そ 1-slot 機と似かよった特徴をもつ機体となっている。また第8図にみるように、LRC における揚力係数のカーブはマッハ数を 0.02 だけ増した位置にずれており、これは後退角を強くしたことによる M_{DD} の向上量に対応している。X-2841 は燃料消費はほとんど Base 機と変わらないが D.O.C. が改善された機体となっている。これは翼厚比を増すことにより主翼構造重量が小さくなったための機体のコンパクト化が効いているためである。

本項の2機体については圧縮性抵抗の変動が大きくこれによって性能の良否が支配されているともいえる。このことは後退角・翼厚比の選択は遷音速空力設計の重要な課題であることを示しており、翼断面設計および3次元翼線図決定の段階における抵抗・パフェットに関する詳細な試験研究に引き継がれるもので、その成否が機体の性能を左右することを示唆している。

遷音速機に関する研究*

別 府 信 宏**

1. ま え が き

遷音速機の研究を行なう場合に、研究対象となる航空機には対潜機、輸送機、練習機などが考えられるが、輸送機および練習機については今回の企画では別に述べられているので、ここでは高亜音速領域で運用される対潜機に関する研究について考察する。

対潜機に課せられる任務は広大な海域に潜んでいる目標潜水艦を捜索、探知、識別し、最終的にはこれを攻撃してその脅威を排除することであるが、このうちとくに捜索から探知して識別するまでの作業は10時間以上にも及ぶものであり、海中雑音のなかからの確に目標をとらえる上で非常に困難な技術的課題をかかえている。

迅速な行動、長時間にわたる哨戒、適切な情報処理が行なえる対潜機を目指して、技術研究本部でも基礎研究を続けてきたが、ここに従来の研究の一端を紹介しながら将来の技術革新の動向を踏まえて今後どのような技術分野の研究が必要とされるかを検討してみる。

2. 従 来 の 研 究

現在、海上自衛隊では第1図¹⁾に示すとおり対潜機(厳密には陸上固定翼対潜機)として P-2J 型機、P2V-7 型機、S2F-1 型機を合わせて約 120 機装備している。同図に見られるとおりこれらの機種が今後急速に減耗していくため、次期対潜機として P-3C 型機を 45 機導入することが決定されたわけであるが、その際に次期対潜機の技術的な選定基準となった要求性能は次の4項目に要約される。

- (1) 電子情報処理装置および所要の捜索機器をとう載すること
- (2) 高い高度における長時間の哨戒飛行が可能なこと
- (3) 進出速度が大きく、優れた洋上航法能力を備えること
- (4) 長時間の飛行に適する優れた機内作業環境を有すること

技術研究本部においても対潜機に関して各種の研究が続けられているが、その現状は上記4項目の課題との対比においてみると次のような状況にある。

(1)項に関して、探知機器からノイズとともに送られてくる音や電波、磁気など多種多様な信号の分析識別、目標の追尾、未来位置の予測、僚機とのデータ交換等きわめて多くの情報処理を短時間で正確に行なう

* 昭和54年4月26日原稿受理 Research for Transonic Aircraft

** 防衛庁技術研究本部第3研究所 Nobuhiro Beppu

第1図 対潜機の減耗状況

ためには、電子計算機による情報処理装置が必要不可欠のものと考えられている。この対潜機能を果たす上で中枢となる電子情報処理装置については、基礎的な研究は続けられているもののシステムとしての試作研究に取り組むまでは至っておらず、したがって次期対潜機の国内開発案が検討された際にもハードウェアの国内開発に対する技術的可能性に加えて、ソフトウェアの国内開発に対する技術的可能性についてもその要求仕様の設定に長期間を必要とすることから大いに議論された。今回の P-3C 型機の導入によってこの方面での技術レベルの向上が期待されている。また、搜索機器としては、音響関係でソノブイの性能向上等を図る基礎研究が続けられている一方、非音響関係では赤外線探知装置、レーダー、逆探装置等をわが国で開発する研究が続けられ、それぞれ試作品によって機能は確認されているが、さらに航空機に装備しての飛行試験によって性能を確認することが残されている。

(2)項および(3)項に見られるとおり、飛行性能としては進出時における高速性能を備えた上で、1万フィート以上の高度での哨戒飛行中は長時間滞空しうる性能が必要とされている。進出速度を上げるためにターボファンエンジン装備の機体が検討されたが、滞空時間を延ばすために揚抗比の大きい機体型式は得られたものの低速時の推進効率率はターボプロップ型機に及ばないものであり、要求に応じた最適規模の機体は得られるもののそのために長期間かけて多額の開発費を投入することは問題とされた。英国のニムロッドを除いては、現有のこの種の対潜機(陸上固定翼対潜機)はすべてターボプロップ型機であり、長時間飛行する低速時の性能が重視される以上ターボプロップエンジンに代りうるものは、低速飛行における燃料消費においても優れた推進装置でなければならない。なお、とくに主翼については、高速両域で良好な空力特性を備えた翼を得るために高速および低速風洞試験による究研が続けており、最近の風洞試験結果については今

