空研究所の佐藤助手、並木助手に感謝するとともに、全般にわたり有益な助言をいただいた河村教授、辛島助教授に謹んで謝意を表したい。

参考文献

- 1) 神谷信彦, 西 武徳: 遷音速における二次元翼の抵抗発散(Ⅱ), 昭和46年航空学会年会前刷集(1971).
- 2) 滝沢直人, 宮本義人: 翼型の抵抗急増マッハ数に関する一つの設計基準, 昭和44年飛行機シンポジウム前刷集(1969).
- 3) PEARCEY, H.H.: Shock-Induced Separation and Its Prevention by Design and Boundary Layer Control, Boundary Layer and Flow Control, Vol. 2 (1961), pp. 1166-1344.
- 4) ESDU Transonic Data Memorandum 69013 (1969).
- 5) 海老原正夫, 石田洋治, 小此木時雄: 亜音速流中における2次元翼上の圧力分布の粘性効果を考慮に入れた計算法のプログラム, NAL TR-248 (1971).
- 6) PEARCEY, H.H.: The Aerodynamic Design of Section Shapes for Swept Wings, Advances in Aeronautical Science, Vol. 3 (1962), pp. 277-322.

輸送機の基本形について*

岩 城 健 雄**

1. ま え が き

乗客200人程度の輸送機の基本形選定の一例として要求された性能を満たすべき機体をYXプロジェクトを通じて開発したCAD(Computer Aided Design)プログラムを用いて計算した結果について述べ、これに基づき、燃料価格高騰による最適巡航飛行条件、遷音速空力特性の改善、主翼の空力パラメータの選定等に関する考察を行なったので報告する。

2. CAD プログラムの概要

第1図は使用したCADプログラムの計算の流れと機能をフローチャートにして示したもので、与えられた要求性能(座席数, 航続距離, 進入速度, 離陸距離)を満たす機体の基本仕様(最大離陸重量, 主翼面積, エンジン静止推力)が同図に示した主要パラメータ, 飛行方式等の条件のもとに算出される。

プログラムの心臓部は与えられた基本仕様と主要パラメータに基づく重量推算と抵抗推算であり、実機例を統計的に整理解析して作られた統一した推算式あるいは推算カーブを用いて計算される。実機例としてはいわゆる広胴機, エアバスまでのデータが織り込まれており、重量推算に関しては主翼, 胴体等の構造重量, 各系統, 装備品にまで細分解析した結果を用い、また抵抗推算は実機の性能値をエンジン性能を用いて逆算解析したものを用いている。最近の機体についての推算値と実機との対応は良好であり、初期計画における機体規模, 基本形検討に十分役立つものであると考えている。

本稿でとりあげる遷音速の巡航性能に直接影響を与える圧縮性による抵抗増(ΔC_{DM})および抵抗発散マッハ数(M_{DD} : $\partial C_D / \partial M = 0.1$)はTDM-76009をベースにこれにNACA TN 3469による3次元翼抵抗発散推算式を適用し修正した次の半実験式を用いて計算した。

$$\Delta C_{DM} = d \left(M - M_{DD} + \sqrt{\frac{0.1}{3d}} \right)^3$$

$$M_{DD} = a + b C_L + \Delta M_{DD}'$$

ここで、 a, b, d は主翼の形状パラメータを用いて遷音速相似則概念に基づく関数として表わされ、そのなかの諸係数は実機性能を解析して決めた。第2図は M_{DD} に関する実機対応を示したもので大略 ± 0.02 の範囲に入っている。同図には後にとりあげる、A, B機の値も具体的に示してある。 $\Delta M_{DD}'$ はAdvance Technology Wingによる修正値で、ここでは0.03を用いている。

