荷における特異現象の発見等である。

2. まえがき

航空宇宙技術研究所突風風洞(以下突風風洞と略)は昭和47年に完成したが、本報告に至る一連の実験は突風風洞による突風応答実験の第1段階として、風洞内半自由飛行模型システムによる突風応答実験と、その結果を用いた縦の突風応答特性解析システムの検証を目的として、昭和46年に計画された。実験は当研究所実験機クレーンエアの10分の1スケールに準じた力学的相似動的模型(NM-G1)システムにより、機体を剛体と見なせるような状態で、縦揺れと上下動の2自由度を有する半自由飛行応答システムについて行なった。

一連の実験は大別して次の項目からなる。

- (1) 第1次突風応答予備実験²⁾(昭47~48)
- (2) 第2次突風応答予備実験³⁾(昭48~49)

- (3) 突風応答空気力の計測⁴⁾ (昭 49 ~ 50)
 (4) 強制振動法による非定常空気力測定 (昭 50 ~ 51)
 (5) その他として突風軽減装置付動的模型の開発⁵⁾
 (昭 50 ~ 現在)

今回の実験(4)の結果を含めることにより、半自由飛行模型による突風応答予備実験(1), (2)に対して、入力としての突風空気力、応答減衰力としての非定常空気力が実験的に揃えられたので、これを総合して閉じたシステム*の検討を行ない、(5)を除いた一連の実験を終了することが出来た。

突風発生装置により既知の突風を動的模型に加えて応答を調べた実験例としては荒木、別府(昭和 35 年)⁶⁾等があり、諸外国でもラングレーの動的風洞を用いた実験等があるが、我々の実験においては、新設された航技研突風風洞と付属データ処理設備を用い、集積回路により超小型軽量化された新しい電子制御計測機器、デジタル技術を利用して、より自由度の多い、リアルな動的応答システムと実験技術の革進を図った。

今回の非定常空気力測定は強制振動法により行なったが、軽量機体とデジタル化統計処理の成功により、連続した振動数範囲で空気力と慣性力を分離することが出来た。

解析システムの検討は、突風応答予備実験結果との対比により、実用的に用いられている準定常解析方式の検証を主眼としたものである。突風応答特性については、単なる応答から近代的飛行制御装置と関連した問題へと焦点が移りつつあるが、この点については低周波領域の応答がより重要であり、一連の実験結果を用いて、続いて突風軽減装置付動的模型システムの開発⁵⁾を行なっている。

3. 記号

A_c	データ振幅余弦成分
A_s	" 正弦成分
C_L	揚力係数
C_M	縦揺れモーメント係数
C_N	計算利用サイクル
C_D	抗力係数
D	抗力または微分記号 $(\bar{c}/2U)d/dt$
F	検出力
f	振動数
f_P	P 点でのデータ計測値

g	重力加速度
Hz	振動数
h	上下動幅
I	模型重心まわり縦慣性モーメント
K_y	無次元等価回転半径 $I/\{m(\bar{c}/2)^2\}$
k	無次元振動数
L	揚力
l_t	模型前後支点間長さ
l_a	模型重心と水平尾翼空力中心までの長さ
l	無次元尾翼アーム $l_a/(\bar{c}/2)$
M	縦揺れモーメントまたは計算点総数
m	模型システム運動部分質量
\bar{N}	ガイドレール反力
N_s	データスキップ数
P	計算点順序
p	動圧 $\rho U^2/2$
q	縦揺れにおけるキャンバ効果を表わす θ
R_f	データ振幅
S	主翼面積
t	時間
t_s	サンプリング時間間隔
U	風洞主流速度(模型対気水平速度)
W	模型システム運動部分重量
α	迎え角変化分合計
α_h	上下動による迎え角変化分
$\bar{\alpha}$	全迎え角
θ	縦揺れ角
$\bar{\theta}$	全縦揺れ角
ω	円振動数
φ	測定力の位相遅れ角
φ_s	サンプリング補正位相角
μ	模型重量体積比(マスレシオ) $m/(\rho S\bar{c}/2)$
ϵ	尾翼における主翼後流吹下し角

添字

α	迎え角についての微分係数
$\dot{\alpha}$	迎え角角速度についての微分係数
θ	θ についての微分係数
$\dot{\theta}$	$\dot{\theta}$ についての "
CG	重心まわり
t	尾翼
I	慣性力

* 入力としての突風空気力、動的模型システムの特長、応答運動の非定常空気力が既知で解析上すべて揃っていることを本報告に限り閉じたと呼ぶ。

- O 釣合い条件
- α_g 突風
- w 主翼胴体 wing + body
- h 上下動
- q q 微係数
- 頭上記号
- ベクトル
- ∧ 複素振幅
- ~ 単振幅

肩付記号

- R 実数部
- I 虚数部

4. 非定常空力係数測定実験

4.1 実験模型

2章で述べたように以前の実験^{2)~4)}と同じ模型NM-G1を用い、内臓する計測制御機器の替りに、重心位置を主支持軸（縦揺れ軸）に合わせるための微調装置付きバランスウェイトを搭載した。荷重検出器に加わる慣性重量 2.828 kg, 主支持軸まわりの慣性モーメント $2.128 \times 10^{-2} \text{ kg m s}^2$ で行なった。図1に模型の二面図を示す。支持装置、荷重検出器等については4.3に示す。

4.2 非定常空力係数の定義

本報告の非定常空力係数は2章で述べたように、全機模型の上下動と縦揺れについての縦揺れ軸（重心）におけるものである。これを突風風洞通常測定部において、主流風速 20 m/s, 振動数約 0.2 Hz ~ 2 Hz に亘って、強制振動法で求めた。

非定常空力を実験で求める場合、強制振動法に対し従来、自励減衰、共振振動法があり、前者は自励減衰振動において、空気力のある状態とない状態の減衰を比較し、後者は共振時のエネルギー供給量を測定するものである。いずれもある振動数範囲を行なうためには装置の複雑化もさることながら、厳密には真空中での振動を基準にするのに対し実際上では静止大気中で基準をとることが多く精度上問題がある。

強制振動法は慣性力を機械的または計算により差引くが、空気力は振動数に比例して増大するのに対し慣性力は振動数の2乗に比例して増大するので、高い振動数、重い模型の場合に困難となる。最近ではデータ処理技術、特にデジタル化統計処理技術の発達により、装置としては簡単で連続的にこなせるこの方法を用いる傾向がある。

我々の場合は特に模型が超軽量であること、振動数が

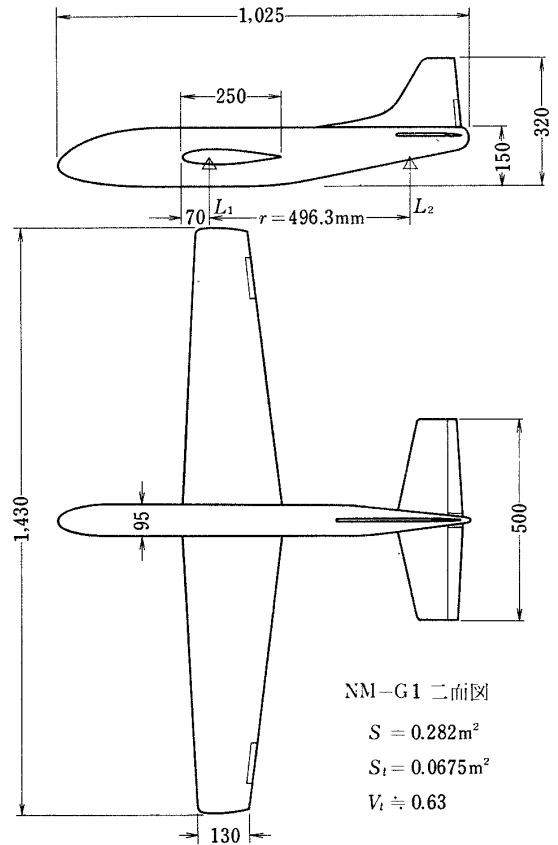


図1 NM-G1 二面図

低いことのために強制振動法で慣性力を計算分離するのが有利である。装置とデータ処理については模型に適した独自の荷重検出装置と加振装置を開発し、突風風洞のデジタル処理システムを用いてデータ処理を行なった。この点については4.3に示す。

空気力（揚力と縦揺れモーメント）を安定微係数（非定常空力微係数）によって次式で定義する。但し、実験は上下動と縦揺れを別々に行なったので上下動実験によるものを (α_h) , 縦揺れ実験によるものを (θ) で表わす。

$$L(\alpha_h) = L_{\alpha_h} \alpha_h + L_{\dot{\alpha}_h} \dot{\alpha}_h \quad (1-\alpha_h)$$

$$L(\theta) = L_{\theta} \theta + L_{\dot{\theta}} \dot{\theta} \quad (1-\theta)$$

$$M(\alpha_h) = M_{\alpha_h} \alpha_h + M_{\dot{\alpha}_h} \dot{\alpha}_h \quad (2-\alpha_h)$$

$$M(\theta) = M_{\theta} \theta + M_{\dot{\theta}} \dot{\theta} \quad (2-\theta)$$

