

ISSN 0389-4010
UDC 629.7.013

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1292

高速VTOL機概念検討

齊藤喜夫・遠藤征紀・松田幸雄
杉山七契・渡辺実・菅原昇
山本一臣

1996年5月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

高速VTOL機の概念検討*

齊 藤 喜 夫^{*1} 遠 藤 征 紀^{*2} 松 田 幸 雄^{*1}
杉 山 七 契^{*1} 渡 辺 実^{*2} 菅 原 昇^{*1}
山 本 一 臣^{*1}

A Conceptual Study of An Advanced VTOL Transport Aircraft*

Yoshio SAITO^{*1}, Masanori ENDOH^{*2}, Yukio MATSUDA^{*1}
Nanahisa SUGIYAMA^{*1}, Minoru WATANABE^{*2}
Noboru SUGAHARA^{*1} and Kazuomi YAMAMOTO^{*1}

ABSTRACT

A new concept of an advanced VTOL transport aircraft is studied and presented. The 100-passenger all composit aircraft, with separated core type lift fan engines and cruise fan engines, has a highly optimized configuration for high subsonic flight. It is estimated that the aircraft is much quieter than conventional transports or small helicopters, and that the VTOL transport aircraft does not seem to present technical problems that could not otherwise be solved.

Keywords ; VTOL transport aircraft, Lift fan High subsonic cruise, Quiet operation

概 要

21世紀の国内輸送のための旅客輸送機として、新しい概念のリフトファン・エンジンを装備する100席級のVTOL輸送機概念を明らかにし、その技術的成立性の検討を行った。その結果、機体のほとんどの部分を複合材構造とすることにより、現在の輸送機やヘリコプターより静かな高亜音速VTOL輸送機が技術的に成立する可能性の高いことが確かめられた。

1. はじめに

ジェット輸送機が実用化された後の1950年代から60年代にかけて、航空技術の次の大きな目標として、欧米は垂直離着陸機（VTOL機）の研究開発に競って取り組んだ。そして、わずか十年ほどの間に三十機種ものVTOL機が試作され、飛行に成功している。やや遅れて、我が国でも当研究所が中心となり、リフトジェット・エンジンとそのエンジンを搭載するVTOL機のフライング・テストベッド（FTB）の研究開発を行い飛行試験に成功している。しかし、当時の技術でVTOL機を実用化することは極めて困難であったため、ほとんどが開発を中止されてしまった。その後、

世界的に大きな社会問題となったエネルギー問題と環境問題に適合できる見込みのなかったVTOL機は、民間機としては成り立たないものと考えられるようになってしまった。

近年になり、通常のCTOL機やヘリコプターの技術が成熟の域に近づいて、その限界も明瞭になってきたことから、航空輸送の新たな可能性を求めて、再びVTOL機が注目されるようになった。しかし、今日の技術でも、VTOL機を実用機とするには、エンジンと機体を高度に最適化することが必要であり、既存のエンジンや計画中のエンジンの使用を前提にする限り、高亜音速で飛行できる本格的な民間用のVTOL輸送機を実現することは困難である。現在、民間輸送機として計画または開発が試みられているVTOL機

* 平成8年2月14日受付け (received 14 February 1996)

*1 原動機部 (Aeroengine Division)

*2 熱流体力学部 (Thermofluid Dynamics Division)

は、基本的に既存のエンジンが利用できる回転翼方式の機体であるため、大型化や高速化が難しく、快適性や騒音などにも問題があるため、実用化されても利用の範囲は限定される。

筆者らは、新しい形式の VTOL 機用エンジンを考案し、概念検討を行ったところ、このエンジンが高垂直音速輸送機用の大型エンジンに最適な形態であることと、静かで安全性が高く、技術的成立性の高いことが確かめられたため^{1),2)}、さらに、このエンジンを前提とした民間用の高垂直音速 VTOL 輸送機（以下、高速 VTOL 機と略す）の概念検討を進めてきた^{3),4)}。本報告では、高速 VTOL 機の基本的な概念を紹介する。なお、この検討は機体の仕様の概略を予め設定し、機体メーカーの協力を得て各種の検討を行ったもので、その検討結果をもとに仕様を修正した機体についての再検討は行っていない。