3. Base機(X-2834)の検討

3.1 要求性能と計算条件 CAD計算のための要求性能およびBase機設計の前提となる主要パラメータの値を第1表にまとめた。要求性能としては220人乗(All tourist)の広胴機(8列)として米国幹線を中心に世界的な運航を考慮して決定した。また主要パラメータも、後述する空力的な諸検討を含め総合的な判断より選定した。使用エンジンは高バイパス・ファンとし、その代表としてJT10Dを選び、入手しうる性能データをもとにこれを静止推力の比で修正したスケールエンジンとした。また航続性能, 直接運航費(D.O.C.)等の計算はATA方式のボーイング社による1977修正版によった。ここで使われている燃料価格は35¢/Galである。

* 昭和54年5月4日原稿受理 On the Basic Configuration for Civil Transport

** 民間輸送機開発協会 Takeo IWAKI

第1図 CAD プログラム・フローチャート

第2図 M_{DD} 推算値と実機の対応

	A機	B機
$\mathcal{R}$	7.2	6.96
フラップ	3-slot	2-slot
$A_{1/4}$	32.0°	37.5°
t/c	0.103	0.096

第1表 要求性能と Base 機設計の前提

要求性能

座席数: $N=220$ (All Tourist)設計航続距離: $R=2,700$ n.m.進入速度: $V_{app}=134$ knots離陸距離: $BFL=7,200$ ft (ISA+13°C)

Base 機設計前提

主翼

アスペクト比: $\mathcal{R}=8.5$ 後退角: $A_{1/4}=30^\circ$ 翼厚比(平均): $t/c=0.106$ テーパー比: $\lambda=0.33$ フラップ形式: 2-slot ($C_{L_{max}}=2.73$)

胴体

形式: 8列, 2通路, Double bubble

幅: $B=5.385$ m与圧: $\Delta P=8.6$ p.s.i.

エンジン

形式: JT 10 D Scale

発数: $N_e=2$

第2表 Base 機設計計算結果

変 化 項 目		機 体 番 号
		X-2834 (双発)
主 要 目	最大離陸重量 (kg)	129,313
	静止推力 (lb)	43,515×2
	主翼面積 (m²)	235.5
	翼幅 (ft)	148.1
重 量	運用自重 (kg)	76,910
	主翼構造重量 (kg)	15,648
	胴体 " (kg)	14,032
	エンジン・パイロン (kg)	15,491
抵 抗 (巡航)	全機抵抗面積 (m²)	6.627
	主翼抵抗面積 (m²)	1.417
	誘導抵抗面積 (m²)	2.423
	圧縮性抵抗面積 (m²)	0.125
性 能	ICAC (ft)	39,142
	BFL (ISA+20°C)	8,382
	設計航続性能 $\begin{cases} F_B \text{ (kg)} \\ D.O.C. \end{cases}$	26,710 1.804
	1,000 n.m. $\begin{cases} F_B \text{ (kg)} \\ \text{巡航 } D.O.C. \end{cases}$	11,260 2.112

第2表は Base 機の設計計算の結果で主要諸元および主要性能とともに重量, 抵抗面積の内訳をおもな項目についてまとめた。ここで巡航飛行条件は高度 38,000 ft, マッハ 0.8としている。

3.2 Base 機の運航経済性 第3図は Base 機を区間距離 1,000 n.m. で運航させ, 巡航マッハ数と巡航高度を変えたときの区間燃料を, また第4図はこれをもとに燃料価格を 30 c/Gal から順次 90 c/Gal にまで変化したときの D.O.C. の計算値を示している。第4図より各ケースについて D.O.C. 最小となる速度の軌跡を求めこれを第3図に投影してある。

これらの図から燃料価格の高騰により最も経済的な

第3図 Base機の区間燃料

第4図 Base機のD.O.C.