回別途発表されている。

(4)項で機内作業環境についてとくに要求されているのは、とう乗員が高空で10時間近い連続作業に従事するため、当然のことながら旅客機並みに人間工学上の配慮が必要であることを示したものであり、この点、旅客機エレクトラから改造された P-3C 型機は与圧されていない P-2J 型機に比べて格段に優れているが、国内開発案でもこの観点から居住性について十分考慮される見通しは得られていた。

3. 今後の研究課題

これまでに概略述べてきた従来の研究成果を踏まえて、将来の対潜機に必要と考えられるおもな研究課題のなかから、ここでは情報処理能力、機動性、経済性および騒音特性についてとりあげてみたい。

3.1 情報処理能力 主としてソノブイによる音響探知信号や赤外線探知装置等による非音響探知信号の分析および識別の能力を向上させる研究が必要とされるときともに、電子情報処理装置の導入によって情報処理の方法が確立された後、総合的なシステムとしての情報処理能力に関するソフトウェアの確立が必要とされよう。

総合的な情報処理能力を高めるためには、龐大な海洋データ等の分類蓄積を図るとともに、いわゆるパターン認識による分析識別の自動化の研究を進める必要があり、そのためにはフライトシミュレータやダイナミックモックアップ(航空機とう載機器の総合的な機能確認試験装置)等の装置を用いて作戦場面の状況を模擬しながら、飛行特性を勘案した総合的なシステムとしての研究を行なう必要があると考えられる。

なお、ここでは触れなかったが、各種の探知装置の性能向上を図ることも情報処理能力を高める上で今後とも欠かせない研究課題である。

3.2 機動性 所要の海域にできる限り短時間で到達することが要求されるが、そのためには進出速度に優れているばかりではなく、離陸までの所要時間の短縮、さらには、より短い滑走路での離着陸が可能な STOL 性が要求される。

進出速度の増大を図るには費用をかければ技術的に困難なことはないが、高速化を図るために必要なコストと高速化による時間短縮によって得られる効果との費用対効果を考えた場合、大幅なコストアップにつながる高速化は必ずしも得策とは思われない。対潜機において現在装備されているターボプロップエンジン(P-2J 型機は T 64 エンジン双発、P-3C 型機は T 56 エンジン 4 発)の発展型とも考えられるプロップファンエンジンは、もし第2図に予想されているような高

第2図 推進装備効率の比較

速性能が実現されるならば、現在装備しているターボプロップエンジンに代わるものとして可変ピッチファンとともに大いに期待される。

離陸までの所要時間を短縮するためには、飛行前点検方法の改善のほか電気制御機器に自己診断機能を持たせることなどにより、整備性の向上を図ることも必要である。

なお、STOL 性に関しては、C-1 輸送機等による高揚力装置の技術資料もあるが、プロップファン後流の活用や PHLD (Powered High Lift Device) についての研究が残されている。

3.3 経済性 10時間近い長時間にわたって洋上飛行する対潜機では、経済性および飛行の運用効率を高める意味からも燃料消費の節減に努めなければならない。10年以上運用され続ける対潜機において、トータルコストの絶対額が大きいだけに燃料消費の節減等経済性の追求は欠かせないが、燃料消費量が 10% 節減されるとトータルコストではほぼ 0.01% の節約が可能であるという試算結果が得られている。ちなみにトータルコストとしては、取得費、維持運用費、施設整備費等を考慮したものである。燃料消費の節減のための研究開発費は、その節減効果が大きければ増大するが、研究開発費の増大を考慮したトータルコストは極小値をもった曲線を描くことが予想され、その極小値に近づける努力が必要である。

3.4 騒音特性 自衛隊機は民間用の航空機の騒音規制を直接受けるものではないが、機体型式が民間輸送機と大差のない対潜機の場合には、この規制内に抑えることが将来の設計努力目標になるものと考えられる。

昨夏、厳しく改正された騒音規制のなかからとくに注目される着陸進入時と離陸時の規制を実機の騒音値²⁾とともに第3図および第4図に示してあるが、図の中で点線は在来型機に対する規制であり、実線は新型機に対する今回の厳しい規制ラインを示している。次期対潜機の国内開発案を検討した際、ターボファンエンジンに消音装置を付加することによって積極的な

第3図 着陸進入時の騒音規制

第4図 離陸時の騒音規制

騒音対策を施すことを考えた結果、第3図および第4図の点Aで示した推算値が得られており、当時の規制は十分に満足していた。今回の規制では点Aの値でも離陸時に満足しておらず、今回の規制の厳しさを示しているが、風量の大きな推進装置（プロップファンや可変ピッチファン）によって騒音を低下させることが期待される。騒音対策による推力損失は0.5%程度におさまる見通しが得られていたものであり、それはエンジンの航空機とう載による推力損失全体の10%以下に相当するものであったが、あくまでも推算値であった。技術研究本部において騒音減少対策に対する基礎研究は従来から行なわれているが、今後はさらに実機装備により騒音減少効果を実証していく必要があると考えられている。

