

ISSN 0452-2982
UDC 519.6
533.6
534.1
624.04

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-624

全機ACT風試模型の静的空力弾性解析

松下 洸 ・ 藤井 謙司
上田 哲彦 ・ 柳沢 三憲

1990年7月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

全機ACT風試模型の静的空力弾性解析*

松 下 洸** 藤 井 謙 司**

上 田 哲 彦*** 柳 沢 三 憲 ****

1. はじめに

航空宇宙技術研究所では空力弾性系のアクティブ制御技術 (ACT) に関する研究を実施してきており¹⁾, その一環として突風荷重軽減効果への全機剛体運動モードの影響を解明するために, 弾性翼を持つ全機模型 (全機ACT模型) による風試を進めている。突風荷重軽減の制御則を設計するために予め全機風試模型の数学モデルを構築する必要がある。そのために事前に振動試験, 風洞試験等の関連試験を実施してデータを取得するとともに, 解析的方法で得られる数学モデルを検証しておかなければならない。

まず剛性分布, 質量分布, 慣性モーメント分布等の測定値を取入れて有限要素法 (FEM) の構造解析モデルを作成し, 振動試験結果による構造パラメタの調節を経て構造特性に関する数学モデルを構築した^{2,3)}。今回は得られた数学モデルによる静的変形 (曲げ振り) 解析を当所の空力解析ソフトウェアと結合して, 模型の静的空力弾性解析を行って風洞試験結果⁴⁾と比較検討した。その結果弾性効果を考慮することで解析結果と風試結果との対応が向上することが判明した。ここではその解析結果について報告する。

空力弾性解析法としては NASA が開発した NASTRAN の空力弾性解析版⁵⁾のように既に標準的な解析ソフトウェアがあるが, ここでは航技研が開発した空力解析プログラムを使用するためにそれと構造モデル構築に使用した有限要素法プログラム²⁾とを結合して空力弾性解析機能を持たせた。今回は新たに両者を結合するインターフェー

スプログラムを作成した。空力解析プログラムとしては柳沢が開発し, 航技研の汎用プログラムとして登録されている境界要素法による空力解析ソフトウェア^{6,7)}を使用した。

図1は空力試験結果による $C_L \sim \alpha$ 曲線と, 模型を剛体として上記の空力解析プログラムで解析した空力計算結果のスケッチである。両者には大きな違いが見られる。揚力傾斜は解析より実験値が小さく, 零揚力角は2度近くの差がある。これらの相違の主たる原因は, 解析で弾性変形を考慮しなかったことにあると考えられる。図2は空力試験時の模型の様子であるが, 主翼が大きく変形しており, この影響は少なくない筈である。以下でこれらの点を明らかにする。

2. 解析手法

数値解析による静的空力弾性解析の手法としては, 弾性変形をモード分解して一般座標を変数とする直接解法があるが⁸⁾, ここでは構造解析と空力解析を交互に繰返して解に到達する繰返し法を用いた。境界要素法による空力解析プログラムと有限要素法による構造解析プログラムとを両者の入出力端で2種のサブプログラムによって結合した今回の解析法の流れを図3に示す。

まず初期値として弾性変形しないとした時の機体形状の各パネルの座標データを与え, 空力解析プログラムによって空気力 (圧力分布) を計算する。この空気力が機体に作用した時の弾性変形を構造解析プログラムで計算する。次にこの弾性変形機体に働く空気力を求めると, ここで対象とした模型のように後退翼をもつ機体では一般に剛体に働く空気力より少なめとなる。この空気力による機体変形は「剛体空気力」による変形より少なくなり, 空気力は回復する。こうして空気力は振動しながら定常値に近付いて行く。この手順を繰

* 平成2年3月30日受付

** 新型航空機研究グループ

*** 機体部

**** 空力性能部

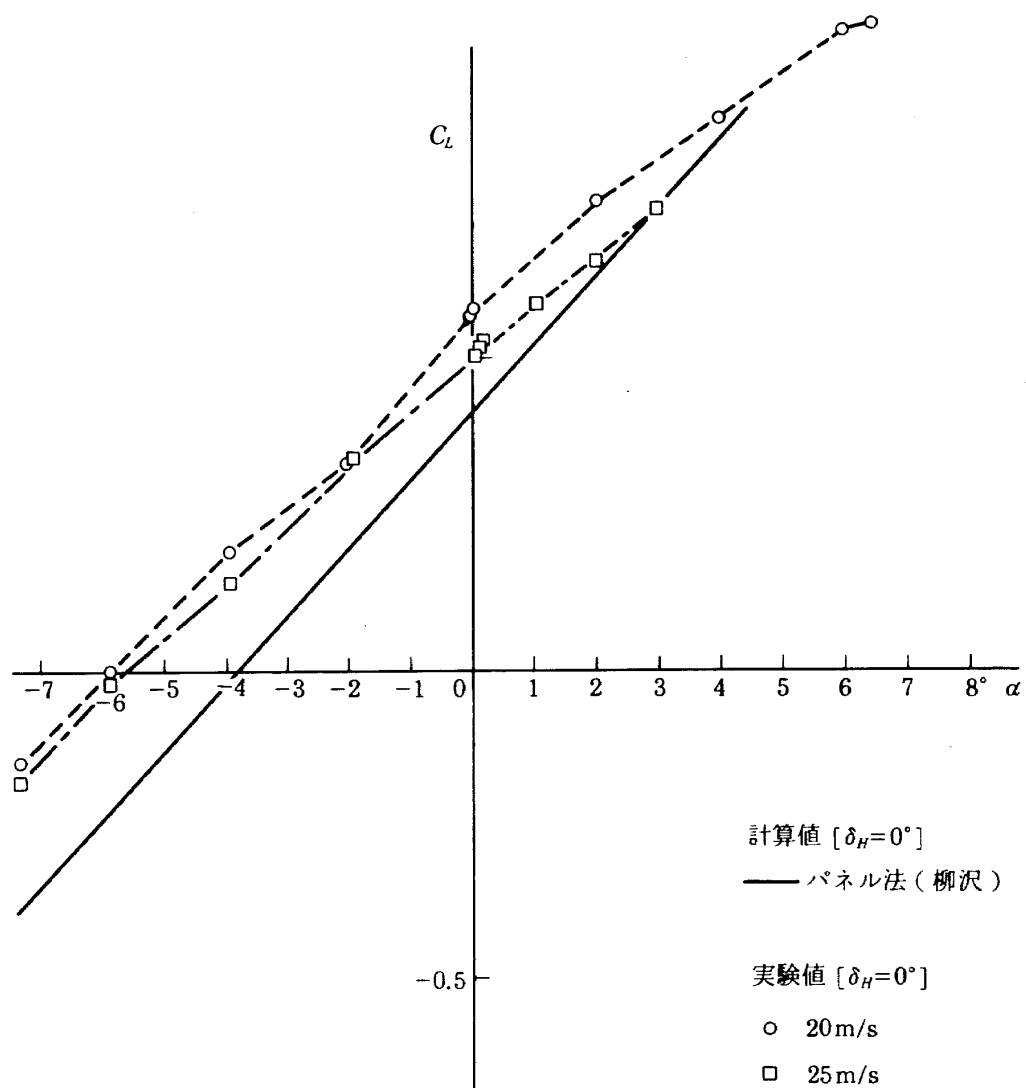


図1 風試結果と剛体としての空力解析



図2 弾性模型の風試状況

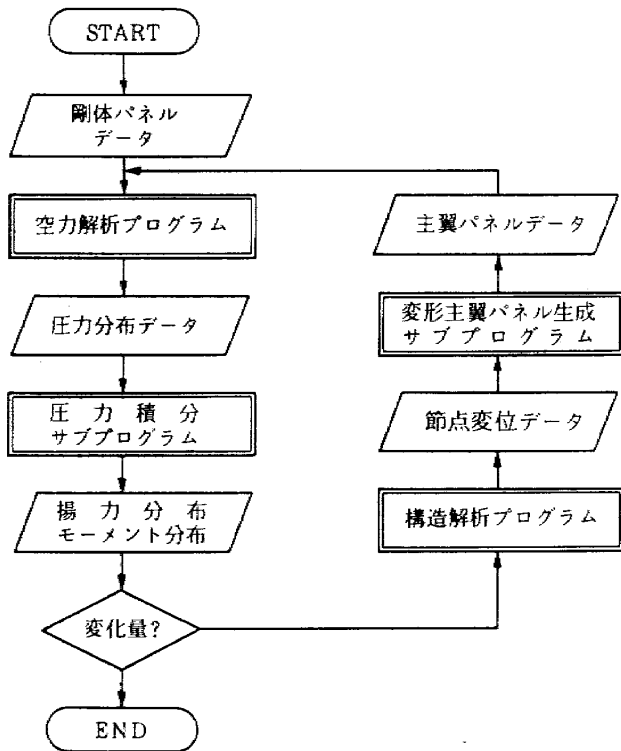


図3 本解析法の流れ

返し、空気力の変化分がある評価値以下になったところで計算を終了する。なお計算終了の判断はプログラムに組込まず計算者が行う。

新たに作成した2種のサブプログラムは、空力解析プログラムから得られる圧力分布から構造解析のビームモデルに必要な翼面上の空気力分布を計算する圧力積分プログラムと、構造解析プログラムから得られる機体の変形形状から変形機体のワイヤフレームモデルを作成する変形主翼パネル座標生成プログラムである。これらのサブプログラムの内容を付録に、サブプログラムのフローを図4, 5に示す。