複素振幅 \hat{L} , \hat{M} , 肩付記号 R, I を実部, 虚部を表すものとし揚力, 縦揺れモーメント回転ベクトルを次式で定義する。

$$\vec{L} = \hat{L} e^{i\omega t} = (L^R + iL^I) e^{i\omega t} \quad (3)$$

$$\vec{M} = \hat{M} e^{i\omega t} = (M^R + iM^I) e^{i\omega t} \quad (4)$$

上下動 h は上向きを正とし単振動で加振する。

$$h = \tilde{h} e^{i\omega t} \quad (5-\alpha_h)$$

縦揺れは頭上げを正とし単振動で加振する。

$$\theta = \tilde{\theta} e^{i\omega t} \quad (5-\theta)$$

迎え角 α_h およびその時間微分 $\dot{\alpha}_h$ を次式で定義する。

$$\alpha_h = -\dot{h}/U = -i\omega\tilde{h} e^{i\omega t}/U \quad (6)$$

$$\dot{\alpha}_h = -\ddot{h}/U = \omega^2 \tilde{h} e^{i\omega t}/U \quad (7)$$

模型を重心点と尾翼部において支持し、その点において求められる空気力ベクトルを \vec{L}_{CG} 、 \vec{L}_t とするとき l_t を支点間距離として、 \vec{L} 、 \vec{M} は次式で与えられる。

$$\vec{L} = \vec{L}_{CG} + \vec{L}_t \quad (8)$$

$$\vec{M} = -\vec{L}_t l_t \quad (-\text{符号で頭上げを正とする}) \quad (9)$$

測定力 \vec{F}_{CG} 、 \vec{F}_t は \vec{L}_{CG} 、 \vec{L}_t と慣性力 \vec{F}_{ICG} 、 \vec{F}_{It} を含み次の関係を有する。

$$\vec{L}_{CG}(\alpha_h) = \vec{F}_{CG} - \vec{F}_{ICG} = \{L_{CG}(\alpha_h)^R + i L_{CG}(\alpha_h)^I\} e^{i\omega t} \quad (10-\alpha_h)$$

$$\vec{L}_{CG}(\theta) = \vec{F}_{CG} = \{L_{CG}(\theta)^R + i L_{CG}(\theta)^I\} e^{i\omega t} \quad (10-\theta)$$

$$\vec{L}_t(\alpha_h) = \vec{F}_t \quad (11-\alpha_h)$$

$$\vec{L}_t(\theta) = \vec{F}_t - \vec{F}_{It} \quad (11-\theta)$$

測定力の加振振動に対する位相遅れを φ_{CG} 、 φ_t とし

$$\vec{F}_{CG} = \tilde{F}_{CG} e^{i(\omega t - \varphi_{CG})} = \hat{F}_{CG} e^{i\omega t} \quad (12)$$

$$\vec{F}_t = \tilde{F}_t e^{i(\omega t - \varphi_t)} = \hat{F}_t e^{i\omega t} \quad (13)$$

慣性力は次式で与えられる。

$$\vec{F}_{ICG}(\alpha) = -(W/g)\dot{\alpha} = m\omega^2 \tilde{h} e^{i\omega t} = \tilde{F}_{ICG} e^{i\omega t} = \hat{F}_{ICG} e^{i\omega t} \quad (14-\alpha_h)$$

$$\vec{F}_{It}(\theta) = I\ddot{\theta}/l_t = -I\omega^2 \tilde{\theta} e^{i\omega t} = \tilde{F}_{It} e^{i(\omega t - \pi)} = \hat{F}_{It} e^{i\omega t} \quad (14-\theta)$$

但し θ は頭上げを正、 F_{CG} 、 F_t 共引張り(上向き)を正とする。

以上の(1)~(14)から次の関係が得られる。

$$L_{CG}(\alpha_h)^R = \tilde{F}_{CG}(\alpha_h) \cos \varphi_{CG}(\alpha_h) - \tilde{F}_{ICG}(\alpha_h) \quad (15)$$

$$L_{CG}(\alpha_h)^I = -\tilde{F}_{CG}(\alpha_h) \sin \varphi_{CG}(\alpha_h) \quad (16)$$

$$L_t(\alpha_h)^R = \tilde{F}_t(\alpha_h) \cos \varphi_t(\alpha_h) \quad (17)$$

$$L_t(\alpha_h)^I = -\tilde{F}_t(\alpha_h) \sin \varphi_t(\alpha_h) \quad (18)$$

$$L(\alpha_h)^R = L_{CG}(\alpha_h)^R + L_t(\alpha_h)^R \quad (19)$$

$$L(\alpha_h)^I = L_{CG}(\alpha_h)^I + L_t(\alpha_h)^I \quad (20)$$

$$M(\alpha_h)^R = -L_t(\alpha_h)^R l_t \quad (21)$$

$$M(\alpha_h)^I = -L_t(\alpha_h)^I l_t \quad (22)$$

$$L\dot{\alpha}_h = -(U/\omega\tilde{h}) L(\alpha_h)^I \quad (23)$$

$$L\dot{\alpha}_h = (U/\omega^2\tilde{h}) L(\alpha_h)^R \quad (24)$$

$$M\dot{\alpha}_h = -(U/\omega\tilde{h}) M(\alpha_h)^I \quad (25)$$

$$M\dot{\alpha}_h = (U/\omega^2\tilde{h}) M(\alpha_h)^R \quad (26)$$

$$L_{CG}(\theta)^R = \tilde{F}_{CG}(\theta) \cos \varphi_{CG}(\theta) \quad (27)$$

$$L_{CG}(\theta)^I = -\tilde{F}_{CG}(\theta) \sin \varphi_{CG}(\theta) \quad (28)$$

$$L_t(\theta)^R = \tilde{F}_t(\theta) \cos \varphi_t(\theta) + \tilde{F}_{It} \quad (29)$$

$$L_t(\theta)^I = -\tilde{F}_t \sin \varphi_t(\theta) \quad (30)$$

$$L(\theta)^R = L_{CG}(\theta)^R + L_t(\theta)^R \quad (31)$$

$$L(\theta)^I = L_{CG}(\theta)^I + L_t(\theta)^I \quad (32)$$

$$M(\theta)^R = -L_t(\theta)^R l_t \quad (33)$$

$$M(\theta)^I = -L_t(\theta)^I l_t \quad (34)$$

$$L_\theta = L(\theta)^R / \tilde{\theta} \quad (35)$$

$$L_\theta = L(\theta)^I / \omega\tilde{\theta} \quad (36)$$

$$M_\theta = M(\theta)^R / \tilde{\theta} \quad (37)$$

$$M_\theta = M(\theta)^I / \omega\tilde{\theta} \quad (38)$$

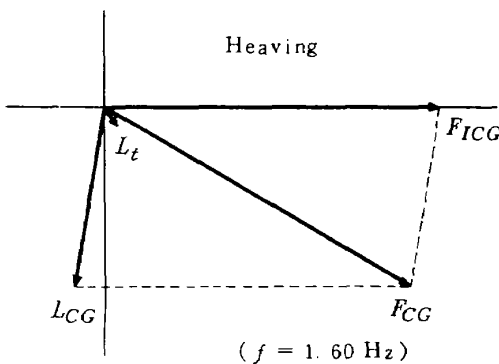


図2 F_{CG} のベクトル関係例

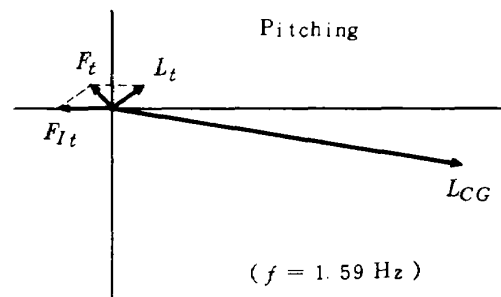


図3 F_t のベクトル関係例

以上の関係のうち $\vec{L}_{CG}(\alpha_h)$, $\vec{L}_t(\theta)$ の概念例を図2, 図3に示す。

求める非定常空力係数は次式で定義される。但し本報告では無次元化の基準長を平均空力翼弦の1/2にとっている。 $(\bar{c}/2)$, p を実験動圧 $=\frac{1}{2}\rho U^2$ (ρ は空気密度) S を模型主翼面積とし、

$$C_{L\alpha_h} = L_{\alpha_h} / pS \quad (39)$$

$$C_{L\dot{\alpha}_h} = L_{\dot{\alpha}_h} / (pS\bar{c}/2U) \quad (40)$$

$$C_{M\alpha_h} = M_{\alpha_h} / pS\bar{c} \quad (41)$$

$$C_{M\dot{\alpha}_h} = M_{\dot{\alpha}_h} / (pS\bar{c}^2/2U) \quad (42)$$

$$C_{L\theta} = L_{\theta} / pS \quad (43)$$

$$C_{L\dot{\theta}} = L_{\dot{\theta}} / (pS\bar{c}/2U) \quad (44)$$

$$C_{M\theta} = M_{\theta} / pS\bar{c} \quad (45)$$

$$C_{M\dot{\theta}} = M_{\dot{\theta}} / (pS\bar{c}^2/2U) \quad (46)$$

4.3 実験装置, 測定, データ処理

実験は突風風洞通常測定部を用いて行なった。模型を一定振動数で強制振動させ、重心位置と尾部の二点で縦の反力の平均振幅 \vec{F}_{CG} , \vec{F}_t および加振振動 h または θ に対する位相遅れ φ_{CG} , φ_t { (12), (13)式参照 } を求め、 \vec{F}_{ICG} または \vec{F}_{It} を差引いて (15) ~ (18) および (27) ~ (30) の値を算定する。主流風速 $U = 20$ m/s, 加振振動数約 0.2 Hz ~ 2.2 Hz 間で各係数について6点づつ行なった (表1 ~ 3参照)。測定は荷重検出器の出力を突風風洞データ処理システムを用い、低域パスフィルタを通したのちAD変換し、後に示す調和解析方法によ

