航空機設計で要望される空気力学上の問題点の例*

佐 藤 淳 造**

Key words: Aerodynamics; design; wings and airfoil sections

1. 序

これまでの空気力学研究成果を航空機の設計に利用するという立場から空気力学をふりかえてみると、今後の空気力学に残された課題の一つに、空力的な最適形状を求める問題がある。ここでは翼型を中心として、空力設計と飛行機形状の最適化に関して問題点を検討してみる。

空気力学のはたしてきた役割は、流体力学の一分野として自然界の物理法則を知るというかなり純粋学問的なものから、具体的な航空機を設計するにあたって、いかなる形状を与えれば良好な性能、安定性、経済性等が得られるかという間に答えることまで、広い範囲を含んでいることはいうまでもない。後者の立場が強い翼理論の場合においても、まず扱われた問題は、一様流中に置かれた任意物体まわりの流れを求め、これによって物体に働く流体力を知ること、いわゆる直接問題 (analysis) であって多分に純粋理論研究の色彩が濃く、この解法を手にしただけでは誰にでも優秀な飛行機がつくれるというわけではない。初期の設計者は、鳥の姿などにヒントを得て飛行機の形を考え、試作機を何度も失敗をつみかさねつつ「よりよく飛ぶ」ように仕上げていったにちがいない。空気力学は与えられた形状のまわりの流れ場を、物をつくる以前に予測するということによって設計者の失敗の回数を減ずるのに役立ったといえよう。

設計者達の間には物体形状とその空力特性に関して知識が集積されていくに従って、空力特性は物体まわりの流速分布 (圧力分布) によって定まるものであるから、望ましい流速分布を最初に与え、これを実現する物体形状を求めるいわゆる逆問題 (Inverse Method または、Design Problem) の解法を確立することが翼理論、航空流体力学のもう一つの課題となった。しかし、逆問題は直接問題にくらべて、任意に流速分布を与えたのでは物理的に意味のある物体形状が対応す

ることは稀にしかありえない*** という宿命を有しており、空気力学者が理論体系の完成に満足したほどには、この流速分布の与え方に困惑を感じた設計者にとって万能の道具ではありえなかった。

直接問題や逆問題の解法は、二次元非圧縮ポテンシャル流理論よりはじまって、三次元非圧縮流、二次元または三次元圧縮性亜音速流、超音速流、極超音速流、さらには遷音速流とすべての流速域にわたって用意されつくした。最後に設計者が、これらの解法を利用しながら航空機の性能を改善しようと試みる場合に、どのような圧力分布 (流速分布) をもって「よりよい圧力分布」とするかという疑問が残った。この間に答えることが、設計上から今後の空気力学に要望される最大の問題点の一つであると思われるが、その取扱いは、以下に述べるような変遷をたどっている。

2. 局所圧力分布の最適化

歴史的にみると初期の空気力学上の最適化は、層流翼型にみられるように定性的で一面的な考慮によるものが多い。層流翼型では加速境界層中で乱流への遷移がおこりにくいという事実を知って、加速流域を翼型上のなるべく広い範囲に実現すれば抵抗値を減少できるであろうといった単純な考えから出発している。THEODORSEN-GARRICK による非圧縮ポテンシャル流の直接厳密解法の完成によって NACA 6-series 層流翼型が計画された¹⁾ ということであるが、この翼型においても設計迎角以外における特性や、減速流部分で生ずる層流剝離、あるいは乱流境界層に対する考慮はほとんど特別には行われることなく、層流域の拡大にのみ成果を期待し、数多くのシリーズを実験することによって、そのなかから実用性のあるものを探し出すといった設計方針でまとめられている。最適解は最終的には翼型の利用者が各自の要求と見合わせつつ多量のデータの中から拾い出す必要があった。実機の仕事精度や機体表面の汚れによる境界層の遷移などまで

