

(2) 最適構造設計の応用 Applications of Structural Optimization in 1980s

三浦 宏一*
Hirokazu Miura

The last decade was the significant period for the applications of structural optimization. Despite active continuous research and numerous publications, practical applications were hardly found prior to 1980. Practitioners must have been aware of its existence, but had maintained "respectable distance" from automated structural optimization. In 1980s, however, small motivated group of engineers successfully applied this technology to sufficiently practical problems to acquire management support at various aerospace companies in the U.S.A. Currently, this trend is accelerating and substantial investments are being made to take advantage of available techniques and software. This background makes it possible for us to assess applications of structural optimization in early 1990s.

Key Words : Structural Optimization, Structural Synthesis, Automated Design,
Multidiscipline Analysis/Design, Aircraft Structure Design

1 はじめに

1980年の米国航空学会のライト兄弟記念賞講演のテーマとして、スタンフォード大学のアシュレイ教授が最適設計技術の応用をとりあげ、その時点で、実際に大気圏を飛んでいる航空機への応用がどの程度あったかを調査しその結果を発表した「1」。1960年以降20年間の論文の数などからしてかなりの応用があると期待して各方面に接触したが、おどろくことに、ほとんどこれといった応用例がないことがわかった。これをアシュレイ教授は独得の表現で"keeping suspicious and respectable distance from structural optimization on the part of practitioners"と巧みに微妙なニュアンスでまとめている。

その後、さらに10年余りが経過しこの様子はどう変わったであろうか。今回米国航空学会の活動のひとつとして、最適構造設計の技術をまとめたレポートをだすことになり、航空機関係の会社の知人への照会や発表された論文からの情報をもとに、1980年代の成果といったようなものをまとめる機会があった。この資料をもとにして実用又は応用という立場からみて最適構造設計がこの10年間航空宇宙産業の中でどのように育ってきたかを観察し、さらに近い将来どのように応用面での発展が期待できるかを考えるのがこの小論の目的である。米国ではこの10年間も最適構造設計の研究はきわめて盛んであり論文の数も質も依然として上向きである。80年代は計算機の速さと容量が飛躍的に進歩した時代で

* 工博 VMA Engineering, Inc U. S. A. コンサルタント

あり特にその後半では初めて汎用の有限要素解析プログラムにも最適設計能力が追加されて一般に提供されるようになったので少なくとも環境は1970代とは比較にならない程に恵まれてきている。

結論を先に述べると確かに最適構造設計によって設計のデータを得た構造を一部に使った飛行機やスペースクラフトが実用になるのはあまりめずらしいことではなくなったといえる。この意味では1980年代は最適構造設計が研究者の遊びというイメージを捨てて、設計用のツールとしての市民権を遂に獲得できたいわば画期的な時期であった。しかしながら設計ツールといっても普通の設計者が手軽に使えるものという段階にはまだほど遠く、また構造解析のツールとしての有限要素法の普及にもほど遠い段階にあることは明らかである。最適構造設計が設計の現場で使える様なインフラストラクチャーができてなく、比較的小数の先見性のある技術者が勉強し各々の会社に適した形で段階的に導入し現実の問題に使い始めたというのが1980年代の総括といってよいと思う。

研究開発の結果が設計の現場での応用に成長していく過程で、製品の基本的特性とか入力に対する応答を調べる解析と、その特性とか応答を望ましいものにしていくための設計とでは、計算機を導入するにしても本質的な違いがあるようである。即ち解析では多種多様な実際の“物”からその工学的特性を引き出すために都合のよいモデルを作る。このとき欲しい応答に直接関係のないものはどんどん捨てて現物を解析に便利な形に抽象化していく方向で解析モデルを作っていく。これに対して設計は製品が望ましい特性を持つように“物”をつくりあげることであり、その方法は会社の伝統、設計者の経験や能力、好み等によりきわめて多岐にわたり解析モデルをつくるのとは逆に多様化の方向に向かう。この多様化に多少とも方向づけを与えるのが各社の伝統であり、製品の種類であり、設計マニュアルや規格であり、また製造部門、保守、販売部門からもたらされる各種の条件である。このため、最適設計を導入するにあたり、航空宇宙産業の中でも会社ごとに違った受け入れ方があり、観念的にはやろうとしていることは同じであっても実際のソフトウェアの構成や使い方にはそれなりの違いがでてきている。このため近い将来ではよほど抜kindでた設計用システムがでて来ない限りどの会社にも共通に使えるソフトウェアは存在しないかもしれない。抽象的ではあるが80年代に会社で最適構造設計を導入するに際して考えたらしいと思われる条件を逆に結果から推察してみると次のようになる。