速度が低速側の方にずれること、巡航高度を上げることが燃料節約に結びつくこと等の様子が理解できる。第3図には長距離巡航速度 (LRC; $0.99 S_{R_{max}}$ を与える高速側の速度) の高度による変化も示してあるが燃料価格 90 ϵ /Gal (燃料税等を考慮すればわが国国内線はこの値に近い) では D.O.C. 最小の速度の変化はほぼこれに近いものとなっている。

3.3 バフエットによる制限 第5図は第3図の各ケースにおける巡航開始時の揚力係数と、現在運航されている実機のなかから狭胴機、広胴機の代表的機体としてA機、B機を選びそのバフエット開始揚力係数をあわせ示している。巡航時にバフエットが発生することは禁じられており、初期計画においてはマナーパーを考慮し巡航揚力係数はバフエット開始揚力係数に対して荷重倍数 1.5 相当の余裕をとって決められるのが通例である。同図にはこれを巡航バフエット制限揚力係数として示してあるが、これから巡航高度の上限および各高度における巡航速度の可能な範囲が直接影響を受けることがわかる。

第5図には Advanced Technology Wing のバフエット特性の一例としてC翼の値も比較してある。この図からA機、B機、C翼の各バフエット特性による制限を第3図の上にクロスプロットした結果が第6図である。この図より3者の特徴は明らかであり、B機は燃料高騰以前 D.O.C. の最小の飛行速度として、高マッハ巡航を指向しているのに対しC翼は LRC に

第5図 高空飛行におけるバフエット制限

第6図 バフエット制限による区間燃料

沿って巡航高度を高くすることを可能にし区間燃料の最小値はA機の約8%, B機に対して約4% 低い値となり燃料節約機に適した翼であるといえる。

翼の遷音速におけるバフエット特性に関するデータは現在まであまり多くはない。したがってそれに基づく設計評価法や物理的理解も十分とはいえない。今後詳しい研究が望まれるところである。

4. 主翼・空力パラメータの効果

4.1 パラメータ変化 前節の Base 機の周りに主翼の空力パラメータを変化させた場合の機体の CAD による設計計算 (X-2834) を行なった。結果についての考察を通じてこの種機体のパラメータ選定上の問題に触れたい。第3表はアスペクト比、フラップ形式および主翼の後退角、翼厚比を変えた6種の機体についての主要諸元、性能の計算結果をまとめたもので各数値の Base 機に対する増減を%比で示してある。

第3表 翼主要パラメータ変化 (計算結果: Base 機よりの増減%)

変化項目, 数値	機					体	
	X-2831 アスペクト比 7.60	X-2830 アスペクト比 9.60	X-2828 フラップ形式 3-Slot $C_{L\max}=3.01$	X-2832 フラップ形式 1-Slot $C_{L\max}=2.48$	X-2839 主翼後退角 $\delta_{1/4}=35^\circ$	X-2841 主要翼厚比 $t/c=0.136$	
最大離陸重量 (kg)	130,140	129,850	128,002	132,229	132,129	127,103	
静止推力 (lb)	46,608	41,998	45,406	42,819	43,371	43,142	
主翼面積 (m ²)	233.6	238.7	210.2	266.2	256.8	228.4	
翼幅 (ft)	137.4	157.1	139.5	157.0	154.6	145.9	
重量							
運用自重 (kg)	75,706	78,578	75,083	79,559	79,611	74,659	
主翼構造重量 (kg)	13,301	17,744	13,626	17,910	17,973	13,731	
胴体構造重量 (kg)	14,027	14,049	13,902	14,187	14,087	13,987	
エンジン・パイロン・ナセル (kg)	16,589	14,953	16,163	15,244	15,440	15,359	
抵抗 (巡航)							
全機抵抗面積 (m ²)	7.069	6.388	6.768	6.650	6.596	6.663	
主翼抵抗面積 (m ²)	1.390	1.447	1.255	1.612	1.548	1.465	
誘導抵抗面積 (m ²)	2.822	2.189	2.663	2.260	2.329	2.400	
圧縮性抵抗面積 (m ²)	0.142	0.115	0.217	0.069	0.013	0.292	
性能							
ICAC (ft)	38,807	39,300	39,010	39,126	39,409	38,750	
BFL (ISA+20°C) (ft)	8,584	8,228	8,334	8,340	8,331	8,376	
設計航続距離 { F_B (kg) D.O.C. (e/n.m. Pax)	28,365	25,839	27,191	26,911	26,687	26,810	
1,000 n.m. { F_B (kg) D.O.C. (e/n.m. Pax)	1,840	1,792	1,807	1,825	1,822	1,790	
	11,810	10,986	11,337	11,437	11,374	11,248	
	2,140	2,107	2,106	2,143	2,141	2,090

