空 気 力 学 と CAD*

相 原 康 彦**・小 山 久 夫**
市 原 潔**

Key words: Aerodynamics; aircraft; simulation

1. 結 言

現在各方面で CAD (Computer Aided Design) が応用されているが、最先端の科学技術の集約に基づく航空機の設計には当然ながら早くから取り入れられ活用されている^{1),2)}。現在用いられている CAD は、主として既存のデータや知識を組織化して、目的とする機種についての諸要求を満たすような試行錯誤を経て、設計者に基礎的な計画内容を検討する資料を提供するように機能しているように思われる。このようなデータベースのシステムにより得られた情報を基にして、設計者が修正を加え、さらに風洞実験によって空力特性を調べながら設計をすすめていくのであるが、わが国ですでに機体規模策定のために作られている PASPA (Program for Automated Search and Parametric Analysis) はこのような作業の上で大いに役立っている。

これに関してわれわれが意図しているのは、近來目覚ましい進歩をとげている Computational Aerodynamics (以下数値空気力学と呼ぶ) による解析法を用いて、その情報をデータベースの CAD システムに適宜組み込ませることにより設計に寄与することである。データベースの CAD の大型化、内容の多様化は今後ますます進むものと考えられる。しかし設計者が判断の基礎とするための詳細な空気力学に関するデータは、最終的には風洞実験、またはこれを代行する解析に頼らざるをえないものと考えられる。

このような観点から、当面、次のような作業を計画している。

(1) 基本設計によって示される諸元に基づいて、全機まわりの流れを数値空気力学によって計算し、これから空力特性の推定を行いたい。全機の空力特性の推定に数値空気力学が成果を収めている例³⁾ から考え

て、この作業は連続的かつ任意に形状を変えられる模型についての風洞試験に相当する。

(2) CAD と数値空気力学の関連において重要なシステムの一つは、マスターディメンジョンシステム等のディスプレイの手法であろう。この手法によって、解析においては機体形状を数式化することが可能であり、一方、設計者には三面図その他の図によって形状を示すことができるので、これをプログラムに取り入れたい。

(3) 翼、胴体等の要素について最適形状を数値空気力学で算出している基礎研究³⁾ は、これまでも行われているので、全機形状についてもその拡張は可能であろう。設計における最適化の評価について、該当する基本的な形状を計算機で求めるコードを開発したい。これにより設計者に有用な参考資料が提供されることを期待している。

このような試みが従来の CAD システムのなかで補完的な働きを果たし、一方では空気力学に基礎研究の課題をもたらしてくれることを期待している。

2. 設計への CAD の導入^{4),5)}

一般に CAD の機能の発展を歴史的にたどると、

- (1) たんなる製図機械
- (2) グラフィック・ディスプレイを用いて、対話的に製図データを追加・修正
- (3) データベースを組み込み、設計に必要なデータや設計結果を作成・管理
- (4) コンピュータ・ネットワークの形成による分散処理
- (5) 総合システム

といえるかと思う。このような進歩の著しい分野のならいとして、CAD の明確な定義づけは困難であるが、役割としては次のようにいえる。すなわち、高度な創造的思考はあくまで設計者の仕事として残し、思考に必要な計算や思考結果の表現などのルーチンワークを代行する支援者としての役割である。CAD が設計の手法である以上、技術者にとっての使いやすさが最も重要であるが、より強力な手法となるためには、

* 昭和 57 年 11 月 10 日、第 20 回飛行機シンポジウムにて講演。昭和 58 年 6 月 7 日原稿受理 Aerodynamics and CAD

** 東京大学工学部航空学科 Yasuhiko AIHARA, Hisao Koyama and Kiyoshi ICHIHARA

第1図 設計のフローチャート

各種の応用のためのソフトウェアの充実が肝要である。

つぎに設計がどのように行われるかを概観すると

(1) 設計対象の目的および性能目標を明確化し、仕様の概要を決める基本設計

(2) 基本設計に基づく仕様の実現のために、各部分のより具体的な設計を行う詳細設計

の二つの段階に分けることができる。そして、いずれの段階においても、技術者の経験や新たな解析計算/実験に基づく検討と、不適切な仕様を修正する設計変更とを繰り返すのがふつうである。このようにして進められていく設計の様子をフローチャートの形で書くと、第1図のようになるであろう。基本設計における欠陥が、詳細設計の段階で発見されると、設計全体の再検討が必要になり工程遅延を招く。したがって、基本設計は十分慎重に行われるべきである。これに対し、詳細設計は手順が確立されている部分が多く、ある程度の機械化が可能である。

