境界要素法を活用した航空機概念設計法について^{*1}

—大学における設計教育への適用—

Studies on Aircraft Conceptual Design Incorporating Boundary Element Method for University Design Education

河 井 俊 之^{*2,*3}・李 家 賢 —^{*4}

Toshiyuki KAWAI and Kenichi RINOIE

Key Words: Aircraft Conceptual Design, Boundary Element Method, Single Engine Light Aircraft

Abstract: Aircraft conceptual design method currently used for the university design education mainly utilises empirical values based on the statistical database to determine the main design parameters. Therefore, it is often difficult for students to understand the effects of aerodynamic parameters such as a wing aspect ratio and a taper ratio during the design process. In this paper, a conceptual design method that incorporates a boundary element method is discussed so that aerodynamic characteristic estimations are possible and that the students can easily comprehend the effects of aerodynamic parameters while designing the airplane. A single engine light airplane has been designed by the present conceptual design method. The results obtained by the present method and those by the conventional method are compared and discussed.

1. 序 論

航空機の設計・開発は、市場調査から始まり、概念設計・初期設計・詳細設計と進んで行き、製造と飛行試験が行われた後に、量産のプロセスへとつながる¹⁾。

概念設計では、主に統計データを基にして機体離陸重量、エンジン出力、翼面積等の初期値を算出する、いわゆる“Sizing”が行われ、設計要求を満たす機体形状が決定される。次の初期設計では、概念設計の結果を基に、風洞実験やCFDによって、詳細な空力特性が調べられる。ここでの結果は、概念設計段階で統計データ等から仮定された値と比較され、妥当でない場合には、機体形状に修正が加えられたり、あるいはSizingの作業が繰り返されることになる。空力設計に続いて構造設計が行われ、最終的な機体形状が決定される。

このように、航空機設計においては、機体性能やその空力特性を正確に推算していくことは非常に重要である。設計・開発においては、コスト低減や開発期間の短縮なども同時に求められており、概念設計や初期設計での高精度化、効率化が必要とされている²⁾。

ところで、従来の概念設計法では、DATCOM³⁾やESDU⁴⁾などの統計データに頼るところが大きい。実際に、これらのデータは大変重要であり、航空機設計に不可欠である。風洞試験を行うには、風洞試験模型が必要であり、機体形

状がある程度決まる前から試験を行うことには、時間もコストもかかることになる。また、Navier-Stokes方程式を用いた数値解析手法(CFD)についても、現状では計算時間や手間がかかり、機体形状を自由に变化させてパラメトリック・スタディを行うことには困難を伴う。そこでもう少し簡便な空力設計法を概念設計と同時に並行して行うことで、設計の精度を上げ、効率化を図ることが設計現場で行われている。

一方、大学、大学院における航空機設計教育の現状について考えてみる。現在世界で広く使用されている航空機設計の教科書に文献5, 6)などがある。これらの文献を用いると学生が各種形態の航空機に関して概念設計を行うことができる。ただし、これらの文献の方法は統計データを多用しているため、例えば主翼のアスペクト比やテーパー比の変化すなわち空力特性の変化が機体諸元に及ぼす影響について、たとえ数値として結果が得られたとしても、初めて航空機設計を試みる学生にとっては、その物理的意味を理解することに困難を感じる事があげられる。更には文献5, 6)等の方法では、機体の概略を決定した後に詳細な空力計算を行い、空気力学的パラメータの影響を見するという方法がとられており、最終的に設計された機体に、空力パラメータの影響が含まれることになる。しかしながら教育上の時間的制約により、概念設計、初期設計と学生が段階を踏んで設計をすすめることは、ほとんど不可能なのが現状である。そこで、このような従来からの教育用航空機設計法とは別の方法、すなわち上述した空力特性の推算も同時に並行して概念設計を行う方法を教育カリキュラム上の時間的制約の範囲内で試みることを考える。これによ

^{*1} © 2003 日本航空宇宙学会

平成13年10月30日、第39回飛行機シンポジウムにて講演。
平成14年11月21日原稿受理

^{*2} 東京大学大学院

^{*3} 現 三菱重工業(株)

^{*4} 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻

て、概念設計段階でも空力特性変化の物理的意味を把握することが可能になり、大学院程度の学生に対する設計教育に関して、有益ではないかと思われる。

以上の背景に基づき、本稿では、概念設計段階の機体形状の変化が空力特性に及ぼす影響を、より明確にできる教育目的の設計法について考える。そのために境界要素法⁷⁾を用いた空力計算を含んだ航空機概念設計について、本稿の前半で考えていく。境界要素法は CFD に比べて計算時間が短くて済むので、パラメトリック・スタディを行うことに適している。概念設計段階で Vortex Lattice 法 (VLM) を用いることも行われるが、VLM では薄翼近似を用いているために、機体形状の定義を正確に行うことができない。これに対して境界要素法プログラムを利用すると、機体形状を CAD で描画することも可能であり、そのデータは、概念設計後の各設計段階にも利用できる特徴を有する。ここで考察する概念設計法について検証するために、本稿の後半では単発プロペラ機概念設計を試みる。また従来の方法による空力特性の推算結果との比較も行う。