* 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5月2日原稿受理 Some Expected Contribution of Aerodynamics to Future Aircraft Design

** 東京大学工学部航空学科 Junzo SATO

*** 翼型の表面上で与えた流速分布は、流れ場全体に対する境界条件の一部をなすために、流れが無限度で一様流であること、および翼型が閉曲線をなすことなどの条件をあらかじめ満たすように流速を与えねば、物理的に意味のある解は得られない。

第1図 STRADFORD の減速流³⁾

考慮した航空機設計者の到達する最適解は、つねに層流翼型設計者の当初の期待とはかなり裏腹なものとなり、保守的な態度でこの翼型を使用した²⁾ものである。

同じ翼型上の局所圧力分布に対する考察で、今日よく引用されるものに STRADFORD の減速流³⁾がある(第1図)。これは翼型後半の圧力回復領域における乱流境界層運動量厚の成長を最小限にとどめつつ最短距離で最大の圧力回復を得ることをめざしたものであるが、設計の原理は減速流の各点がたえず剥離限界すれすれにあるように圧力勾配をとっていったものである。当然のことながら、設計値より大きな圧力回復を要求するような迎角では、この領域全面が剥離する危険を有している。また、この減速流を層流翼型に利用するためには、層流翼の前半加速流域では境界層が層流のままである故、この減速流域との間で境界層を完全に乱流へ遷移させる必要があり、この実現のために WORTMANN の Instabilisierungsstrecken⁴⁾のような工夫を必要とした。第2図は WORTMANN が設計した層流翼型(第2図(a))と、その $C_L^{1/5}/C_D$ 値⁵⁾の例(第2図(b))であるが、これらは STRADFORD の減速流や Instabilisierungsstrecken を巧妙に組み入れたもので、経験ある翼型設計者の努力によって少しずつ性能が改善されていく様子が読みとれる。

上に述べたような翼型上の層流域、乱流域、遷移区間に対する別々の考察は、それぞれの区間に対してはある意味で最適値を求めたことに相当しようが、翼型全体としてはこれらの組み合わせ方を一義的に与えてはならず、WORTMANN のような経験者においてすら容易には最適な設計に到達していない。さらに、翼型では設計迎角以外の迎角における特性も重視されるため

(a) Two airfoils for low sinking speeds

第2図 WORTMANN の翼型とその性能の例⁴⁾

に、このような区分区分に対する局所的な最適化では、総合的に最良の翼型をみつけ出すことは不可能である。

3. 変分問題

いかなる形状に飛行機をつくれば性能がよくなるかという問題は、要求する性能に応じて解が変わってくるはずであるが、多くの場合は抵抗値の大小が重要な要素である。それゆえ問題の簡明さも加わって、抵抗を最小とする形状を求める問題が各種扱われてきた。

なかでも有名でほとんどの飛行機が多かれ少なかれこの結論を参考に設計されてきたものに、同一のアスペクト比、揚力係数でくらべると翼幅方向の揚力分布が楕円である翼が誘導抵抗最小を与える⁶⁾というものがある。第3図は変分計算で求められた半翼上の揚力分布⁷⁾を示している。①が誘導抵抗最小を与える楕円分布である。これに対し②、③は翼構造重量を考えに含めた最適化を行うための計算で、揚力のほかに空気

第3図 最適翼幅方向揚力分布¹⁾ 第4図 SEARS-HAACK body の断面形 (y/y_m) と source 分布 (f/a_1)¹⁰⁾

力によって翼の桁に働く曲げモーメントの半翼幅にわたる積分値②, あるいは翼根部における値③を一定値に拘束した場合に誘導抵抗の最小値を与える翼幅方向揚力分布である。後の二者は単純な楕円分布よりも設計上は重要な結論であるにもかかわらず、あまり設計者の間で利用された話を聞かない。

