

UDC 533.69.01/04:539.371:
629.735.018.74

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

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

河崎俊夫・河本 巖・戸田 勸

1970年12月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-160	極超音速風洞計測装置について	1969年7月	長州秀夫, 吉沢 昭 松崎貴至
TM-161	燃料蒸発管に関する研究 (II) —加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集—	1969年8月	鈴木邦男, 田丸 卓 乙幡安雄
TM-162	境界層内圧力変動および板の振動変位の測定 (I)	1969年9月	藤森義典, 山崎 浩
TM-163	ある双発プロペラ STOL 機の動安定風洞試験	1969年9月	別府護郎, 鈴木友昭
TM-164	ブレードのフラッピング運動をバネで拘束したロータのピッチダンピングについて	1969年10月	別府護郎, 岡 遠一
TM-165	フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月	古田敏康, 野口義男
TM-166	ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域のガス組成と燃焼状態	1969年11月	大塚貞吉, 斎藤 隆 堀内正司, 本間幸吉 宮坂 彰
TM-167	YS-11 A-300 型輸送機の胴体疲労試験 —中部胴体前方大型貨物口部および後方乗降口部付近—	1970年1月	竹内和之, 川島矩郎 熊倉郁夫, 松岡陽一
TM-168	ダンピングメータの試作	1970年2月	柳沢三憲
TM-169	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定 (I) —冷却フィルムプローブによる方法—	1970年2月	相波哲朗
TM-170	JR-エンジン燃焼器に起きた振動燃焼	1970年2月	鈴木邦男, 石井浅五郎 山中国雍
TM-171	缶形燃焼器 (低圧, 低温系) 試験設備による航空計器の水結 (着氷) 試験	1970年3月	鈴木邦男, 相波哲朗 本間幸吉, 服部宣夫
TM-172	自動追尾型風向風速測定器	1970年3月	川幡長勝, 中谷輝臣
TM-173	FA200 改機の動安定微係数	1970年3月	遠藤 浩, 林 良生 海老沼幸成, 中谷輝臣
TM-174	遷音速風洞動安定測定装置の構造と作動	1970年4月	小橋安次郎, 河野長正 西 武徳, 宮沢政文
TM-175	NAL-16・31 D 型ロケットの研究試作	1970年5月	宇宙研究グループ
TM-176	非対称自由流線の一計算法	1970年5月	高橋 侑
TM-177	小型固体ロケットモータの振動燃焼実験 —パルス法による中周波振動燃焼の研究—	1970年5月	五代富文, 伊藤克弥 西村久男, 湯沢克宜 柴藤羊二
TM-178	大型低速風洞動安定微係数測定装置	1970年5月	広岡貫一, 遠藤 浩 戸田亘洋, 岡部祐二郎
TM-179	風洞天秤の試作	1970年5月	金成正好, 北出大三
TM-180	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定 (II) —レーザのドップラ効果を利用する方法—	1970年5月	相波哲朗
TM-181	航空機の乗り心地について	1970年6月	幸尾治朗
TM-182	排気系障害板の模型実験	1970年9月	田辺義一
TM-183	ロケット模型の大型低速風洞試験	1970年9月	近藤洋史, 高橋 宏 桑野尚明
TM-184	金属線へ衝突する液滴の現象	1970年9月	田丸 卓, 乙幡安雄
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

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*

河崎 俊夫** 河本 巖*** 戸田 勸****

On the Effect of Elastic Deformation of Wing and Fuselage on the Aerodynamic Derivatives of the Free Flight Model FFM-10

By Toshio KAWASAKI, Iwao KAWAMOTO and Susumu TODA

Free flight model FFM-10 equipped with NAL-7 rocket motor has been developed for the purpose of investigating the aerodynamic characteristics of a supersonic aircraft at subsonic and supersonic speeds.

In order to attain supersonic speed by use of a relatively small thrust motor, particular attentions was paid to the reduction of weight.

To reduce the weight of FFM-10, it is most effective to reduce the thickness of the wing and the fuselage.

As the result, lift distributions on the wing and the fuselage cause the deflections of the wing and fuselage, which bring about reduction of the lift distributions on them. In other words, the aerodynamic derivatives for a flexible FFM-10 become smaller than those for the solid case.

The present paper treats the theoretical estimation of the reductions in aerodynamic derivatives such as $C_{L\alpha}$, $C_{m\alpha}$, C_{Lq} and C_{mq} for a flexible FFM-10, and the wind tunnel data for FFM-10 are revised by taking these reductions into account.

1. 緒 言

超音速機形態を有し NAL-7 ロケットモータを推進装置とした自由飛行模型 FFM-10 (図 1) の設計において、一定推力でより高速度を実現させるために

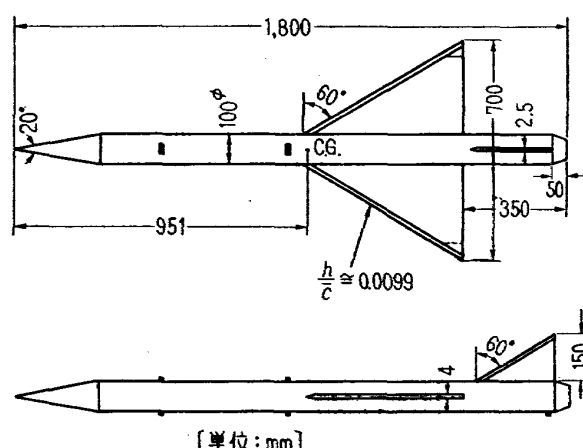


図 1 FFM-10 の形状

は、つとめて機体の軽量化を計らねばならない。図 1 に示したような FFM-10 形状に対しては、その重量軽減を計るためには、搭載機器を別にすれば、第 1 に主翼を薄くし、次に胴体肉厚を薄くすることがもっとも有効であり、種々の強度上の検討がなされた上、主翼厚 4 mm, 胴体肉厚 2 mm と決定された。

飛しょう試験に先だち、実機に対する安定微係数を知る目的で風洞試験が行なわれた¹⁾。しかしこれら風洞試験結果は直接実機に対する値として採用するわけにはゆかない。すなわち上に述べたように FFM-10 実機は比較的薄肉構造で、空気力の作用により相当量の静的弾性変形が生じ、その結果空気力分布が異なってきた、空力微係数も機体に弾性変形がない場合と比べ幾分異なってくる。また静的弾性変形は FFM-10 風洞試験模型自身に対しても生じているものと思われ、それら風洞試験結果も剛体模型に対するものとは若干変化していると思われる。

本資料はこれら静的弾性変形の空力微係数への影響を明らかにし、風洞試験結果を実機に対する値に修正する方法およびその結果について述べたものである。

* 昭和45年10月12日受付

** 宇宙研究グループ

*** 空気力学第2部

**** 機体第2部

2. 記 号

- CG: 重心
 C: 翼弦長 [mm] または空力微係数 [/]
 \bar{c} : 平均空力翼弦長 [mm]
 C_L : 揚力係数, $Lift/\frac{1}{2}\rho U^2 S$
 C_m : 縦揺モーメント係数, Pitching Moment/ $\frac{1}{2}\rho U^2 S \bar{c}$
 D : $Eh^3/12(1-\nu^2)$ [kg·m]
 E : 縦弾性係数 [kg/mm²]
 h : 主翼厚さ [mm]
 L : 機体全長 [mm], 格子座標 (図2), 揚力
 M : 飛行マッハ数 [/]
 N : 格子座標 (図2)
 q : 縦揺れ角速度 [rad/sec]
 S : 基準面積 (全翼面積) [mm²]
 s : 半スパン [mm]
 s_0 : 主翼露出部半スパン [mm]
 U : 飛行速度 [m/sec]
 W : 作用荷重 [kg]
 w : たわみ量 [mm]
 x : 頭部先端より軸方向に測った距離, または座標
 y : スパン方向座標
 z : xy に垂直方向 (上向き正) 座標
 α : 迎角 [deg]
 β : $\sqrt{M^2-1}$
 ΔC_p : 上下面圧力差 [/]
 ϵ : 空力微係数の減り [/]
 ξ, η : x, y 方向積分変数
 ν : ポアッソン比
 ρ : 空気密度 [kg·s²/m⁴]