2. 境界要素法

境界要素法は、微分方程式を Gauss-Green の定理により境界上の積分方程式に変換して問題を解く方法である。本稿では、文献 8, 9) に基づき、基礎方程式の Laplace 方程式に直接 Green の定理を適用して積分方程式を導出する Morino らの方法⁷⁾を使用した。この方法で物体表面および Wake 表面上での擾乱速度ポテンシャル ϕ を未知数とする積分方程式を導出する。これから一意な解を得るために次の 4 つの境界条件を与える。

- i. 流れは物体表面に沿う
- ii. Wake の厚みは無く、主流に沿う
- iii. Wake の上下面で圧力差は無い
- iv. 無限遠で $\phi = 0$ である

物体表面および Wake 面を四辺形パネルによって積分方程式の離散化を行い、連立 1 次方程式に変換する。ただし Wake パネルは物体表面上の Wake 放出線から主流に沿って放出する。この連立 1 次方程式を解くことで、各パネルでの速度ポテンシャル、圧力係数、揚力係数 C_L 、誘導抵抗係数 C_{Di} 、重心周りのピッチングモーメント係数 C_m を求めることができる。

3. 機体表現法および全機のパネル化

概念設計で使用することを考えると、使用する機体表現法は、任意の機体形状を表現できるものでなくてはならない。また、全機をパネル化し、その座標データを計算に用いるので、数式や関数で表現できることも要求される。本稿では、文献 9) に記された機体定義方法をもとにして、機体形状を表現することにした。

単発プロペラ機的设计を行うために、この機体の Clean 形体 (脚なし、フラップなし) について、全機を胴体・主翼・水平尾翼・垂直尾翼の 4 つに分けてパネル分割を行う。胴体に関しては、2 次の B-スプライン曲面¹⁰⁾を用いて胴

第 1 図 機体のパネル分割例

体の表現を行う。主流方向に幾つかの初期胴体断面を定め、B-スプライン曲面によって補間することによって、胴体の周方向と軸方向にパネル分割を行い、機首エンジン部分やキャノピー部分等の細かい形状変化を有する胴体表現を可能とした。第 1 図に機体のパネル分割例を示す。主翼、水平尾翼、垂直尾翼のコード方向パネル分割数を wu, hu, vu 、スパン方向分割数をそれぞれ wv, hv, vv 、胴体軸方向と周方向分割数をそれぞれ bu, bv とすると、これら 8 個の値を設定することによって、全機がパネル分割される。

ところで胴体も揚力を発生し、Wake 放出面を考える必要がある。そこで、ここでは文献 9) に従い、主翼の後縁に続く胴体子午線上に沿って胴体後部まで Wake 放出線が続き、この Wake 放出線から主翼根部までのコード長の 20 倍の長さで主流方向に Wake が延びるとした。

次に、パネル分割数と計算精度の関係について考える。境界要素法では、主翼・尾翼については、コード方向に細かく、特に前縁付近で細かく分割することで計算精度が向上することが実証されている¹¹⁾。そこで前述の 8 個の胴体パラメータを変化させることによって計算に及ぼす影響を調べてみた結果、主翼と尾翼のコード方向分割数が、計算精度に大きく影響を与えることが確認された。使用した計算機のメモリの制限や計算時間などから勘案して本計算ではパネル分割数 $wu = 34, wv = 16, hu = 14, hv = 8, vu = 7, vv = 7, bu = 16, bv = 12$ 、総パネル枚数 1794 枚を計算に用いることとした。

4. 概念設計法

本稿では、境界要素法を用いて空力推算を行いながら、機体の主要形状パラメータ (主翼アスペクト比 AR 、主翼テーパー比 λ) の最適値を求め、機体形状を決定する方法をとる。境界要素法では推算することのできない事項については、第 1 章で述べた統計データやその他の手法を用いることとする。補助的に用いるこれら一般的な設計手法については、文献 5, 6) を主に参考にする。

本稿で用いる概念設計法として、第 2 図に示す方法を考えた。まず、設計要求を明確化するために、設計する機体と類似した機体のデータを集めて、データベースを作成する。次に初期重量推算および Sizing の作業に移る。Sizing

第2図 概念設計の流れ

により翼面荷重 W/S および機体重量とエンジンパワーの比 (Power Loading, W/P) のベースラインとなる値を定める。機体レイアウトを考え、異なる AR , λ および尾翼容積を有する幾通りかの機体形状を設定する。これらの機体形状について境界要素法に基づく空力計算を行い、空力特性や機体安定性の推算値を求める。これらの値をもとにして2回目となる全機の重量計算および性能推算を行い、その結果をもとにして、最大離陸重量を評価値とし AR と λ をパラメータとする Carpet Plot を描く。この図を用いて最終機体形状を決定する。最終機体形状に関して空力計算を再度行った上で性能計算を行い、その結果が設計要求を満たすことを確認する。

