超音速輸送機の技術的挑戦*

W. H. STATLER**

超音速輸送機の挑戦は厳しいものであり、その問題は難しく、危険性は高い。最終の設計に至るまでには、最善の設計を確保するための、相互の損失の検討、最良化の研究、各種の変数を変えた比較が行なわれた。この発展的な方式は今でも続いているし、研究および開発によって新たな知識が得られるにつれ、さらに飛行機の形態はその影響を受けていくであろう。

ロッキードの超音速輸送機概念は第1図に示す。過去7年間におよび研究の結果、翼面積の大きな固定ダブル・デルタ翼が超音速輸送機のすべての要求を満たしさらにそれ以上のものであることを示した。もちろん可変後退翼を含む、他のいくつかの形態も超音速輸送機として十分な性能を持っているけれども、ダブル・デルタが要求を満足する最も簡単な設計であった。

しかしながら、最終決定をなすに当たっての最も重要な要素は、特に可変後退翼についての低速時の問題と比べて、ダブル・デルタの低速時の特性であった。

第1図

もちろんこれは、他の点でも重要な利点がある。軽く強い構造が可能であり、水平安定板は不要になり、翼面積を大きくとれるので、スロット・スラット・フラップ等の複雑な高揚力装置および人工的な安定化装置を省くことができる。この単純な設計によって、重量・経済性・維持費および安全性が実質的に向上する。

それゆえ、この基本設計は民間航空用の超音速輸送機として成功するあらゆる条件を満足している。これらの条件は第2図にまとめられている。運航者の立場から見れば、最も重要な点の一つは長距離運航に対する向上の可能性である。超音速輸送機は長い区間距離に対して最大の運航効率を持つと思われるからである。技術的立場からは、これを実現することは最も困難な点であって、設計者としては空虚重量を最小とすること、空力的効率を最大とすることをまず第一に心掛けなければならない。

- Safe
- Comfortable
- Reliable
- Efficient
- Flexible
- Compatible with advanced jets
- Proper balance between \$/mile \$/seat mile
- Potential for ultimate long range

第2図

形態の発展

ロッキードは1956年に超音速輸送機の形態についての研究と開発を始めた。その時以来、1964年1月に米国民間航空局（FAA）に対して第1次案を提出するまでに、100以上の基本形が検討された。その中には矢形翼・多重翼・固定翼・可変後退翼その他が含まれ、どの形態が長距離の民間航空用の機体としての要求事項、すなわち高空における2,000哩/時ぐらいの巡航速度・現用の大型亜音速輸送機と同程度の離着陸性能を最もよく満足するかが決定された。

その発展の過程の一部は第3図の一連の風洞用模型

* The Technical Challenge of the Supersonic Transport.
昭和41年年会において講演。航空宇宙技術研究所 河崎俊夫氏
英文 Copy は学会で頒布
昭和41年6月6日原稿受理
** Deputy Director of Engineering, Lockheed-California Company

第3図

第4図

によって示されている。固定翼の設計では、空力中心の移動に対してどのように制御するかが、常に最大の問題であった。圧力中心は亜音速より超音速となると大巾に後方に移動する。もちろん遷音速領域で燃料を後方に移動させて、圧力中心の移動に対して航空機の重心点を移動させて補償してやることも可能である。しかし 1958 年以来、われわれの案は速度の変化に対応した圧力中心の移動を制御するのに空気力学的に行なうということを基本設計の大切な部分として発展させて来た。

1958 年梯形翼と前尾翼すなわち前方の水平安定板を持った案について検討したときには、圧力中心の移動量は大きく、安定と操縦とに問題があった。1960 年までに、デルタ翼と前翼との組み合わせによって大いにその点が改善されることが明かになった。1962 年に前翼-デルタ翼の主翼内側前縁をずっと前方まで引

き延ばして、後退角の大きなこうもり翼のようにした案がさらに有望なことが分かった。これはさらに進んで、こうもり翼をさらに前方まで延ばして、前翼を省いてしまった尾翼なしのダブル・デルタ形態に至った。この形態は全く成功であることが分かり、空力的な努力は最適な翼面積と前方のデルタの詳細について行なわれた。

機体の大きさは FAA が指定した設計航続距離 4,000 哩という点と乗客数によって決められる。乗客数は経済的な要素で決まる。第4図は機体の年間収入が乗客数によって変化する様子を示す。明らかに一つの機体について見ると乗客数が増せば年間収入は増加する、しかしソニック・ブームによって機体の大きさに制限がある。例えば上昇中のソニック・ブームの圧力上昇を 2.0 lb/ft^2 に制限すると、国内線用の最良の胴体は 250 人乗りとなる。