表1 実験結果(上下動) I

FREQ Hz	$C_{L\alpha_h}$	$C_{L\dot{\alpha}_h}$	$C_{M\alpha_h}$	$C_{M\dot{\alpha}_h}$
0.457	4.445989	-40.590110	-0.701726	-3.524646
0.616	4.515609	-29.219848	-0.741167	-5.917355
0.781	4.672233	-21.209594	-0.758793	-7.366997
1.063	4.842583	-16.675203	-0.784976	-8.123696
1.587	5.124480	-8.098351	-0.822338	-9.952254
2.162	5.307641	-5.278016	-0.357342	-9.353404

表2 実験結果(上下動) II

FREQ Hz	$C_{L\alpha_h}$	$C_{L\dot{\alpha}_h}$	$C_{M\alpha_h}$	$C_{M\dot{\alpha}_h}$
0.447	4.642139	-36.491296	-0.759748	-3.019686
0.616	4.671065	-27.901811	-0.770402	-6.614723
0.785	4.760763	-17.852886	-0.739234	-8.449924
1.063	4.887132	-14.024720	-0.793962	-8.826195
1.587	5.063637	-8.894805	-0.821440	-9.863605
2.151	5.323368	-4.583663	-0.871824	-9.652431

表3 実験結果(縦揺れ)

FREQ Hz	$C_{L\theta}$	$C_{L\dot{\theta}}$	$C_{M\theta}$	$C_{M\dot{\theta}}$
0.469	4.273360	-8.204422	-0.832602	-15.376605
0.622	4.169835	-7.487988	-0.839958	-14.555593
0.789	4.183701	-8.373034	-0.851291	-14.174960
1.079	4.242617	-7.348177	-0.858878	-13.958172
1.587	4.487759	-7.594849	-0.907858	-14.447082
2.139	5.104828	-6.342799	-0.961001	-15.033971

って統計処理計算を行なった。

次にこの測定のために開発した加振装置、荷重検出装置の概要を示す。

強制振動法を用いたのは超軽量模型と低周波振動数領域のために、簡単な装置で慣性力を計算で差引くことを

試みたためである。加振装置は図4,5に示すように縦揺れと上下動に別けて製作した。両装置共、約1馬力の三相電動機により減速歯車、リングコーン無段変速装置により支柱を駆動する。振動数は10対1の減速歯車を用いた場合0.2～2.2 Hz の間で連続的に変えられる。また

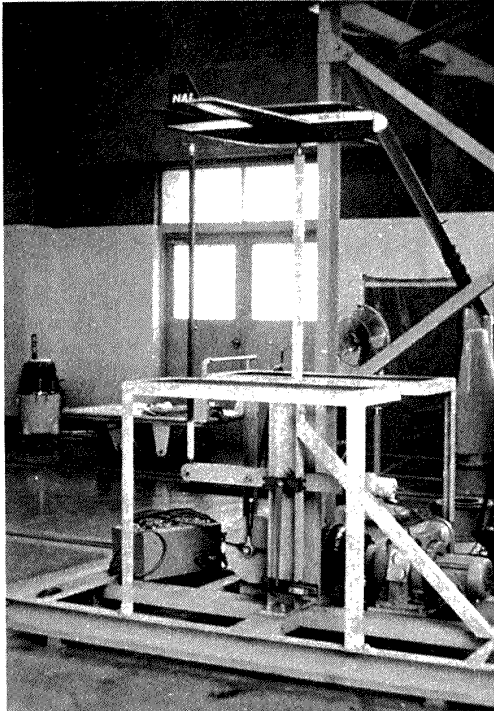


図4 縦揺れ加振装置

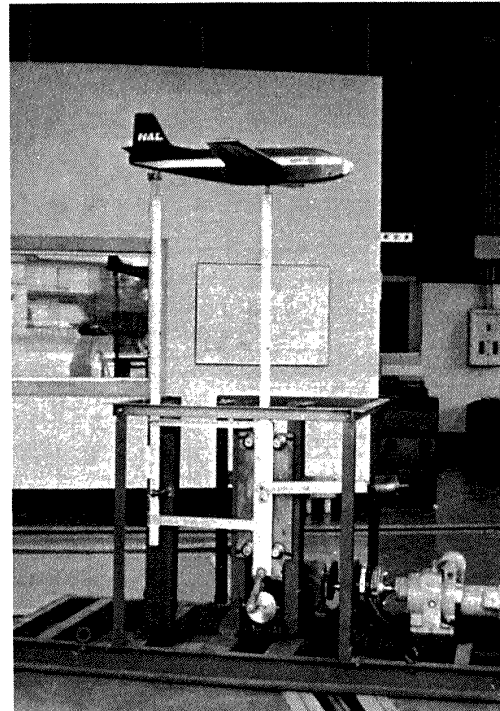


図5 上下動加振装置



図6 上下動加振装置の突風風洞内実験状態

減速歯車は交換可能で、更に高い振動数の加振をすることが出来る。

縦揺れ角度は $0^\circ \sim \pm 30^\circ$ まで、上下動幅は $0 \sim \pm 50\text{mm}$ まで可変である。本実験では縦揺れ角度 $\pm 2.8^\circ$ 、上下動全幅 93.2mm で行なった。

装置の始動停止、停止角度保持は減速歯車出力軸にシユトロマ-グ電磁クラッチブレーキ装置を用い、これを操作ボックス押ボタンで操作して行なった。上下動、縦

揺れの動きは直結するポテンシ-ョメータで検出した。

図6は上下動加振装置と模型の風洞内実験状態である。図7, 8に設計の目安とした縦揺れの尾部駆動点, 上下動の重心位置でのストリップ理論による推定空気力, 推定慣性力を示す。