なお本稿では、最大離陸重量を評価値に選んでいる。通常の設計では直接運航費 (DOC) やライフサイクルコスト (LCC) を評価値として選択することが多い。ただし本稿で取り扱う機体は単発プロペラ小型機であるため、一般の輸送機や旅客機とは異なる運用形態である。そこで機体本体価格や飛行コスト (燃料費等) に大きく影響すると考えられる最大離陸重量を評価値として選定することとした。付録 A に、概念設計の個々の手順を詳述する。

5. 設 計 例

第4章で述べた航空機概念設計法の検証を行うために、具体的な機体の設計を行う。

第3図 Sizing 結果 ($AR = 8$)

5.1 設計要求 引きこみ脚式の4人乗り単発プロペラ機で、以下の性能を満たす機体 (全金属構造) の設計を考える。この要求は PA-28 等の既存の機体の性能を参考にして決定した。

Range : 520 n.mile

Take-off over 50 ft : 1600 ft

Landing from 50 ft : 1400 ft

Cruise speed : 130 kt at 8000 ft

これらの要求以外は FAR23 の規定に従うとする。

5.2 初期重量推算と Sizing 単発プロペラ機の統計データ¹²⁾ を用いて 4.1 節の方法で最大離陸重量の初期値を推算した結果、 $W_{TO} = 2830$ lb の値が得られた。

主翼アスペクト比 $AR = 7, 8, 9, 10$ に関して、各設計要求を満たす範囲を求めるための Sizing Diagram を A.1 節で述べる方法で描いた。その一例を $AR = 8$ に関して第3図に示す。

本設計機体を使用するエンジンとして、類似機体を使用されることの多い最大馬力 180 HP の Avco Lycoming O-360-A を選択する。エンジン性能として、文献 13) に示されているデータを使用した。このエンジンデータと上で推算された機体初期重量をもとにして、Sizing Diagram 中の設計要求を満たす範囲内から、今後の設計のベースラインになる値として

$$(W/S)_{TO} = 16.3 \text{ lbs/ft}^2, (W/P)_{TO} = 15.7 \text{ lbs/HP}$$

を選定した。なお異なる AR の場合でも Sizing Diagram には大きな違いは見られず $AR = 8$ の図をもとにしてこれらの点の選定を行った。これより、主翼面積 S は 173 ft^2 となる。

5.3 機体レイアウトの決定 Sizing の結果を用いて、4人乗りの軽飛行機のレイアウトを作成する。機体の configuration に関しては一般的な低翼機体とした。またフラップ使用時の機体トリム変化が小さくなり、着陸時の操縦を容易にすると考えられる T-tail 尾翼形状を選択することとした。この configuration に関して、胴体・主翼・水平尾翼・

第 4 図 空力計算結果

垂直尾翼の詳細形状の決定を行う。

5.3.1 胴体 4 人乗りの軽飛行機として妥当な大きさの胴体を決める。Nose 部分は、エンジンが収納できる大きさにし、Cabin 部分は、4 人の座席スペースおよび荷物スペースを基にして大きさを決めた¹⁴⁾。

5.3.2 主翼 主翼面積は Sizing 結果である $S = 173 \text{ ft}^2$ に固定し、 AR と λ を変化させる。既存の 4 人乗り単発プロペラ機では、 AR が 7~8 前後 (複合材料を多用した機体で 9 前後)、 λ が 0.7~1.0 くらいが一般的な値である。そこで、 AR を 7, 8, 9, 10 の 4 通り、 λ を 0.6, 0.8, 1.0 の 3 通りに変化させて空力計算を行った。

また翼型は層流翼型を採用することとし、既存機の翼厚比の値を参考にして、翼根部で NACA63₃218、翼端部で NACA63₁212 を採用した。振り下げ角は 0° とし、また、取付角は 0° とし空力計算を行い、計算結果から巡航時に必要な取付角度を設けることにした。上反角は 6° に固定した。

5.3.3 尾翼 本稿では主翼の AR と λ の影響を見ることに主眼を置いているため、安定性に関しては前述した尾翼容積の検討程度にとどめた。

水平尾翼容積のベースラインとなる値を定めているので (A.2 節参照)、水平尾翼に関しては、その値付近で尾翼形態を変化させた。コード長を 2.2 ft、テーパー比を 1.0 に固定し、水平尾翼のアスペクト比 AR_h を 3.0 と 3.5 の 2 通りに変化させた場合の計算を行った。翼型は NACA0012 を全スパン位置に採用した。なお、T-tail 形態であるため、水平尾翼の機軸方向位置は垂直尾翼の位置によって定められることになる。そこで、機軸方向に垂直尾翼位置を胴体長さ方向に 2 通り、すなわち全機重心位置と水平尾翼空力中心との機軸方向距離 (Tail Arm) L_H を 2 通りに変化さ