3. 解析結果

空力解析プログラム ZENKIPNL では機体の要素毎に形状データを作成した後、全てを結合して全機のパネルを生成する(図6)。図7が解析した風試模型の構成要素である。図に示すように模型は6要素に分割され、その内訳は胴体、制御舵面付き主翼、翼胴フェアリング、垂直尾翼、水平尾翼および水平尾翼取付部である。模型の胴体、尾部は剛体模型で、主翼が弾性模型である。繰返し計算で変化するのはこの主翼の部分である。結

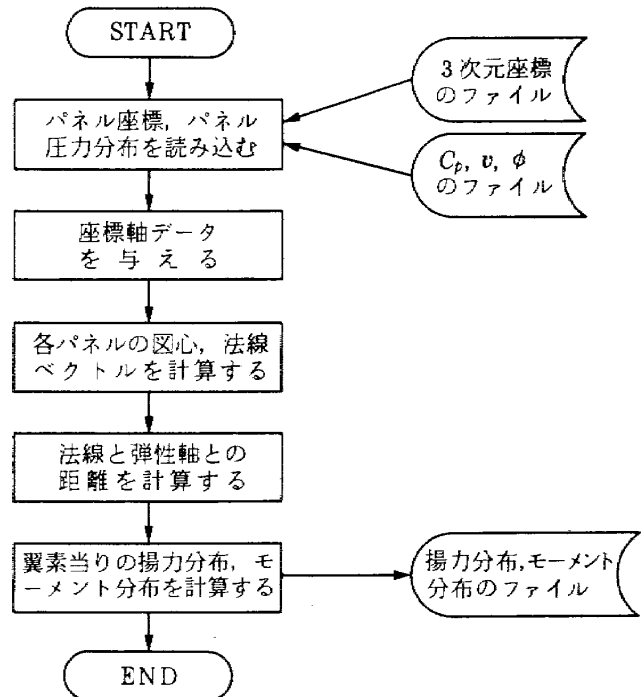


図4 圧力積分サブプログラム

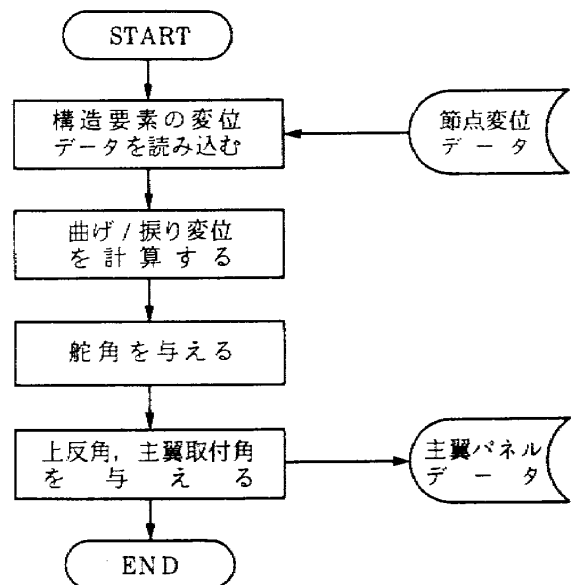


図5 変形主翼パネル座標生成サブプログラム

合された全機のワイヤフレームモデルが図8である。模型の主要寸度を表1に示す。

弾性変形として、主翼の曲げと振りの影響を検討するために曲げのみを考慮した場合と曲げと振りを同時に考慮した場合を解析した。さらに弾性変形に関係するパラメタとして速度を2種類変えた。剛体機体のケースを含め、解析ケースは表2の通りである。このうち、風速20m/sで曲げと振りを考慮したケースを基準とする。なお、模型の