ロッキード案

現在のロッキードの形を第5図に示す。大きな固定翼の翼巾は 116 ft ではぼコンステレーションのと同じである。しかし超音速輸送機は現用の輸送機より遙かに長い。胴体はもちろん抵抗を最小にするために非常に大きな長径比を持たねばならない。そして乗客の座席容量から胴体の直径がきまるのでどうしても胴体は長くなる。

この設計の重要な点の一つはエンジンの装備法にある。4つの別々のエンジン・ナセルが採用された。各翼に一つずつ2つのエンジンを組にしたナセルを設け

の方が容易であるけれども、超音速飛行の経験からして別々のナセルにすべきだとの結論に達した。さらにわれわれの経験によれば、4つのナセルは横方向の適当な翼下の位置に置いて、一つのナセルの入り口の衝撃波が他のエンジンに影響をおよぼさないようにしなければならない。同様に重要なことはエンジンの排気ノズルは、翼構造物および後縁の操縦面よりも後方に置かなければならないことである。これはこれらの非常に強力なエンジンの非常に高エネルギーのジェットのためである。

エンジンの入り口はまた主車輪との関連において注意してその位置を決めなければならない。主車輪によって、内側エンジンに異物が飛び込むのを避けなければならない。またその形状を定めるに非常に大切なことは、主車輪の支柱が引き込み引き出しの間に、内側エンジンの空気取り入れ口の前を横切らないことである。

機体の詳細を第6図に示す。翼の可動面としては、縦揺れと横揺れの制御のための後縁エレボンと、遷音速時の抵抗を減らすための簡単な前縁のヒンジト・フラップのみである。翼は最適な振れと反りをもち、ナセルの付近では抵抗を最小にするために注意深く成形してある。構造面では翼は非常に多数の横方向の桁から成り、それによって簡単な徹丈なしかも軽い構造となっている。燃料は中央翼の部分と、巡航用として客室の床下とに収められている。巡航用燃料は機体の外板に接していないので、困難な燃料に対する温度の問題は避けられる。

第5図

胴体の形状は抵抗を最小にし、かつソニック・ブームを減らすように定められた。乗員室より前方の折れ曲がる頭部は“weather vision”頭部といわれ、ここでは巡航時の位置を示している。離着陸時には、この頭部は下げられ内側の風防が露出して飛行乗組員の視界をよくする。抵抗を減らすためにつけられた床面の僅かな曲線を除いては、客室は従来のものと同じである。

客室配置の2つの案を第7図に示す。これらの配置は5人掛けのコーチ席と、4人掛けの一等席とに基いている。上の図は24人の一等客と207人のコーチ計231人用のものを示す。前方床下に非常に大きな荷物室(1,375 ft³)があるが、さらに後部客室にも荷物を置くことができる。231人乗りの場合はこの後部客室のうち875 ft³が貨物用となる。乗客の出入り口は2つある。一つは乗員室のすぐ後方の左側であり、他

第6図

第7図

は左側のほぼ中央にある。下の図は255人乗りの場合を示す。主要な違いは後部の荷物室を小さくした点である。この配置では第3の出入りが客室の後方につく。胴体は遷・超音速で抵抗が最小になるように形を定めたいけれども、客室の大部分にわたって客室の断面が一定である。大きな固定デルタ翼を用いれば、抵抗を最小にするのに胴体断面をそれほど極端に変える必要はない。

全般的な機体の特性を第8図にまとめる。大陸間の飛行では、離陸時に約500,000 lbの重量となるだろう。有償荷重に対する容量としては60,000 lbあるが、機体は航続距離4,000哩に対して40,000 lbの有償荷重で設計されている。大きな翼は9,424 ft²の翼

面積を持ち、離陸時でも翼面荷重は僅かに53 lb/ft²であり、着陸時には僅か34 lb/ft²となる。G. E. またはP & W いずれのエンジンでも使用可能である。最終エンジンの決定は今年末になるだろう。

前に向上の可能性と、その超音速輸送機における重要性について述べた。第9図はその可能性を示す。下の線が現在の設計の性能である。設計段階あるいは運航に入ってからでも、全備重量を525,000 lbにふやし、しかも空港や騒音等に関する設計の要求条件を満足するならば、区間距離4,000哩における有償荷重を24%増すことができる。この機体の生涯を通じて予想される向上を考えれば、さらに有償荷重の増加が期待できる。