第 5 図 Carpet Plot

せて計算を行った。 L_H は前述の水平尾翼容積のベースライン値を中心として変化するように決めた。なお機体重心位置は A.4 節の方法で推算する位置に基づいて決めた。結局、水平尾翼容積としては 4 通りに変化させて計算を行うことになった。

横・方向の安定性に関して、垂直尾翼面積と平面形 (アスペクト比 3.4、テーパー比 0.6、面積 $S_V = 15.7 \text{ ft}^2$) は固定して一形態のみとした。ただし、A.2 節の垂直尾翼容積のベースライン値の範囲には含まれていることを確認した。垂直尾翼の翼型は NACA0012 を全スパン位置に採用した。

5.3.4 空力計算に用いるレイアウト 以上で決定された機体レイアウトが第 1 図に示したものである。上述した各種パラメータを振ることで、合計 48 通りのレイアウトに関して空力計算を行う (AR : 4 通り、 λ : 3 通り、 AR_h : 2 通り、 L_H : 2 通り)。

5.4 空力特性の推算結果 境界要素法によって求めた C_L , C_{Di} , C_m と、A.3 節で説明する方法で求めた C_{Do} より、機体の空力特性を推算した結果を $AR_h = 3.5$ の場合を例として第 4 図に示す。48 通りの機体レイアウトに関して計算を行った結果のうち、テーパー比が一定の場合 ($\lambda = 0.8$) とアスペクト比が一定の場合 ($AR = 9$) に関する揚力曲線と抗力曲線である。図によると、テーパー比が一定では、アスペクト比が大きいほど揚力傾斜が大きいこと (第 4 図 a) が読みとれる。また、アスペクト比が一定では、計算した範囲では、テーパー比が小さいほど、抵抗が小さい値となることが読みとれる (第 4 図 d)。

5.5 Carpet Plot の結果 A.4 節の重量再計算と A.5 節の性能計算方法を用いて Carpet Plot を作成する。空力計算を行った結果から、縦の安定性がより高い Tail Arm の値と AR_h の値 ($= 3.5$) を選定することとした (A.3 節参照)。この場合について Carpet Plot を描いた結果を第 5 図に示す。

Carpet Plot を描くときに検討した設計要求は、離陸距離、着陸距離、航続距離、巡航速度である。ただし着陸距離、航続距離、巡航速度に関しては、検討を行ったすべての機体に関して設計要求を満たしていた。これは 5.2 節で行った Sizing において、荒い推算ではあるものの設計要求を満たす一点を選択し、それに関して AR と λ を振ることによって機体形状を変化させたためであると考えられる。

第1表 最終性能計算結果

	Requirement	Present Results
Passenger	4	4
Engine	—	O-360-A 180HP
Empty weight W_E (lb)	—	1550
Max. T/O weight W_{TO} (lb)	—	2760
$(W/S)_{TO}$ (lb/ft ²)	—	16.3
$(W/P)_{TO}$ (lb/HP)	—	15.7
Wing area S (ft ²)	—	173
Aspect ratio AR	—	8.2
Taper ratio λ	—	0.8
Dihedral angle Γ (deg)	—	6
Span length b (ft)	—	37.7
Overall length (ft)	—	25
T/O field length (ft)	1600	1590
Landing field length (ft)	1400	1290
Rate of climb at sea level (ft/min)	—	1090
Cruise speed at 8000 ft (kt)	130	132
Stall speed at landing config. (kt)	—	49
Range (n.mile)	520	520

離陸距離についてはここで検討した AR と λ の組み合わせの中で設計要求を満たさない場合があったので、その範囲を Carpet Plot 上に記入した。また今回考慮に入れた機体レイアウトの組み合わせの中には縦の静安定（A.3 節）の条件を満たさない場合もあり、その範囲を図中に記入した。更には、最終機体形状の設計点選択の一助となるように最大揚力係数 C_{Lmax} と全機揚抗比 L/D も第 5 図に記入した。図の斜線の部分が、設計要求を満たす範囲である。

この図より主翼アスペクト比 AR が小さいほど、またテーパー比 λ が小さいほど、機体重量が減少することがわかる。アスペクト比が増大すると L/D が向上するために巡航に必要な燃料重量は低下するが、主翼の構造重量が増大するために機体重量の増大を招いたと考えられる。またテーパー比を適度な値に選択することは、空力的には性能向上（ L/D 向上）、構造的には重量軽減の方向に働くことが読みとれる。

第 5 図から設計点を選択するために、ここでは以下の条件を用いた。

- ・設計要求を満たすこと（Carpet Plot の斜線部分）、
- ・翼端失速を避けるために、 λ を小さくしすぎない、
- ・失速速度を下げるために C_{Lmax} がなるべく大きいこと、
- ・機体総重量が軽いこと、

以上の諸点を考慮に入れて、 $AR = 8.2$, $\lambda = 0.8$, $AR_h = 3.5$ を設計点として選択することとした。

5.6 最終結果 $AR = 8.2$, $\lambda = 0.8$, $AR_h = 3.5$ の形状に関して、再び境界要素法による空力計算を行った。この形態について性能計算を行った結果を第 1 表に示す。第 1 表によると、設計した機体性能については、すべての設計要求を満たしていることがわかる。