添 字

- C: 反り
 CG: 重心
 def: 弾性変形
 exp: 実験値
 FFM: 自由飛行模型
 f : 胴体
 flex: 弾性体模型
 $l.e$: 翼前縁
 r : 主翼付根
 solid: 剛体模型
 th: 理論値
 WTM: 風洞試験模型

w : 主翼

空力微係数の定義

$$C_{L\alpha}: \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \quad [1/\text{deg}]$$

$$C_{m\alpha}: \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \quad [1/\text{deg}]$$

$$C_{Lq}: \frac{\partial C_L}{\partial \left(\frac{q\bar{c}}{2U}\right)} \quad [/]$$

$$C_{mq}: \frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{q\bar{c}}{2U}\right)} \quad [/]$$

なお風洞試験結果のうち動的微係数は機体軸まわりに整理されているが, それらの定義も上に述べた安定軸まわりのものと同じである。

3. 計算手順

与えられた荷重に対する圧力分布を計算する場合, まず, その荷重に対する迎角または仮想的な反りを計算する必要がある。ここで前者に対しては α 微係数 ($C_{L\alpha}, C_{m\alpha}$) が対応し, 後者には q 微係数 (C_{Lq}, C_{mq}) が対応する。

3.1 迎角のある場合

先に行なわれた FFM-10 の予備的風洞試験¹⁾(模型は剛体と考えられる。) 結果の $(C_{L\alpha})_{\text{exp}}$ を用いて与荷重に相当する機体の傾斜すなわち迎角は次式で計算される。

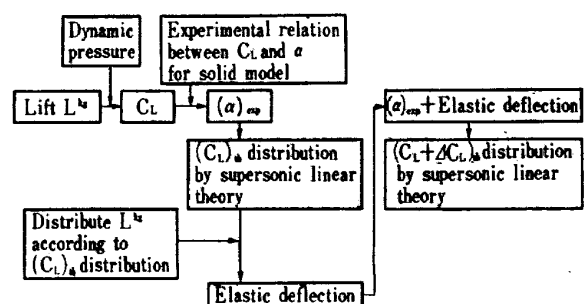
$$\begin{aligned} \frac{dZ_c}{dx} &= -\alpha \\ &= -\frac{L/\frac{1}{2}\rho U^2 S}{(C_{L\alpha})_{\text{exp}}} \end{aligned} \quad (3.1)$$

以下表1に示す手順で計算を行なう。

すなわち,

(1) 式(3.1)で与えられた迎角を有する場合の機体の局所的な揚力分布を計算し, 与荷重 L をこれに応じて分布させる。また空力係数 (たとえば $(C_L)_{\text{th}}$)

表1 計算手順



を計算する。

(2) (1) の揚力分布にもとづく機体の弾性変形を計算する。

(3) 機体に静的弾性変形を生じている状態, すなわち $(\alpha)_{\text{exp}}$ + 弾性変形 なる局所的傾斜を有する機体に対して理論的な揚力分布を計算する。また空力係数 (たとえば $(C_L + \Delta C_L)_{\text{th}}$) を計算する。

しかしながら, ここで $(\alpha)_{\text{exp}}$ + elastic deflection に対する実験的揚力が未知であり, それを仮定しなければこれ以上計算を進めることが出来ない。そこで次式を仮定する。

$$\frac{(C_L)_{\text{exp}}}{(C_L)_{\text{th}}} = \frac{(C_L + \Delta C_L)_{\text{exp}}}{(C_L + \Delta C_L)_{\text{th}}} \quad (3.2)$$

すなわち

$$\frac{(\Delta C_L)_{\text{exp}}}{(C_L)_{\text{exp}}} = \frac{(\Delta C_L)_{\text{th}}}{(C_L)_{\text{th}}} \quad (3.3)$$

そこで

$$\begin{aligned} (C_L)_{\text{flex}} &= (C_L)_{\text{solid}} + (\Delta C_L)_{\text{def}} \\ &= (C_L)_{\text{solid}} + \left(\frac{\Delta C_L}{C_L} \right)_{\text{exp}} (C_L)_{\text{flex}} \end{aligned} \quad (3.4)$$

において $\Delta C_L / C_L$ に式 (3.3) を代入して, 弾性体模型と剛体模型との空力係数したがって空力微係数の比が求まる。

$$\frac{(C_L)_{\text{flex}}}{(C_L)_{\text{solid}}} = \frac{1}{1 - \left(\frac{C_L}{\Delta C_L} \right)_{\text{th}}} \quad (3.5)$$

ここでは C_L を代表例に選んだが C_m に対しても全く同様な議論がなりたつ。

3.2 反りのある場合

縦ゆれ q のある場合物体の局所的な傾斜と気流方向との間には次の関係式がなりたつ。

$$\frac{dZ_0}{dx} = -\frac{q}{U} \cdot (x - x_{0g}) \quad (3.6)$$

一方与荷重 L に対応する縦揺れ角速度は

$$\frac{q\bar{c}}{2U} = \frac{L/\frac{1}{2}\rho U^2 S}{C_{Lq}} \quad (3.7)$$

ここで C_{Lq} が知れると q が求まる。式 (3.7) を式 (3.6) に代入して

$$\frac{dZ_0}{dx} = -\frac{L/\frac{1}{2}\rho U^2 S}{C_{Lq}} \cdot \frac{2(x - x_{0g})}{\bar{c}} \quad (3.8)$$

ここで式 (3.8) は機体に反りを与えていることを示しおり, 次の手順で前項 3.1 と同様に計算できる。

(1) 式 (3.8) で示された反りを有する剛体模型の

揚力分布および空力係数 (C_L, C_m) を計算する。

(2) (1) で求めた揚力分布によって与荷重を分布させ翼および胴体のたわみ量を計算する。

(3) 翼および胴体の変形した状態, すなわち式 (3.8) にたわみによる局所的な傾斜の増加分を考慮に入れて翼および胴体上の揚力分布と空力係数 ($C_L + \Delta C_L, C_m + \Delta C_m$) を計算する。

以下の手順は 3.1 項で述べたと同様であり, これら空気力の減りの影響は C_{Lq}, C_{mq} に対するものとなる。

4. 揚力分布の計算

任意の迎角および反りのある機体に対する揚力分布の計算にあたっては著者の 1 人が HITAC 5020 F 用に作成した, 任意の平面形で任意の反りをもつ飛しょう体に対して適用出来る計算プログラムがあり, ここではそれを利用することにする。便利のため本プログラムを H2 プログラムと呼ぶことにする。

ここに H2 プログラム内容の概略を記しておく。計算の基礎は超音速線型理論にあり, 手法は Middleton and Carlson^{2,3)} の方法を改良したものである。

揚力分布 ΔC_p を与えて反りを求めるのはよく知られているように次式で与えられる。

$$\begin{aligned} \frac{\partial Z_0}{\partial x} &= -\frac{\beta}{4} \Delta C_p(x, y) \\ &+ \frac{1}{4\pi} \int_{\tau} d\xi \int_{\tau} \frac{(x-\xi) \Delta C_p(\xi, \eta) d\eta}{(y-\eta)^2 \sqrt{(x-\xi)^2 - \beta^2(y-\eta)^2}} \end{aligned} \quad (4.1)$$