2. 高速 VTOL 機の基本構想

高速 VTOL 機は、近い将来、我が国が中小都市を中心とする地方分散型社会に移行した場合に、国内幹線輸送および近距離国際輸送に使用することを想定した VTOL 旅客輸送機で、当研究所において考案し概念検討を行ったリフトファン方式のコア分離型ターボファン・エンジンを装備することを前提に、以下のような条件を満たすことを目標に構想を立てた。

- (1) 高垂直音速で巡航

- (2) 国内路線に十分な航続距離
- (3) 約 100 名の乗客
- (4) 高い安全性
- (5) 超低騒音の離着陸
- (6) 約 40 トンの総重量

検討にあたっては、実用化までに要する期間を本格的な研究開発が開始されてから 15 年程度に設定し、現在の技術と 10 年以内に実用化が確実と予想される技術を用いることを前提とした。

3. 概念および成立性の検討

高速 VTOL 機の検討結果の概略を以下に示す。重量の推算を除く検討では乗客数 100 名、総重量 40000 kg、ペイロード 10000 kg、燃料 8000 kg として、同規模の輸送機または類似形態の機体のデータを参考に、技術進歩を考慮して各部の仕様を決定した。高速 VTOL 機を概念を図 1 に、その主要諸元を表 1 に示す。

3.1 エンジン・システム

エンジン・システムの概念とその主要諸元を図 2 および表 2 に示す。

エンジン・システムは垂直離着陸用の 6 基のリフトファン・エンジン、巡航用の 2 基のクルーズファン・エンジン及びそれらのファン・エンジンに駆動用の高圧空気を供給する 3 基のコア・エンジンで構成される。