最後に、境界要素法プログラムのパネルデータを利用して機体形状を描き、脚配置などを考慮して図面に修正を加えた。この結果（機体三面図）を第 6 図に示す。

6. 考 察

6.1 本設計法の制限事項 本稿では、限られた教育カリキュラムの時間制限内で、概念設計段階の機体形状変化が空力特性に及ぼす影響を、より明確にできる教育目的の設計法を目指している。そのために従来からの航空機概念設計法と境界要素法による空力計算を組み合わせることで、単発プロペラ機の設計を試みてきた。本章では、本稿で用いた設計方法の問題点、制限事項等について検討を行う。

・重量推算法：A.1 節と A.4 節で説明されているように 2 段階に分けて重量推算を行った。最終機体形状を決定するにあたって、 AR 変化等の影響を見るために主翼に関してのみ比較的詳細な重量推算を行った。ただし、他の部分に関しては非常に荒い推算にとどまっている。また、主翼の形状変化に応じて翼胴結合部の必要強度が変化し胴体重量が変化することや、T-tail のため垂直尾翼の強度増強が必要となり尾翼重量が増大することが考えられるが、これらの点は考慮されていない。重量推算精度向上のためには例えば文献 15, 16) 等の機体コンポーネント別重量推算法を適用する必要がある。

・Sizing 方法：本稿では機体形状が機体空力特性に及ぼす影響を見るために 2 個のパラメータ（ AR , λ ）を用いて Sizing を行った。このため、主翼面積 S については第一段階の Sizing で決定した値に固定して使用した。主翼断面形状、尾翼関係のパラメータ等、機体特性に影響を及ぼすパラメータとしては他にも多数あるが、これらのパラメータに関する検討は不十分なままである。なお Carpet Plot を用いる場合には、2 個より多い設計パラメータを同時に最適化することには困難を伴う。この点を改善するためには、Carpet Plot の代わりに多変数の同時最適化が可能な他の手法の活用が必要である。

・空力特性：境界要素法の制約のために最大揚力係数の見

第 6 図 最終機体形状図

積もりは従来から用いられてきた統計的方法に頼らざるを得なかった。プロペラの後流の影響については、空力推算では全く考慮に入られていない。プロペラの影響を考慮に入れた推算法¹⁷⁾の活用を考える必要がある。主翼後方に発生する Wake に関しては、主流に沿った平面的な形態を考えていたが、Wake を流線に沿って分布させる方法⁸⁾を用いることも検討する必要がある。

・安定性：本稿では主翼 AR と λ の変化の影響を調べることに主眼をおいたため、安定性の検討は簡便な方法にとどまった。縦の静安定については、多少の検討を行っているが、横・方向の安定性については尾翼容積以外ここでは考慮に入られていない。空力特性の推算と並行して安定性の確認を行うことが必要である。

本稿で用いた設計法にはこれらの点以外にも、主翼の構造強度推算を行うこと等、改良する余地がある。ただし、 AR や λ といった主要空力パラメータの変化がどのように影響を及ぼすかを見ながら概念設計を行う点は可能になったと考えられる。また、境界要素法プログラムでのパネル頂点座標のデータを利用することで、CAD ソフトウェアを利用して、機体形状を容易に描画することができる。このため CAD によって機体形状を確認しながら、概念設計および空力計算を進めていくことが可能である。なお、本稿では conventional な機体レイアウトのみを考えたが、先尾翼形態機のような自由な機体レイアウトの配置が可能になる設計法について考えることも興味深い。

6.2 従来の設計法との比較 本節では、統計データに基づく空力特性推算法と境界要素法との比較を行う。比較の対象は、第 4 図に示した主翼アスペクト比 AR を変化させた機体 ($\lambda = 0.8$, $AR_h = 3.5$) である。Roskam¹⁸⁾ に示されている DATCOM に基づく空力特性推算方法を用いて、機体の揚力係数 C_L と摩擦抵抗等を除外した揚力依存抵抗係数 C_{DL} を推算した (第 7 図 b), d)。第 7 図 a), c) には境界要素法 (BEM) の結果を示す。これらを比較すると AR の増大に伴い Roskam と BEM 共に同程度の揚

第 7 図 従来法との比較 (AR の影響)

力傾斜の増大や抵抗の減少が見られる。また各係数の値もほぼ同程度である。 AR の変化に関して、従来の方法でも BEM と同様な空力特性の推算が可能であることを示している。ただし第 1 章でも述べたように、理論に基づいた BEM では計算結果を吟味することにより、その物理的意味を学生が把握することは比較的容易であると考えられる。

次に主翼上下位置の違いについて考える。本稿では、低翼機の設計について検討してきたが、機体パネル分割の際に主翼位置を上方へ移動することで高翼機の機体形状に変更できる。主翼位置を胴体上部に取り付けた高翼機 (低翼機の主翼位置から上方へ胴体長の 11.5% 移動させた、上反角は 0°) について空力特性を推算した ($AR = 9$, $\lambda = 0.8$, $AR_h = 3.5$, 第 8 図)。BEM の結果 (第 8 図 a), c)) に