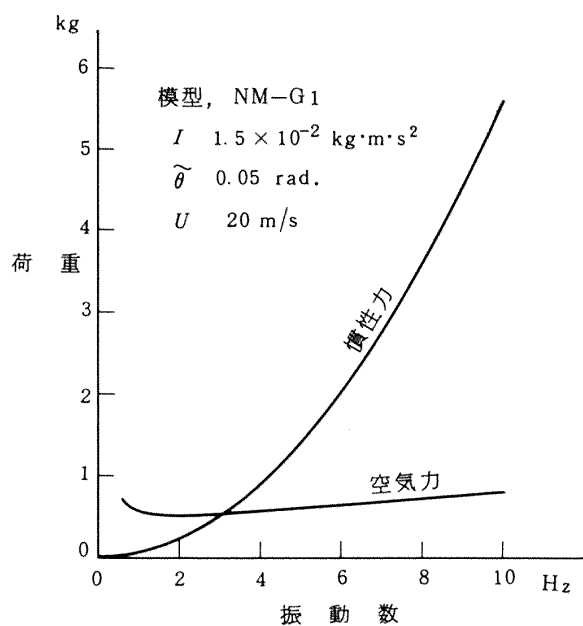


図7 縦揺れ加振に対する尾部支持点推定荷重 $\tilde{F}_t(\theta)$, $\tilde{F}_{It}(\theta)$

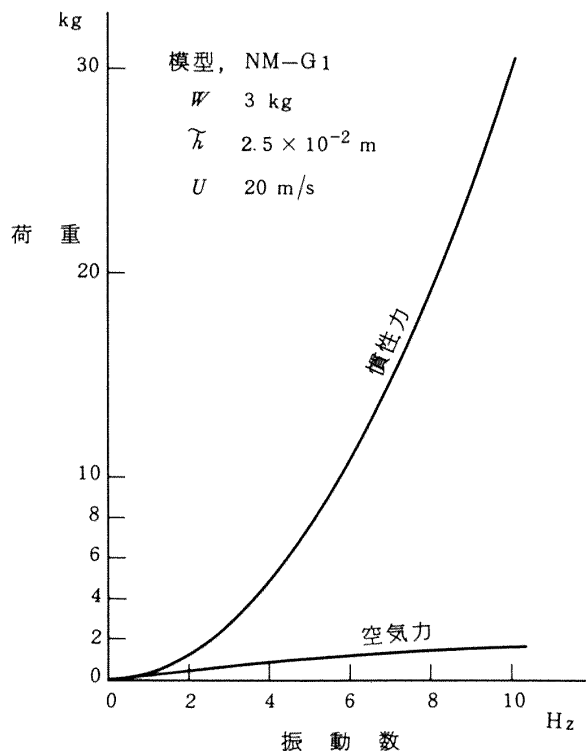


図8 上下動加振に対する重心支持点推定荷重 $\tilde{F}_{CG}(\alpha_h)$, $\tilde{F}_{I-CG}(\alpha_h)$

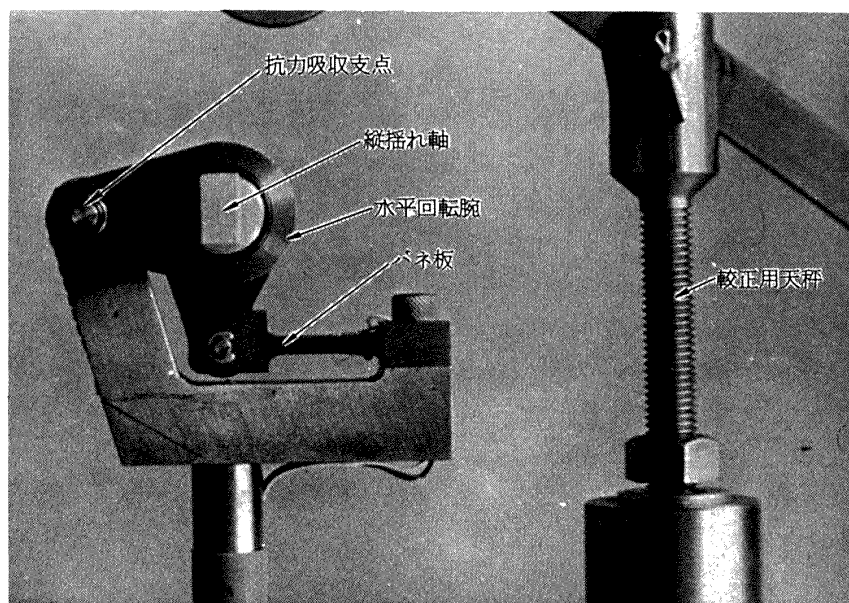


図9 重心位置荷重検出装置

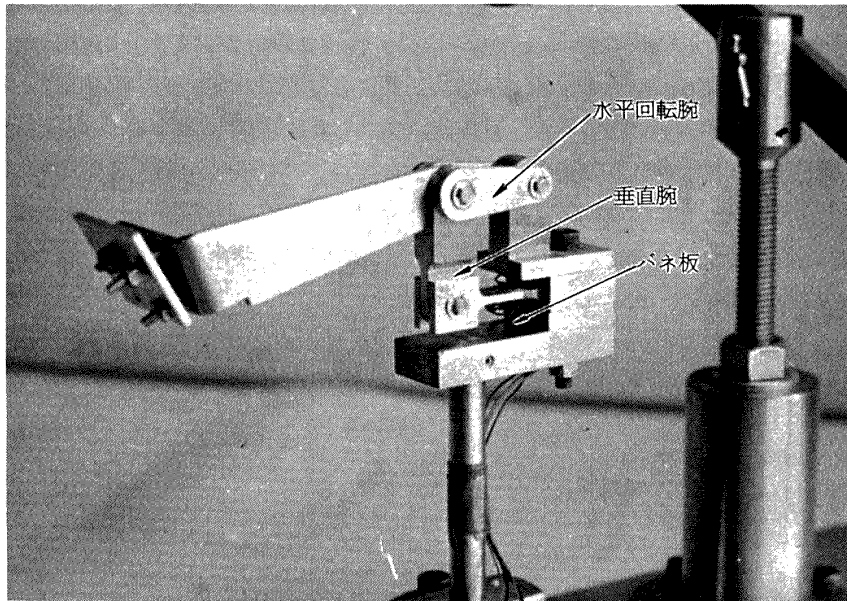


図 10 後部荷重検出装置

荷重検出装置は図 9, 10 に示すもので、両加振装置に共用し、前後の支柱先端に取付けられる。前後の装置共模型の空気抵抗を受持つ支点から水平（流れ方向）に回転腕を出し、この先端で模型を回転自由支持すると共に、この支点重直下方に更に回転腕を設け、この腕でバネ板に対し揚力を伝える。バネ板は重心支持用が厚さ 4 mm, 幅 10 mm, 尾部支持用が厚さ 2 mm, 幅 10 mm で支点を含めて鋼製の削り出し構造である。各支点（回転軸）はボールベアリングを用いている。重心支持用装置は模型主翼が取付けられる縦揺れ軸がベアリング支持され、模型胴体内に全体が内臓される。板バネの寸法は推定荷重に対して適当なストレイン（感度）と模型を装着した場合において実験振動数を大きく上まわる固有振動数を持つように設定した。板バネの上下面に一對の歪ゲージ（東洋ボールドウィン SR-4 型）をシアノアクリレート接着剤で貼付けた。

その他の装置としては模型胴体前部に内臓し、外からオモリ部分を前後に微動させ、重心を厳密に前方支点到一致させるマスバランス等がある。

実験は 1 振動数の測定に対して約 20 周期の加振、計測点数約 200 についてデジタル処理を行なった。約 200 点の計数化データについて、まず平均値を求め、平均値からの値について次式で示す調和解析計算を行なって、荷重振幅 \tilde{F}_{CG} , \tilde{F}_t , と位相 φ_{CG} , φ_t を計算した。

$$\text{データ振幅 } R_f = \sqrt{A_c^2 + A_s^2} \quad (47)$$

$$\text{位相角 } \varphi = \tan^{-1} (A_s / A_c) + \varphi_s \quad (48)$$

$$\text{余弦成分 } A_c = \frac{2}{M} \sum_{P=1}^M f_P \cos \left(\frac{2\pi C_N P}{M} \right) \quad (49)$$

$$\text{正弦成分 } A_s = \frac{2}{M} \sum_{P=1}^M f_P \sin \left(\frac{2\pi C_N P}{M} \right) \quad (50)$$

φ_s ; サンプリングによる補正位相角*

f_P ; P 時点の振幅（平均値よりの）

M; 計算点総数（整数）

C_N ; $= N_s H_z M t_s$ （計算利用サイクル） (51)

t_s ; サンプリング間隔時間（sec）

H_z ; データ振動数

N_s ; スキップ数（整数）**

計算手順は $C_N = 20$, $t_s = 0.01$ にとり、第 1 近似として $M = 200$ を仮定し、データから読みとった実験振動数 H_{zM} により (51) 式から $N_s = 10 / H_{zM}$, N_s に最も近い整数 N_{sT} により第 2 近似の $M = C_N / t_s H_{zM} N_{sT}$ を得る。この値に最も近い整数 M_T と N_{sT} より計算振動数 $H_{zT} = C_N / t_s M_T N_{sT}$ (52) が得られる。（ H_{zT} は整数でないことに注意）

計算は $M = M_T$ と $M = M_T \pm 1$ （従って H_{zT} も 3 点）について行ない、結果のうち最大振幅のものを採用した。この方法の利点は通常のフーリエ解析よりもはるかに短かいデータ長でよい精度が得られる点にある。

* AD 変換の際各データサンプリングは 0.001 sec の間隔（ズレ）を有した。

** 一山についてサンプリングを 10 個程度行ない、その間のデータを飛ばすこと。

4.4 実験結果

表1～表3に上下動と縦揺れの実験計算結果、図11～図15に空力係数別のプロットを示す。実験結果は振動数に対して期待通りの連続した結果を示している。これらの結果から見て現状のシステムで5 Hz, 安定度の良い歪計を用いれば10 Hz までの測定は十分可能と推定される。表4に後で用いるための空力係数の直線または二次曲線近似を示す。

図13, 14の $C_{L\dot{\alpha}_h}$ と $C_{M\dot{\alpha}_h}$ が低周波域で大きく変化をしている。特に $C_{L\dot{\alpha}_h}$ は連続的ではあるが-6から-40まで周波数に逆比例して低周波域で増大している。図中の○と×印は別に行なった二回の実験結果であり、結果そのものからは少なくともこの二点間の不確かさがある。実験当事者としては更に高い精度の計測により実験回数を重ねるべきであると考えている。