3. CAD と数値空気力学

3.1 CAD への数値解析の導入 設計によりモデルが限定されてくると、模型による試験や数値解析によって、そのモデルが目標水準を満たしているかどうかの確認を行う。近年は設計のサイクルが短くなってきていることと、コストが安いなどの理由で、数値解

析の比重が一般に大きくなっている。

コンピュータ解析が設計に有効に取り入れられた場合には解析と設計変更に要する時間が短いシステムが作られて、数多くのモデルについて性能の検討を行うことができ、設計の質の向上が期待できる。そこで次のような最適設計 CAD システムを考えることができる。すなわち、

(1) 基本構想に合致する理想像をいなく (技術者の仕事)。

(2) 制約条件を与える (技術者の仕事)。

(3) 複数個所の同時変更の場合を含めてパラメトリックな変更を行う個所を指定する (技術者の仕事)。

(4) 与えられた制約条件のもとで各パラメータを変化させながら、数値解析を行う (計算機の仕事)。

(5) 得られた結果を整理して、適当なフォーマットで出力する (計算機の仕事)。

(6) 総合的な判断のもとに最終モデルを決める (技術者の仕事)。

3.2 フローチャート 上述のような最適設計CADシステムは、航空機の空力設計においてもその効果を期待される。システム・フローチャートは第2図のようになるであろう。ここで適切な数値空気力学のプログラムが必要となる。航空分野での数値空気力学の手法としては、パネル法と有限差分法がすでに長い伝統をもっており、いずれも CAD への組み込みは有効と思われるが、ここでわれわれは有限要素法によるプログラムの組み込みを提案したい。有限要素法は、広い分野での応用で非線形問題の定式化や複雑な境界の処理が比較的容易であることと、要素分割の工夫により限られたメモリで精度のよい計算ができるなどの利点がある。他方、パネル法や有限差分法にもそれぞれ有限要素法にない利点があるので、最終的にはできるだけ多くのプログラムを組み込み可能にし、問題によってそれらを使い分けられるようにするのが望ましい。

4. 数値解析

4.1 CAD における数値空気力学のサブシステムの例 さて、われわれが作業を予定しているのは、第2図のうち、数値空気力学の部分であるが、今回は圧縮性ポテンシャル流れという条件で有限要素法解析のプログラムを提供することにする。このプログラムの入力データを作るための要素自動分割プログラムと、出力されたポテンシャル値から速度場・圧力場・揚力・抵抗・モーメントを計算するための流速計算・作図プログラムが別途提供される。

4.2 圧縮ポテンシャル流れの解析のための有限要素法^{6),7)} 3次元の圧縮性ポテンシャル流れの、ポテ

第2図 航空機用 CAD のシステムフローチャートの例

ンシャル ϕ に関する方程式は,

$$\begin{aligned} & (a^2 - \phi_z^2)\phi_{zz} + (a^2 - \phi_y^2)\phi_{yy} + (a^2 - \phi_x^2)\phi_{xx} \\ & - 2\phi_x\phi_y\phi_{xy} - 2\phi_y\phi_z\phi_{yz} - 2\phi_x\phi_z\phi_{xz} \\ & = 0 \end{aligned} \quad (1)$$

と与えられる. ここで ϕ_x は $\frac{\partial \phi}{\partial x}$... を意味する. 音速 a を一様流流速 U_∞ , 同じく音速 a_∞ と, エネルギー保存則

$$a^2 = a_\infty^2 - \frac{\gamma-1}{2}(\phi_x^2 + \phi_y^2 + \phi_z^2 - U_\infty^2) \quad (2)$$

を用いて消去する. $\phi_x/U_\infty \rightarrow \phi_x$ 等の無次元化により, (1)はつぎようになる.

$$\begin{aligned} & \left(\frac{1}{M_\infty^2} + \frac{\gamma-1}{2} \right) (\phi_{zz} + \phi_{yy} + \phi_{xx}) \\ & - \frac{\gamma+1}{2} (\phi_x^2\phi_{zz} + \phi_y^2\phi_{yy} + \phi_z^2\phi_{xx}) \\ & - \frac{\gamma-1}{2} (\phi_y^2\phi_{zz} + \phi_x^2\phi_{zz} + \phi_z^2\phi_{yy} + \phi_x^2\phi_{yy} \\ & + \phi_z^2\phi_{xx} + \phi_y^2\phi_{xx}) - 2\phi_x\phi_y\phi_{xy} \\ & - 2\phi_y\phi_z\phi_{yz} - 2\phi_x\phi_z\phi_{xz} = 0 \end{aligned} \quad (3)$$