第8図 従来法との比較（主翼上下位置の影響）

よると低翼機は高翼機に比べて揚力と抵抗が大きい。翼上面と胴体との干渉により流れが加速され揚力が増大するためである（翼面上圧力分布を比較することで読みとれる）。Roskamの結果（第8図b, d）の点線では、高翼と低翼で両者にほとんど違いが見られない。文献18）では尾翼への吹下しにのみ主翼位置を考慮し、胴体と主翼の干渉について考慮されていないためである。Roskamの方法に加えて付録A.3に示す主翼の上下位置の差による揚力係数変化（ ΔC_{L1} ）を考慮に入れた（第8図b, d）の実線。この補正を行うとBEMと同様な変化の傾向が見られる。しかしこの補正に伴う揚力の差はBEMの結果より若干小さい。

以上のことより、従来法（統計データベース）でも、適切な推算法を付加することで空力特性の推算は可能であることがわかる。すなわち過去の経験が十分に蓄積された設計現場において、従来法が用い続けられていることに支障はない。しかし、本節の主翼上下位置の補正に見られたように、任意の形状を有する機体ごとに必要な補正法を適宜付加して空力特性を推算する必要がある。このため経験の少ない学生による設計では、詳細な指導が必須となる。これに対して、BEMでは機体形状変化の空力特性への影響を適切に推算するため、また経験式を単に付加する方法に比べて物理的意味をより理解しやすいため、学生による機体設計に際して本方法は十分有用であると考えられる。

なお、翼単独での AR や λ の変化が空力特性に及ぼす影響は、古典的な翼理論でも推算可能である。学部レベルの教育においては、このような翼理論の教育が行われている。一方、本稿の設計教育の一つの主眼は、翼理論等の個別の知識を有した学生が機体全体の設計を行う際に、それらがどのように複合的に組み合わせられているかを理解させることにある。

7. 結 論

大学等における航空機設計教育において従来から用いられている航空機概念設計法では、初めて設計を行う学生が、航空機の空力学的パラメータ（アスペクト比 AR 、テーパー比 λ 等）の変化が設計結果にどのような影響を及ぼすか理解することに、しばしば困難を伴っていた。本稿では、従来の統計データを多用した概念設計法に境界要素法による空力計算を融合させた単発プロペラ機の教育用航空機設計法について考えた。設計の第一段階としてSizingを行い機体レイアウトの概略を決めた上で、次に空力計算結果に基づいて AR と λ の影響を見るためのCarpet Plotを作図し、設計機体を決定する方法である。その結果、以下の結論が得られた。

1. 機体の空力特性に大きな影響を与える主翼の AR と λ について、統計データだけに頼るのではなく、空力計算の結果も含めることで、できるだけ最良な値を概念設計段階で選定することが可能になり、そのときの空力特性、全機性能、機体重量に及ぼす影響を設計者（学生）が把握できる。

2. 境界要素法を用いることで、一般的な機体形状には限られるが、ある程度は自由に形状変化を考慮しながら概念設計を行うことができる。設計者（学生）の意向が反映されるレイアウトに関して、機体の空力特性ならびにその物理的意味を把握しながら設計を進めていくことが可能である。

3. 従来法（統計データベース）と境界要素法との空力特性推算の比較を行った。従来法では、機体形状に応じて補正式を付加することが必要であるのに対して、境界要素法では経験の少ない学生でも適切な推算が可能である。

本研究で使用した境界要素法プログラムは、佐藤淳造東京大学名誉教授、元東京大学大学院生の杉本 晃氏と松本茂雄氏が作成された計算プログラムに基づいている。ここに感謝の意を表する。

参 考 文 献

- 1) Torenbeek, E.: Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University Press, Delft, 1976, pp. 1-26.
- 2) Breuhaus, R. S., Fowler, K. R. and Zanatta, J. J.: Innovative Aspects of the Boeing 777 Development Program, Proc. 20th Cong. Int. Council Aero. Sci., ICAS-96-0-4, 1996, pp. LXV-LXXXVII.
- 3) Hoak, D. E., Finck, R. D., Ellison, D. E. and Maltman, L. V.: USAF Stability and Control Datcom (Data Compendium), Air Force Flight Dynamics Lab., Wright-Patterson AFB, Ohio, 1960.
- 4) Engineering Sciences Data Unit: ESDU Engineering Sciences Data, ESDU International plc, London, 1981.
- 5) Roskam, J.: Airplane Design, Part I-VIII, University of Kansas, Kansas, 1985.
- 6) Raymer, D. P.: Aircraft Design: A Conceptual Approach, 2nd Ed., AIAA, Washington, 1992.
- 7) Morino, L., Chen, L. T. and Suci, E. O.: Steady and Oscillatory Subsonic and Supersonic Aerodynamics around Complex Configurations, AIAA J., **13** (1975), pp. 368-374.