Airplane Characteristics	
L-2000-7 Basic Configuration	
●Maximum takeoff weight-lbs.	500,000
●Maximum landing weight-lbs.	320,000
●Space limit payload-lbs. (Including cargo)	59,460
●Passenger capacity (90/10 mix)	231
●Cargo capacity-cu. ft.	2,250
●Wing area-sq. ft.	9,424
●Cruise Mach number	2.7
●Engine	GE 4/J5 K or P & W JTF 17A-20L
●Takeoff speed-kts.	166
●Approach speed-kts.	135

第8図

第9図

運 航 特 性

ニューヨークからパリまでの L-2,000 の飛行経路

を第 10 図に示す。上昇時の遷音速での加速状態でソニック・ブームの圧力は 2.5 lb/ft^2 に達する。マッハ数 2.7 の巡航は高度 65,000 ft 離陸点より約 330 哩のところより始まり、高度 70,000 ft パリから約 240 哩手前で終わる。飛行時間は 3 時間以下であろう。ソニック・ブームは進路に沿って第 11 図のように変化する。最大のソニック・ブーム圧は上昇を終わって遷音速加速時に起こる。それは機体の重量が最大である国際線で最大となる。その他の状態ではブーム圧力は 2.0 lb/ft^2 より大分小さく十分許容できる。

第 10 図

第 11 図

しかしながら、ソニック・ブームは依然として難問である。その発生および減衰についての物理的機構について未だ十分に分かっていないし、現在の理論的推定の測定値による裏付けも困難であるからである。さらに困難なことは 1970 年の人口密度を考えた場合の許容値を推定することである。今日までの実験では、ソニック・ブームに対する人間の反応は非常に巾が広い。定まった地域条件の下で、これらの航空機に対してある許容できる離着陸経路を確立することが必要であろう。これに対しては実際に運航してみなければ分からない。

空港とその付近のジェット機による騒音は世界中で

重大な関心事となっている。この点を認めて FAA では超音速輸送機に対して厳しい騒音の目標値を設定した。それは第 12 図の第 1 列に示されている。現用のジェット機の騒音レベルを最後の列に示す。超音速輸送機に対して非常に大きな騒音減少が要求されていることが明らかである。超音速機用のエンジンの 2 つの候補は少し異なった騒音特性を持っているが、それを第 2, 第 3 列に示す。すべての場合に FAA の騒音の目標値に達しているとはいえないが、われわれは達成可能な範囲にあると考えている。そして現実はこの方向に技術的進歩が行なわれている。

第 12 図

低 速 特 性

成功した超音速輸送機は、すべての飛行範囲を考えたときに、犠牲にする性能を最小にした最良の設計でなければならない。しかし高度の性能を持った航空機では、低速の性能が最も困難な問題となることが多い。この点に関して特に注意しなければならない項目を第 13 図にかかげる。

Basic Low Speed Operational Safety Criteria	
●	Stall speed margins
●	Performance levels and speed margins
●	Controllability levels and speed margins
●	Visibility
●	Cockpit environment

第 13 図

このダブル・デルタ輸送機の低速性能についての考察が、この基本形の採用を決定した。第 1 の要素は渦流に関するものであった。研究と風洞実験によって、適当な形状を採用することにより、一様な渦流を生ぜしめ低速大迎角における空力性能を向上させることが分かった。第 2 の要素は、低速において大きな翼によって得られる大きな揚力の余裕である。しかも巡航時には小迎角で飛ぶ結果抵抗が小さい。これら 2 つの要

素によって低速における特性は現用のジェット機よりも勝れている。

渦流は超音速輸送機のために発明された新しい空力的現象のように思われるが、そうではない。普通の航空機の縦横比の大きな翼の先端から流れ出る渦の存在はしばしば飛行雲によって知られている。渦の原因は下面の正圧の空気が上面の負圧の領域に流れ込むとして説明される。代表的な亜音速機の翼端では、渦は螺旋状の流れをなす。ダブル・デルタ翼では、渦は後退している前縁全部より発生し、第14図のように渦の強さが強められる。

第14図

これらの渦の発生は、どのような胴体・翼であれ揚力を持つ以上避けることはできない。胴体頭部に働く揚力でさえ、一連の小さな渦を発生する。渦が好影響をおよぼすか否かは個々の機体形状による。例えば前翼デルタ型の超音速機模型（水平安定板がデルタ翼の前方にあるもの）の風洞実験によると、頭部胴体による渦と、前翼および翼による渦とが重なり合って、ぐあいの悪い一様でない流れをつくる。