ここで積分 τ は Mach forecone 内の平面について行なう。いまこれを次のように書き改める。

$$\begin{aligned} \Delta C_p(x, y) &= -\frac{4}{\beta} \cdot \frac{\partial Z_0}{\partial x} \\ &+ \frac{1}{\pi} \int_{\tau} d\xi \int_{\tau} \frac{(x-\xi) \Delta C_p(\xi, \eta) d\eta}{\beta^2(y-\eta)^2 \sqrt{(x-\xi)^2 - \beta^2(y-\eta)^2}} \end{aligned} \quad (4.2)$$

式 (4.2) の積分にあたっては飛しょう体の平面形を正方形の升目に分けて (図 2), この中では $\Delta C_p(\xi, \eta)$ を一定と考えて升目内の積分を実行する。その結果は次のようにかける。

$$\begin{aligned} \Delta C_p(L^*, N^*) &= -\frac{4}{\beta} \cdot \frac{\partial Z_0}{\partial x} \\ &+ \frac{1}{\pi} \sum_{N_{\min}}^{N_{\max}} \sum_{L=0}^{L^* - |N^* - N|} \bar{R}(L^* - L, N^* - N) \cdot \\ &\quad A(L, N) \times \Delta \bar{C}_p(L, N) \end{aligned} \quad (4.3)$$

ここで

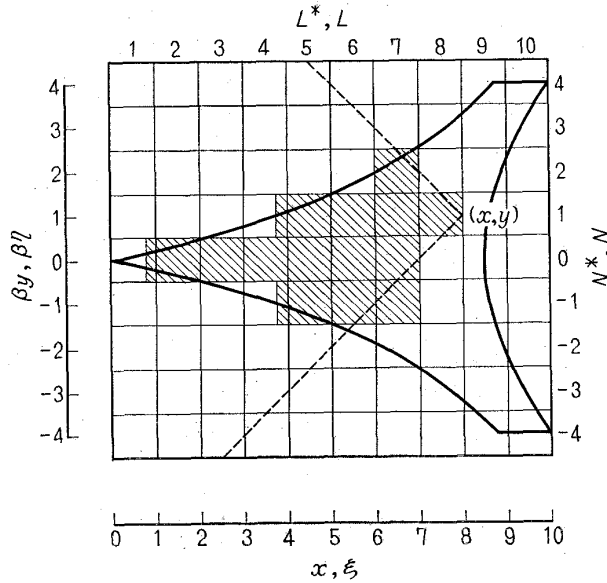


図2 計算に用いた格子座標系

$$\begin{aligned} \bar{R}(L^*-L, N^*-N) \\ = \frac{\sqrt{(L^*-L+0.5)^2 - (N^*-N-0.5)^2}}{(L^*-L+0.5)(N^*-N-0.5)} \\ - \frac{\sqrt{(L^*-L+0.5)^2 - (N^*-N+0.5)^2}}{(L^*-L+0.5)(N^*-N+0.5)} \end{aligned} \quad (4.4)$$

かくして得られた $\Delta C_p(L^*, N^*)$ は升目の下流側の中央での値であり升目中心の値 $\Delta \bar{C}_p$ は次の式で表わせる。

$$\begin{aligned} \Delta \bar{C}_p(L^*, N^*) = \frac{2}{3} \Delta C_p(L^*, N^*) \\ + \frac{1}{3} \Delta \bar{C}_p(L^*-1, N^*) \end{aligned} \quad (4.5)$$

前縁では

$$\Delta \bar{C}_p(L^*, N^*) = \Delta C_p(L^*, N^*) \quad (4.6)$$

また式(4.3)の $A(L, N)$ は重みであって次の値をとる。

$$\begin{aligned} A(L, N) = 0 & \quad L < L_{1.0} \\ = L - x_{1.0} & \quad L = L_{1.0} \\ = 1 & \quad L > L_{1.0} \end{aligned} \quad (4.7)$$

かくして得られた結果は非常に値が波うち、スムージングをほどこす必要があり、 (L^*, N^*) の前後4点計9点を用いてスムージングを行なった。

なお FFM-10 のように翼と胴体の結合体へ適用するに際して、主翼胴体部に対しては上記の方法を胴体を含めた平面形に対して適用し、頭部および前部胴体部に対してはそれらを平面形でおきかえて細長体理論を適用した。

5. 空気力による機体たわみ量の計算*

4で述べた方法で計算された揚力分布に応じて作用荷重を分布させるが、簡単のため、これら分布荷重を有限個の集中荷重でおきかえ、主翼および胴体のたわみ函数を求める。

5.1 主翼のたわみ

いま主翼を図3に示したようなメッシュに分割し、各々の格子交点に単位荷重 $\frac{W}{D} \cdot \frac{s_0^2}{C_r} = 1$ が作用し、翼

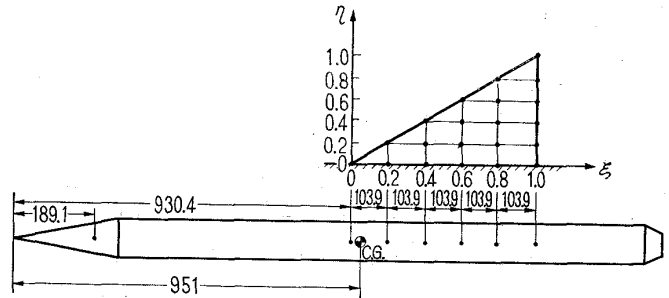


図3 α ケース集中荷重作用点

付根を固定支持したときのたわみ量をあらかじめ計算しておき、揚力分布をこれら格子交点に作用する集中荷重分布で置きかえ、これら集中荷重分布と上に求めた単位荷重当りのたわみ量とより、任意の格子交点でのたわみ量は重ね合わせによって計算できる。計算に用いた、各格子交点に単位荷重が作用したときのたわみ量を表2-1~2-15に一覧しておく。なお翼胴結合体としての最終的な翼のたわみ量は、次に述べる胴体のたわみ量を加算した値となる。

5.2 胴体のたわみ

迎角のある場合の胴体上の荷重分布は図3に示したように頭部に1個所、胴体部に6個所の集中荷重分布でおきかえ、胴体上の6個の集中荷重の大きさは、主翼部の集中荷重分布を両翼にわたってスパン方向に加え合わせた値とした。また反りのある場合は頭部および胴体部に作用する集中荷重を7点に分けて、主翼部の6つの寄与とあわせて13点の集中荷重分布とした。胴体の内部構造すなわち剛性分布は、かなり複雑であるが主翼のたわみ量に比べると、胴体のたわみ量は小さく、あまり精度の高い計算は必要ないので、ここでは肉厚一定(2mm)の中空円筒として、重心固定すなわち、 $w_{CG} = \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)_{CG} = 0$ なる条件で頭部先端の最大たわみ量を計算し、重心と頭部の間を2次曲線近似し

* 本節については、FFM-10の強度設計に関する別報で詳細に論じられる。

単位荷重による主翼のたわみ, $\frac{s_0^3 W}{DC_T} = 1$

表 2-1 作用点 (1.0, 1.0)

$\eta \backslash \xi$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
1.0						0.9876
0.8					0.4783	0.6731
0.6				0.1669	0.2881	0.4071
0.4			0.0317	0.0796	0.1384	0.1960
0.2		0.0005	0.0082	0.0216	0.0377	0.0534
0	0	0	0	0	0	0

表 2-5 作用点 (1.0, 0.2)

$\eta \backslash \xi$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
1.0						0.0534
0.8					0.0284	0.0464
0.6				0.0089	0.0210	0.0408
0.4			0.0006	0.0047	0.0140	0.0308
0.2		-0.0004	-0.0002	0.0017	0.0060	0.0131
0	0	0	0	0	0	0

表 2-2 作用点 (1.0, 0.8)

$\eta \backslash \xi$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
1.0						0.6731
0.8					0.3445	0.5041
0.6				0.1190	0.2164	0.3286
0.4			0.0200	0.0572	0.1074	0.1663
0.2		0.0004	0.0054	0.0155	0.0296	0.0464
0	0	0	0	0	0	0