- 8) 杉本 晃, 佐藤淳造: 誘導抵抗を減少させる三次元翼平面形状について, 日本航空宇宙学会誌, **40** (1992), pp. 603-609.
- 9) 松本茂雄, 佐藤淳造: 境界要素法を用いた航空機胴体形状の最適空力設計について, 日本航空宇宙学会誌, **41** (1993), pp. 712-720.
- 10) 桜井 明: スプライン関数, 東京電機大学出版局, 東京, 1981.
- 11) 柳沢三憲: 境界要素法を用いた亜音速流における三次元揚力物体に働く定常および非定常空力特性に関する研究, 東京大学学位請求論文, 1985.
- 12) 文献 5), Part I: Preliminary Sizing of Airplanes, pp. 5-196.
- 13) McCormick, B. W.: Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics, John Wiley & Sons, New York, 1979, pp. 336-337.
- 14) 文献 5), Part III: Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage: Cutaways and Inboard Profiles, pp. 85-122.
- 15) 文献 6), pp. 399-407.
- 16) 文献 5), Part V: Component Weight Estimation.
- 17) Veldhuis, L. L. M. and Henyma, P. M.: Aerodynamic Optimisation of Wings in Multi-Engined Tractor Propeller Arrangements, Aircraft Design, **3** (2000), pp. 129-149.
- 18) 文献 5), Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics, pp. 21-116, 213-354.
- 19) 文献 6), pp. 110-113.
- 20) 文献 6), pp. 220-221, 325-331.
- 21) 文献 5), Part II: Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System, pp. 107-122.
- 22) 文献 6), pp. 280-290, 330-331.
- 23) 文献 1), pp. 477-479.
- 24) 文献 5), Part VI, Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics, pp. 245-276.
- 25) 文献 6), p. 418.
- 26) 文献 6), pp. 395-399.
- 27) 文献 6), p. 404.
- 28) 文献 1), p. 167.
- 29) Ojha, S. K.: Flight Performance of Aircraft, AIAA, Washington, 1995, pp. 377-379, 384-388.
- 30) 文献 28), pp. 379-380, 389-392.
- 31) 文献 5), Part VII: Determination of Stability, Control and Performance Characteristics: FAR and Military Requirements, pp. 124-130.
- 32) 文献 6), pp. 525-532.
- 33) 文献 6), pp. 232-236.

付録 A 概念設計手順の詳細

A.1 初期重量推算と Sizing Sizing においては, 境界要素法による推算を行うためのベースラインとなる離陸時の翼面荷重 $(W/S)_{TO}$ と Power Loading $(W/P)_{TO}$ の値を知っている必要がある。これらの値を求めるために, 以下に示す文献 12) の方法を用いた。まず, 初期重量推算を行う。この推算は, 要求された航続距離から飛行に必要な燃料重量を求め, 統計データから見積もった最大離陸重量 W_{TO} と空虚重量 W_E の関係式を当てはめることによって, W_{TO} を見積もる方法である。

引き続き, 各設計要求 (離陸距離, 着陸距離等) や FAR23 に規定される上昇率と上昇勾配を満たす $(W/S)_{TO}$ と $(W/P)_{TO}$ の関係 (Sizing Diagram) をグラフに描いて (第 2 図上部のグラフ参照), 設計点として適当と思われる $(W/S)_{TO}$ と $(W/P)_{TO}$ の値を決定する。この結果と初期重量推算結果から, 主翼面積 S と離陸時のエンジンパワー P_{TO} のベースラインとなる値を決定できる。あるいは, あらかじめ既存のエンジン特性データから, 設計機体を使用するエンジンを選択しておいた上で $(W/S)_{TO}$ すなわち主翼面積 S を決定する手順をとる。

A.2 機体レイアウトの決定 次に, 設計要求に近い機体データなどを基にして, ある程度の形状の目安を付けた上で, 主翼のアスペクト比・テーパー比・上反角・翼根部と翼端部の翼型・主翼取り付け位置, 尾翼のアスペクト比・テーパー比, 垂直尾翼と水平尾翼の尾翼容積, 胴体形状などを变化させて, 数通りのレイアウトを作成する。なお, 垂直尾翼と水平尾翼の尾翼容積については, 文献 19) で設計初期段階に推奨されている値をベースラインの値とする。

プロペラ諸元については, プロペラ効率 η_p 等を文献 20) に示された方法で推算する。その他, 胴体やキャビンの大きさなどは, 要求されたペイロードとエンジンの収容を考慮に入れて, 文献 21) を参考にして形状を考える。境界要素法プログラムを用いて機体のパネル分割を行った結果と市販三次元 CAD ソフトを利用することで, 機体形状の描画を行う。よって, CAD によって機体形状を確認しながら機体レイアウトの設計を進めて行くことができる。