渦流の現象を理解するために、各種の形のデルタ翼・前翼・前胴のひれ・胴体形状等がいろいろな気流観察法によって風洞実験された。これらの研究から、胴体と適当に組み合わされた尾翼なしのダブル・デルタ翼では、胴体および翼の前方部分より発生した渦が後のデルタ翼からの渦とうまく合わさって一様な流れの場をつくるのが分かった。流れの場の解析から、渦の中心は翼の前縁に沿っていて、垂直尾翼からは横に外れている。流れの場の一様性は迎角 30° 以上横滑り角 20° 以上まで確保されている。この渦の影響の下にある境界層の様子を見ると、渦のために横方向に境界層が吹き払われて、境界層が厚くなるのを防ぎ、流れの剥離、失速あるいは失速による抵抗を起こさずに高揚力が得られることが分かった。風洞実験でこの有利な空力的効果が認められたとき、初めはこの吹き払う作用は疑われたものであった。

この境界層の様子は簡単な境界層観察法によって確められた。油とケロシンの混合液に染料をまぜたものが模型に塗られた。第14図に示すように、渦による境界層の動きが油膜にすじ模様をつけて、境界層の様子を示してくれる。これらの試験の結果、大きな迎角・横滑り角まで失速しない流れが保たれていることが分かった。このような大きな角度まで、舵の効きが十分に保たれている理由は明である。すなわち後縁の舵面が翼の境界層が厚くならない部分で作動しているからである。境界層が厚くなることと翼の失速とのために現用のジェット機では横の舵効きが悪くなっているのである。

ダブル・デルタ翼の風洞実験によれば、迎角 30° まで揚力の低下は見られない。すなわち渦の作用のために失速は起こらない。これらの風洞実験の結果を現用ジェット機のもの第15図に比較した。揚力をよりよく示すために C_L の代わりに $C_L S$ を示した。斜線で示したように、ダブル・デルタ翼の考え方は、（大きな翼を用い、揚力係数を小さくし、そして渦によって境界層を制御し、失速をなくする）亜音速ジェット機よりも実質的に揚力に余裕がある。斜線の領域は安全な運航および突風を通過する際の揚力の余裕を示す。ダブル・デルタの輸送機に対して、 C_{Lmax} あるいは失速があるための制限を取り除くことによって得られる安全性の余裕が示されている。この揚力の向上は一世代前のレシプロ・エンジンとプロペラを持った機体における、プロペラ効果による揚力の余裕と似ていて、超音速輸送機の安全と運行の好ましい傾向である。よくいわれている $1g$ の失速——翼の揚力が減って自重を支え得ない——はダブル・デルタの超音速輸送機では起こらないので、機体の特性を上昇力の見地から検討した方がよいかも知れない。ところで“上昇率零の速度”は性能に余裕がなくなってちょうど定速の $1g$ の水平飛行ができる速度である。

第15図

第16図は海面上、標準大気状態における L-2000

第 16 図

の最大設計離陸重量のときの、離陸上昇力を広い上昇速度範囲に対して示したものである。第 16 図によればほとんど現用のジェット機の 300% 以上の上昇率の増加が見られる。

超音速輸送機の上昇率が大さいのは、エンジンの大きさを定めるのに、亜音速ジェット機では離陸距離で定めるのに反し、遷音速における加速性より決定されるという点によるのである。そしてダブル・デルタ翼の低速による空力特性（失速がないこと）によって、この余裕推力を十分に利用し、上昇率零の速度からの余裕が現用の輸送機に対して遙かに大きくなったのである。GE のエンジンを整備した場合の L-2000 の離陸距離は、標準状態および高温状態に対して第 17 図に示される。離陸距離は FAA の目標値を上まわり、亜音速ジェットとはほぼ同じである。離陸時にダブル・デルタ翼には従来の意味の失速がないということは、着陸の場合にもあてはまる、さらに通常の着陸重量は離陸重量の約 60% であり、アプローチは通常最小速度の 1.3 倍で行なわれるので、運用上の余裕は離陸の場合よりもさらに大きい。