ここで M_∞ , γ は一様流のマッハ数, 比熱比である. (3)に重み関数 $\delta\phi$ を掛けて, 部分積分を行うこ

とにより,

$$\begin{aligned} & \iiint_R \left\{ (\delta\phi_x\phi_x + \delta\phi_y\phi_y + \delta\phi_z\phi_z) \right. \\ & - \frac{(\gamma-2)M_\infty^2}{2+(\gamma-1)M_\infty^2} (\delta\phi\phi_{zz}^2 + \delta\phi\phi_{yy}^2 + \delta\phi\phi_{xx}^2) \\ & \cdot (\phi_x i + \phi_y j + \phi_z k) \\ & - \frac{M_\infty^2}{2+(\gamma-1)M_\infty^2} (\phi_x^2 + \phi_y^2 + \phi_z^2) \\ & \times (\delta\phi_x\phi_x + \delta\phi_y\phi_y + \delta\phi_z\phi_z) \left. \right\} dR \\ & = \iint_\Gamma \delta\phi F d\Gamma \end{aligned} \quad (4)$$

ここで, R は領域, Γ は境界, (i, j, k) は (x, y, z) 方向の単位ベクトルを表わし

$$\begin{aligned} F &= \phi_x l_x + \phi_y l_y + \phi_z l_z \\ & - \frac{(\gamma-2)M_\infty^2}{2+(\gamma-1)M_\infty^2} (\phi_x^2 + \phi_y^2 + \phi_z^2) \\ & \times (\phi_x l_x + \phi_y l_y + \phi_z l_z) - \frac{M_\infty^2}{2+(\gamma-1)M_\infty^2} \\ & \times (\phi_x^2 + \phi_y^2 + \phi_z^2) (\phi_x l_x + \phi_y l_y + \phi_z l_z) \end{aligned} \quad (5)$$

である. (l_x, l_y, l_z) は境界 Γ の外向き単位法線ベクトルを示す. (4)を離散化して

$$\tilde{M}\phi = F \quad (6)$$

の形を得るが、ここで係数マトリックス M は ϕ の関数であるので、適当な初期値を代入して収束するまで計算が反復される。

5. 具 体 例

5.1 使用した CAD システムの概要 今回われわれが使用した CAD システムは、第2図で提案したシステムのうち、初期設計と数値空気力学の部分を実現したものであり、以下のプログラムから構成される。

PASPA: 航空機の設計や性能推定を行うプログラム。本システム内では初期設計モードのみを利用する。

PARM 31: PASPA の設計結果に、データの追加や変更を行うための会話型プログラム。

MESH 31: 有限要素法のための要素分割を行うプログラム。風洞内におかれた航空機のまわりの空間を分割する。

FCPF 31: 圧縮性ポテンシャル流体の亜音速流れを有限要素法を用いて解くプログラム。

GRPH 31: 図形処理プログラム。航空機の形状、要素分割図、流れベクトルなどをグラフィック・ディスプレイに出力する。ただし、PASPA による設計結果は PASPA 自身によって出力される。

ここで、PASPA についてはすでに開発されているプログラムを借用したが、他のプログラムはすべてわれわれの研究室で新規に開発したものである。PASPA については参考文献^{1), 2)}を参照されたい。

5.2 初期設計モードでの PASPA の使用 初期設計モードで、第1表のようなパラメータを PASPA に入力し、第3図(a)の三面図で示される設計結果を得た。第3図(b)は同じ飛行機のアイソメトリック図である。設計結果の詳細な数値データも別に出力される。

5.3 要素分割 PASPA による結果に、翼型など

第1表 PASPA (初期設計モード)への入力パラメータ例

設計高度 (ft)	30,000
設計水平載荷マッハ数	0.85
設計揚力係数	0.4
主翼取付位置 (m)	0.28
水平尾翼取付位置 (m)	0.1
胴体内搭載エンジン数	2
エンジン	ターボファン
主翼基準面積 (m ²)	20
主翼縦横比	5
主翼 1/4 弦長後退角 (deg)	30
主翼先細比	0.4
主翼上反角 (deg)	-6
胴体長 (m)	12
etc.

第3図(b) 同アイソメトリック図

のデータを追加し、航空機が風洞の円筒形測定部内にあるものと仮定して要素分割を行った結果が第4図(a)である。ここで節点数は 1,105、要素数は 784 である。メモリの節約のため、対称面で分けた半分のみを分割している。また、簡単のため今回はジェットエンジン部分の胴体のふくらみは計算に含まれていない。要素は風洞の中心軸から外側にいくにつれて放射状に大きくなっていくが、翼の上下に隣接する要素については、翼と平行な面で分割して大きさをそろえるようにした(第4図(b))。有限要素分割の副産物として生じる航空機表面のパネル分割の結果を、参考のため風洞のわくとともに示す(第4図(c))。