表 2-6 作用点 (0.8, 0.8)

$\eta \backslash \xi$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
1.0						0.4783
0.8					0.3233	0.3445
0.6				0.1568	0.1988	0.2154
0.4			0.0442	0.0758	0.0966	0.1051
0.2		0.0136	0.0124	0.0208	0.0263	0.0284
0	0	0	0	0	0	0

表 2-3 作用点 (1.0, 0.6)

$\eta \backslash \xi$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
1.0						0.4071
0.8					0.2154	0.3286
0.6				0.0732	0.1438	0.2359
0.4			0.0109	0.0361	0.0763	0.1322
0.2		-0.0003	0.0021	0.0097	0.0225	0.0408
0	0	0	0	0	0	0

表 2-7 作用点 (0.8, 0.6)

$\eta \backslash \xi$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
1.0						0.2881
0.8					0.1988	0.2165
0.6				0.1027	0.1308	0.1438
0.4			0.0311	0.0527	0.0679	0.0743
0.2		0.0008	0.0088	0.0152	0.0195	0.0210
0	0	0	0	0	0	0

表 2-4 作用点 (1.0, 0.4)

$\eta \backslash \xi$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
1.0						0.1960
0.8					0.1051	0.1663
0.6				0.0346	0.0743	0.1322
0.4			0.0040	0.0176	0.0436	0.0852
0.2		-0.0007	0.0002	0.0052	0.0151	0.0308
0	0	0	0	0	0	0

表 2-8 作用点 (0.8, 0.4)

$\eta \backslash \xi$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
1.0						0.1384
0.8					0.0966	0.1074
0.6				0.0523	0.0679	0.0763
0.4			0.0167	0.0291	0.0389	0.0436
0.2		0.0005	0.0052	0.0095	0.0127	0.0140
0	0	0	0	0	0	0

表 2—9 作用点 (0.8, 0.2)

$\eta \backslash \xi$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
1.0						0.0377
0.8					0.0263	0.0296
0.6				0.0147	0.0195	0.0225
0.4			0.0049	0.0089	0.0127	0.0151
0.2		0.0002	0.0018	0.0035	0.0050	0.0060
0	0	0	0	0	0	0

表 2—12 作用点 (0.6, 0.2)

$\eta \backslash \xi$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
1.0						0.0216
0.8					0.0208	0.0155
0.6				0.0171	0.0152	0.0097
0.4			0.0084	0.0106	0.0095	0.0052
0.2		0.0014	0.0033	0.0040	0.0035	0.0017
0	0	0	0	0	0	0

表 2—10 作用点 (0.6, 0.6)

$\eta \backslash \xi$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
1.0						0.1669
0.8					0.1568	0.1190
0.6				0.1173	0.1027	0.0732
0.4			0.0502	0.0598	0.0523	0.0346
0.2		0.0045	0.0142	0.0171	0.0147	0.0089
0	0	0	0	0	0	0

表 2—13 作用点 (0.4, 0.4)

$\eta \backslash \xi$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
1.0						0.0317
0.8					0.0442	0.0206
0.6				0.0502	0.0311	0.0109
0.4			0.0326	0.0276	0.0167	0.0040
0.2		0.0089	0.0101	0.0084	0.0049	0.0006
0.0	0	0	0	0	0	0

表 2—11 作用点 (0.6, 0.4)

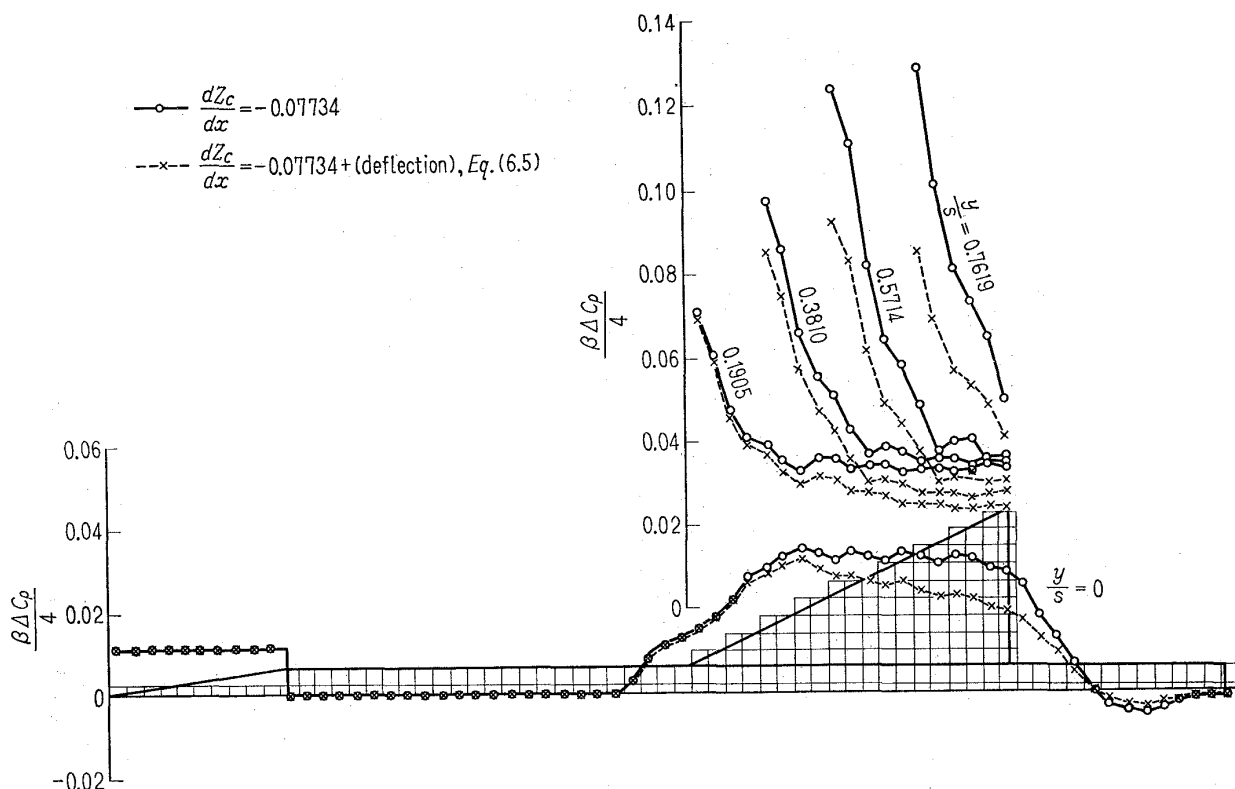
$\eta \backslash \xi$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
1.0						0.0796
0.8					0.0758	0.0572
0.6				0.0598	0.0527	0.0361
0.4			0.0276	0.0334	0.0291	0.0176
0.2		0.0035	0.0090	0.0106	0.0089	0.0047
0	0	0	0	0	0	0

表 2—14 作用点 (0.4, 0.2)

$\eta \backslash \xi$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
1.0						0.0082
0.8					0.0124	0.0054
0.6				0.0142	0.0088	0.0021
0.4			0.0101	0.0090	0.0052	0.0002
0.2		0.0033	0.0039	0.0033	0.0018	-0.0002
0.0	0	0	0	0	0	0

表 2—15 作用点 (0.2, 0.2)

$\eta \backslash \xi$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
1.0						0.0005
0.8					0.0014	0.0004
0.6				0.0045	0.0008	-0.0003
0.4			0.0089	0.0035	0.0005	-0.0007
0.2		0.0062	0.0033	0.0014	0.0002	-0.0004
0	0	0	0	0	0	0