- (1) 会社の組織、伝統になじみやすいものであること。
- (2) 担当するグループ技術者にとって納得しやすい技術であること。
- (3) 構造だけでなく流体、制御などと組んでシステムとして航空機全体の性能向上に役立つこと。

次に一歩進めて最適構造設計の必要性を考えてみるとスペースプレーンのように徹底的に構造を最適化して重量をおとさないと最低限の条件すら満足できなかったり、また宇宙構造物では打ち上げの際のダイナミック荷重に耐えるための剛性を保ちながらも軽量化を計らないと基本仕様すら満足できないような実例が少しずつでてきている。また複合材料構造のように設計で決めるパラメータの数が多く設計手法が確立されていない場合には最適構造設計が有力な手段になることがわかってきた。さらに飛行機のように常にぎりぎりのところで性能を競いあうものでは、ほんのわずかな違いでコントラクトがとれなかったりすることもありうるので、現実的に航空宇宙産業で成功するためには最適設計技術を無視することはできなくなった。このようなバックグラウンドをもとに以下では最適構造設計の使い方のパターンをいくつか紹介していくことにする。

2 既存プログラムの新しい使い方

米国での最適構造設計用プログラムの開発の歴史はかなり古く1970年代前半で少なくとも二つの有力なプログラムが空軍のコントラクトで完成している。このうちTSOはジェネラルダイナミックス(GD)社で完成され、ほとんどの航空機製造会社が少なくとも一度は導入したことがあると思われ

る。TSOは主として軍用飛行機の翼の最適構造設計を担当するプログラムであるが解析にはモデル作りに手間のかかる有限要素法ではなく等価板理論をもとにリッツ法を使っているので非常に経済的に複合材料の翼構造があつかえる。勿論こういう簡易モデルを使うという限界はあるものの、強度、剛性、共振振動数、ダイバージェンス、フラッタ速度、コントロールサーフェスの有効性までを考えながら複合材料パネルの板厚分布とブライの角度分布まで入れて最小重量設計が可能である。このため、翼の設計の一番初めにごく簡単におよそのパネル板厚分布を知るために現在でもしばしばいろいろな会社で使われている。特にGD社では改良を重ねTSOを使いこなすため技術を洗練して材料定数の選び方と設計の条件として製造技術の制約を最初から考えることができるようになった。TSOは独立して使われるだけでなく、GD社ではTSOで求められた設計をもとにして詳細な解析を行なうプログラムのデータを直接作って行く流れが用意されている[2]。