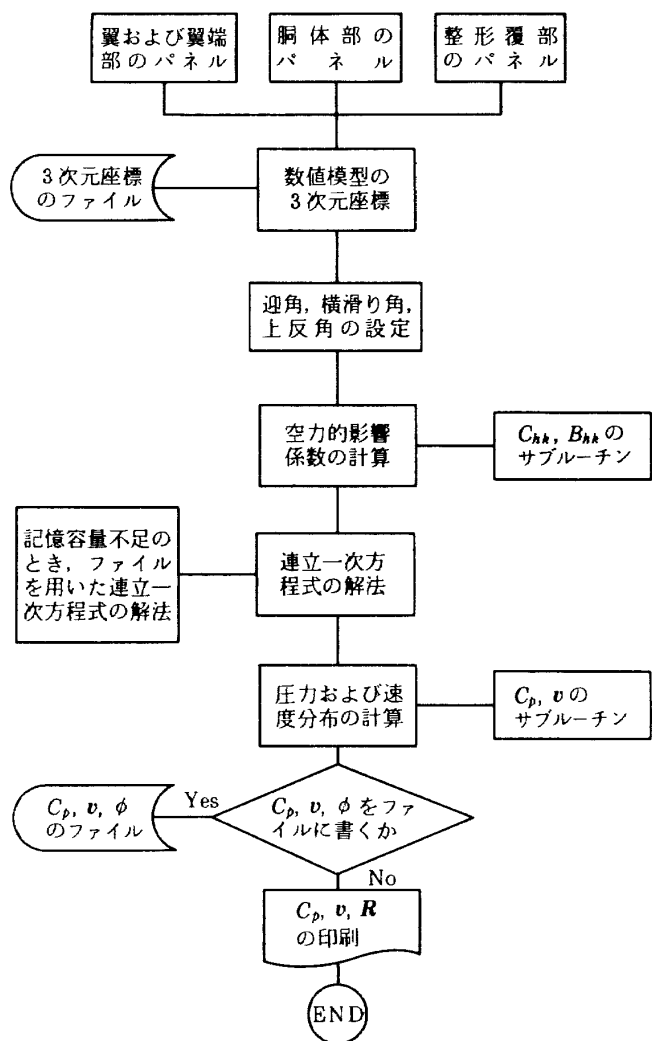


図6 空力解析プログラム ZENKIPNL のフローチャート

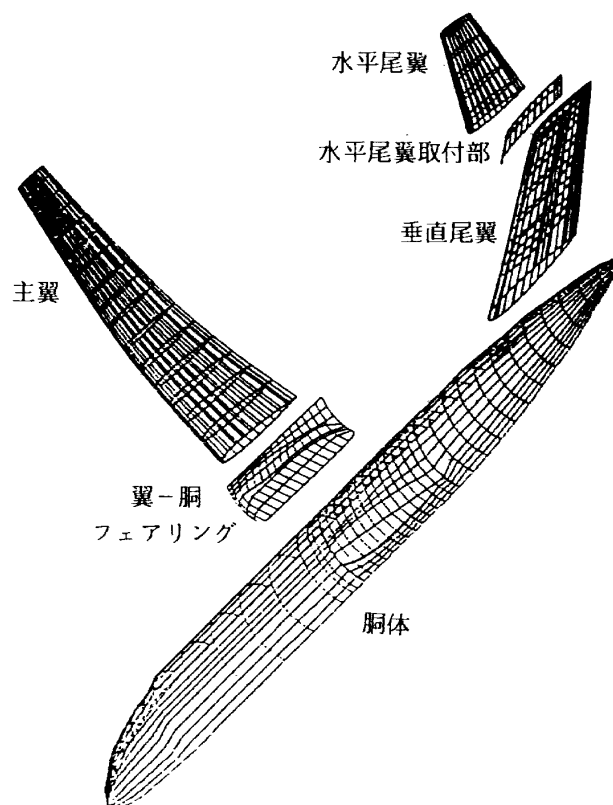


図7 サブパネルの分割

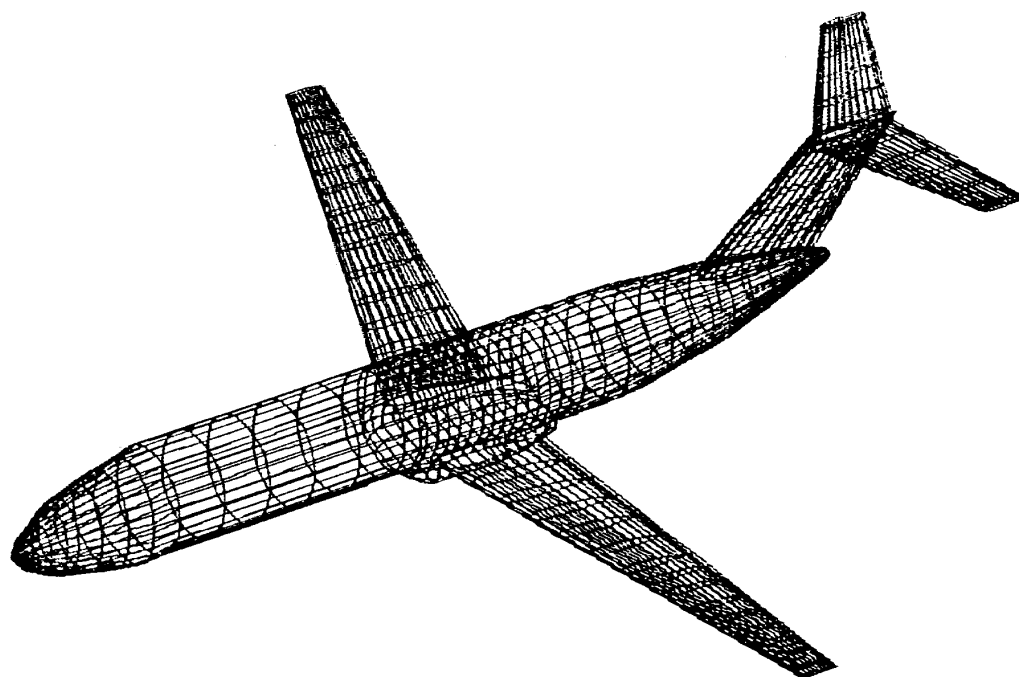


図8 全機のワイヤフレームモデル

表 1 風試模型の主要寸度

全長	4.02m	全 高	0.947m
全幅	3.40m		
主翼 翼面積	1.172m ²	後退角	18度
翼型	NACA0012	取付角	5.85度
平均翼弦長	0.375m	上反角	3度
アスペクト比	9.86		
テーパ比	0.3		
弾性軸位置	40% 翼弦		
水平尾翼 面積	0.308m ²	取付角	1.5度

表 2 解析ケース

解析ケース	弾 性 変 形			風 速	
	剛 体	曲げのみ	曲げ / 振り	20m/s	25m/s
I	○			—	—
II		○		○	
III (基準)			○	○	
IV			○		○

水平尾翼は全動型であって可動であるが、解析ケースは全て取付角 1.5 度としている。なお、主翼の弾性変形に対して主翼の重量を考慮に入れている。

基準ケース III について全機の揚力係数の変化を繰返し数に対して見たのが図 9 である。図には 4 度おきに 4 種の異なる迎角について示してある。前述の通り初期値は剛体とした時の値である。その値は繰返しが 2 回、3 回となるにつれて振動している。値の収斂の度合いはあまり良くないので、このまま繰返し計算を続けて行くと収束するまでに相当の回数の繰返しが必要となってしまう。ここでは 3 回 (3 ステップ) 毎に空気力分布の収斂値を推定し、その値を弾性変形計算プログラムの入力値として次のステップに進んだ。空気力計算値は定常値からの差分が指数的に振動すると仮定してその定常値を推定値とした (ただし、単調変化の場合は 3 者の平均値を推定値とした。風速 25 m/s、迎角 4 度の場合、翼端附近の揚力、モーメ

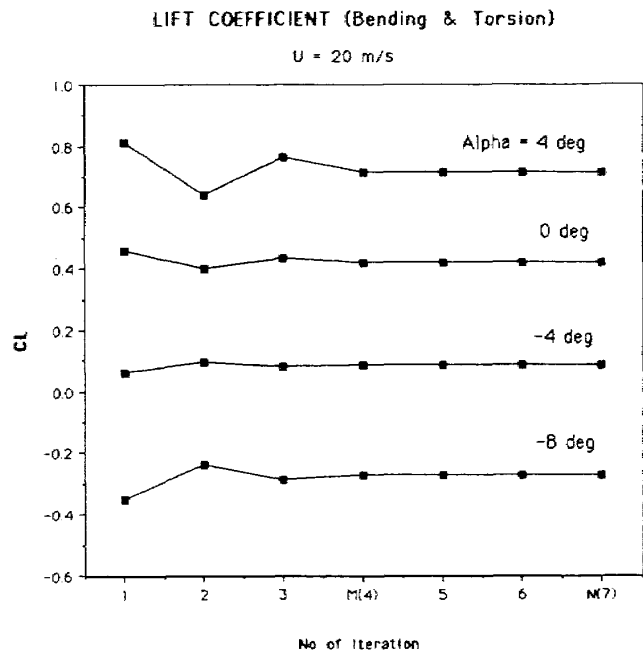


図 9 揚力係数の収斂状況

ント分布にその傾向が見られた)。繰返し 5 回までについて、主翼の変形の様子を示したのが図 10 である。さらに、曲げ、振りの影響を図 11 に、風

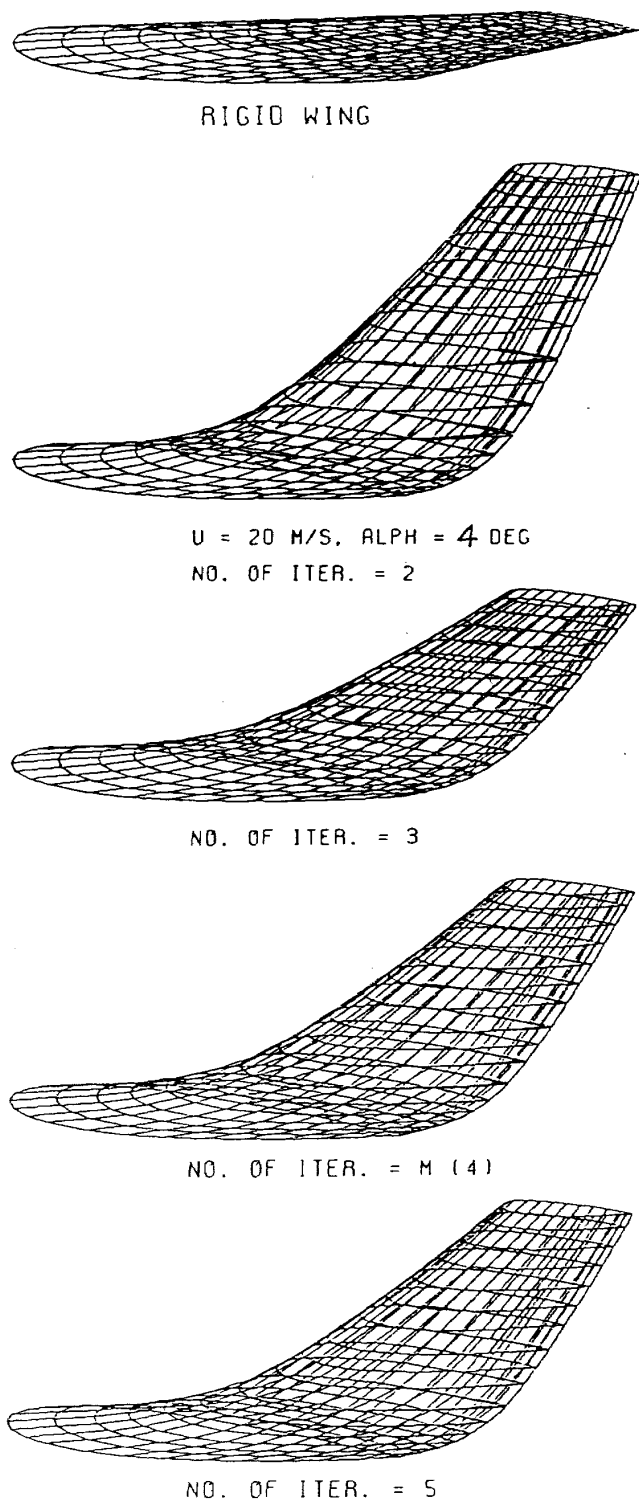


図10 主翼変形の履歴

速の影響を20m/sと25m/sについて図12に示した。図11によると、曲げのみを考慮した場合には振りをも考慮した場合よりも弾性変形の影響を多めに見積もってしまう。対象の翼では弾性軸が40%翼弦を通っているが、後に解析結果でも示すように空力中心はほぼ25%翼弦にあるので振り変形は迎角を増加する方向である。従って振りを考慮する