このように機体形状を唯一に限ることなく設計の方針を与える原理の発見は、その適応性の広さゆえに実用的価値が大きいが、同じ有名な解でも軸対称物体の長さや体積が与えられたときに、超音速流中で最小の造波抵抗を与える SEARS-HAACK body⁹⁾ (第4図) などは、一部の超音速機改良にヒントを与えた⁹⁾ といえ、ただちに航空機に適用できる面が少なく、その解の美しさが空気力学者達をよこばせた面が強い。

これまでに変分原理を応用して最小抵抗、最大揚抗比などを与える物体形状を求める問題についてかなり多量の論文が書かれた時期があり、その一部は MIELE の教科書¹⁰⁾ に詳しい。しかし、変分原理の計算が解析的に可能な範囲は比較的単純な形状の場合に限られることもあって、ほとんどの計算は数学の例題にとどまり、航空機設計者の座右を MIELE の本が占めるには到らなかった。

翼型設計における変分問題の一例をあげると、先の WORTMANN の翼型 (第2図) では、翼型上の局所局所に対する考察結果を翼型設計者の経験と勘をたよりに組み合わせて性能を高めたものであったが、LIEBECK¹¹⁾ は翼の前半には flat な流速分布を実現し、

第5図 LIEBECK の最大揚力を求める変分結果¹¹⁾

後半の減速は STRADFORD の方法³⁾ によることとした場合、どのような組み合わせが揚力を最大にするかを変分問題

$$C_L = 2 \oint (v(s)/V_\infty) \cdot d(s/c) = \max$$

として扱い、第5図の実線のような流速分布を得た (ただし、 s は翼表面に沿って測った弧長、 $v(s)$ は表面速度、 V_∞ は一様流速、 c は翼弦長である)。図で $s=0$ は下面後縁、 $s=1$ が上面後縁に対応し、横軸は翼を後縁で切り開いて下面から上面へと一周するように描いてある。この実線は勝手に変分問題によって作られたもので、これに対応する翼型は実在しない (前々頁脚注***参照)。そこで LIEBECK は破線の要領で流速分布を変更していくつかの翼型をつくった (第6図)。第7図にはこの翼型の風洞試験結果の一部が示されているが、高揚力装置を有せぬ単独翼としてはかなり大きな揚力係数を示し、その意味では設計は目的を達し成巧したかに見える。しかし、変分をたよりに得た設計点はもともと最大揚力を与えるはずであったのに、実際にはいずれの翼も設計揚力の2割以上も大きな揚力が設計点とは異なる迎角で得られており、変分はいわば道化をはたしたにすぎない。むしろさらに高級な変分問題に組み上げ、厳密な扱いを試みることはできるかもしれないが、数学的困難の増大は実用価値を失わせるであろう。

従来、空力設計に関連して変分問題に組みあげられて解かれてきたものは、ほとんどすべてが変分の EULER の方程式が常微分方程式となる場合に限られてきた。これは EULER の方程式を解くにあたっての困難を軽減するために、問題の範囲を限ってきたためである。しかし流体の問題は初めから非線形な偏微分方程式に支配されているのであるから、今後より高度な問題を扱おうとするかぎり、偏微分方程式を EULER の式として有する変分の範囲に立ち入らざるをえないものと思われる。数学的困難の少ない解析解の得られる範囲で、理想条件をもうけて問題を設定する学者の興味と、実際条件のもとで実用性のある解を望む技術

第6図 LIEBECK 翼型の例¹¹⁾ 第7図 LIEBECK 翼型の風洞試験結果¹¹⁾

者の要求とは、これまでも常に相容れなかったのである。

4. 数値最適化

数値計算法と計算機の発達のおかげで遷音速の流れ場すらかなり自由に理論計算が可能となってきたが、完成された直接法や逆解法を利用して航空機を設計する段階で「いかなる圧力分布が最適か」という問に答える必要にせまられている。NASA Ames 研究所の R. Hicks を中心として、この問を計算機自身に答え