もうひとつのプログラムFASTOPは1973-81のあいだグラマン社で開発されたFlutter and Strength Optimization Program のことである。FASTOPは構造解析は有限要素法を使い当時としては最も進んだ非定常空気力学解析のプログラムを組み合わせるフラッタ速度を拘束条件としての最小重量設計または重量を拘束してフラッタ速度最大化設計をOptimality Criteria法で実行するなどのことができるプログラムでaeroelasticityの解析および設計に広く使われ、また1980年代の構造設計用のプログラムに多くの影響を与えた。グラマンでは1975年頃からFASTOPの経験を生かして航空機設計のどの段階でも計算機を有効に使いこなせるためのCOGS (Comprehensive Graphics System) というシステムの開発を開始している[3]。これはCADAM, CATIA, PATRAN-といったようなモジュールをも含めたグラフィック機能を基盤としてFASTOPの機能、もっと一般的な有限要素解析プログラム、マトリックスマニピュレーション言語などを含むおがかりなシステムである。GD社とは対照的に概念設計には関与しないで初期設計、詳細設計段階および既存設計の改良などに最適設計を活用していこうという方針が窺える。このため構造設計のパラメータもきわめて細かい寸法まで立ち入っていけるようにいくつものタイプに分けられている。これによってCOGSによれば最適構造設計をやりながら詳細設計までが設計者に直接見えるようになっていてこれであまりドラマティックな変更をせずに最終設計までもっていけるという確信がもてるのが大切だといっている。グラマンは実際の飛行機への応用実績がかなりあって、その中でも現在試験飛行が続けられているX29は有名なプロジェクトのひとつである。

3 既存技術と新しい技術の融合

有限要素法の導入の初めから航空機業界では、これを内力の計算手段として使うことを原則にしており、応力や歪は計算された内力をバランスした力として部材に加えてこれをもとに詳細な形状を考慮して計算し直してきた。この手法の背後には寸法や形状が少し位変わった程度では内力分布はあまり影響を受けないという経験則が働いている。静定構造ではこの仮定は厳密に正しく、不静定構造では設計の変更で内力分布に影響がでるがこの変化は設計には無視できると仮定して寸法などを決めていき、必要があればこれを繰り返して収束までもっていく。このため内力を有限要素法のプログラムで求め部材の詳細寸法をその内力を最も効率よく支えるように決めるところに最適化を導入するということは非常にわかりやすく抵抗のない方法であった。ここではこの考え方をうまく使って実際に役立つシステムを作り上げている例を紹介する。

マクドネルダグラス社でのスペースブレインへの応用

スペースブレインは密度の低い水素を主な燃料とするために従来のジェット燃料だけを使う飛行機とはかなり違った新しい設計が必要になる。機体構造としても内側の液体水素の温度から超音速で飛ぶとき

の外側の高温にいたる温度勾配に耐えまた飛行機としてのすべての荷重条件を満足した上で単位面積あたりの重量を極端に低くすることを要求される。機体外壁の温度はパネルの場所によって大幅に違っておりまた内部構造との干渉もあるのでアクティヴ冷却のパネルから単にヒートシールドの層を外側につけただけの簡単なものまで多様なタイプを用意することになりこの最適設計をまともにこなすのは大変な時間がかかることになる。マクドネルダグラス社では空力設計が変わる度に構造設計をしなおして機体重量を推定することを可能にするため、プロセスを自動化することを計画した。まず空気力学、熱流解析と飛行機全体の有限要素法による構造解析を連成して内力分布を計算し、つぎにその結果を使って各部パネルの最適構造設計をローカルレベルで行なってその結果を機体の有限要素モデルに反映させていくシステムを作りあげた[4]。飛行機では通常の設計変更に対してはローカルレベルの変更による全体の構造に対する影響は比較的弱く内力の分布はほぼ一定と考えてよいという従来の仮説はこの場合も有効で3-4回の反復計算でほとんどの場合結果が収束することがわかった。

ロッキード社での翼構造設計への応用

ほとんどの飛行機の性能設計で中心になるのは主翼の設計である。特に旅客機のようにほとんどの揚力を主翼から得ている場合は飛行機全体の性能が主翼の設計にきわめて強い影響を受けることになる。主翼の空力性能は大まかには荷重による変形を無視して計算できるが正確には翼構造の荷重による変形と空力性能の干渉を正しく評価することが要求される。この干渉を入れて解析を行なうことは前から行なわれていたがここに最適構造設計を導入することは簡単でない。ロッキード社がこの問題に対処するためにとった方法は翼の構造解析モデルと空力解析モデルを効率よく作るプログラム、また構造解析、空力解析、構造最適化のシーケンスを繰り返すのにつごうのよいシステムを作り、構造最適化には有限要素解析で計算した内力を使ってローカルレベルで最適化を行なうというわかりやすい方法をとった。このローカルレベルで最適化にはパネルやサブ構造の座屈とか複合材料の処理も含まれ設計の現場での条件が入っており比較的最終設計に近いと考えられる設計が得られるようになった。このシステムの内容と大型旅客機の主翼構造設計に応用した例をまとめたのが文献[5]である。現在ではこのシステムは数多くの独立のプログラムをUNIXのスクリプト言語でまとめネットワークにつながる何十かのワークステーションで効率よく処理できるようになりつつある。