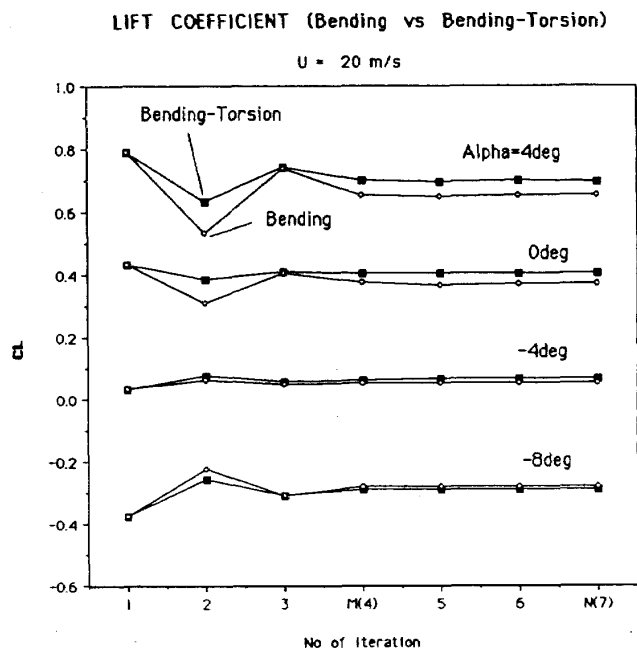


図11 揚力係数の収斂状況(曲げ, 振りの影響)

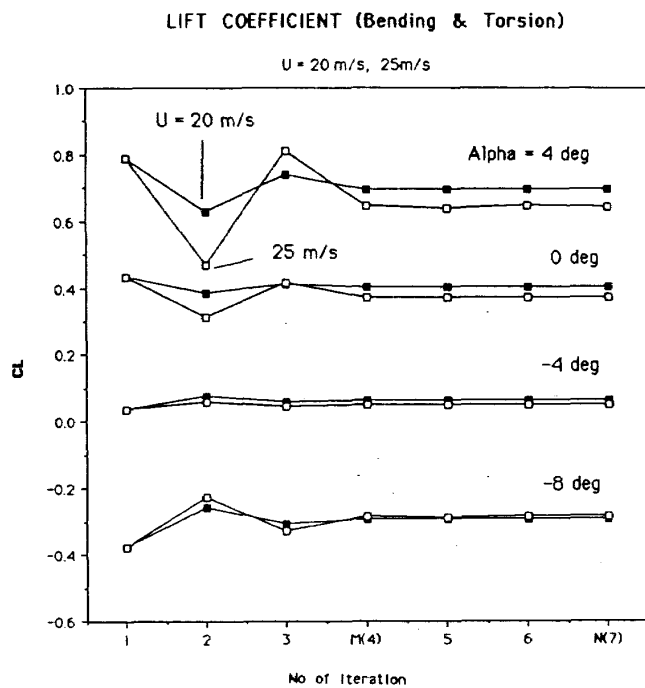


図12 揚力係数の収斂状況(速度の影響)

と曲げ変形による減少分を幾らか取戻すことになる。速度が増せば、弾性変形の影響は当然大きくなる(図12)。

解析結果を主翼の部分について空気力分布として見てみよう。図13には解析した各ケースについて迎角0度の場合の主翼翼幅方向の揚力分布を示した。各ケースを比較すると、剛体翼としての解析値が最も大きな揚力分布を示している。ここで

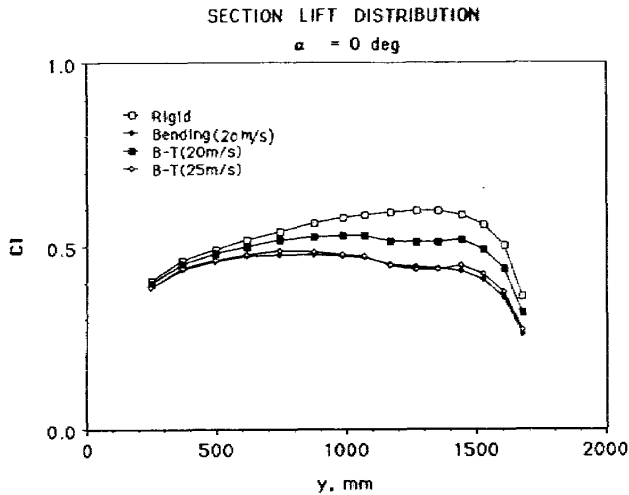


図13 翼幅方向揚力分布

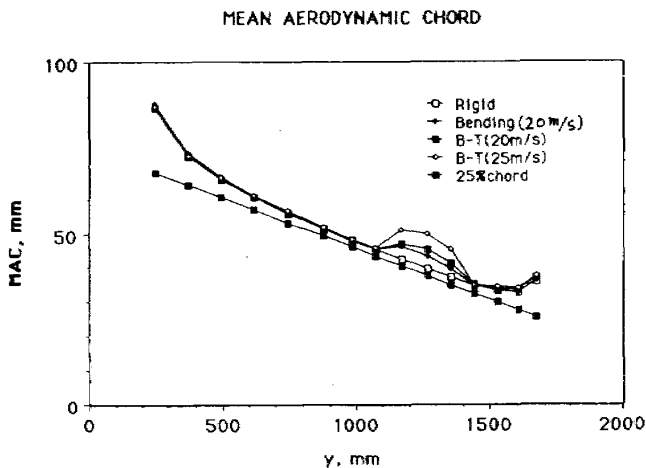
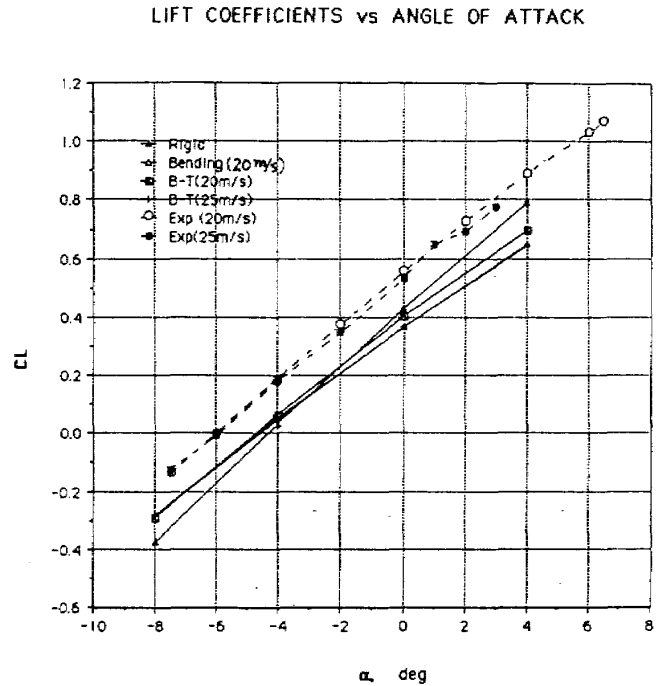
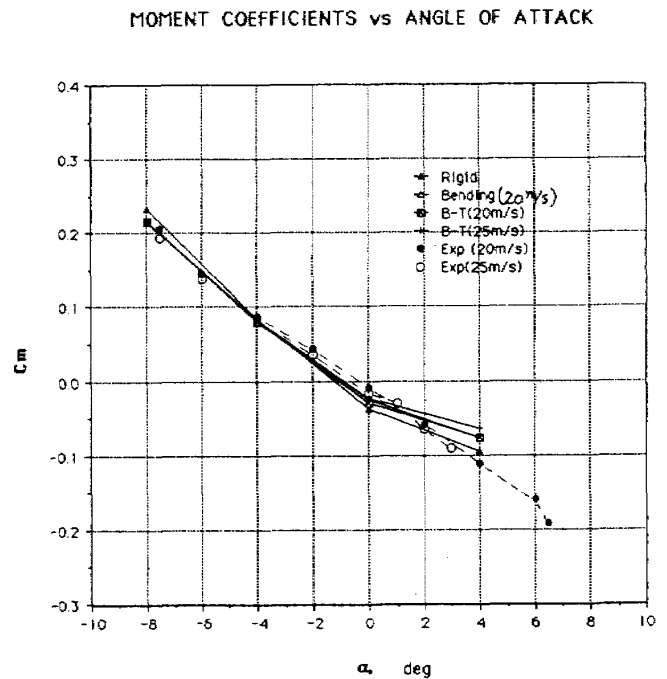


図14 空力中心位置の翼幅方向分布

も曲げのみを考慮した場合には空力中心が弾性軸の前方にあることによる前縁上げの振り変形が正しく見積られないために、振りをも考慮した基準ケースよりも少なめに見積もってしまうことが分る。風速を25m/sに上げると曲げ変形が増大するために揚力はかえって減少する。

図14は同じく迎角0度での各ケースの空力中心の翼幅方向分布である。空力中心についてはケースによって際だった差はなく、全ての場合ほとんど25%翼弦位置を通っている。ただし翼根から9～11番目の、後縁舵面(エルロン)がついている翼素の部分では弾性変形、特に振り変形を考慮すると空力中心が前進する。エルロンは弾性変形しないために、主翼桁が曲げ変形を生じた時にヒンジ線の位置で段違いが生ずる。このためにエルロ