図 4 格子目と揚力分布 (迎角のある場合), $M=1.3$

て重心前方のたわみ量とし、重心後方の胴体たわみ量に対しても同様な方法によった。

6. 計算結果

以上に述べた方法によって図 1 に示す FFM-10 に対して、空力微係数におよぼす機体たわみの影響の計算を行なった。なお以下の計算では胴体を 2mm 肉厚の中空円筒とし、主翼は 4mm 厚の板でその材質は、いずれも高力アルミニウムとし、縦弾性係数 $E=7000 \text{ kg/mm}^2$ 、ポアソン比 $\nu=0.3$ なる定数を用いた。

6.1 α 微係数におよぼす影響

FFM-10 は正常な飛しょう状態では $\alpha=0$ で海面飛行し、主翼に垂直な荷重は作用しないが、強度設計では垂直突風による荷重を想定し、515 kg が強度基準とされた。ここでも一応 515 kg を計算の基準荷重にえらぶ*。

飛行マッハ数を $M=1.3$ とすると、海面上で $\frac{1}{2}\rho U^2 = 12220 \text{ kg/m}^2$ となる。一方 FFM-10 の予備的風洞試験によると $CL_{\alpha}=2.568$ である¹⁾。したがって 515 kg の荷重をうけた時の機体の前方一様流に対する傾斜

は、式 (3.1) より

$$\frac{dZ_c}{dx} = -0.07734 \quad (6.1)$$

この飛行状態における翼および胴体上の揚力分布を H2 プログラムで計算した。計算に用いた格子目とその計算結果を図 4 に示す(○印)。格子目は胴体幅を三等分するように昇目の一辺の長さを定めた。その結果スパンが 21 区分 (左右対称であるから計算は半形状に対して行なえばよい)、長さが 66 区分となった。図 4 中の FFM-10 の形状は $(x, \beta y)$ 座標で書かれており、 $M=1.3$ ではスパン方向が実さいのものの、0.83066 倍となっている。揚力分布は主翼前縁が亜音速であるために、そこで著しく大きい値を示している。

次にこの揚力分布を利用して作用荷重を分布させた時の主翼および胴体のたわみが 5 に述べた方法で計算

表 3-1 翼面上の集中荷重分布, $\frac{dZ_c}{dx} = -0.07734$

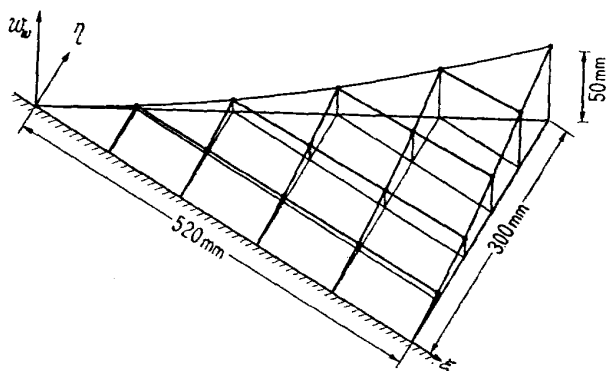
$\eta \quad \xi$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
1.0						8.09
0.8					21.60	8.83
0.6				19.62	16.77	7.49
0.4			18.34	15.02	14.01	6.17
0.2		29.03	14.57	12.30	11.91	5.78
0	12.69	6.99	6.40	5.80	5.76	2.85

* ここでは静的な作用荷重を考えている。 $CL \propto w \propto \Delta CL$ と考えられ、したがって空気力の減る割合 $\Delta CL/CL$ を考えると、これは作用荷重の大きさによらない。

表 3-2 胴体上の集中荷重分布, $\frac{dZ_c}{dx} = -0.07734$

$\xi = \frac{x}{L}$	0.1051	0.5169	0.5746	0.6323	0.6901	0.7478	0.8056
W [kg]	15.00	25.38	72.06	78.70	105.48	140.10	78.42

された。集中荷重の作用点は図 3 に●印で示す。図 4 に示された, $\frac{dZ_c}{dx} = -0.07734$ での揚力分布 (○印) にもとずく荷重分布を局所的に数値積分し各格子点に作用する集中荷重にした結果を翼面上に対して表 3-1 に胴体上に対しては表 3-2 に示す。これら集中荷重が作用した時の主翼の変形は翼付根を固定支持として次式で与えられ, また図 5 に示す。

図 5 $\frac{dZ_c}{dx} = -0.07734$ における揚力分布による主翼のたわみ

$$w_w = 1.265(-8.239\eta^3 - 16.90\eta^3 + 29.27\eta^4 + 1.305\eta^5 + 155.9\xi\eta^3 - 80.05\xi\eta^3 - 17.16\xi\eta^4 - 69.12\xi^2\eta^2 + 41.77\xi^2\eta^3 + 4.782\xi^3\eta^3) \quad (6.2)$$

なお ξ, η は図 3 で定義された通りである。

胴体に対しては頭部先端でのたわみが 0.5873 mm 尾部後端でのたわみが, 3.700 mm, かつ重心を固定支持とし次式で記述される。

頭部～重心に対して

$$w_f = 0.2387\left(\frac{x}{606.2}\right)^2 - 0.7488\left(\frac{x}{606.2}\right) + 0.5873 \quad (6.3)$$

重心～尾部に対して

$$w_f = 1.887\left(\frac{x}{606.2}\right)^2 - 5.919\left(\frac{x}{606.2}\right) + 4.643 \quad (6.4)$$

なお x は頭部先端を原点にとり単位は mm である。翼胴結合体としての主翼のたわみは式 (6.2) と式 (6.3) または式 (6.2) と式 (6.4) の和で表わされる。

次にこれらたわみのある状態での機体平面上の揚力分布およびその空力係数の計算では機体の一様気流面

に対する傾斜として式 (6.1) に翼および胴体のたわみの x 微分を加えた次式を用いるとよい。

$$\frac{dZ_c}{dx} = -0.07734 + \frac{\partial w_w}{\partial x} + \frac{dw_f}{dx} \quad (6.5)$$

式 (6.5) で機体の局所的な傾斜が与えられたときの揚力分布を H2 プログラムで計算し, 先に求めた剛体の場合と比較して図 4 に×印で記した。

これら両者の揚力分布を胴体および翼面上で積分して求めた揚力係数 C_L , モーメント係数 C_m およびこれらを用いて式 (3.5) によって計算した最終的なたわみによる影響を表 4 に与える。

かくして求めた空力係数の減りは空力微係数 $C_{L\alpha}$, $C_{m\alpha}$ に対するものとなる。

表 4 α 微係数に対する機体たわみの影響

	C_L	C_m
剛体模型	0.2392	-0.1790
弾性模型	0.1879	-0.1322
$\frac{\Delta C_L}{C_L}$ or $\frac{\Delta C_m}{C_m}$	-0.2149	-0.2615
$\frac{(C_L)_{flex}}{(C_L)_{solid}}$ or $\frac{(C_m)_{flex}}{(C_m)_{solid}}$	0.8231	0.7927
ϵ	-0.1769	-0.2073