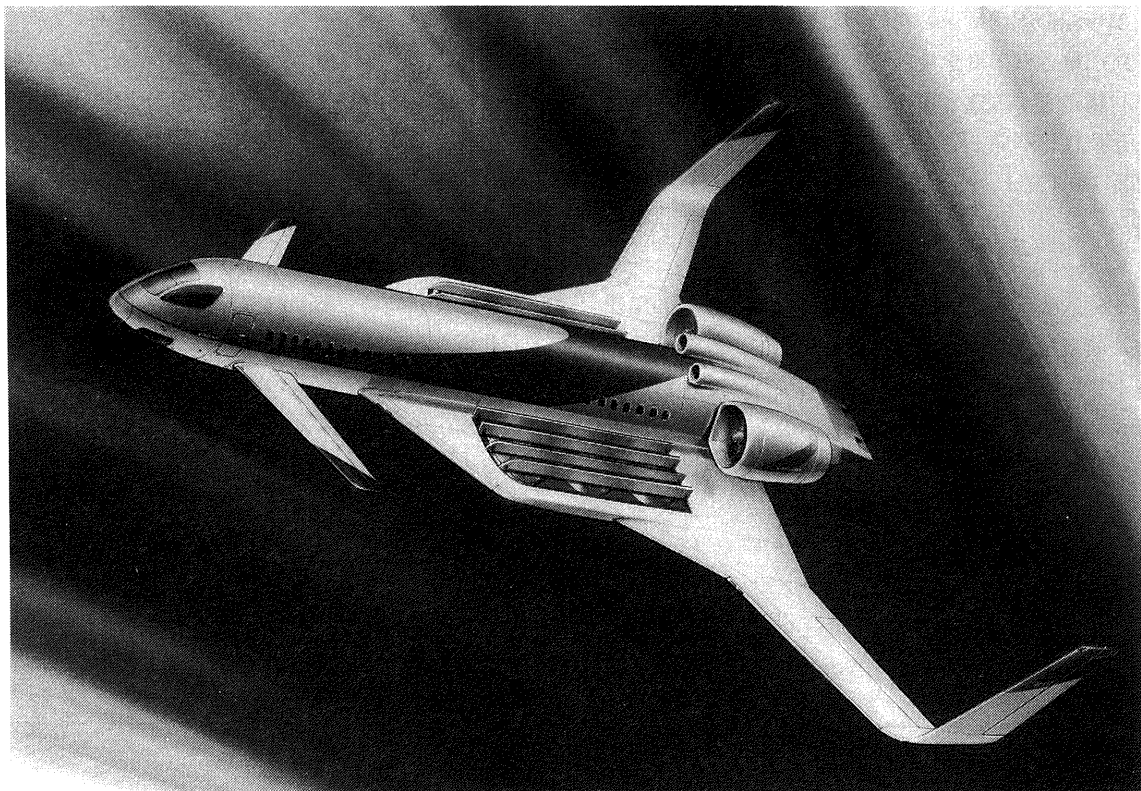


図 1 高速 VTOL 機の概念

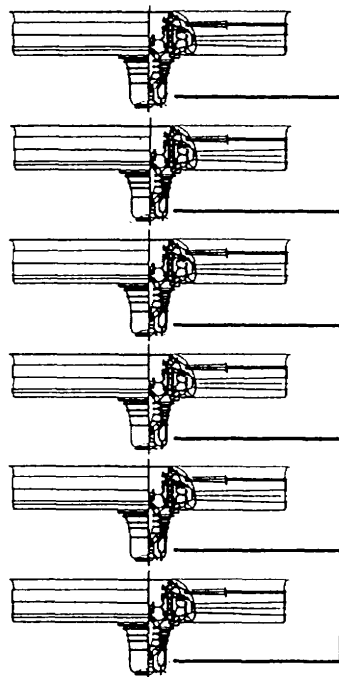
表1 高速 VTOL 機の主要諸元

全長	30.5 m	
全幅	24.2 m	
全高	7.0 m	
胴体径	3.3 m	
主翼		
面積	80.0 m ²	
翼幅	24.2 m	
アスペクト比	7.3	
テーパー比	0.5	
25%後退角	30 deg	
翼厚比 翼根	15 %C	
翼端	12 %C	
カナード		
面積	17.6 m ²	
翼幅	11.0 m	
アスペクト比	7.0	
テーパー比	0.5	
25%後退角	30 deg	
翼厚比	10 %C	
垂直尾翼		
面積	16.0 m ²	
翼幅	5.0 m	
アスペクト比	3.1	
テーパー比	0.45	
25%後退角	30 deg	
翼厚比	12 %C	
重量		
総重量	42300 kg	目標 40000 kg
自重	24300 kg	
ペイロード	10000 kg	初期設定値
燃料	8000 kg	初期設定値
乗客数	100 名	

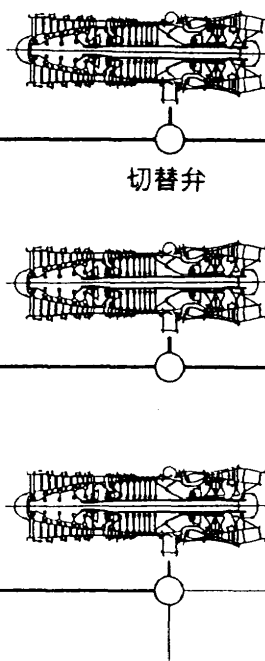
表2 エンジン・システムの主要諸元

コア・エンジン	
全長	2170 mm
最大径	760 mm
重量	680 kg
圧縮機圧力比	35
基数	3
リフトファン・エンジン	
全長	880 mm
最大径	2500 mm
重量	460 kg
ファン圧力比	1.12
バイパス比 (コア・エンジンを含む)	37.0
推力 (地上静止)	98000 N (10000 kgf)
燃料消費率 (コア・エンジンを含む)	0.161 (kg/h)/kgf
基数	6
クルーズファン・エンジン	
全長	2030 mm
最大径	2330 mm
重量	730 kg
ファン圧力比	1.3
バイパス比 (コア・エンジンを含む)	16.7
推力 (高度 35000 ft、飛行マッハ数 0.8)	19600 N (2000 kgf)
燃料消費率 (コア・エンジンを含む)	0.573 (kg/h)/kgf
基数	2