A.3 空力特性の推算 機体レイアウトが完成すると, 作成されたレイアウトすべてについて境界要素法による計算を行い, 揚力係数・誘導抵抗係数・ピッチングモーメント係数を求める。境界要素法では求めることのできない摩擦抵抗係数 C_{D0} については, 文献 22) に従い, 胴体・主翼・水平尾翼・垂直尾翼・エンジン・コックピットの 6 つの部分に分けて, 各部分の表面積と摩擦抵抗係数を掛け合わせ, それらの摩擦抵抗を推算し足し合わせることで, 全機の摩擦抵抗を求める。

境界要素法では, 粘性の影響を考慮していない。そのため, 揚力係数は迎角に対して線形的に変化し, 離着陸性能を推算するために必要な最大揚力係数 C_{Lmax} を求めることはできない。そこで以下に示す経験的方法によって C_{Lmax} の推算を行うこととした。すなわち主翼単体に関しては, DATCOM の方法³⁾ で主翼単体の最大揚力係数 C_{Lmaxw} を推算する。次に, 主翼の上下位置の違いによる揚力係数の変化 ΔC_{L1} を文献 23) の方法で考慮に入れ, 文献 24) の方法で尾翼への Down Wash の影響 ΔC_{L2} を考慮して, これら (C_{Lmaxw} , ΔC_{L1} , ΔC_{L2}) の和をとることで全機の C_{Lmax} を推算する。

次に, 設計された機体の安定性について検討を行う。本稿では以下に示す簡易的手段を用いる。重量・重心の推算結果と境界要素法の結果から迎角に対するピッチングモーメントの勾配 $C_{m\alpha}$ が求まるので, 文献 25) に示された代表的な $C_{m\alpha}$ の値 (軽飛行機の場合 $C_{m\alpha} < -0.65$) と比較することによって重心位置と全機空力中心の位置関係および縦の安定性の確認を行うこととした。この段階で縦の静安定の余裕が極端に少ないときには主翼取り付け位置等の機体レイアウトを大きく見直すことになる。

A.4 機体重量の再推算 次に, 作成したレイアウトのすべてについて, 機体重量の再推算を行う。ある程度の形状が決まっているので, 文献 26) の「グループ別重量推算」方法に従って, 機体を大きく 9 つのグループ (主翼, 水平尾翼, 垂直尾翼, 胴体, 脚, エンジン, 燃料, ペイロード, その他) に分けて, それぞれのグループ別の重量を推算す

る．この方法は，機体の幾何形状の概略（ぬれ面積等）が決まれば，機体重量と重心位置の推算がある程度までは可能な方法である．機体重量の中で AR と λ の影響を大きく受ける主翼の構造重量については文献 27) で与えられている重量推算式を用いてできるだけ詳しく推算する．この式は，主翼の AR , λ , S , 主翼最大厚み比, 最大離陸重量 W_{TO} をパラメータとして主翼重量を推算する式である．また，ここで推算し直した機体空虚重量 W_E と空力計算より求められた巡航時の揚抗比 $(L/D)_{cr}$ を，Breguet の航続距離式（例えば文献 5) 参照）に適用することによって，設計要求中の航続距離を実現する燃料重量を推算し，これに W_E とペイロード重量を足し合わせて W_{TO} を求める．これによって，最大離陸重量についても AR と λ による影響が加味されていることになる．ここでの結果が初期重量推算結果と極端に異なる場合には，機体レイアウトを作成し直す．

A.5 性能計算および Carpet Plot 次にこれらの空力計算結果等を用いて，各機体レイアウトに関する性能推算を行い，Carpet Plot を作成する作業へと移る．性能推算としては，離陸距離（Take-off Field Length），着陸距離（Landing Field Length），上昇率，上昇勾配，巡航速度に関して検討する．離陸距離は離陸を Ground Run, Rotation, Lift-off, 50 ft までの Climb の 4 段階に分割して，

文献 28) と 29) の方法で離陸距離を推算する．着陸距離は着陸を 50 ft からの Approach, Flare, Rotation, Ground Run の 4 段階に分割して，文献 30) の方法で着陸距離を推算する．上昇性能は，文献 31) の方法で上昇率等を推算する．巡航性能は，巡航高度において利用パワーと必要パワーが等しいとして巡航速度を算出する．

Carpet Plot では， AR と λ をパラメータにとり，最大離陸重量を評価値とした図を描く（第 2 図参照）．Carpet Plot の作成は文献 32) に示された方法を用いる．ただし文献 32) では W/S と W/P をパラメータにとり，各性能を整理しているが，ここでは AR と λ をパラメータとして Carpet Plot を描く．描いた図をもとにして機体の設計点を選択する．設計点の選択方法については設計具体例を示す 5.5 節において述べる．

以上の方法で決定された機体形状に関して再度，境界要素法による空力計算を行い，性能計算を行う．もし，その結果が設計要求を満たさない場合には，Carpet Plot による設計点を変更したり，あるいはレイアウトを作成し直すなどして，設計要求を満たすまで，作業を繰り返す．最後に脚配置および車輪の選択³³⁾を行い，機体重心位置との兼ね合いを考えながら CAD 上の機体図面において脚を機体に付け加える作業を行う．