当面補足として、結果に対する測定精度上の推定誤差

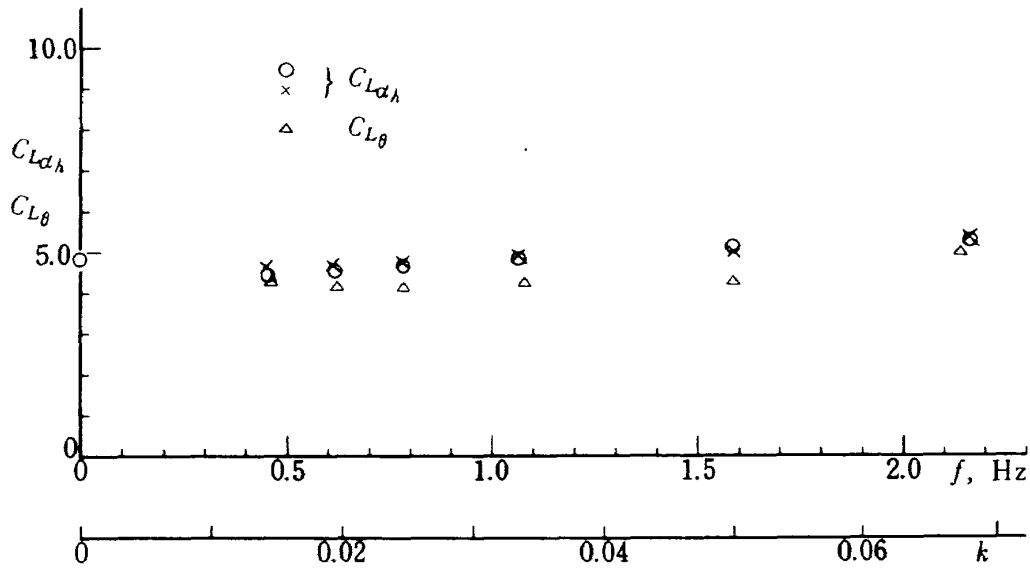


図11 $C_{L\alpha_h}$ および $C_{L\theta}$

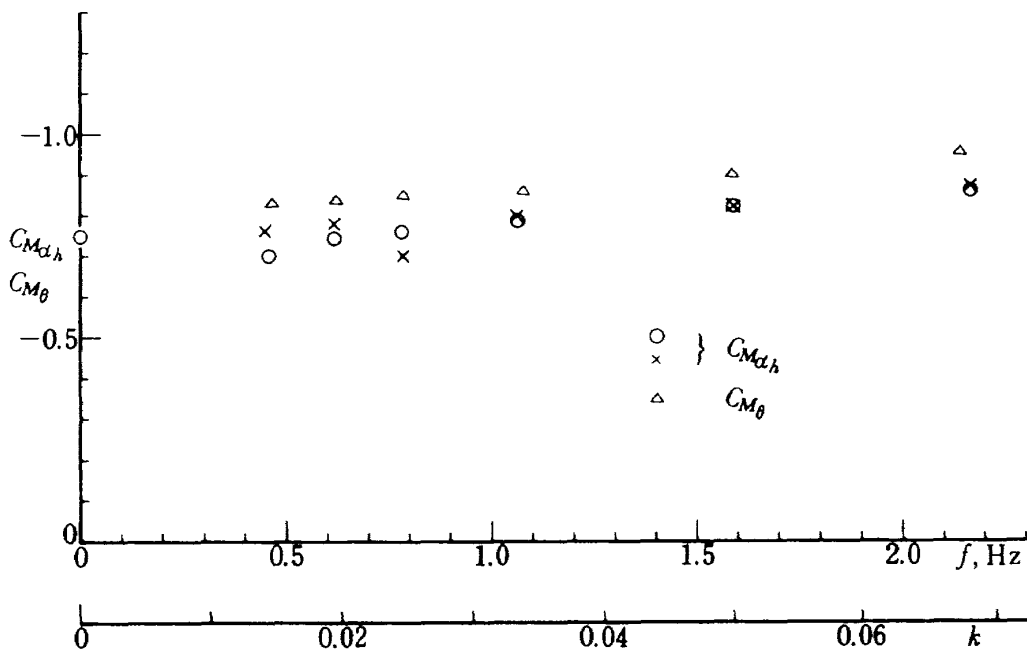


図12 $C_{M\alpha_h}$ および $C_{M\theta}$

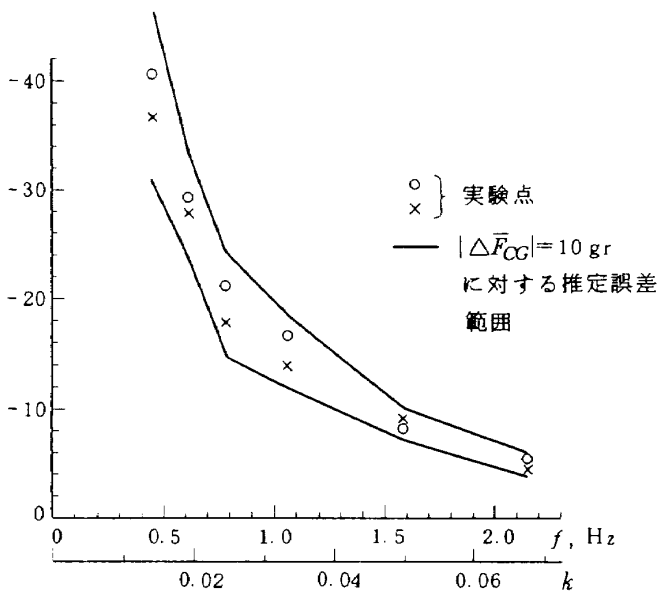


図 13 $C_{L\dot{\alpha}_h}$

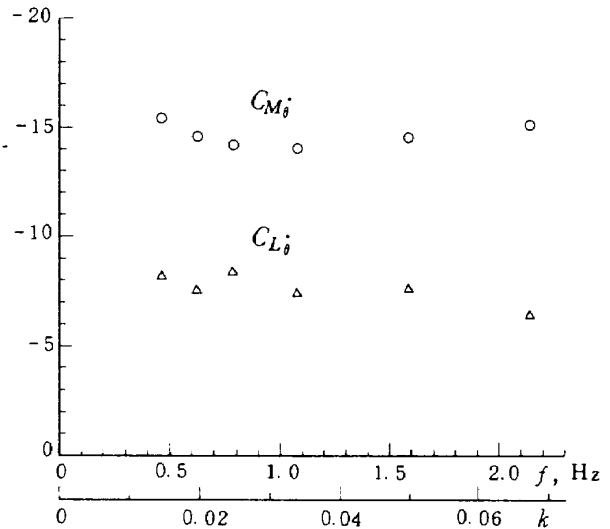


図 15 $C_{L\dot{\theta}}, C_{M\dot{\theta}}$

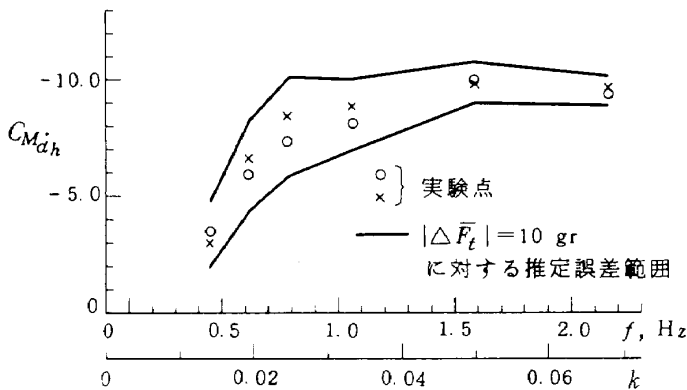


図 14 $C_{M\dot{\alpha}_h}$

表 4 非定常空力係数の近似式

	直線または 2 次曲線近似式
$C_{L\dot{\alpha}_h}$	$0.46186 f + 4.3422$
$C_{M\dot{\alpha}_h}$	$-0.07698 f - 0.69983$
$C_{L\dot{\theta}}$	$-14.9504 f^2 + 56.6383 f - 58.4177$
$C_{M\dot{\theta}}$	$3.9788 f^2 - 13.407 f - 1.0233$
$C_{L\theta}$	$0.52798 f^2 - 0.86588 f + 4.5403$
$C_{M\theta}$	$-0.07595 f - 0.79064$
$C_{L\ddot{\theta}}$	$0.9161 f - 8.5792$
$C_{M\ddot{\theta}}$	$-1.6348 f^2 + 4.2254 f - 16.7128$

範囲を図 13, 14 に重ねて示す。線型的な誤差推定によれば、重量、慣性モーメント、風洞主流速が一応正しく測定されたものとみなすときは、荷重検出器の出力 \bar{F} と位相 ϕ の測定が問題となる。誤差のオーダについては \bar{F} の測定が ϕ の測定よりも重要であり、低周波になるにつれて誤差の効果が増大する。図 13, 14 に誤差 $|\Delta F|$ が 10 gr の場合の係数の変化範囲を折線で実験点両側に示す。

5. 突風応答実験の検討

5.1 検討の目的

まえがきに述べたように、動的突風応答実験について、模型に対して入力となる突風空気を先の実験で求め、今回の非定常空気を（応答運動に対する線型化空気力）と合せて、先に行なった突風応答予備実験結果^{2),3)}の再

検討を行なった。この検討の主眼点は次の三点である。

1) 縦の短周期突風応答解析に対する線型微小擾乱方程式による解析（精度）の検証。

2) 突風応答予備実験における低周波域での解析と実験結果の不一致の原因解明。

3) 突風風洞における動的応答実験からのシステムパラメータ推定の加能性についての検討。

1) に関しては NASA 報告に多く用いられている解析方式（5.2 の C 方式）を実験非定常空気をを用いたシステムによる解析結果と（実験結果を含め）比較して、どのような特徴、差異があるかを認識する。2) に関しては実験結果の上下動が、低周波域で、（文献 2), 3) で行なった）計算ゲインを上まわったこと、縦揺れ実験結果の全域に亘る、いくらかの不一致を問題とした。また 1)~3) を通して、模型拘束装置のマサツ、重心と縦揺れ軸間の

(厳密には存在するであろう)偏芯を無視した点についても問題であり、この点から見た半自由飛行シミュレーションの妥当性を再検討することが含まれる。

以上の点から次節に示すように7組の計算システムを用いて比較を行なった。

5.2 計算システム

計算システムは基本的には三方式であって、1つは実用解析に用いられている方式であり、他の1つは $(\dot{\alpha}_h, \dot{\theta})$ の実験非定常空力係数を用いた方式、その他の5組は (α, q) を用いた通常の飛行安定解析に用いられる方式(飛行力学方式)の係数値を変えたものである。

図16に示した重心まわりの釣合いと座標の関係に従い、マサツカ、偏芯を無視し、縦の釣合い方程式を得る。

$$L \sin(\bar{\alpha} - \bar{\theta}) - D \cos(\bar{\alpha} - \bar{\theta}) + \bar{N} = 0 \quad (53)$$

$$m \ddot{h} = L \cos(\bar{\alpha} - \bar{\theta}) + D \sin(\bar{\alpha} - \bar{\theta}) - W \quad (54)$$

$$I_y \ddot{\theta} = M \quad (55)$$

釣合いからの微小変化を $\alpha(t), \theta(t)$ とし

$$\left. \begin{aligned} \bar{\alpha} &= \alpha_0 + \alpha(t) \\ \bar{\theta} &= \theta_0 + \theta(t) \\ \alpha_0 &= \theta_0 \quad (\because U // x \text{軸}) \end{aligned} \right\} \quad (56)$$

静止状態の平衡条件

$$\left. \begin{aligned} L_0 &= W \\ D_0 &= N_0 \\ \bar{N} &= N_0 + N \end{aligned} \right\} \quad (57)$$

次の二方式の空気力の定義に従って前記基本二方式を得る。

非定常空力係数方式、

$$\left. \begin{aligned} L &= L_0 - L_{\alpha_h} \alpha_h - L_{\dot{\alpha}_h} \dot{\alpha}_h + L_\theta \theta + L_{\dot{\theta}} \dot{\theta} + L_{\alpha_g} \alpha_g + L_{\dot{\alpha}_g} \dot{\alpha}_g \\ D &= D_0 - D_{\alpha_h} \alpha_h - D_{\dot{\alpha}_h} \dot{\alpha}_h + D_\theta \theta + D_{\dot{\theta}} \dot{\theta} + D_{\alpha_g} \alpha_g + D_{\dot{\alpha}_g} \dot{\alpha}_g \\ M &= M_0 - M_{\alpha_h} \alpha_h - M_{\dot{\alpha}_h} \dot{\alpha}_h + M_\theta \theta + M_{\dot{\theta}} \dot{\theta} + M_{\alpha_g} \alpha_g + M_{\dot{\alpha}_g} \dot{\alpha}_g \end{aligned} \right\} \quad (58)$$