第7図 LRC における比航続距離 (SR)

巡航開始時点での各機体の長距離巡航 (LRC) における比航続距離 (SR) および揚力係数を第7, 8図に比較のために示した。

4.2 アスペクト比 X-2831, 2830 はアスペクト比を Base 機の 8.6 に対して 7.6, 9.6 とした機体で、アスペクト比による主翼構造重量の増減および、巡航・離陸における揚抗特性への効果が各機の基本仕様、性能・経済性の差異を特徴づけている。アスペクト比の大きい X-2830 は当然のことながら燃料消費は小さく区間燃料にして 2~3% 改善されている。また、静止推力も小さくて済むという利点も見逃せない。しかしアスペクト比を大きくすると主翼の重量増加をもたらす機体規模がわずかながら大きくなっている。また、翼幅が 150 ft を越え空港アクセスについてゲートの制約が問題となることがわかる。これらの難点を改善するため、主翼構造重量の増加を抑える制御システム (ATC 或は CCV) の装着や翼幅を増さずに巡航効率を向上させるウイング・レット等の検討が必要なゆえんを示している。第8図に見るようにアスペクト比を大きくすると巡航揚力係数が増える方向にあることにも注意する必要がある。

4.3 フラップ形式 フラップ形式を 3-slot および 1-slot とした機体の設計計算結果は X-2828, X-2832 で、フラップ形式によって着陸進入形態の最大揚力係数が変化すること、フラップメカニズムの重量が変わること等が考慮されている。Base 機を含む両機の特徴は、この最大揚力係数の増減に伴い進入速度の要求から決まる翼面積の大幅な変動に帰せられるようである。

フラップシステムが若干複雑になっても、着陸進入形態の最大揚力係数を大きくしたいという考え方は、これにより翼面積が小さくでき高速における抵抗を改善するとともに機体のコンパクト化が可能となるとし

第8図 LRC における C_L とバフェット制限

て従来設計指針の一つの方向であった。X-2828 はこの線に沿った機体と考えてよいが、その抵抗面積内訳にみるように主翼による抵抗減少は誘導抵抗と圧縮性抵抗の増加によって完全に打消されており第7図はその傾向が巡航高高度の高いほど強くなり、本機の場合、35,000 ft 以上に高度を上げるとは比航続距離の悪化をもたらすことを示している。

1-slot 機 (X-2832) は逆の理由で高空の巡航性能がよい機体である。また第8図よりC翼を用いる場合、Base 機では巡航開始高度を 38,000 ft とすることができないのに対し、1-slot 機ではこれが可能となり、バフェット制限の点からも低翼面荷重の優位性が読みとれる。最大離陸重量は主翼面積の大幅な増減にかかわらず、Base 機が最も小さく、経済性も含め全体として Base 機が最もバランスがとれているようである。

開発機の初期計画時には将来の growth potential に備え、大きな翼面積が選定される。この場合高揚力装置としては重量軽減と離陸形態の抵抗増を抑えることに重点をおき、単純なフラップ形式を採用することも一つの方法であろう。

4.4 後退角・翼厚比 後退角・翼厚比は主翼の超音速特性に直接的な影響をもつので、その選択は個々の機体の精密な風洞試験や設計上の配慮によって大きく左右される。ここでは本プログラムの推算精度の範囲内で機体の基本仕様への影響を大略把握するために計算した。X-2839, 2841 はその結果である。

X-2839 では後退角の増大により着陸形態の最大揚力係数が低下するため主翼面積が大きくなり、おおよ

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次主翼線図決定の段階における抵抗・パフエ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