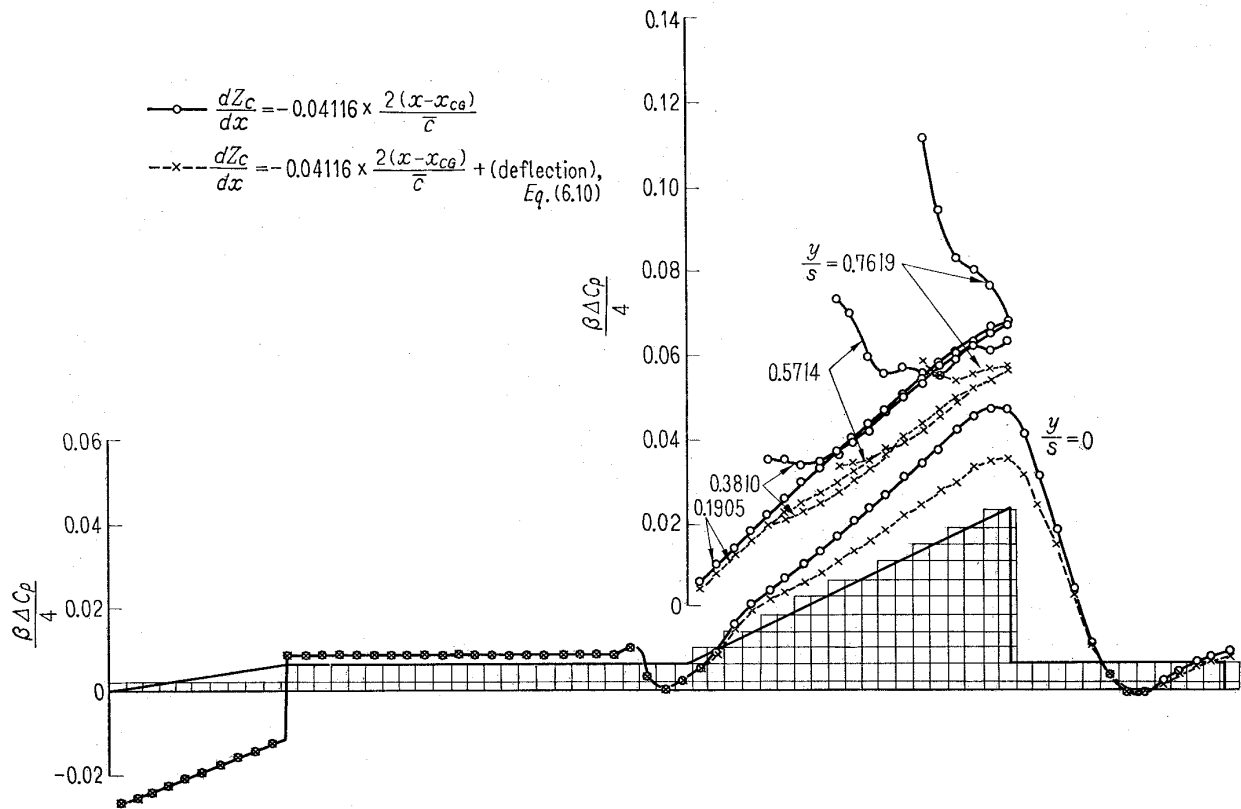
6.2 q 微係数におよぼす影響

次に q 微係数 (C_{Lq} , C_{mq}) に対しては前述のとおり機体に仮想的な反りを与えて圧力分布を求めた。全荷重 515 kg を基準荷重に選び, α 微係数の場合と同様, $M=1.3$ の飛行マッハ数で計算すると式 (3.8) より機体の反りは次のようになる。

$$\frac{dZ_c}{dx} = -0.04116 \cdot \frac{2(x-x_{oo})}{\bar{c}} \quad (6.6)$$

ここで C_{Lq} としては初期の設計段階で推定された値, $C_{Lq}=4.825$ を用いた。式 (6.6) で与えられた反りを有する FFM-10 の揚力分布を H2 プログラムで計算し, 図 6 に○印で示した。これら揚力分布にもとずいて計算された集中荷重分布を翼面上に対して表 5-1, 胴体に対しては表 5-2 に示した。さらにこの集中荷重分布に対する主翼のたわみを図 7 に示し, それは次式で記述される。

$$w_w = 0.6428(-41.02\eta^2 - 4.479\eta^3 + 57.18\eta^4 + 0.5277\eta^5 + 409.1\xi\eta^3 - 237.2\xi\eta^3 - 9.867\xi\eta^4 - 186.8\xi^2\eta^2 + 93.64\xi^2\eta^3 + 22.10\xi^3\eta^3) \quad (6.7)$$

図 6 格子目と揚力分布 (反りのある場合), $M=1.3$

$\eta \backslash \xi$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0			
1.0	W [kg]					9.99			
0.8						24.93	10.56		
0.6						31.11	18.79	10.12	
0.4						20.73	13.97	17.19	9.23
0.2						10.03	9.13	13.13	16.50
0	2.06	2.78	4.68	6.54	8.32	4.57			

表 5-1 主翼たわみの計算に用いた集中荷重分布, $\frac{dZ_c}{dx} = -0.04116 \times \frac{2(x-x_{cg})}{\bar{c}}$

$\xi = \frac{x}{L}$	0.0611	0.2039	0.3150	0.4144	0.4508	0.5169	0.5746	0.6323	0.6901	0.7397	0.7479	0.8056	0.9731
W [kg]	-1.34	0.18	0.86	0.18	0.26	4.12	25.62	69.08	129.50	7.88	171.46	107.12	0.12

表 5-2 胴体たわみの計算に用いた集中荷重分布, $\frac{dZ_c}{dx} = -0.04116 \times \frac{2(x-x_{cg})}{\bar{c}}$

また胴体に対しては頭部先端でのたわみが -0.0325 mm, 尾部後端でのたわみが 4.669 mm であること, および重心を固定支持として次式で記述される。

頭部～重心に対して

$$w_f = -0.01321 \left(\frac{x}{606.2} \right)^2 + 0.04144 \left(\frac{x}{606.2} \right) - 0.03250 \quad (6.8)$$

重心～尾部に対して

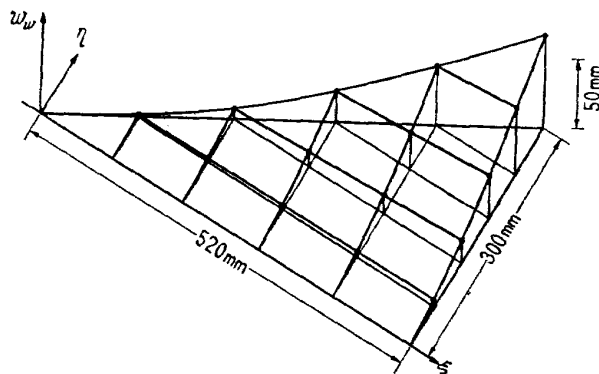


図 7 $\frac{dZ_c}{dx} = -0.04116 \cdot \frac{2(x-x_{OG})}{\bar{c}}$ における揚力分布による主翼のたわみ

$$w_f = 2.381 \left(\frac{x}{606.2} \right)^3 - 7.469 \left(\frac{x}{606.2} \right) + 5.858 \quad (6.9)$$

以上の結果を用いて機体の局所的な傾斜は翼面上で、式 (6.6) に翼および胴体のたわみの x 微分を加えた次式で与えられる。

$$\frac{dZ_c}{dx} = -0.04116 \cdot \frac{2(x-x_{OG})}{\bar{c}} + \frac{\partial w_w}{\partial x} + \frac{dw_f}{dx} \quad (6.10)$$

式 (6.10) で局所的な傾斜が与えられたときの機体の揚力分布を図 6 に剛体模型の場合と比較して \times 印で示した。両者を比較してみると翼端付近で著しい揚力の違いが見られる。これら両者に対する C_L , C_m および最終的なたわみの影響の推定値を表 6 に示す。これらより求めた空力係数の減りは C_{Lq} , C_{mq} に対するものとなる。

表 6 q 微係数に対する機体たわみの影響

	C_L	C_m
剛体模型	0.2590	-0.2386
弾性模型	0.1952	-0.1809
$\frac{\Delta C_L}{C_L}$ or $\frac{\Delta C_m}{C_m}$	-0.2463	-0.2418
$\frac{(C_L)_{flex}}{(C_L)_{solid}}$ or $\frac{(C_m)_{flex}}{(C_m)_{solid}}$	0.8024	0.8053
ϵ	-0.1976	-0.1947

7. 風洞試験結果の修正

前節 6 で $M=1.3$ における、FFM-10 の空力微係数, C_{La} , C_{ma} , C_{Lq} , C_{mq} に対して機体を剛体とした場合と弾性体とした場合の違いを見積った。この方法を用いて、FFM-10 風洞試験結果¹⁾を FFM-10 実機に