図15 $C_l \sim \alpha$ 曲線：解析結果と風試結果の比較図16 $C_m \sim \alpha$ 曲線：解析結果と風試結果の比較

ン部分の圧力分布がわずかながら少なめに計算され、その結果空力中心が前進することになる。

以上の解析結果を全機の揚力係数、縦揺れモーメント係数として迎角に対して示したのがそれぞれ図15および図16である。剛体翼とした解析では揚力、縦揺れモーメントとも過大に見積もってしまうこと、しかし曲げのみを考慮すると今度は弾

表3 解析ケース毎の揚力傾斜

剛 体	曲げのみ (20m/s)	曲げ / 振り (20m/s)	曲げ / 振り (25m/s)	実 験 値
5.78	4.66	4.96	4.69	4.86

性変形の影響を過大に見積もってしまうこと、結局、曲げとともに振りをとも考慮して初めて正しく弾性変形効果を見積もれることが示されている。

両図には風速20m/sおよび25m/sの風試結果も示してある。図15には零揚力角に相違が残っているものの、表3にまとめたように揚力傾斜は弾性変形を考慮した効果で実験値と良い一致を示している。

零揚力角の実験値と解析値の相違の原因を考察しよう。零揚力角の実験値が約 -6° であるのに対して解析値は剛体翼とした取扱いで -4.3° 、弾性を考慮すると幾分実験値に近づいて -4.7° となっている。一方、主翼の取付け角は 5.85° であるから主翼単体の零揚力角は -5.85° となる筈である。

まず実験値側の問題に天秤支柱の空力干渉がある。大型低速風洞の場合天秤支柱による気流の吹上げのために揚力係数は0.5程度増加する(風洞担当者談)。また主翼弾性桁の永久捩れ変形が疑われる。右翼は既に単独で突風荷重軽減、フラッタ制御の実験に供してきたものであり、50回に及ぶフラッタ初期振動及び突風による加振を経験してきているのである程度の捩り変形が生じていることは十分に考えられる。しかし、桁の曲げ変形はともかく、捩り変形自体を精度よく計測することは大変難しい上は、桁自身および翼素の自重の影響を除いた捩り変形を計測することはなおさら困難なので変形の確認はしていない。

解析値側については相違の原因は現在までのところ見つかっていない。例えば主翼の弾性変形解析値が実際と相違しているとしても、それは揚力傾斜の相違となって表れるが零揚力角への影響は2次的である。

主翼について断面の揚力傾斜を示したのが図17である。2次元薄翼理論値 2π と比較しても剛体とした解析値は揚力を過大に見積もってしまうことが明らかである。

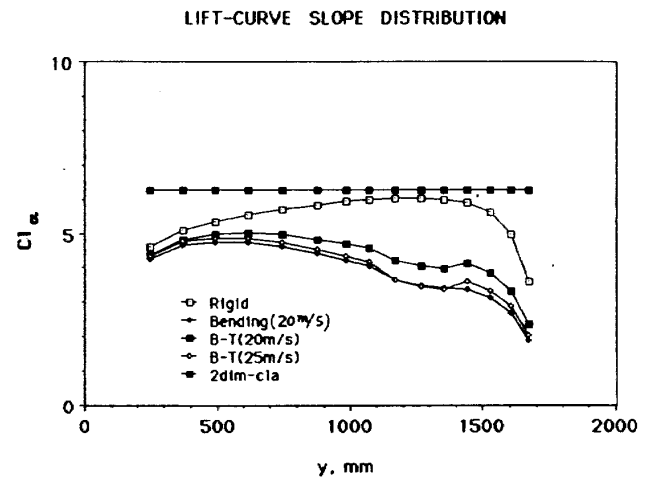


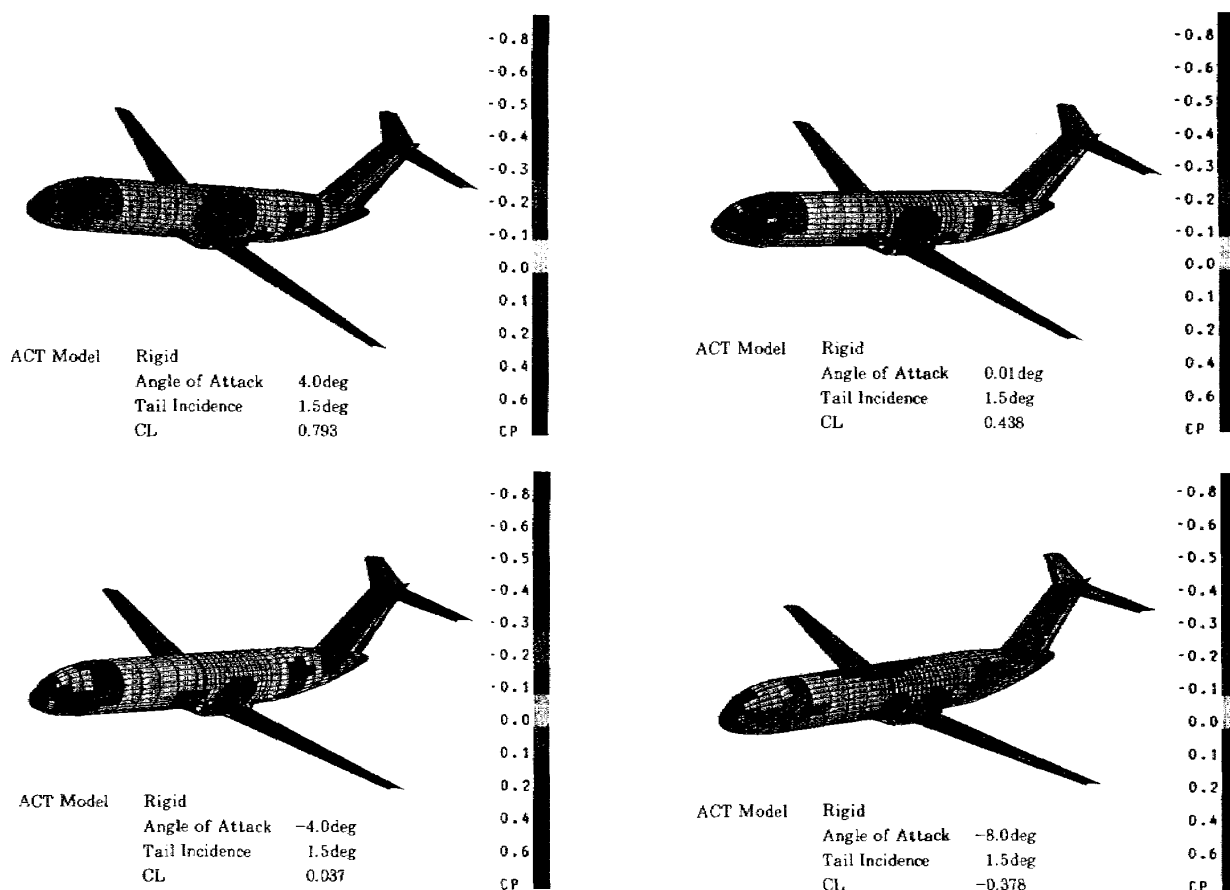
図17 断面揚力傾斜の翼幅方向分布

図18には圧力分布解析の結果を剛体の場合、曲げのみを考慮した場合、曲げ / 振りを考慮した場合(風速20m/s, 25m/s)について迎角4, 0.01, -4 , -8 度の4ケース示した。