第 17 図

性能および揚力の余裕はさらに、地面近くで運行される場合に大きくなる。多くの理論的および実験的研究が、着陸引き起こし時における、ダブル・デルタ翼

輸送機の地面効果について行なわれた。現用のデルタ翼の戦闘機および爆撃機はかなり好ましい地面効果を持っているが、後退翼機ではそのような効果はあるとしても僅かである。第 18 図には亜音速ジェット輸送機・ダブル・デルタの超音速輸送機の平面形に改造した F-5D デルタ翼戦闘機および B-70 の代表的な着陸時の沈下率の比較を示す。戦闘機の資料は風洞実験によるものであるが、今までのところ風洞実験と現在進行中の実物の飛行機試験とはよく合っている。同様な風洞における着陸引き起こしの解析が、実際のダブル・デルタ超音速輸送機の形状について行なわれている。予備的な結果では強い地面効果を示している。第 18 図では直接比較し易いように縦揺れ速度一定とした。後退翼輸送機で引き起こしに失敗すると、車輪の設計強度沈下率 10 ft/s をこえてしまう。ダブル・デルタの超音速輸送機ではこうはならない。実際 1 度の迎角変化の引き起こしで、1 ft/s の程度の沈下率が得られる。これは操縦士に対して安全であるばかりでなく、自動操縦装置の設計者の全天候着陸装置の設計を容易にするものである。

第 18 図

超音速輸送機による利益

われわれが今まで論じて来た機体は、航空輸送の上にな重大な衝撃を与えるものである。現用のジェット輸

第 19 図

第 20 図

送機と比べて、第 19 図のように多くの乗客を運び、ほとんど 3 倍の運航速度をもち、稼働性はほぼ同じ、寿命はやや長めであり、値段は遙かに高い。直接運航費の比較を第 20 図に示すが、超音速輸送機は十

第 21 図

分競争力がある。自由世界の航空輸送における、機種の分類を 1950 年より現在までの実状と、さらに 1990 年までの予想とを第 21 図に示す。これは超音速輸送機が航空輸送上に占める重要性を物語っている。

航空宇宙用鋼材と破壊じん性*

塩 入 淳 平**

I. は し が き

航空宇宙用鋼材に対する変わらぬ要求の一つは、高強度ということであろう。特に、固体燃料ロケット用鋼板として、高張力鋼開発の要請は急なものである。これにたえて、最近では抗張力 200 kg/mm^2 程度のものも実用されようとしている。一般に、高抗張力の材料には、必然的にぜい性破壊の危険がつきまとい、わずかな内部傷等の切り欠きから致命的な不安定クラックが成長する可能性があり、信頼性の面で大きな問題がある。この対策として、材料製造の面からは、合金成分上の改良、真空溶解法の採用等により、一連の高じん性高張力鋼が開発され、また一方、材料の強度に対する考え方という面では、ぜい性破壊機構の解明、さらには材料のぜい性破壊に対する抵抗性の評価法といった点で着実な進歩がなされた。

本稿では、航空宇宙用高張力鋼材について簡単な紹介を行ない、あわせて、上述のぜい性破壊に対する抵抗性、いわゆる破壊じん性 (fracture toughness) の問題にふれてみたいと思う。

II. 主な航空宇宙用鋼材

II.1 種類と成分 現在航空宇宙用に用いられている

る構造用高張力鋼材は、つぎのごとく分類出来るよう。

- (1) 低合金強力鋼
- (2) 焼き入れ焼き戻し型マルテンサイト不銹鋼
- (3) 析出硬化型不銹鋼
- (4) 加工硬化型不銹鋼
- (5) マルエージ鋼

これらに属する代表的な鋼名とその化学成分とを第 1 表に示す*。

(1) 低合金強力鋼 いわゆる AISI 鋼、すなわち、Cr-Mo 鋼の AISI 4130 等、および Ni-Cr-Mo 鋼の AISI 4340 等がある。また、高温工具鋼を構造用に転用した 5Cr-Mo-V 鋼も、合金成分量は低合金の範囲をこえるがこの種類に入れてよいであろう。これらはいずれも焼き入れ焼き戻して使用するもので、4130 および 4140 より 4340 が、さらに 4340 より 5Cr-Mo-V 鋼が、焼き入れ性、強度の面でまさっている。特に、5Cr-Mo-V 鋼は冷間で硬化し、熱処理による残留応力を小さく出来る点すぐれている。これらの鋼は強度を第一に要求される部分に用いられる。

4130, 4140, 4340 等は、焼戻し温度によりかなり高い抗張力、降伏点を与えることも出来るが、抗張力

* 昭和 41 年 7 月 8 日原稿受理

** 東京大学工学部航空学科

* 航空宇宙用鋼材は MIL 規格¹⁾を参照すればよいが、MIL 規格には既に評価の定まったデータのみが記載されており、設計用としては必ずしも十分ではない。データ・ソースが一定しないため材料の相互比較の上で多少問題はあるが、文献²⁾には多数のデータが収録されている。