させることが試みられはじめてすでにひさい^{12,13)}。

設計者は抵抗最小とか揚抗比最大といった目的関数と、 C_L や C_m 、翼厚比等に対する必要と思われるだけの制約条件を用意すれば、数値最適化プログラムと遷音速直接解法プログラムの組み合わせがプログラム自身で機体形状のパラメータを制約条件の範囲で動かし最適形状を探し出すというわけである。

第8図は Hicks らがもちいた最適化の原理 (Method of Feasible Directions)¹²⁾の説明図である。翼型をパラメータ $a_1, a_2, \dots, b_1, b_2, \dots$ によって表わし、迎角

Method of feasible directions
 $C_D(a_1, a_2, \dots, b_1, b_2, \dots, M_\infty, \alpha)$: minimum

Constraints $\begin{cases} C_L = C_{L, \text{DESIGN}} \\ t/c \geq (t/c)_{\min} \end{cases}$

$$\nabla C_D = \left(\frac{\partial C_D}{\partial a_1}, \frac{\partial C_D}{\partial a_2}, \dots, \frac{\partial C_D}{\partial b_1}, \frac{\partial C_D}{\partial b_2}, \dots \right)$$

$\vec{s} = -\nabla C_D$: steepest descent.

第8図 数値最適化原理¹³⁾

α とマッハ数 M_∞ を与えて抵抗係数 C_D が数値解法によって求めるものとする。設計揚力係数 $C_{L, \text{DESIGN}}$ や翼厚比の最小値 $(t/c)_{\min}$ を制約条件として与えておいて、パラメータ空間の出発点Aにおき、各パラメータを微小量ずつ動かしてはその都度 C_D を計算し、その値によって $\partial C_D / \partial a_i$ 等の値をつくと、A点より出発してどの方向へパラメータを動かしてゆけば C_D が最も効果的に小さくなるかが $\vec{s} = -\nabla C_D$ によって知れる。この方向へパラメータを動かしてゆくと、やがていずれかの制約条件によって与えられるパラメータの可動限界に出会う(B点)。これより後は、制約条件に抑えられた範囲で C_D を最も減少させる方向を再び求めパラメータを動かす。これを続けてゆくと最後には最適点 ($C_D = \min$ など) に到達するというものである。

この方法の有難い点は、原理が単純なためにたとえ計算量は多くとも、変分法の場合と異なり実際的な条件のもとで、数学的困難をおそれる必要なしに問題を扱える点である。さらに空気力学の部分と最適化の部分は別々に用意されたものを組み合わせるので、それぞれの方法に進展があれば、その部分だけを差しかえるだけで改良をすることができる¹⁴⁾。はじめは二次元翼型の直接解法プログラムが使用されたが¹⁵⁾、数値流体力学の発達に伴って、現在では三次元翼胴結合体の形で翼面形状を最適化することまで試みられている¹⁶⁾。第9図は HICKS と HENNE による三次元翼設計の例¹⁷⁾で、非粘性三次元ポテンシャル流の差分による直接法と最適化プログラムを組み合わせる三次

元翼の揚抗比の改良を試みている。第9図(a)に示すような関数形の重ね合わせによって第9図(b)に示す基本翼の上面形状を揚抗比がなるべく大きくなるように変形させた場合の圧力分布が第9図(c)に、翼型が第9図(d)に示されている。第9図(e)に示される shock drag の減少と、第9図(f)に示される断面揚力係数の増大が揚抗比の改善をあらわしている。