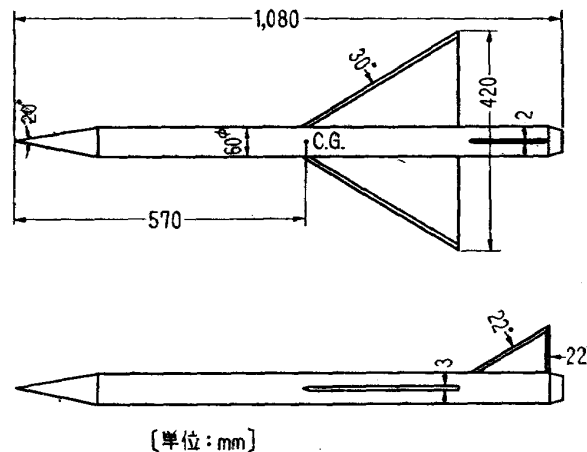


図 8 FFM-10 風洞試験模型 (実機の 6/10)

対する値に修正をほどこす。計算にあたっては FFM-10 風洞模型自身が比較的薄い主翼を有し (図 8) 弾性機体であることを考えて次の手順によった。(1) FFM-10 風洞試験結果より、FFM-10 剛体模型に対する値を推定する。(2), (1) で求めた剛体模型に対する空力微係数に弾性変形の影響を考慮に入れて、FFM-10 実機に対する値を求める。

実際の計算実行にあたっては 6 に述べた手順で各マッハ数に対して行なってもよいが、それぞれのマッハ数に対してこのような複雑な計算を繰り返さなくても、次に述べる理由で、 $M=1.3$ の結果を利用して、他の任意のマッハ数に対するたわみの影響を実用上問題ない程度に推定できる。

いま荷重一定、翼厚一定として C で空力微係数を示すとすると、

$$\frac{(C)_{flex}}{(C)_{solid}} = 1 + \epsilon(M) \quad (7.1)$$

とかける。式 (7.1) の ϵ のマッハ数による影響は次の理由により非常に小さいことがわかる。すなわち、マッハ数が異なることによる翼面上の揚力分布の違いが、主翼のたわみに局所的に違いを生じせしめ、その結果たわみにもとづく空力微係数の減り ϵ がマッハ数によって異なってくる可能性がある。しかしながら翼面荷重一定、翼厚一定の条件のもとでは 6 の α 微係数の場合と q 微係数の場合とを比べてみると、両者の揚力分布の形は図 4 および図 6 に見られるように極わめて異なっているが、翼が付根で固定支持されているために、両者の変形はあまり異ならない (図 5 および図 7)。その結果揚力分布が著しく異なっているにもかかわらず、 q 微係数に対する場合が翼端でわずかに大きいたわみを生じているにすぎず、 C_{La} で -18% 減、 C_{Lq} で -20% 減とごくわずかの違いに留まってい

る。この事実を考えると、マッハ数が異なり、その結果揚力分布の形が若干異なることによって与えられる ε への影響は極めて小さいと言えよう。

したがって以下に示す簡単な見積りでは ε はマッハ数に無関係とし、6 で計算した値を各マッハ数における α 微係数および q 微係数の減りにそれぞれに用いることにし、たわみによる空力微係数の減りは主翼のたわみ量、すなわち翼厚と翼面荷重にのみ関係するとして扱う。なお 6 に述べた ε に対しては主翼のたわみにもとづく影響と胴体のたわみにもとづく影響とがあるが、それぞれの寄与を H2 プログラムで見積ったところ、たとえば $C_{L\alpha}$ に対する ε のうち 75% が主翼自身のたわみの影響で残り 25% が胴体のたわみの影響であり、第 1 近似では胴体のたわみの影響は ε^3 の程度と見て、主翼のたわみによる影響だけを考えれば十分であろう。また風洞試験模型の主翼部材質は実機と同じである。

風洞試験結果による C_{WTM} ($C_{L\alpha}$, C_{ma} , C_{Lq} , および C_{mq}) と剛体模型に対する C_{solid} との関係は次のようにかける。

$$\frac{C_{WTM} - C_{solid}}{C_{solid}} = \varepsilon \cdot \frac{(w/s_0)_{WTM}}{(w/s_0)_{FFM}} \quad (7.2)$$

ここで

$$w_{oc} = \frac{W}{S} \cdot \frac{s_0^4}{h^3} \quad (7.3)$$

で記述されるとすると

$$\frac{C_{WTM} - C_{solid}}{C_{solid}} = \varepsilon \cdot \frac{(\frac{1}{2}\rho U^2)_{WTM}}{(\frac{1}{2}\rho U^2)_{FFM, M=1.3}} \cdot \frac{C_{L\alpha}}{C_{L\alpha, M=1.3}} \cdot \frac{\left(\frac{h}{s_0}\right)^3_{FFM}}{\left(\frac{h}{s_0}\right)^3_{WTM}} \quad (7.4)$$

したがって C_{solid} について解くと

$$C_{solid} = C_{WTM} \left\{ 1 + \varepsilon \cdot \frac{(\frac{1}{2}\rho U^2)_{WTM}}{(\frac{1}{2}\rho U^2)_{FFM, M=1.3}} \cdot \frac{C_{L\alpha}}{C_{L\alpha, M=1.3}} \cdot \frac{\left(\frac{h}{s_0}\right)^3_{FFM}}{\left(\frac{h}{s_0}\right)^3_{WTM}} \right\} \quad (7.5)$$

ここで分母第 2 項は微小量であり次のように近似できる。

$$C_{solid} = C_{WTM} \left\{ 1 - \varepsilon \cdot \frac{(\frac{1}{2}\rho U^2)_{WTM}}{(\frac{1}{2}\rho U^2)_{FFM, M=1.3}} \right\}$$

$$\frac{C_{L\alpha}}{C_{L\alpha, M=1.3}} \cdot \frac{\left(\frac{h}{s_0}\right)^3_{FFM}}{\left(\frac{h}{s_0}\right)^3_{WTM}} \quad (7.6)$$

いま $C_{L\alpha}$ を一例に選び式 (7.6) の計算例を示す。 C_{WTM} としては FFM-10 風洞試験結果を採用するとし、また表 4 より $\varepsilon \cong -0.18$, さらに風洞試験における動圧は、遷音速風洞 ($M=0.6 \sim 1.4$) では集合胴圧力が $0.8 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ であり、超音速風洞 ($M=1.5$) では集合胴圧力が $1.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ であることから任意のマッハ数に対して容易に計算できる。この結果を図

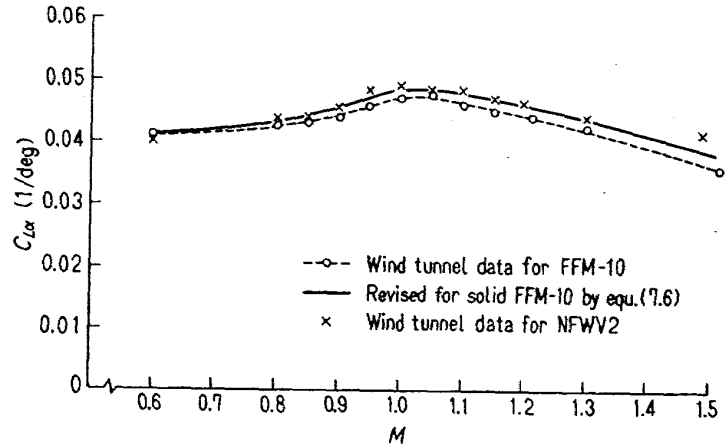


図 9 $C_{L\alpha} \sim M$

9 に示す。図中 NFWV2 模型の値が×印で入っているが、これは予備的風洞試験¹⁾に用いた剛性の十分高い模型で、その平面形は主翼胴体部が FFM-10 風洞試験模型と全く同じで、頭部が細長比約 6 のオジャイブである点が異なる。しかし頭部の揚力への寄与は全体の 3% 程度であり、円錐頭部とオジャイブ頭部の揚力の違いは全体の揚力に対してはほとんど影響を及ぼさないと思われる。したがって NFWV2 模型の $C_{L\alpha}$ は、ほぼ FFM-10 風洞試験模型に十分剛性を持たせた場合の値と考えられる。したがって NFWV2 模型の風洞試験値と式 (7.6) による修正値とが広範囲のマッハ数領域に対して比較的良好な一致を示すところから、上に述べたような方法で、各マッハ数に対して翼のたわみによる空力微係数への影響を推定して実用上問題なかろう。以上のようにして求められた剛体模型に対する値 C_{solid} を用いて、FFM-10 実機の値を推定する。上述の議論と同様、この場合は C_{solid} と C_{FFM} とは次の関係式で結べる。