但し一記号は h の方向を上向き正としたためである。

実用方式は主翼胴体の迎え角 α_w と尾翼の α_t を用い

$$\left. \begin{aligned} L &= L_0 + L_{\alpha_w} \alpha_w + L_{\alpha_t} \alpha_t \\ D &= D_0 + D_{\alpha_w} \alpha_w + D_{\alpha_t} \alpha_t \\ M &= M_0 + M_{\alpha_w} \alpha_w + M_{\alpha_t} \alpha_t \end{aligned} \right\} \quad (59)$$

と定義する。

飛行力学方式はいわゆる q 徴係数を導入することにより

$$\left. \begin{aligned} L &= L_0 + L_\alpha \alpha + L_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} \\ D &= D_0 + D_\alpha \alpha \\ M &= M_0 + M_\alpha \alpha + M_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_q q \end{aligned} \right\} \quad (60)$$

迎え角 $\alpha (= \alpha_w)$ は上下動成分 α_h 、縦揺れ角成分 θ 突風成分 α_g により次の関係がある。

$$\alpha = \theta - \alpha_h + \alpha_g \quad (61)$$

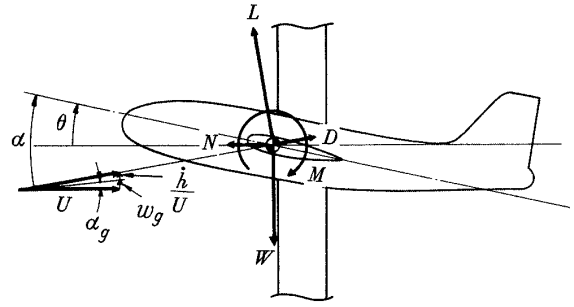


図16 重心まわりの迎え角と釣合い

(59)における α_t を次式で与える。

$$\alpha_t = l D \theta - \alpha_h \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} e^{-lD}\right) + \alpha_g e^{-lD} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) + \theta \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} e^{-lD}\right) \quad (62)$$

ここで e^{-lD} は重心から尾翼までの主流 U の時間遅れを表わし、基準長が $\frac{1}{2}c$ であるシステムにおいては、 l は無次元化された重心と尾翼空力中心の距離 $l_a / \frac{1}{2}c$ 、 D は無次元時間微分記号 $(\frac{1}{2}c/U) d/dt$ 、 $\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$ は尾翼における主翼後流吹下し角の迎え角傾斜である。 e^{-lD} は線型化のため次式で近似する。

$$e^{-lD} \doteq (1 - lD) \quad (63)$$

以上の関係を用い、 $\cos(\alpha - \theta) \doteq 1$ 、 $\sin(\alpha - \theta) \doteq \alpha - \theta$ とし、2次以上の微小項を省くと、次の三方式の無次元化線型基本運動方程式を得る。

<非定常空力係数方式>*

$$\left. \begin{aligned} \{ (2\mu + C_{L_{\dot{\alpha}_h}}) D + (C_{L_{\alpha_h}} + C_{D_0}) \} \alpha_h - (C_{L_{\dot{\theta}}} D + C_{L_\theta}) \theta \\ = \{ C_{L_{\dot{\alpha}_g}} D + (C_{L_{\alpha_g}} + C_{D_0}) \} \alpha_g \\ (C_{M_{\dot{\alpha}_h}} D + C_{M_{\alpha_h}}) \alpha_h + (2\mu K_y^2 D^2 - C_{M_{\dot{\theta}}} D - C_{M_\theta}) \theta \\ = (C_{M_{\dot{\alpha}_g}} D + C_{M_{\alpha_g}}) \alpha_g \end{aligned} \right\} \quad (64)$$

<実用方式>*

$$\left. \begin{aligned} \{ (2\mu + C_{L_{\dot{\alpha}_t}} l \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}) D + C_{L_{\alpha_w}} + C_{L_{\alpha_t}} (1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}) + C_{D_0} \} \alpha_h \\ + \{ C_{L_{\dot{\alpha}_t}} l (1 + \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}) D + C_{L_{\alpha_w}} + C_{L_{\alpha_t}} (1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}) \} \theta \\ = \{ -C_{L_{\dot{\alpha}_t}} l (1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}) D + C_{L_{\alpha_w}} + C_{L_{\alpha_t}} (1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}) + C_{D_0} \} \alpha_g \\ \{ (C_{M_{\dot{\alpha}_t}} l \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}) D + C_{M_{\alpha_w}} + C_{M_{\alpha_t}} (1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}) \} \alpha_h \\ + \{ 2\mu K_y^2 D^2 - C_{M_{\dot{\alpha}_t}} l (1 + \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}) D - C_{M_{\alpha_w}} - C_{M_{\alpha_t}} (1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}) \} \theta \\ = \{ -C_{M_{\dot{\alpha}_t}} l (1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}) D + C_{M_{\alpha_w}} + C_{M_{\alpha_t}} (1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}) \} \alpha_g \end{aligned} \right\} \quad (65)$$

* 区別のために一応このように呼ぶ

表 5 比較計算システム（空力係数）一覧表

記号	方式	$C_{L\alpha}$	$C_{L\dot{\alpha}}$	$C_{M\alpha}$	$C_{M\dot{\alpha}}$	$C_{M\alpha+g}$	$C_{L\alpha g}$	$C_{M\alpha g}$	$C_{L\dot{\alpha} g}$	$C_{M\dot{\alpha} g}$	備考
A 1	飛行力学方式(66)式 TM-240, 261の方式	4.81	0.0	-0.75	-6.0	-14.591	$C_{L\dot{\alpha}}$	$C_{M\dot{\alpha}}$	0.0	$C_{M\dot{\alpha} g}$	
A 2	A1方式の α_g の係数 に一定の突風空力係数	4.81	0.0	-0.75	-6.0	-14.591	3.7372	-0.6195	0.0	15.776	*
A 3	A1方式の全係数に 非定常実験結果使用	$C_{L\alpha h}$	$C_{L\dot{\alpha} h}$	$C_{M\alpha h}$	$C_{M\dot{\alpha} h}$	$C_{M\theta}$	3.7372	-0.6195	-19.781	$C_{M\dot{\alpha} g}$	*
B 1	A1方式で $C_{L\dot{\alpha}}$ に $C_{L\alpha h}$ $C_{L\dot{\alpha}}$ に $C_{L\dot{\alpha} h}$ を使用	$C_{L\alpha h}$	$C_{L\dot{\alpha} h}$	-0.75	-6.0	-14.591	$C_{L\alpha h}$	$C_{M\dot{\alpha}}$	$C_{L\dot{\alpha} h}$	$C_{M\dot{\alpha}}$	
B 2	A3方式で $C_{M\alpha}$, $C_{M\dot{\alpha}}$ $C_{M\alpha+g}$, $C_{M\dot{\alpha} g}$ 一定	$C_{L\alpha h}$	$C_{L\dot{\alpha} h}$	-0.75	-6.0	-14.591	3.7372	-0.6195	-19.781	15.776	*
C	実用方式(65)式 TR-444方式	表 6, $C_{L\alpha w}$, $C_{L\alpha t}$, $C_{L\alpha h}$, $C_{M\alpha w}$, $C_{M\alpha t}$, $\partial \epsilon / \partial \alpha$ のシステム									
E	非定常空力係数 方式(64)式	表 4, $C_{L\alpha h}$, $C_{M\alpha h}$, $C_{L\dot{\alpha} h}$, $C_{M\dot{\alpha} h}$, $C_{L\theta}$, $C_{M\theta}$, $C_{L\theta}$, $C_{M\theta}$, $C_{L\alpha g}$, $C_{M\alpha g}$, $C_{L\dot{\alpha} g}$, $C_{M\dot{\alpha} g}$									

備考 * 印方式は TR-399 の突風応答空力係数(表 7)を用いており $C_{M\dot{\alpha} g}$ が正值であることが特徴

表6 静的空力係数⁵⁾

$C_{L\alpha}$	4.81
$C_{M\alpha}$	-0.75
$C_{L\alpha_w}$	4.23
$C_{L\alpha_t}$	0.794
$C_{M\alpha_t}$	-2.02
$C_{M\alpha_w}$	0.38
$C_{M\delta_e}$	-1.00
C_{D_0}	0.04
$\partial \varepsilon / \partial \alpha$	0.441

表7 突風応答空力係数近似値⁴⁾

$C_{L\dot{\alpha}_g}$	3.7372
$C_{L\ddot{\alpha}_g}$	-19.781
$C_{M\dot{\alpha}_g}$	-0.6195
$C_{M\ddot{\alpha}_g}$	{ 平均 15.776 曲線近似 $1.9939f^2 - 6.1662f + 19.802$

<飛行力学方式>^{*}

$$\begin{aligned} & \{ (2\mu + C_{L\dot{\alpha}}) D + (C_{L\alpha} + C_{D_0}) \} \alpha_h \\ & + (C_{L\dot{\alpha}} D + C_{L\alpha}) \theta = \{ C_{L\dot{\alpha}} D + (C_{L\alpha} + C_{D_0}) \} \alpha_g \\ & (C_{M\dot{\alpha}} D + C_{M\alpha}) \alpha_h \\ & + \{ 2\mu K_y^2 D^2 - (C_{M\dot{\alpha}} + C_{M_g}) D - C_{M\alpha} \} \theta \\ & = (C_{M\dot{\alpha}} D + C_{M\alpha}) \alpha_g \end{aligned} \quad (66)$$