4 新しいソフトウェアの応用

1980年代の後半にはいくつかの市販の構造解析プログラムに最適設計の機能が加えられた。また米国の空軍の研究機関の指導で最初から最適構造設計を目的としたプログラムも開発された。代表的な例としてMSC/NASTRANに導入されたゲージサイズの最適化の機能はそのままの形でMD12Xという旅客機の主翼の構造設計に応用されたという報告がある。この場合設計変数の数は1186とこれまでの常識をはるかに超えたところで使ったにもかかわらず一応まともな結果が得られたとのことでソフトウェアの信頼性も徐々に整えられてきたと考えてよい。この例では一回の最適設計にCRAY/XMPで数時間のCPU時間を要したとのことである。ほかにも単発的な例はいくつかあるがここではMSC/NASTRANの機能を活用してプロダクションレベルに近いところまで実用化したTRW社の例を紹介する。

TRW社ではすでに1983年からMSC/NASTRANに加えられた感度解析機能を使ってスペース構造の最適化を実行するプログラムの開発を始めた。今年の4月にスペースシャトルを使って打ち上げられたガンマ線観測衛星の基盤構造設計がその当時始まっており最初の設計ではこれが重量でかなり仕様を超過することがわかっていて、スペースシャトルでは1ポンドのものを軌道にのせるのには数千ドルの費用がかかるので1000ポンドの超過は数百万ドルに相当するばかりでなく衛星そのものがスペース

シャトルにのれるかどうかの問題にまで発展する。TRW 社では MSC/NASTRAN の感度解析機能を使って剛性の目安としての固有振動数を制約条件として近似モデル法にもとずき最小重量設計を行なうプログラムを開発した。特別の工夫として梁断面のライブラリを作りそのひとつずつについて内力にもとずき強度、座屈および製造組立の条件を考えて断面定数の下限値を自動的に計算するようにした。ガンマ線観測衛星の基盤構造設計では時間的余裕がなく従来の経験と計算による軽量化プロジェクトチームと最適構造設計によるチームの二つを同時にスタートさせた。この結果、最適構造設計によるチームは従来の方法によるチームの約半分の費用ですべての条件を満足させしかもかなりの重量を他のチームより多く削減することに成功した。この理由は人間の直感で重量削減には材料を削り取ることしか考えにくい、最適構造設計ではある部分に材料を加えてやることにより他の部分からより多くの材料を取り除くことが出来ることを自然に発見出来るというところから差がでてくることがわかった。この業績から最適構造設計プログラムは信頼を獲得して構造設計グループではこのプログラムを使う技術者の育成も進みここで設計するほとんどのプロジェクトに最適構造設計が使われるようになった。