リフトファン・エンジン



コア・エンジン



切替弁

クルーズファン・エンジン

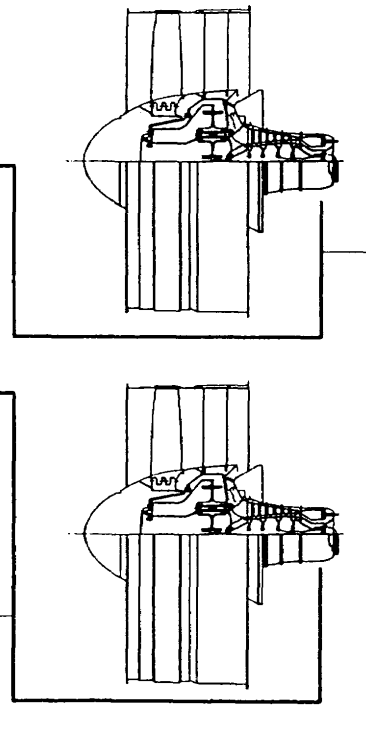


図2 エンジン・システムの概念

垂直離着陸および遷移飛行には3基のコア・エンジンと6基のリフトファン・エンジンが使用され、各コア・エンジンはそれぞれ2基(一対)のリフトファン・エンジンに高圧空気を供給する。リフトファン・エンジンは合計588 kN (60000 kgf) の推力を発生するが、コア・エンジンの故障などで一対が停止しても、重量40000 kg の機体を垂直離着陸させるのに必要な推力を維持する能力をもつ。

巡航には2基のコア・エンジンと2基のクルーズファン・エンジンが使用される。各コア・エンジンからはそれぞれ1基のクルーズファン・エンジンに高圧空気を供給する。クルーズファン・エンジンは高度10670 m (35000 ft), 飛行マッハ0.8において合計39.2 kN (4000 kgf) の推力を発生する能力をもつ。巡航中には1基のコア・エンジンと全てのリフトファン・エンジンは停止される。

このエンジン・システムでコア・エンジンの1基またはリフトファン・エンジンの一対が故障した場合に安全性を確保できる機体の総重量の上限は約40000 kg である。

3.2 機体形状

機体形状の概略を図3に示す。形状は以下のようにして決定した。

3.2.1 胴体形状と客席の配置

胴体は断面を円形とし、乗員と100名の乗客に必要な空間を確保した。客席は4列配置と5列配置を比較検討したが、機体の全長が短く空力特性の好ましい5列配置とした(図4)。軽量にするため、胴体径は統計値下限の3.3 m とし、重心移動を少なくするためシートピッチはやや短めの787 mm (31 in) とした。扉当たりの乗客数は50人で、非常扉を一か所追加することで90秒以内の機外脱出を可能とする。