三方式共基準長を $\frac{1}{2} \bar{c}$ とするシステムでは
 $D = \left(\frac{1}{2} \frac{\bar{c}}{U} \right) \frac{d}{dt}$, $\mu = \frac{m}{\rho S \frac{\bar{c}}{2}}$, $I = m \left(\frac{\bar{c}}{2} \right)^2 K_y^2$

$$C_{L\dot{\alpha}} = \frac{L_{\dot{\alpha}}}{\frac{1}{2} \rho U^2 S} \frac{2U}{\bar{c}}, \quad C_{M\dot{\alpha}} = \frac{M_{\dot{\alpha}}}{\frac{1}{2} \rho U^2 S \bar{c}} \frac{2U}{\bar{c}},$$

$$C_{M_g} = \frac{M_g}{\frac{1}{2} \rho U^2 S \bar{c}} \frac{2U}{\bar{c}}$$

等である。また (66) における $(C_{M\dot{\alpha}} + C_{M_g})$ は (46) 式 $C_{M\dot{\theta}}$ に等しい。

表5に7組の比較計算システムの一覧表を示す。記号Eは非定常空力係数方式(64)式で、空力係数はすべて実

表8 NM-G1 諸元

全長	1.025	m
全幅	1.430	m
主翼面積	S	0.282 m ²
平均空力翼弦	\bar{c}	0.2 m
アスペクト比	7.25	
主翼々型	NACA 0016	
最大揚力係数 ($R_e = 0.25 \times 10^6$)	0.916	
無次元尾翼アーム l	2.545	

第1次予備実験, 第2次予備実験		
全備重量	3.293, 3.498	kg
慣性モーメント	$1.44 \times 10^{-2}, 1.83 \times 10^{-2}$	kgm ²

験値を忠実に用いる。A1~B2までの5組は飛行力学方式(66)式のヴァリエーションで形の上ではE方式と同じであるため空力係数はE方式に対応するものをそれぞれ与えている。記号Cのシステムは実用方式(65)式で表6にCシステムに用いた模型の空力係数ならびに $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$, 表7に直線または2次曲線近似した突風応答空力係数を示す。表8に突風応答予備実験(第1次, 第2次)における諸元, 時間遅れ項 l 等を示す。

A1システムは文献2), 3)の方式で $C_{L\alpha}$, $C_{M\alpha}$ は三分力静的試験結果を用い, $C_{L\alpha_g} = C_{L\alpha}$, $C_{M\alpha_g} = C_{M\alpha}$ とおき, $C_{L\dot{\alpha}} = C_{L\alpha} = 0$ としたものである。

A2システムはA1システムのうち α_g の係数を一定値に置きかえたものである。

A3システムはEシステムのうち $C_{L\dot{\theta}}$, $C_{M\dot{\theta}}$ を $C_{L\dot{\alpha}_h}$, $C_{M\dot{\alpha}_h}$ に, $C_{L\dot{\theta}}$ を $C_{L\dot{\alpha}}$ に置きかえたものである。

B1システムは $C_{L\alpha}$, $C_{L\dot{\alpha}}$; $C_{L\alpha_g}$, $C_{L\dot{\alpha}_g}$ 共に $C_{L\dot{\alpha}_h}$, $C_{L\dot{\alpha}_h}$ を用いている。

B2システムはA3システムのうち $C_{M\alpha}$, $C_{M\dot{\alpha}}$, $C_{M\dot{\alpha}}$ + C_{M_g} , $C_{M\dot{\alpha}_g}$ について一定値を用いたものである。

E, A2, A3, B2システムにおいては $C_{M\dot{\alpha}_g}$ の実験結果を用いているが, この値はA1, B1システムが -6.0^{**} を用いているのに対して正の係数を用いている点に大きな特徴がある。

5.3 実験結果との比較

計算は第1次, 第2次突風応答予備実験の状態に対応し, 突風入力幅 $\tilde{\alpha}_g$ に対する応答ゲインとして示す。

* 区別のために一応このように呼ぶ。

** 註, この値は一定値と置いた $C_{M\dot{\alpha}}$ で初期のQ, A機実験による推定値

図17～図22に結果を示す。連続線は計算結果、○印および図21中の破線は実験結果である。

図17は第1次実験の上下動で縦軸は $b = \bar{c}/2$ として $(\tilde{h}/b)/\tilde{\alpha}_g = \tilde{\alpha}_h/(\frac{\omega b}{U})/\tilde{\alpha}_g$ 横軸は振動数で両軸共に対数目盛で示す。

図18は第1次実験の縦揺れ角で、縦軸は $\tilde{\theta}/\tilde{\alpha}_g$ を示す。実験値が含まれないが、角度検出装置の不備のため測定に失敗したものである。縦揺れ角度は上下動に比較して、ゲインが二桁程度低く、当初の歯車装置では0.1度の精度が得られなかった。第2次実験においてはバックラッシュ無し歯車装置に改良したが依然として効果はなく、

角速度計に頼る結果となった。しかし、あえて図18を示したのは図21と対比して計算システム間の比較を示すためである。

図19以下は第2次実験に対応するもので図19は上下動、図20は上下加速度で縦軸は $(\frac{b}{U})^2 (\frac{\tilde{h}}{b})/\tilde{\alpha}_g = (\frac{\omega b}{U})\tilde{\alpha}_h/\tilde{\alpha}_g$ である。

図21は縦揺れ角度振幅ゲイン $\tilde{\theta}/\tilde{\alpha}_g$ で図中の破線はランダム加振実験結果である。

図22は縦揺れ角速度ゲイン $(\frac{b}{U})\tilde{\theta}/\tilde{\alpha}_g$ である。

これらの図から明らかなのは、まず計算結果において、突風応答空気力の実験値を用いた、E, A2, A3, B2

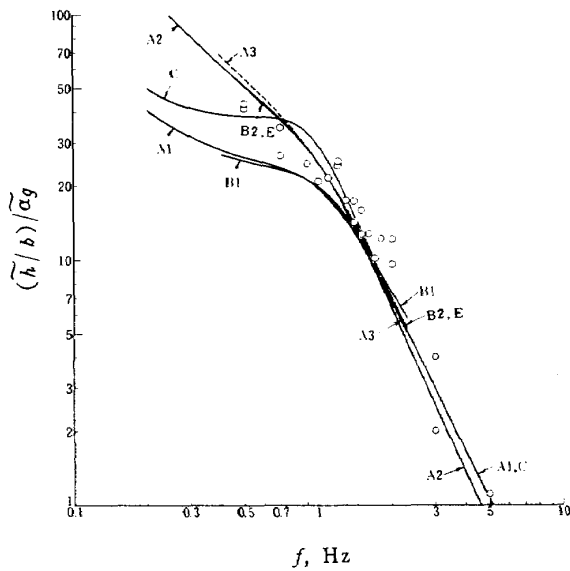


図17 比較計算結果(第1次予備実験上下動幅)

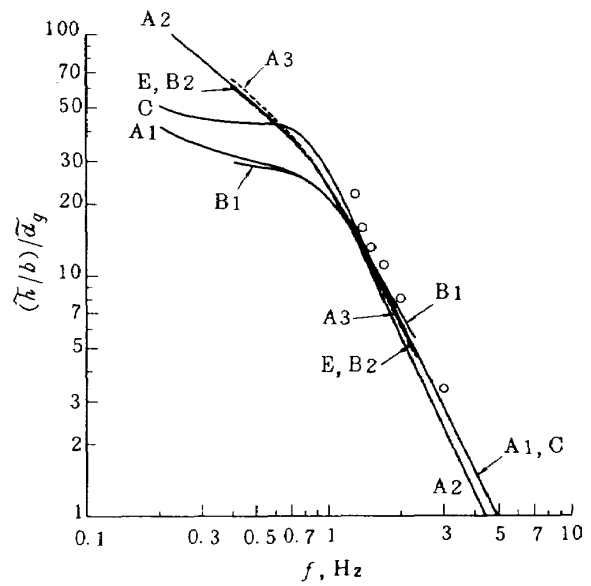


図19 比較計算結果(第2次予備実験上下動幅)

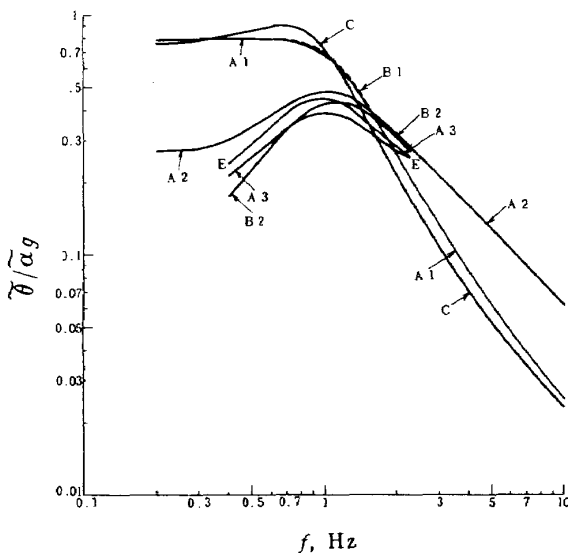


図18 比較計算結果(第1次予備実験縦揺れ角)