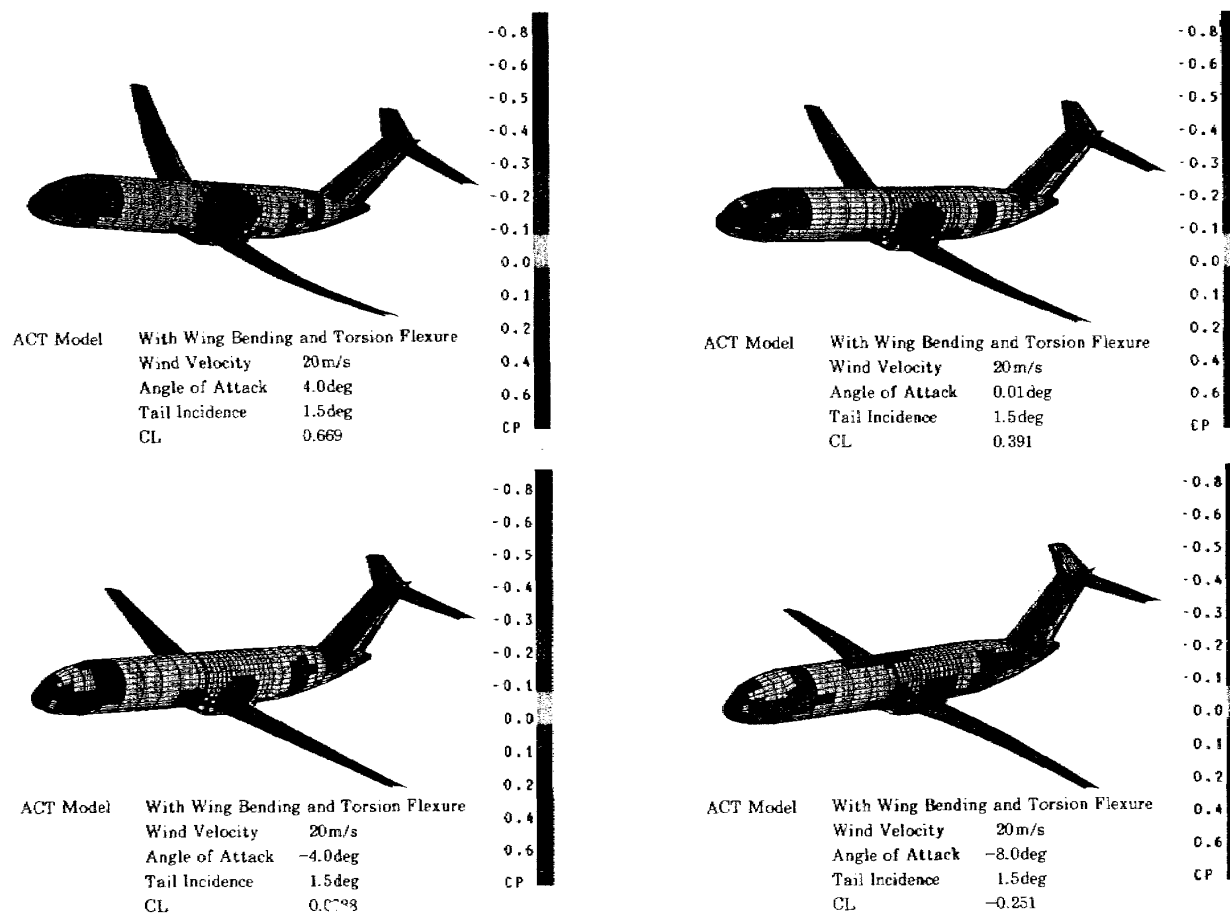
4. 結 論

- (1) 汎用化された境界要素法の空力解析プログラムと有限要素法の構造解析プログラムを結合して、弾性模型の静的空力弾性解析を行う方法を示した。
- (2) 得られた結果は実験値に現れた空力弾性効果をよく説明した。
- (3) 弾性後退翼の場合、剛体としての解析では空気を過大に見積もり、曲げ変形のみを考慮すると過小に見積もってしまう。弾性変形の効果を正しく見積もるには、曲げ、捩りとも考慮しなければならない。
- (4) 後退翼の場合、弾性効果は揚力傾斜を減少させ、静安定を減少させる。

最後に、電通大学生竹内善行君は大量の計算を実行してくれた。ここに感謝する。

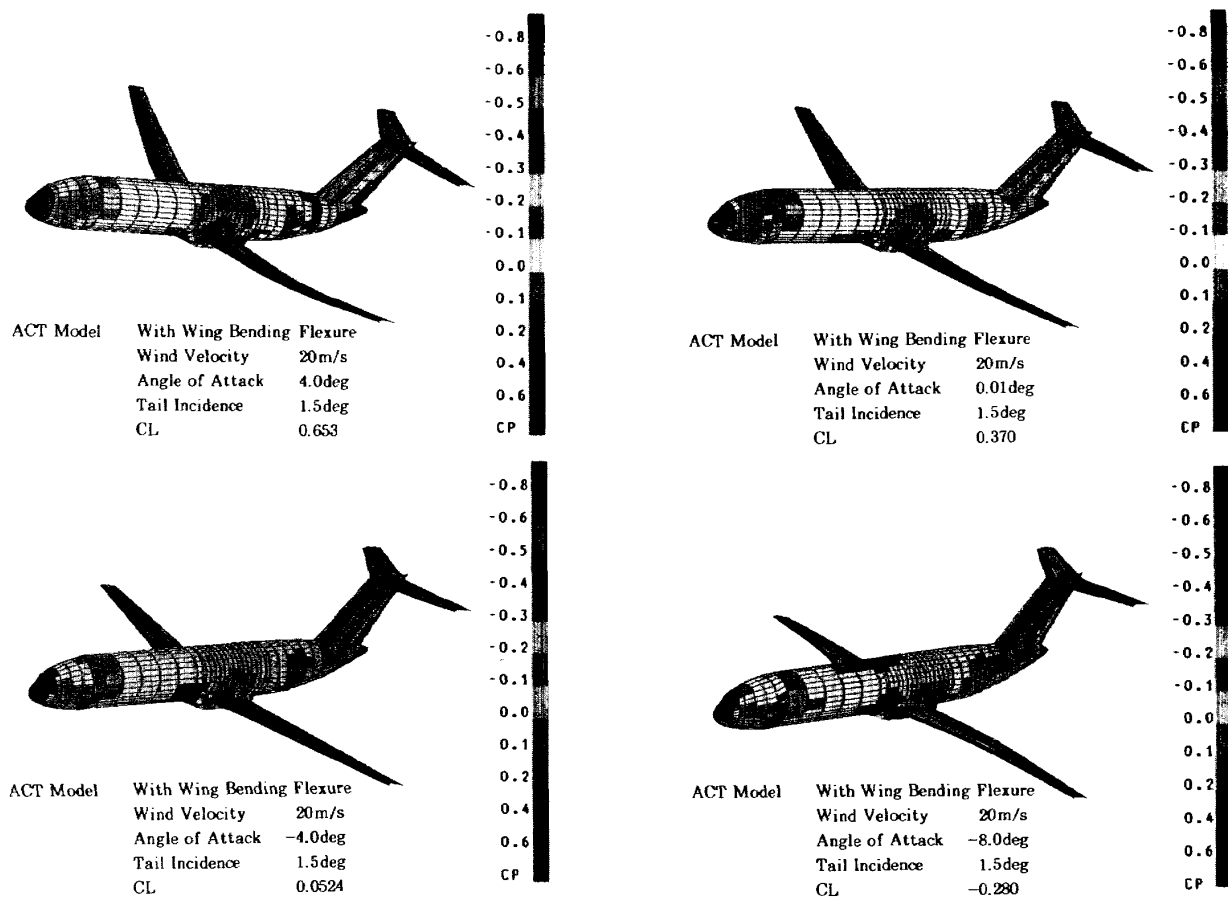


(1) 機体を剛体とみなした場合

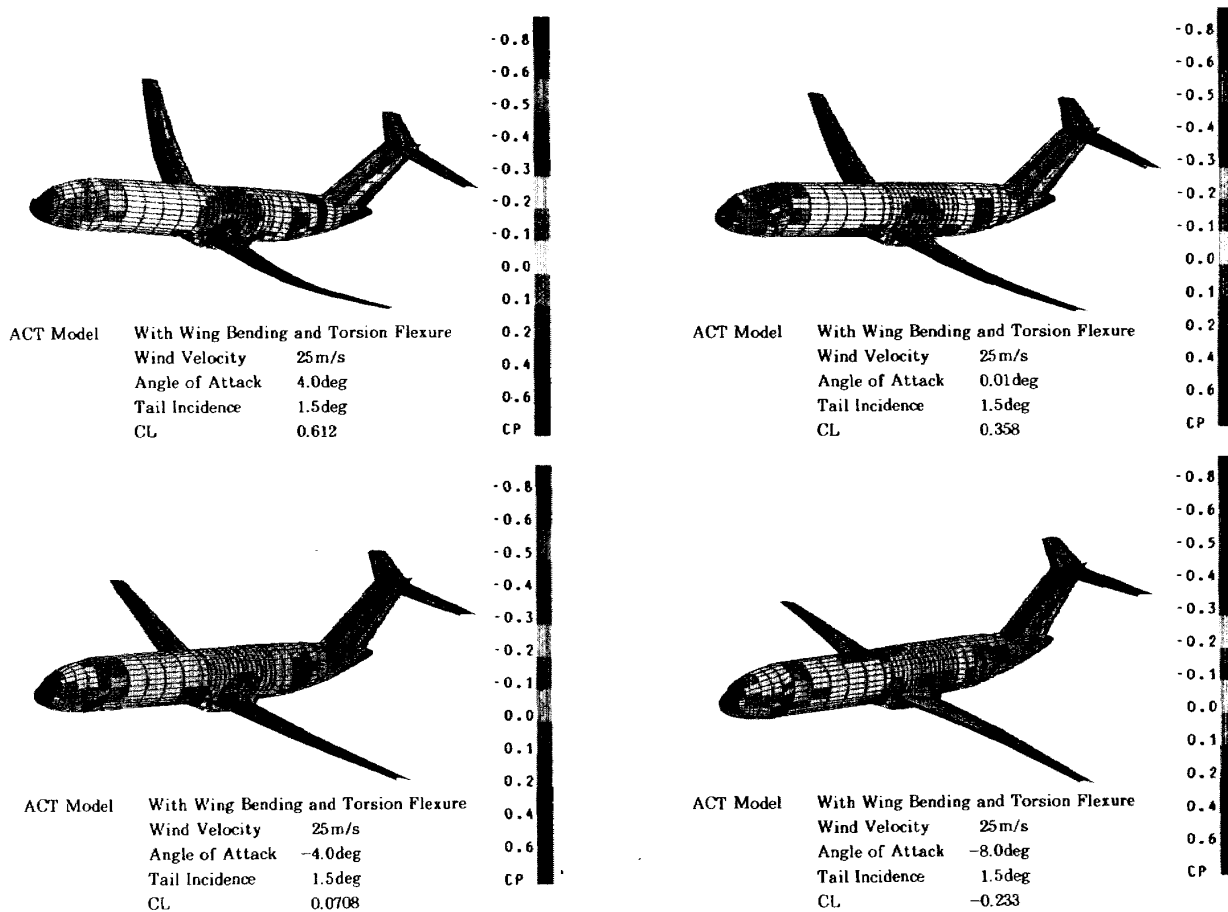


(2) 曲げ及び捩り変形を考慮した場合 (風速 20m/s)