4. おわりに

対潜機の情報処理能力の向上を図るには、総合的なシミュレーションモデルを活用してソフトウェアの研究を行なうことが必要であり、そのために有効な研究手段の整備が待たれている。

また、機動性を失うことなく、騒音特性に優れ、燃

料消費の節減にも有効であると考えられるのがプロップファン型機である。現在、基礎研究が続けられているプロップファン型機は、低速域においてターボプロップ型機の特長を失うことなく、従来のターボプロップ型機では不可能であった高亜音速領域での運用を可能にするものと期待される。プロップファンは、複合材等の新材料の出現、新遷音速翼型の応用によるブレード形状の改善等により実用化が可能になるものと

考えられ、現在の研究段階で初期の機体規模の検討が行なわれているが、研究が進むにつれて性能推算の確度が増すものと期待されている。

参考文献

- 1) 防衛庁長官官房広報課：次期対潜機の選定について、防衛アンテナ, No. 206 (1977), pp. 1-11.
- 2) American Institute of Aeronautics and Astronautics: FAA Proposes More Stringent Noise Rules, Astro. & Aero., Vol. 14, No. 2 (1976), pp. 5-7.

遷音速機設計の具体例*

平 木 敏 夫**

この特集ですでに他の著者が翼型の理論、空力設計あるいは、およそ 1g 巡航状態での飛行を主任務とする航空機の性能等について述べられているので、ここでは比較的小型で高い運動性をもつ機体の基礎設計の一部としての空力設計を機体設計者としての立場から述べる。

1. 実 機 の 例

遷音速翼の実機空力特性を把握するのを目的とする実験機としては、T-2C, F-8, T-33 (第1図)などを改造した機体があり、すでに飛行試験を消化している。これらの実験機のベースとなったのは、練習機とか戦闘機であるが、試験の目的はあくまで旅客機の主翼のような巡航性能主体の翼の空力データを得ることにある。またこの種の翼を採用した実用機としては Falcon 50, CL-600 (第2図)などのビジネス機や YC-14, YC-15, A-310 などの輸送機、旅客機がある。

一方高い運動性をもつ機体に関しては仏独共同で開発された Alpha Jet 練習機の主翼を換装した実験機の計画が進行中である(第3図)、その他には具体例は少なく、前者に属するものとして、最近、実機例が続々登場するのに比べ遅れているといわねばならない。それだけにわが国がもし遷音速の練習機などを新規に開発することになれば、この分野で列国にさきがけることが可能である。

2. 空 力 設 計 条 件

遷音速機を具体的に設計する場合に課せられる空力設計条件を横軸にマッハ数 M 、縦軸に揚力係数 C_L

をとった $C_L \sim M$ 平面で検討してみる(第4図)。

2.1 抗力発散マッハ数 M_{DD} 付近—巡航領域

遷音速翼の設計点としては、通常この M_{DD} 付近が選ばれる。旅客機などでは、この点の比重がきわめて高く、次項以下は Off-design point と考えられる。しかし高い運動性をもつ機体ではむしろ次項以下にそそがれる。その場合でも翼の設計点としては、各種の空力計算の基準などにするため、この M_{DD} 付近を選ぶのが便利である。

2.2 高運動性領域 高運動性は、必要推力との関連から、通常この高亜音速領域で達成されるのが普通であり、この領域拡大のための翼設計がとくに重視される。超音速性能をもつ機体でも高い運動性はこの領域で得られるので、最近では超音速機用の翼の設計においても遷音速翼の設計技術が反映されている。

2.3 制限マッハ数 M_L 付近—高速降下領域 超音速機でない場合は、水平飛行、すなわちエンジン推力と機体抗力が釣り合う状態では音速を超えない。しかしながら高性能の遷音速機では、ダイブすることによってマッハ数 1.0 を超えられるよう設計するのが普通であり、 M_L 付近での特性が良好であることも設計条件の一つとなる。

2.4 失速・スピン領域 失速への接近、失速、失速からの departure にかけては、主翼の空力特性が大きく効くので設計上の配慮がとくに必要であり、運動性の高い機体では高速領域に勝るとも劣らぬ程重要視される。Developed spin の状態での特性は、主翼の設計というよりも、全機形状の設計をとおして配慮される。

3. 機体基本計画へのとり入れ方

遷音速翼を採用する場合、翼厚比や後退角を従来ど

* 昭和 54 年 4 月 5 日原稿受理 Some Examples of the Transonic Aircraft Design

** 川崎重工(株)航空機事業部 Toshio HIRAKI