もちろんこの解法も物体形状は設計者の頭の中にある形状をたよりに、あらかじめ扱う範囲を定めてパラメータ表示するのであるから、設計者の頭の中のない形状が突然生み出されることはありえず、もし仮にそのような解を得たときには、むしろ計算結果を疑ってかかる必要がある。また、目的関数がパラメータの張る空間の何箇所かに極値を有している場合の一般的な扱いは完成されていないので、そのような場合どこに解が収束するか不明であり、また、真の最適値に収束したかを判定することも現在では容易ではないという欠点もある。さらに三次元の速音速翼胴結合体まわりの流れの数値解析などは、現在的大型計算機にとっても時間をくう大規模な計算であるから、この種のプログラムを繰り返して何回も使用しながら行われる最適化は非常に膨大な計算量を必要とし、どこでも手軽に採用するわけには行かぬという問題もある。

この方法の拡張として目的関数や制約条件の与え方に工夫をこらせば、設計点の一点だけでなく、複数の迎角やマッハ数における特性を規定することもできて¹⁸⁾、最適化に伴う off-design 性能の軽視を補うことができる。最適化にもちいる目的関数は、空気力学的な量だけでなく、構造強度や航空機としての安定や操縦性を加味して構成することも可能であるから、空力・構造・安定など各種のプログラムを同時に組み込んだ最適設計のプログラムは強力な設計者の道具となりえよう。

5. 将来の航空機設計と空気力学

これまでの航空機設計は過去の経験を中心として計画要求に見合った形状をまず定め、この性能を理論計算や風洞試験によって確かめ、不満足な点を改良するといった手順によって行われてきた。最初の形状を定める sizing の部分では、過去の経験を頼りにするゆえ、統計データが大幅に使用されてきた。したがって設計の名人とは、いかに整理された統計データを用意し、上手に使いわけられるかによってきまるといふ面すらあった。

計算機にとって統計データの処理は最も得意とする作業の一つであるゆえ、sizing を中心として各種の航空機設計プログラムが現在すでに稼動している。なか

Wing design: A 3-D full-potential, inviscid analysis code + a conjugate gradient optimization algorithm.

第9図 三次元翼の数値最適設計例¹⁷⁾

には PASPA¹⁹⁾のようにパラメータを動かして、最適化を自動的に進めるようなものである。しかし、これらの設計プログラムも空気力の推算に、差分による翼面理論や翼胴結合体理論を組み込んで最適化の計算を行うところまでは、まだ行っていない。現在の計算機は、それほど仕事をこなすには、十分に速くはないし安くはないということであろう。

一方では全機の特性とまではいかないが最適化空力設計がすでに実用に入りはじめてるのであってみれば、これから先の必然は、この種の計算が統計データ

のかかなりの部分と入れ代わることであろう。このような設計法の改革が進むと、最後には設計における計画要求をどのように与えるかという問題だけが残る、これは最終的には可能な全機の特性を考慮に入れて定められると考えると、設計作業全体を通覧する大きなサイクルの繰返しが必要となってくる。ここにも最後まで人間の判断が残るう場がある。このような大規模な設計システムは、すでに航空機製造会社の設計室の中で稼動している人間をエレメントに含んだ設計システムと本質的には同じもので、ただ計算機が取って

第10図 航空機最適設計システム

代わりうる部分は計算機にやらせれば、速くて正確であるということだけが異なる。計算機の助けをかりて作業が速くなった分だけ、設計者はよりたくさんの設計を試し、そのなかから最も満足のものを取り出せばよいわけであるが、計算機のおかげで仕事になるよりは、作業が速くなった分だけかえって人間は忙しくなるといのが、過去の経験が示す皮肉な事実である。

このような設計システム(第10図)においては、設計にもちいられる計算要素は、その内容が物理基礎方程式の解法であろうと、統計データによる予測であろうと、実験データの内挿であろうと差しつかえはない。ただ入力と出力が一定の規格化された format で統一されていれば、中味を問わずに差しかえて使用できるし、それが望ましい。いわば計算の IC 化, black box 化が必要となろう。従来の空気力学者のやってきた作業は、ちょうどトランジスターや抵抗、コンデンサーを組み合わせるゲート回路の原理を考えてきたに相当する。ゲート回路を組み合わせる IC とし、必要なシステムにつくり上げるには別の手が必要である。したがってゲート回路の原理を考える人も、最後にその原理が IC 化され black box としてシステムに組み入れられるときの環境条件、使用状態を考えに入れて研究をすることが必要になってくる。第3章でも述べたように中途半端な最適解の探索よりも、むしろこの大規模な設計システムに要素として組み込みうるような、本質的な原理や現象を説明する研究成果が役に立つ。