図18 圧力分布の解析結果



(3) 曲げ変形のみを考慮した場合 (風速 20 m/s)



(4) 曲げ及び捩り変形を考慮した場合 (風速 25 m/s)

図18 (続き)

参 考 文 献

- 1) 松下 洸 ; 空力弾性系のアクティブ制御ー航空宇宙技術研究所における研究状況ー, 日本航空宇宙学会誌, 第35巻, 第398号, (1987), pp.136-144.
- 2) 上田哲彦, 藤井謙司, 安藤泰勝 ; ACT 全機風試模型の振動試験およびその数学モデル化について, 日本航空宇宙学会, 第19期年会講演集 (1988.4), pp.33-34.
- 3) 藤井謙司, 上田哲彦, 安藤泰勝 ; ACT 実験用全機弾性模型の振動試験と構造モデル化, 航空宇宙技術研究所資料TM-626(1990.8).
- 4) 鈴木誠三, 室田勝一, 萱場重男, 外立政隆, 野中 修, 上田哲彦, 菊池孝男, 安藤泰勝, 岩崎和夫, 藤井謙司, 松下 洸 ; NAL弾性翼付 ACT 全機模型の静的空力特性試験, 第26回飛行機シンポジウム講演集 (1988.10), pp.520-523.
- 5) Rodden, W. P., Harder, R. L. and Bellinger, E.D. ; Aeroelastic Addition to NASTRAN, NASA CR 3094 (1979).
- 6) 柳沢三憲 ; 「境界要素法を用いた亜音速流中の三次元揚力物体の空力特性の計算」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-835 (1984.9).
- 7) 航空宇宙技術研究所数理解析部 ; 航空宇宙技術研究所汎用コード, ZENKIPNL使用手引書 (1988.1).
- 8) Bisplinghoff, R. L., et al. ; *Aeroelasticity*, Addison-Wiseley (1955).

付 録

A. 圧力積分サブプログラム

圧力積分プログラムは空力解析プログラムから得られる圧力分布を入力として構造解析のビームモデルに必要となる翼面上の空気力分布を計算する。プログラムの流れは本文図4に示した。ここではその構成要素について述べる。

(1) パネルの図心(面心)

双曲面四辺形で表されるパネルの面心 P_0 はパネルの4頂点(その位置ベクトルを $P_i, i=1, 4$ とする)の座標を $[x_i, y_i, z_i]^T, i=1, 4$ とすると,

$$P_0 = \frac{1}{4} \begin{bmatrix} x_1 + x_2 + x_3 + x_4 \\ y_1 + y_2 + y_3 + y_4 \\ z_1 + z_2 + z_3 + z_4 \end{bmatrix} \quad (A1)$$

(2) 法線ベクトル

双曲面四辺形の法線ベクトルを次のように定義する。双曲四辺形は、その4辺の中点は同一平面上にあるが、その平面に直角で面心を通る次式で定義されるベクトルをこの双曲面四辺形の法線ベクトルとする。

任意の隣り合う2辺の中点と面心を結ぶベクトルは

$$P_1 = \frac{1}{4} \begin{bmatrix} x_1 + x_2 - x_3 - x_4 \\ y_1 + y_2 - y_3 - y_4 \\ z_1 + z_2 - z_3 - z_4 \end{bmatrix} \quad (A2)$$

$$P_2 = \frac{1}{4} \begin{bmatrix} x_1 - x_2 + x_3 - x_4 \\ y_1 - y_2 + y_3 - y_4 \\ z_1 - z_2 + z_3 - z_4 \end{bmatrix} \quad (A3)$$

となるが、この P_1, P_2 ベクトルによって法線ベクトルは

$$N = \frac{P_1 \times P_2}{|P_1 \times P_2|} \quad (A4)$$

と定義される。 $P_1 \times P_2$ はベクトル積を表す。

(3) 2直線(弾性軸, パネル法線)間の距離

弾性軸の方程式を軸上の代表点と1個のパラメータで表わす。代表点として弾性軸と機体対称面との交点 Q_0 を選び、その座標を $Q_0 [q_1^0, q_2^0, q_3^0]^T$ 弾性軸の方向ベクトル s の成分を $s = [s_1, s_2, s_3]^T$ とすると軸上の点 $Q = [q_1, q_2, q_3]^T$ の満たす式と

して弾性軸の方程式は

$$\begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_1^0 \\ q_2^0 \\ q_3^0 \end{bmatrix} + s \begin{bmatrix} s_1 \\ s_2 \\ s_3 \end{bmatrix} \quad (A5)$$

となる。

同様にして i 番目のパネルの面心 $P_i = [P_1^i, P_2^i, P_3^i]^T$ から立てた法線 $r_i = [r_1^i, r_2^i, r_3^i]^T$ 上の点 $P = [P_1, P_2, P_3]$ の満たす式としてパネル法線の方程式は

$$\begin{bmatrix} p_1 \\ p_2 \\ p_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_1^i \\ p_2^i \\ p_3^i \end{bmatrix} + r \begin{bmatrix} r_1 \\ r_2 \\ r_3 \end{bmatrix} \quad (A6)$$

で表わされる。このとき両直線の距離の2乗は

$$f(r, s) = (p_1 - q_1)^2 + (p_2 - q_2)^2 + (p_3 - q_3)^2 \quad (A7)$$

であるから f の r, s に関する停留値から両直線の最短距離 d が次のように与えられる。

$$d = \sqrt{(p_1 - q_1)^2 + (p_2 - q_2)^2 + (p_3 - q_3)^2} \quad (A8)$$

ここで $p_i, q_i; i=1, 3$ は (A1), (A2) 式で与えられ、同式中の r, s は

$$\begin{aligned} b_1 &= (q^0 - p^i) \cdot r \\ b_2 &= (p^i - q^0) \cdot s \\ a_{11} &= r \cdot r \\ a_{12} &= a_{21} = -r \cdot s \\ a_{22} &= s \cdot s \end{aligned} \quad (A9)$$

として

$$r = \frac{1}{d} \begin{vmatrix} b_1 & a_{21} \\ b_2 & a_{22} \end{vmatrix}, \quad s = \frac{1}{d} \begin{vmatrix} a_{11} & b_1 \\ a_{22} & b_2 \end{vmatrix} \quad (A10)$$

ただし

$$d = \begin{vmatrix} a_{11} & a_{21} \\ a_{12} & a_{22} \end{vmatrix} \quad (A11)$$

によって与えられる。

(4) 揚力分布, モーメント分布

各パネル毎に圧力, パネル面積, パネル法線ベクトル, パネル法線と弾性軸間の距離が求まれば, パネル毎の揚力, 弾性軸回りのモーメントが,

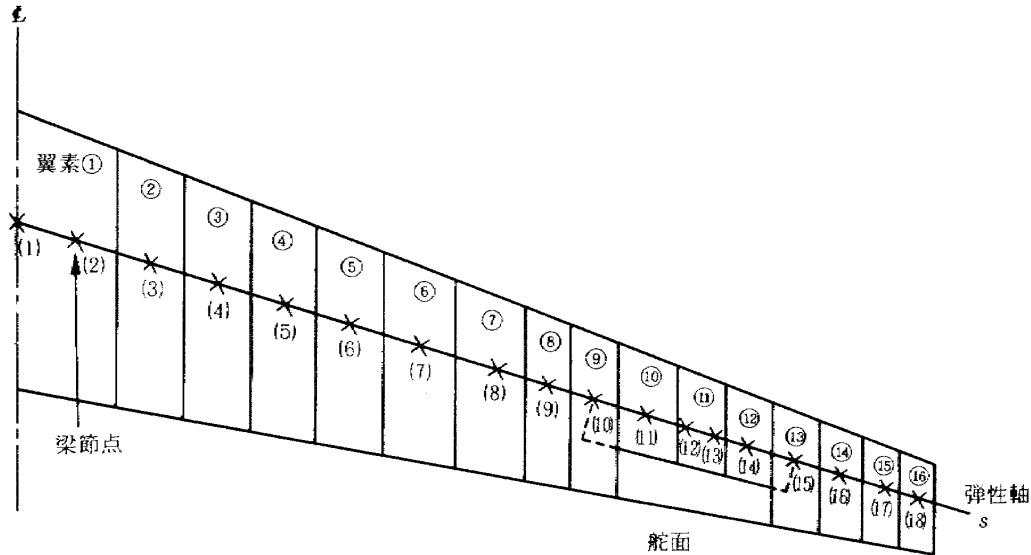
$$\begin{aligned} \Delta l_i &= C_{pi} \cdot n_3^i \cdot s_i \\ \Delta m_i &= C_{pi} \cdot d_i \cdot s_i \end{aligned} \quad (A12)$$