$$C_{FFM} = C_{solid} \cdot \left\{ 1 + \varepsilon \cdot \frac{(\frac{1}{2}\rho U^2)_{FFM}}{(\frac{1}{2}\rho U^2)_{FFM, M=1.3}} \cdot \frac{C_{L\alpha}}{C_{L\alpha, M=1.3}} \right\} \quad (7.7)$$

ここで動圧比はマッハ数の2乗比で置きかて、式(7.7)に式(7.6)を代入して、FFM-10 風洞試験模型による値と実機に対する値との関係は次のようになる。

$$C_{FFM} = C_{WTM} \left\{ 1 + \epsilon \cdot \left(\frac{M}{1.3} \right)^2 \cdot \frac{C_{La}}{C_{La, M=1.3}} - \epsilon \cdot \frac{\left(\frac{1}{2} \rho U^2 \right)_{WTM}}{\left(\frac{1}{2} \rho U^2 \right)_{FFM, M=1.3}} \cdot \frac{C_{La}}{C_{La, M=1.3}} \cdot \left(\frac{\frac{h}{S_0}}{\frac{h}{S_0}} \right)^3_{FFM} \right\} \quad (7.8)$$

ここで〔 〕内第2項は実機的作用荷重がマッハ数によって変わる影響を示し、第3項は風洞試験模型が弾性体であることによる影響を示す。

式(7.8)等による、 C_{La} 、 C_{ma} 、 C_{zq} および C_{mq} に対する修正結果を図10、図11、図12および図13に示す。

なお FFM-10 風洞試験結果¹⁾は静安定微係数に関しては安定軸まわりに整理され、動安定微係数に関して

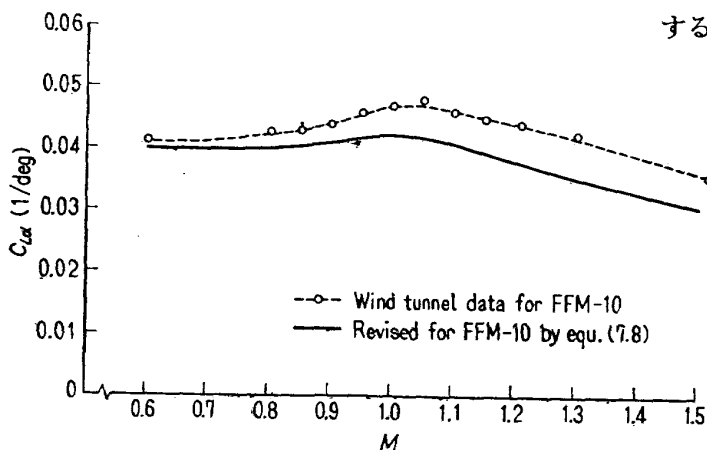


図10 $C_{La} \sim M$

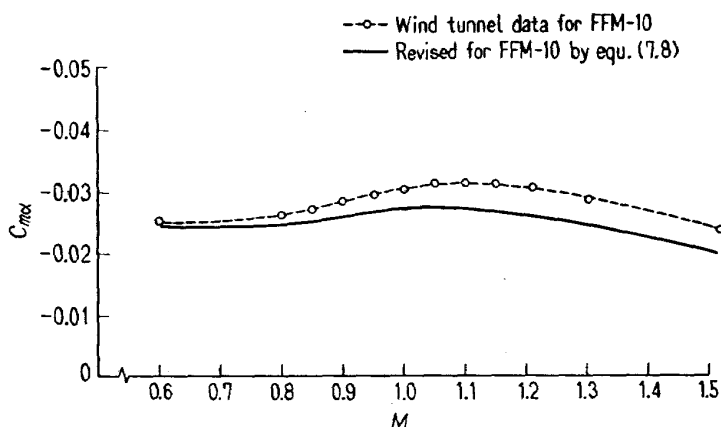


図11 $C_{ma} \sim M$

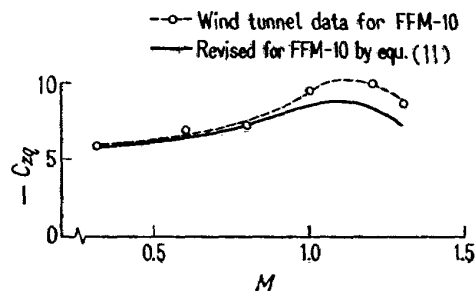


図12 $C_{zq} \sim M$

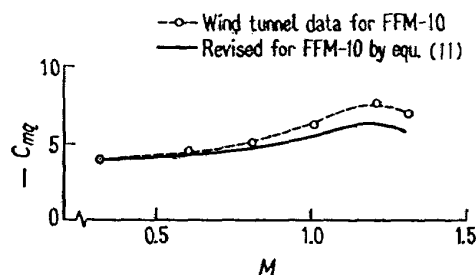


図13 $C_{mq} \sim M$

は機体軸まわりに整理され、これら図もその方式にならっている。 C_{La} 、 C_{ma} に関しては、図10および図11に示された修正曲線をもって最終的な推定性能曲線とするが、 C_{zq} 、 C_{mq} に関しては動的風洞試験の精度に若干問題があり、FFM-10に形状の類似した模型に対する動的風洞試験および自由飛行試験に関する各種資料を参考にして若干修正をほどこす必要がある。

8. む す び

自由飛行模型 FFM-10 に対して、静的弾性変形によってもたらされる縦の空力微係数の減りについて計算を行なったが次のように要約できる。

(1) 自由飛行模型 FFM-10 に対する翼および胴体たわみの影響はかなり大きく、特に超音速領域では 10% を超えている。

(2) 翼および胴体のそれぞれの空力微係数の減りへの寄与は前者の方が大きく、約 75% を占める。

(3) 原理的にはすべてのマッハ数にわたって、3 で述べた手順で、空力微係数の減り ϵ は計算できるが、その量 ϵ が、特に大きくない限り、また主翼の寄与が大部分と見なされる場合には、代表的なマッハ数に対する (FFM-10 では $M=1.3$ とした) ϵ を求めることによって式(7.6)および式(7.7)、ま

たは式 (7・8) 等を用いて任意のマッハ数に対する機体たわみの影響は実用上問題のない程度に推定できる。

参 考 文 献

1. 河崎俊夫, 斎藤秀夫, 河本 巖; 自由飛行模型 FFM-10 の空力特性について, 航空宇宙技術研究所報告 TR-210, 1970
2. Harry W. Carlson and Wilbur D. Middleton;

A Numerical Method for the Design of Camber Surfaces of Supersonic Wings with Arbitrary Planforms, NASA TN D-2341, 1964.

3. Wilbur D. Middleton and Harry W. Carlson; A Numerical Method for Calculating the Flat-Plate Pressure Distributions on Supersonic Wings of Arbitrary Planform, NASA TN D-2570, 1965.

航空宇宙技術研究所資料188号

昭和45年12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)☎182
印刷所 有限会社啓文堂松本印刷
東京都文京区水道2-7-5