5 今後の課題

最初に述べたように1980年代に最適構造設計の手法はとにかくその有効性は認められ始め実用例もかなりでてきた。しかしながら設計者が手軽に使えるようになったという段階とはまだほど遠く小数のスペシャリストの特別の努力の結果いくつかの実用レベルでの問題がとけるようになってきたという位がほんとうのところであろう。特に各種の応用面で有効性が知られている形状最適設計はソフトウェアは出来てもユーザーインターフェイスができていないと担当者以外は使うことが出来ない。有限要素解析のプリプロセッサの開発は多大の労力が必要でメンテナンスだけでも大変で最適設計のための設計モデルを作る機能の開発まで手がまわる余裕がなかった。しかしながらごく最近になって最適構造設計用のユーザーインターフェイスがあまり遠くない将来に開発されるという見込みがでてきたように思われる。解析用プリプロセッサも結局は単独で存在するのではなくCADを含めたCAEシステムのコンポーネントであるという認識が普及しインターフェイスにはオープンアーキテクチャーを採用し、場合によってはハイレベルのコントロール言語をもってより細かい調整まで可能にするというように変わってきつつあるからである。このために1980年代では特別の開発が必要であったものが現在ではユーザーが適当なモジュールを選び組み合わせていくことが出来る可能性がでてきた。いずれにしても90年代の第一の急務はユーザーインターフェイスの開発である。

つぎに航空宇宙関係で特に注目されてきているのは空力、制御、熱伝達などと構造最適設計との連成である。飛行機の翼型を空力特性を改善するために変えると構造にまた制御特性に影響がでるからその翼型の改善が果たして飛行機全体の性能改良に貢献出来るのかどうかはこの連成効果を詳しく調べて評価しなくてはわからない。技術的には各々の分野で独立に感度解析を行ないその結果を総合して全体のシステムレベルでのレスポンスの感度を求め線形モデルを作って最適化をはかるという手法が提案され、いくつかの飛行機の設計計画に使われた報告があるがこのテーマは90年代の重要な研究開発および応用の課題と思われる。

70年代までをゲージサイズについての最適設計の時代、80年代を形状最適設計の時代と簡単化すると、90年代には一番難しいことがわかっているトポロジーの最適化の実用化が出来るであろうか。ミシガン大学の菊池教授のグループの開発したホモジナイゼーションによる手法[7]は最適トポロジーの選定に指針を与える方法として注目されておりCADや形状設計との連係のソフトウェアの開発が進めば実用化が期待出来ると思われる。

最後にAI技術の構造最適設計への応用について私見を付け加えさせていただく。航空関係ではこれま

で数理計画法で解いた問題をニューラルネットとか Genetic Algorithm などで解いた例が報告されているが AI の手法が威力を発揮するのはどうもこういうところではなく、ユーザーインターフェースの合理化や革新的なプログラムアーキテクチャーなど数理計画法が使いにくい面への応用なのではなかろうか。

参考文献

- 1) Ashley, H., "On Making Things The Best - Aeronautical Uses of Optimization", AIAA Journal of Aircraft, Vol. 19, No. 1, Jan. 1982 pp.5-28
- 2) Mason, P., Lerner, E. and Sobel, L. "Applications of Integrated Design/Analysis Systems in Aerospace Structural Design", Symposium of Recent Advances in Multidisciplinary Analysis and optimization, Hampton, VA Sept. 28030, 1988
- 3) Love, M. H. and Bohlmann, J. D. "Aeroelastic Tailoring in Vehicle Design Synthesis", AIAA/ASME/ASCE/AHS 32nd SDM Conference, Baltimore, MD April 10-12, 1991
- 4) Wilson, T. M., Koshiha, D. A., Matthews, B. L., Hesterman, T. W. and Coyle, J. M. "Automated Structural Analysis for Hypersonic Vehicle" AIAA 2nd International Aerospace Plane Conference, Orlando, Florida Oct. 1990
- 5) Radovcich, N. A., et. al. "Study for the Optimization of a Transport Aircraft Wing for Maximum Fuel Efficiency - Vol. I Methodology, Criteria, Aeroelastic model definition, and Results", NASA CR 172551 Jan 1985
- 6) Woo, T. H. "Space Frame Optimization Subject to Frequency Constraints", AIAA Journal, Vol. 25, No. 10, Oct. 1987
- 7) Bendsoe, M. P. and Kikuchi, N. "Generating Optimal Topologies in Structural Design Using a Homogenization Method", Computational Methods in Applied Mechanics in Engineering, No. 71, 1988