最適解を計算機が求めてくれるといっても、その探索の範囲はつねに設計者があらかじめ与えているので、けっして想像をこえた結果はありえないのであるが、これは逆にいえば「想像の外にある最適解はみつからない」ということになる。これをみつげるのは、独創的な人間の頭脳だけである。さらに学術研究においては、ある問題に対する解の存在や解の内容は

常に絶対的なものであって、研究者の好みや社会の事情に左右されるものではない。しかし、設計における最適解には、設計者の恣意が完全に除きうる場合は少なく、最適設計には常にその時代の技術力やさらには時代の要求、社会意識などまで考慮されるべきもので、多分に相対的である。このような立場にある設計に対して、空気力学が用意すべきものは、あくまでも絶対的価値を評価する物指であり、「どのような流れ場がより望ましいのか」という問に答えるには、流れの本質を物理的に解明するのが最も完全で早道でもある。

参考文献

- 1) ABBOTT, I. H. and von DOENHOFF, A. E.: Theory of Wing Sections, Dover Pub. Inc., New York (1959).
- 2) 山名正夫, 中口 博: 飛行機設計論, 養賢堂 (1972).
- 3) STRADFORD, B. S.: The Prediction of Separation of the Turbulent Boundary Layer, Jour. Fluid Mech., Vol. 5, pt. 1 (1959), pp. 1-16, An Experimental Flow with Zero Skin Friction throughout Its Region of Pressure Rise, Jour. Fluid Mech., Vol. 5, pt. 1 (1959), pp. 17-35.
- 4) WORTMANN, F. X.: Experimentelle Untersuchungen an neuen Laminarprofilen für Segelflugzeuge und Hubschrauber, Zeitschrift für Flugwissenschaften, Bd. 5, Heft 8 (1957), S. 228-243.
- 5) WORTMANN, F. X.: Airfoils with High Lift/Drag Ratio at a REYNOLDS Number about One Million, NASA CR-2315, Motorless Flight Research, 1972 at M. I. T., ed. by J. L. NASH-WEBBER (1973), pp. 197-204.
- 6) PRANDTL, L.: Tragflügeltheorie, Göttingen Nachrichten, mathematischphysikalische Klasse, (1918), S. 451-477; (1919), S. 107-137.
- 7) KLEIN, A. and VISWANATHAN, S. P.: Minimum Induced Drag of Wings with Given Lift and Root-Bending Moment, ZAMP, Vol. 24, No. 6 (1973), pp. 886-892.
- 8) SEARS, W. R.: On Projectiles of Minimum Wave Drag, Quarterly of Applied Math., Vol. 4, No. 4 (1947), pp. 361-366.
- 9) ASHLEY, H.: On Making Things the Best-Aeronautical Uses of Optimization, Jour. Aircraft, Vol. 19, No. 1 (1982), pp. 5-28.