と求まるから、任意の空力分布が計算出来る。

B. 弾性変形主翼パネル生成サブプログラム

構造解析プログラムから出力される有限要素の変位データに基づいて弾性変形を生ずる主翼パネルの座標をこのサブプログラムで計算する。構造解析プログラムでは機体構造を梁でモデル化して

おり、主翼については弾性軸に沿って梁を配置している^{2,3)}。主翼翼素と梁の配置図を付図1に、関連寸法を付表に示す。プログラムの出力は各梁要素節点での垂直変位と変位の梁方向変化率および振り角である。



付図1 翼翼素と梁要素の配置

付表 翼翼素と梁要素の寸法

単位: mm

翼翼素番号	翼翼素幅	翼翼素外舷側の y 座標	梁節点番号	節点の y 座標
(翼端側)				
16	54.9	1700(翼端)	18	1660.7
15	79	1645	17	1606.9
14	79	1566	16	1527.3
13	88	1487	15	1445.8
12	88.1	1399	14	1359.4
11	109.8	1311	13	1301.9
			12	1231.8
10	86	1223	11	1167.5
9	86	1113	10	1071.6
8	130.7	1027	9	985.3
7	133	941	8	898.9
6	123	810	7	746.4
5	123	677	6	616.9
4	123	554	5	494.1
3	123	431	4	371.3
2	(123)	308	3	248.5
1	(62.5)	185	2	118.0
(翼根側)		(0: 中心線)	1	0

計算手順は本文図5の通りであって、主翼は計算初期には平均翼弦が xy 平面にあるとする。また、主翼を構成する各翼素は梁要素の節点で弾性軸に結合されているとみなしてその節点の諸量から翼素上のパネルの座標を計算する（11番翼素には梁節点が2点あるので、その中点を翼素結合点とし、変位量は2点の内挿量とする）。図5に示した計算手順のうち回転として取扱える捩り変形、舵角、上反角、取付け角は(3)項に示す「回転による座標変換」のサブプログラムを適用すればよい。以下では主翼曲げ変形の取扱いと、主翼曲げ変形に伴う剛体舵面の取扱いとについて述べる。

(1) 主翼の曲げ変形に伴う翼素座標の変換

弾性軸に沿って s 座標を、垂直変位方向に z 座標をとる。構造解析サブプログラムから出力される変位データのうち垂直変位を用いて曲げ変形後の翼素の弾性軸への結合点の s, z 座標 (s_{a_i}, z_{a_i}) および各翼素の弾性軸方向の傾き σ を次のように求める（付図2に i 番翼素付近の弾性軸に沿った sz 断面を示す）。まず曲げ変形後の翼素結合点の z 座標は梁要素節点の垂直変位そのものであり、 s 座標は翼素の中心線が変形によって伸縮せずに折れ線となるとみなす条件から定める。翼素の s 軸方向の傾きは折れ線の傾きである。

いま $(i-1)$ 番翼素の変形後の位置が確定したと

して、 i 番翼素の位置を次の手順で計算する。ただし、翼素の外舷側翼端の s, z 座標を (s_{t_i}, z_{t_i}) とする。

$$\Delta s_i^1 = s_{a_i}^0 - s_{t_{i-1}}^0$$

$$\Delta s_i^2 = s_{t_i}^0 - s_{t_{i-1}}^0$$

$$\Delta z_i = z_{a_i} - z_{t_{i-1}}$$

$$\Delta s_i = \sqrt{(\Delta s_i^1)^2 + (\Delta z_i)^2}$$

として

$$s_{a_i} = s_{t_{i-1}} + \Delta s_i \quad (B1)$$

$$s_{t_i} = s_{t_{i-1}} + \Delta s_i \cdot \Delta s_i^2 / \Delta s_i^1 \quad (B2)$$

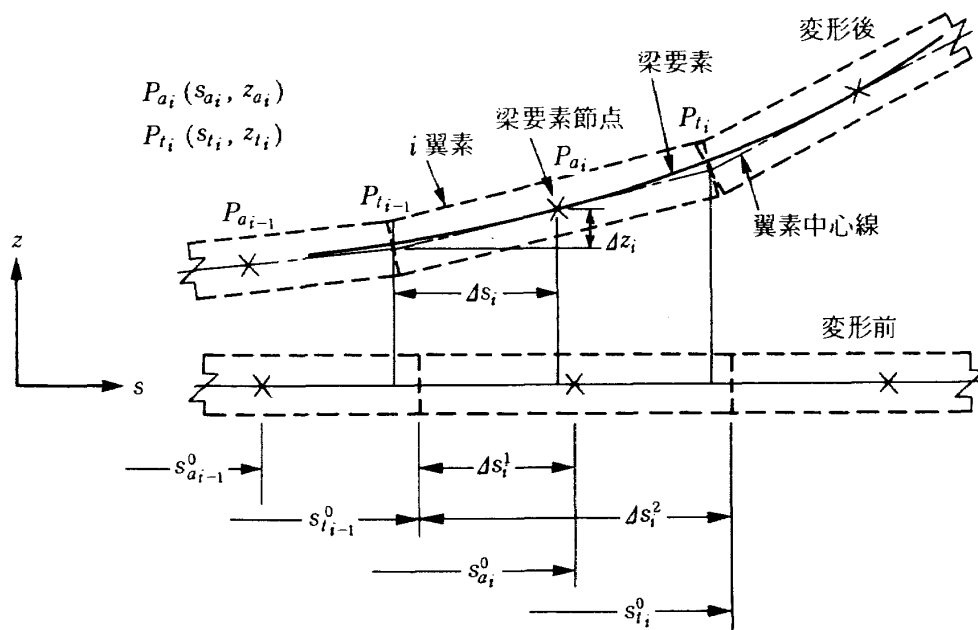
$$z_{t_i} = z_{t_{i-1}} + \Delta z_i \cdot \Delta s_i^2 / \Delta s_i^1 \quad (B3)$$

翼素の傾きは

$$\sigma_i = \tan^{-1} \{ \Delta z_i / \Delta s_i \} \quad (B4)$$

(2) 舵面上のパネルの取扱い

舵面は剛体で弾性変形しないとする。主翼の弾性変形に伴う舵面の移動は次のように取扱って主翼との整合を図る。即ち、舵面は両隣りの翼素の弾性軸への取付け点から出した弾性軸に直交する部材にヒンジ線が取り付けられているとする。このとき主翼の捩れ変形に対してはまず、舵面は両端部材の捩れ角の平均値だけ弾性軸回りに回転させ、そのとき生ずるヒンジ線両端の、隣り合う翼素と



付図2 主翼の曲げ変形に伴う翼素の移動

のずれをヒンジ中央でヒンジ線に直角の軸回りに舵面を回転させて補正する。こうした取り扱いの結果、主翼の曲げ変形に伴って舵面ヒンジ線に沿ってわずかな段差が生じ、振れ変形に伴っては舵面両隣の翼素との間にわずかな段差が生ずることになる。これらの段差は実際にも生じているものに近いと思われる。

(3) 回転による座標変換

主翼の振り変形、舵面舵角、主翼の上反角・取付角等に伴う座標変換は xyz 各軸回りの回転で扱えるので、以下にその変換式を示しておく。

パネル頂点の回転前の座標を $\mathbf{x} = (x, y, z)^T$ 、回転後の座標を $\mathbf{x}' = (x', y', z')^T$ とし、各軸回りの角 θ だけの回転を

$$\mathbf{x}' = \mathbf{A}_i \mathbf{x}; i=1, 2, 3 \quad (\text{B5})$$

と表すと、回転の行列は各軸毎に次の式となる。

x 軸回り :

$$\mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta \\ 0 & \sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (\text{B6})$$

y 軸回り :

$$\mathbf{A}_2 = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (\text{B7})$$

z 軸回り :

$$\mathbf{A}_3 = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & 0 \\ \sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{B8})$$

上記各行列は要素が共通なので計算サブプログラムは \mathbf{A}_1 のみを用意しておき、回転軸に応じて行、列を置換して用いるように作ればよい。

航空宇宙技術研究所資料 624号

平成2年7月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422) 47-5911(大代表) ㊦182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区西早稲田 2-1-18