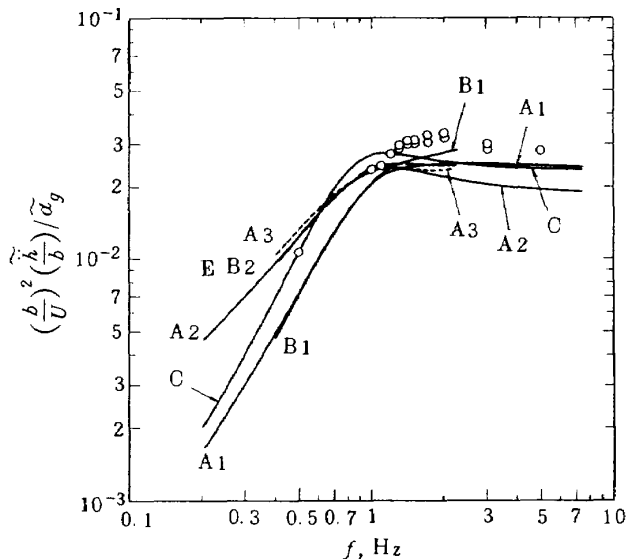


図20 比較計算結果(第2次予備実験上下加速度)

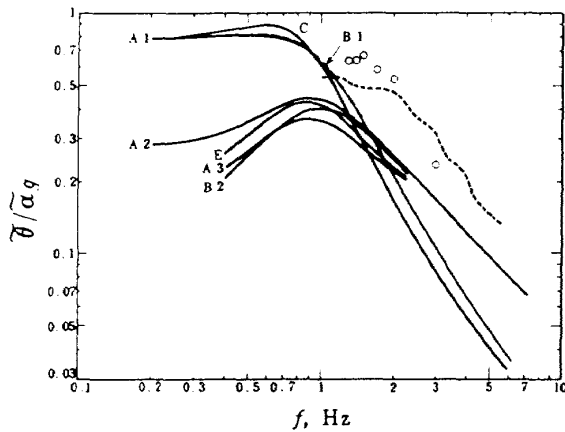


図21 比較計算結果(第2次予備実験縦揺れ角)

のグループが各図において一群の傾向を示していることである。これらは振動数範囲が限られているが(0.2~2.2 Hz), 上下動ではA1, B1に比して1.5 Hz以下でゲインが大きく上まわっている。また縦揺れにおいては逆に1.5 Hzを交叉点として以下で下まわり, 以上では上まわっている。これは明らかに $C_{M\dot{\alpha}_g}$ の正の符号に起因するものと考えられる。

実用方式C曲線は上下動では丁度両者の中間に, 縦揺れではA1, B1に近いものとなっている。

実験結果は上下動は計算曲線とよく一致しているが縦揺れに関してはゲイン, ピーク共にやや喰違っている。上下動実験結果は文献2), 3)において, ほぼA1に等しいシステムで比較したため, 低振動数領域で計算曲線を上まわっていたことが疑問視されたが, E, A2, A3, B2の実験空気力に忠実なシステムはこの実験結果と一致すると見てよい。また縦揺れ系統についても, もしゲインにおいて較正その他の誤差があると見るならば(文献3)参照), 全体的に見て, やはりE, A2, A3, B2グループに近いことが感じられる。我々実験当事者としては, この結果を見た後, 角速度センサのゲイン較正, 第2次実験における縦揺れモーメントの測定に誤差があったものと推定している。

全体的に見て, 拘束装置, 縦揺れ軸, 出力検出歯車装置のマサツ, 縦揺れ軸芯と重心の偏芯を無視した計算に対して, 予期以上に合致している。この事は短周期縦の突風応答に対し線型微小擾乱方程式, とりわけ実用方式による解析の妥当性を示している。また我々の実験システム, とりわけ拘束装置の成功を示すものである。

実験非定常空気力を用いたシステムによる低周波域での応答実験との近似は非定常空気力測定結果, 特に突風応答空気力の測定結果の妥当性を示すものとする。

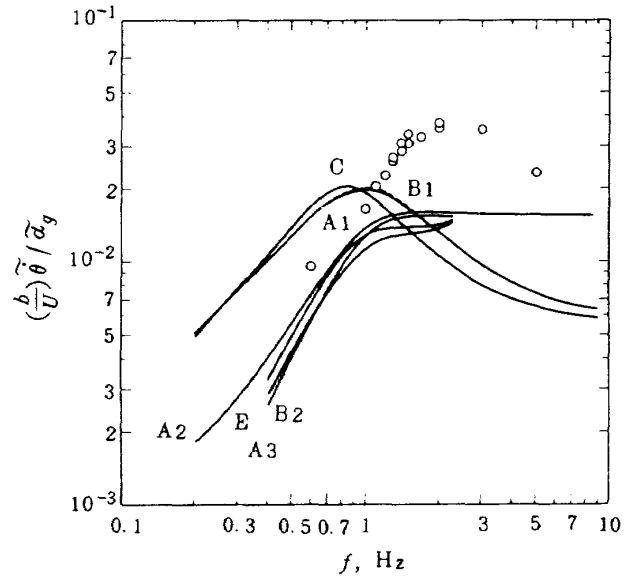


図22 比較計算結果(第2次予備実験縦揺れ角速度)

5.1, (3)の目的については, 例えばシステムA1とB1, A2とA3が実験のバラツキの幅以下に重複している点から, $C_{L\dot{\alpha}}$, $C_{M\dot{\alpha}}$ の効果は小さく, 文献3)の結果とも併せて, 非常に困難であることが再確認された。更に系統化された厳密な計測による検討が必要である。

6. 一連の実験の総括

2章で述べた同じ模型(NM-G1)による一連の実験と解析, 今回の総合検討を通して, その成果と問題点を以下にまとめる。

1) 第1次, 第2次突風応答予備実験^{2), 3)}(昭47~49)

イ) 超軽量動的力学相似模型システムの成功

動的模型, 拘束装置, テレメータ計測装置, 無線操縦による風洞内半自由飛行を行ない, 突風応答の一種のシミュレーションに成功した。計測機器を内蔵し, 操舵面を遠隔操作出来る風洞模型は風洞実験の合理化に役立つものとする。

ロ) 突風応答計測における周波数別実験とランダム実験結果の一致

結果としては当然であるが, ランダム統計処理技術を用いてデータ処理を行ない, データ処理上の問題点を解決することが出来た。

ハ) 突風発生装置付測定部内気流特性の計測

突風応答実験の前提として行なったが, この結果(文献3), 4)に示す)は今後, 同測定部での実験その他に役立つことを期待する。

2) 突風応答空気力測定実験⁴⁾(昭49~50)

ニ) デジタルプロセス計測統計処理による精度向上

実験は突風応答荷重と熱線風速計出力のフィルタ、A/D変換、統計処理の成功に負う所が大きい。デジタル処理は突風風洞データ処理計算システムにより、4.3に示した調和解析プログラムを用いて成功した。

ホ) 三次元翼の突風応答非定常空気力の理論計算

模型の三次元テーパー主翼について Reissner の方法を突風に適用して計算を行ない、実験値と比較した。この計算により全機または胴翼干渉計算についての見通しを得た。

へ) 突風に対する尾翼荷重の特異性

水平尾翼位置での突風荷重スペクトルの約 3Hz 位置において大きなピークが現れた(文献4)図12参照)これは主翼なしの場合にも現れ、胴翼干渉か風洞干渉の結果と見られるが、今後の説明を必要と考える問題点の一つである。

ト) 突風応答空気力の大きな位相遅れ

主翼、尾翼共に Reissner の方法による計算値と比較して、かなり大きな位相遅れがあることが判ったが、特に尾翼荷重は大きく、 $C_{M\dot{\alpha}}$ は正の値となる。これによる効果は 5.3 の結果からも裏付けされたが、突風入力の特徴とも伝える貴重な発見と考える。今後多くのデータの集積またはレイノルズ数の影響等を調べる必要のある問題点である。

3) 強制振動法による非定常空気力測定(本報告)

チ) 超軽量模型とデジタルプロセスに基く、強制振動による全機模型の非定常空気力の測定の成功。

4) 総合検討(本報告)

リ) 実用解析システムを含む微小擾乱線型近似解析システムの検証

検証の結果、実用解析システムの妥当性、飛行力学方式と実験結果の低周波域での不一致の原因等が明らかになった。また縦揺れ振幅はかなり小さいが、解析と実験結果に多少の不一致があり、この点が残された問題点の一つである。

5) その他

ヌ) 突風軽減装置付模型の検討⁴⁾と製作

NM-G1の実験結果を用い、最適制御理論の適用法を示すと共に、低周波領域における制御装置と関連した突風応答の実験を目的として開発している。

7. 結 び

以上、強制振動法による非定常空気力係数の測定結果を示し、その結果と以前の同じ模型による一連の実験結果を総合して、縦の短周期応答に対する突風風洞を用いた突風風洞予備実験結果について7組の計算システムによる総合的検討を行ない、その結果と共に一連の動的模型実験の成果と問題点を総括して示した。

我々はこれにより、幾つかの問題を残しながらも、昭和46年に計画した、突風風洞を用いた動的突風応答実験の第1段階を予定通り終了することが出来た。

終りに本実験の風洞運転、計測についての広末リーダー他第5研究グループの担当協力、模型製作についての故田村前課長他工作課の協力、その他内外の多くの方々への御指導、御協力に対し、担当者として深く感謝いたします。

参 考 文 献

- 1) 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.
- 2) 松下洸, 西村博史；突風風洞での突風応答予備実験、航技研資料TM-240, 1973.
- 3) 松下洸, 西村博史；突風風洞での突風応答予備実験(その2), 航技研資料TM-261, 1974.
- 4) 西村博史、他；突風風洞での全機模型の突風応答空気力の計測と解析、航技研報告TR-399, 1975.
- 5) 西村博史、他；突風軽減装置付き動的模型の検討、航技研報告TR-444, 1976.
- 6) 荒木浩, 別府護郎；輸送機の突風応答に関する一実験、日本航空学会誌, 第8巻, 第77号, p.p 148~151, 1960.

航空宇宙技術研究所報告499号

昭和52年4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 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山1-4-7(羽田ビル)