- 10) MIELE, A., ed.: Theory of Optimum Aerodynamic Shapes, Academic Press, New York (1965).
- 11) LIEBECK, R. H.: A Class of Airfoils Designed for High Lift in Incompressible Flow, AIAA Paper No. 73-86 (1973).
- 12) HICKS, R. M., MURMAN, E. M. and VANDERPLAATS, G. N.: An Assessment of Airfoil Design by Numerical Optimization, NASA TM X-3092 (1974).
- 13) VANDERPLAATS, G. N., HICKS, R. M. and MURMAN, E. M.: Application of Numerical Optimization Techniques to Airfoil Design, NASA SP-347 (1975), pp. 749-768.
- 14) VANDERPLAATS, G. N.: Approximation Concepts for Numerical Airfoil Optimization, NASA Tech. Paper 1370 (1979).
- 15) HICKS, R. M., VANDERPLAATS, G. N., MURMAN, E. M. and KING, R. R.: Airfoil Section Drag Reduction at Transonic Speeds by Numerical Optimization, S. A. E. Paper 760477 (1976).
- 16) HICKS, R. M.: Transonic Wing Design Using Potential-Flow Codes-Successes and Failures, S. A. E. Paper 810565 (1981).
- 17) HICKS, R. M. and HENNE, P. A.: Wing Design by Numerical Optimization, Jour. Aircraft, Vol. 15, No. 7 (1978), pp. 407-412.
- 18) JOHNSON, R. R. and HICKS, R. M.: Application of Numerical Optimization to the Design of Advanced Supercritical Airfoils, NASA C. P. 2045, Advanced Technology Airfoil Research, Vol. 1, pt. 1 (1978), pp. 315-325.
- 19) 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; 柴田 真, 種村長生, 中山久尚, 坂東俊夫, 堀元内茂: “PASPA”性能最適化プログラムについて, 日本航空宇宙学会誌, 第26巻, 第294号 (1978), pp. 365-368.

—特 集—

飛行力学と最適制御*

加 藤 寛 一 郎**

Key words: Flight dynamics; optimal control; guidance and control

1. 航空機と最適制御

従来, 航空機は宇宙航行物体にくらべると最適制御問題の対象となることが少なかった。それは次のような理由によるのではないかと筆者は考えている。

まず, 航空機は人間が操縦することを前提に発展してきたため, 本来固有の安定性を重視した設計がなされてきた。このため, 古典的理論で, 十分実用に耐える制御系が設計できた。次に, 航空機は常に空気力の作用下にあるため, 運動方程式にかなり不明確な部分がある。また航空機の特性は, 外界や使用条件の変化によっても変化する。一方, 最適制御系は系の変化には通常鋭敏に対応する。このため航空機は最適制御の対象としては, 元来なじみにくい嫌いがあった。

それにもかかわらず, 航空機を最適制御問題の対象とする試みは増加する傾向にある。その理由の一つは Fly-By-Wire を前提とする CCV 機が現実のものとなり, 従来のものにくらべると, きわめて複雑な制御則の使用が可能になってきたためと考えられる。

2. 最適制御の適用領域

一般に最適制御問題とは, 運動方程式, 初期条件, 終端条件, および各種の不等式拘束条件を付帯条件とし, この制約下でコスト汎関数を最小にする制御則を見出す問題と定義される¹⁾。航空機を対象とする場合, その適用範囲を, 以下では便宜上次の二つに大別して考えることにする。

第一の領域は, 比較的容易に解ける問題を扱う場合で, 言い換えれば, 問題を解法が確立されている定式化にあてはめるものである。典型的には運動方程式が, 線形で, 不等式拘束がなく, コスト汎関数の各項が正定二乗形式の場合である。このような定式化を用いることができる典型的な例としては, 安定増大, 自動安定, オート・パイロット, perturbation 運動の制御, フラッタ抑制, ある種のモデル・フォローイング問題等がある。これらの領域では, システムに対する要求事項のみ定量的に表現できれば, 現在ではたとえ最適制御理論を知らなくても, ほぼシステムを設計できる。この領域を, 筆者は便宜上ブラック・ボックスの最適制御と呼ぶことにする。

第二の領域は, 上述の“容易に解ける”という制約を取り払った残りの部分である。すなわち運動方程式は非線形で, 終端条件が指定され, 制御入力や状態量

* 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3月12日原稿受理 Flight Dynamics and Optimal Control

** 東京大学工学部航空学科 Kanichiro Kato