5.4 数値空気力学 有限要素法を用いて得られた速度ポテンシャルから、流体の速度ベクトルが求まる。Mach 数 0.0 のときの風洞内の速度ベクトルを第5図(a)に、機体表面での速度ベクトルを第5図(b)に示す。速度ベクトルと Mach 数および気体の比熱比から圧力係数 C_p が計算できる。

6. 結果と検討

第4図(a)の要素分割で表現した航空機の形状(第4図(c))を PASPA による表現(第3図(b))と

(a)

(b)

(c)

第4図 要素分割結果

比較すると、機首部分を除いてほぼ同一形状が本プログラムによって再現されている。したがって、PASPAで提案される初期形状を基本にして数値空気力学により検討を加えるという方針の基礎は確認されたといえよう。機体の形状の詳細、気流の解析の精密化を図るためには、今後の計算機の性能向上と手法の改良が必要である。

第5図(a), (b)でマッハ数 0, 迎角 0 について全

第5図(a) Mach 数 0.0 のときの風洞内の速度ベクトル

第5図(b) 機体表面での速度ベクトル

 第5図(c) 圧力係数 C_p に比例する長さのベクトル

機まわりの流れの速度と方向がベクトル表示されている。第5図(c)は、航空機表面での法線方向に、圧力係数 C_p に比例する長さのベクトルを描いたものである。ベクトルが表面に向いているときは C_p が正、逆にベクトルが表面から出ているときは C_p が負であることを示している。まず胴体に注目すると、航空機先端上面では C_p が正になっており風圧を受けていることを示している。また、後端でも C_p が正になってい

第6図 主翼上の表面要素による C_p の計算

る。胴体上のその他の部分では、 C_p はほぼ負である。次に主翼であるが、前縁下面では、おおむね C_p が正になっており、前縁での吹き上げの影響を示している。

第6図は、主翼上の表面要素を、コード方向に10、スパン方向に8となるように、全体で節点数3,345、要素数2,592の分割を行って C_p を計算したものである。スパン方向に8等分したもののうち、翼根から1, 3, 5, 7番目のパネル中央、すなわち、翼根から6.25%, 31.25%, 56.25%, 81.25%のスパン位置での C_p を示している。流れ方向の翼型はNACA 64A410であり、主翼取付角は、2度である。翼根から翼端に行くにつれて、上面での C_p の値についてはさほど大きな変化は見られないが、下面の C_p の値については、正の向き(第6図で下向き)にずれる傾向を示している。全翼面について積分することにより、揚力を求めることができる。また、迎角に対する流れ場と空気力を系統的に知ることができる。

7. む す び

航空機設計のためのCADに数値空気力学による性能評価を組み込んだシステムを開発中であり、ここではその方針の概略と初歩的な結果を示している。今後改良すべき点は多々あるものと思うが一応緒につくことができたものと考えている。数値解析法としては、たんに空力特性のみを知る上ではパネル法が簡便であるかもしれないが、周辺の流れの状態を含めて検討するにはFEMが優れているように思われる。

航空機のような高度の知識集約の対象に対して、従来のデータの整理、検索によって設計者の創造力に寄与するCADの役割からさらに踏み出して、設計者がその意図するところを自由に検討する手段を提供することがこの研究の一つの大きな狙いである。コンピュータ利用技術の面から考えれば、データ処理型の利用から次の世代のコンピュータ技術と見なされている知識工学的な利用を加味することともいえるだろう。

本研究において終始参考にさせていただいたPASPAは、日本航空宇宙工業会のまとめにより、航空機機体メーカー4社とエンジンメーカー1社の協同作業により完成されたプログラムである。貴重な資料を快く提供して下さいた関係各位に心から感謝申し上げます。

参 考 文 献

- 1) 上原祥雄, 有元 務: 航空機設計プログラム“PASPA”について, 日本航空宇宙学会誌, 第26巻, 第294号(1978), pp. 358-365.
- 2) 河野通陽: 航空機設計における電子計算機の利用, 日本機械学会誌, 第84巻, 第749号(1981), pp. 50-54.
- 3) CHAPMAN, D. R.: Computational Aerodynamics Development and Outlook, AIAA, J., Vol. 17, No. 12 (1979), pp. 1293-1313.
- 4) 服部幸英: CAD/CAMの適用分野と今後の展望, 図形と画像, Vol. 2, No. 3 (1981), p. 94.
- 5) 武田智雄: CADAMとは—その特徴と効果を探る, 日経コンピュータ, No. 10 (1982), p. 106.
- 6) HEWBER, K. H.: The Finite Element Method for Engineers, John Wiley & Sons, New York (1975).
- 7) 菊地文雄: 有限要素法概説, サイエンス社 (1980).