3.2.2 エンジン・システムの配置

図5にエンジン・システムの配置を示す。

リフトファン・エンジンは胴体両側に3基ずつを、コア・エンジンを共用する2基が機体重心に対称となるように配置して、制御とエンジン故障時の安全性の維持を容易に

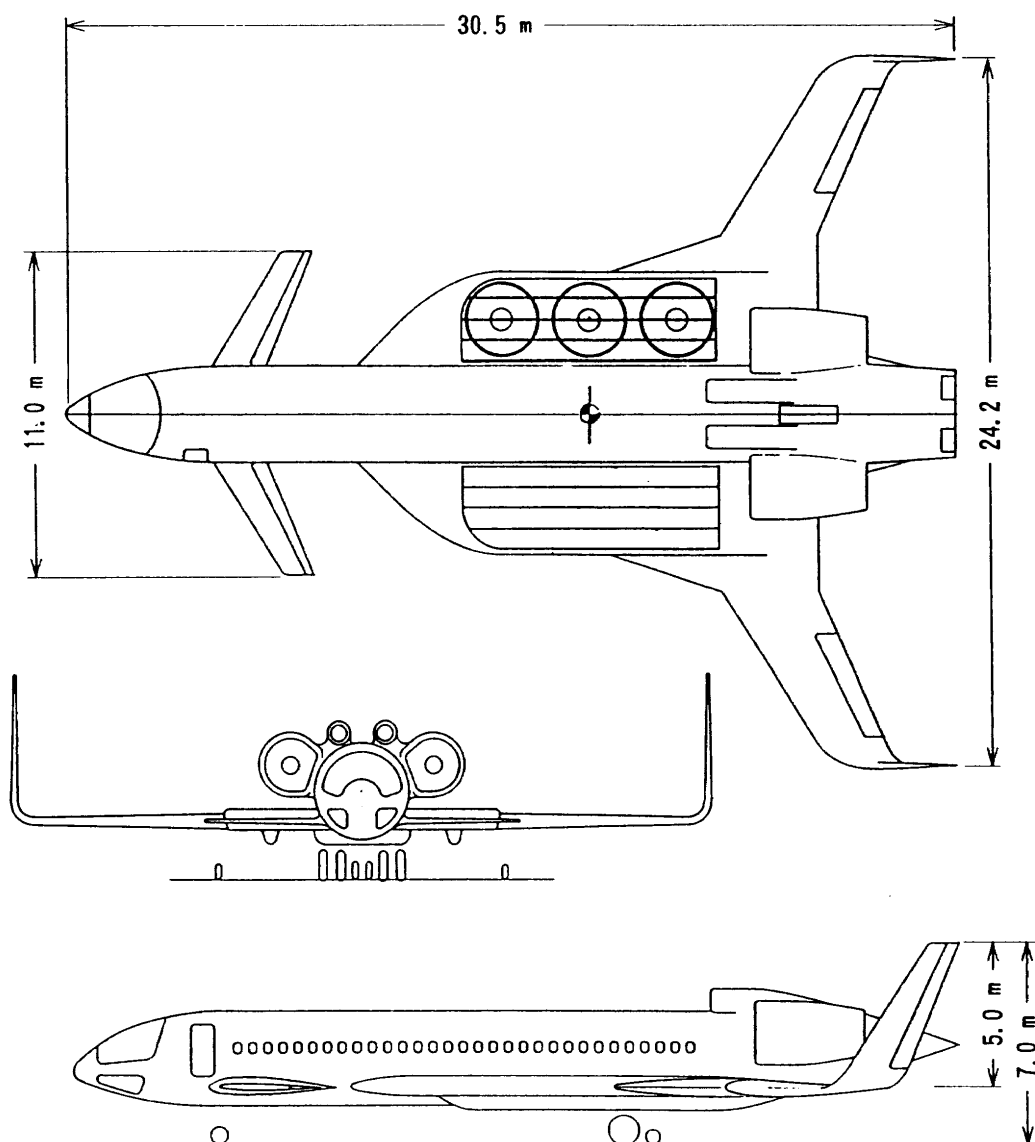


図3 機体形状の概略

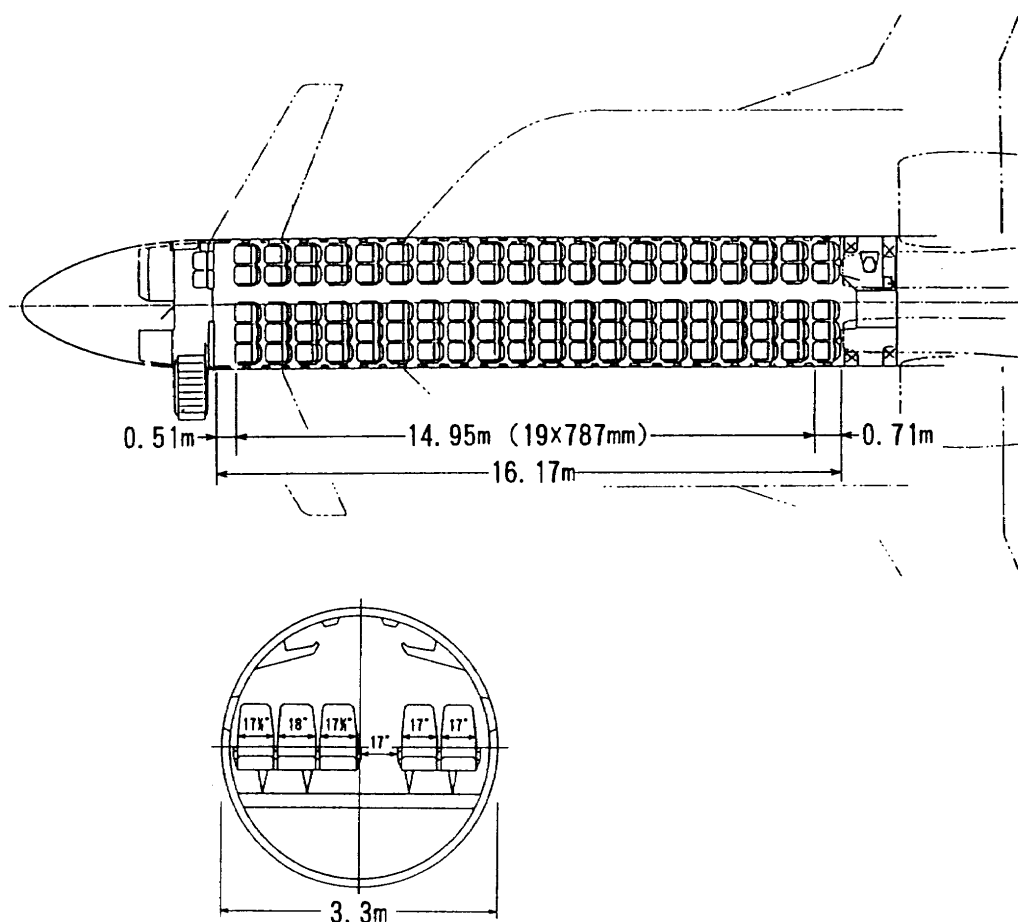


図4 客席配置

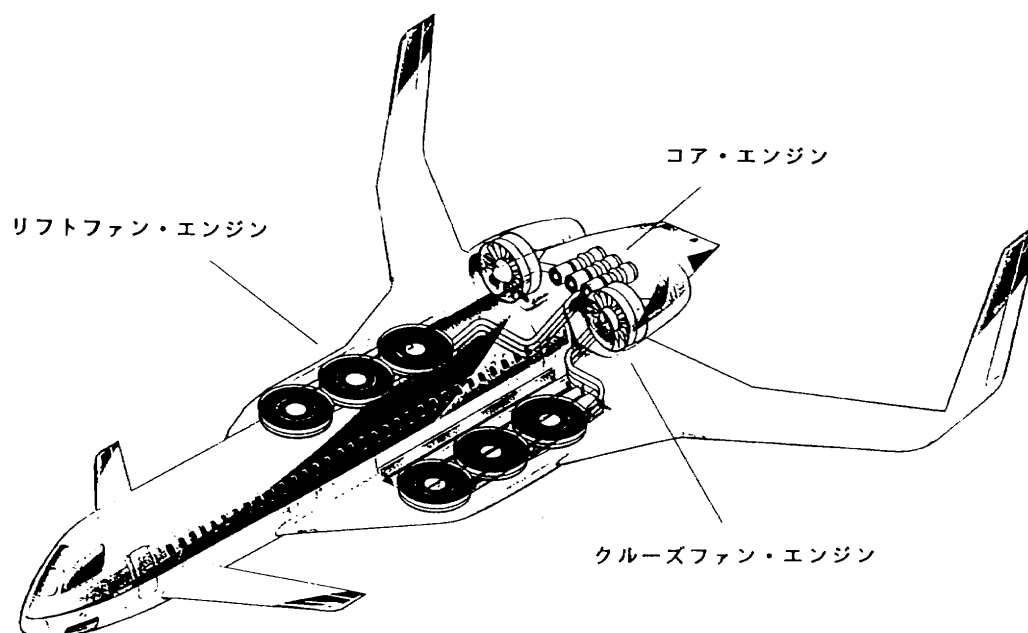


図5 エンジン・システムの配置

した。リフトファン取り付け部は客室床面より低い位置に翼状に張り出し、リフトファンと制御用ルーバーおよび空気取り入れ口および排気口の蓋を収容するのに必要な最低限度の厚さをもたせた。下方に突き出たリフトファン駆動部と高圧空気ダクトは、空気抵抗を少なくするため、一体

のフェアリングで覆った。

クルーズファン・エンジンは胴体後部の両側に配置した。

コア・エンジンは巡航時の効率を重視し、巡航に使用する2基をクルーズファン・エンジンの内側に接近して配置し、離着陸時のみに使用する1基をその中間に配置した。

コア・エンジンの空気取り入れ口はリフトファンの影響が少なく異物を吸い込みにくい高い位置に設けた。

このエンジン・システムでは、安全性を考慮して、全回転面が客室を避けるように配置してある。

3.2.3 主翼

主翼は大きな平面形をもつリフトファン・エンジン取り付け部と一体になるように胴体後部に配置した。翼面荷重はVTOL機であるため巡航状態を重視した大きな値とし、主翼面積は全備重量40トンのターボファン機の統計値の下

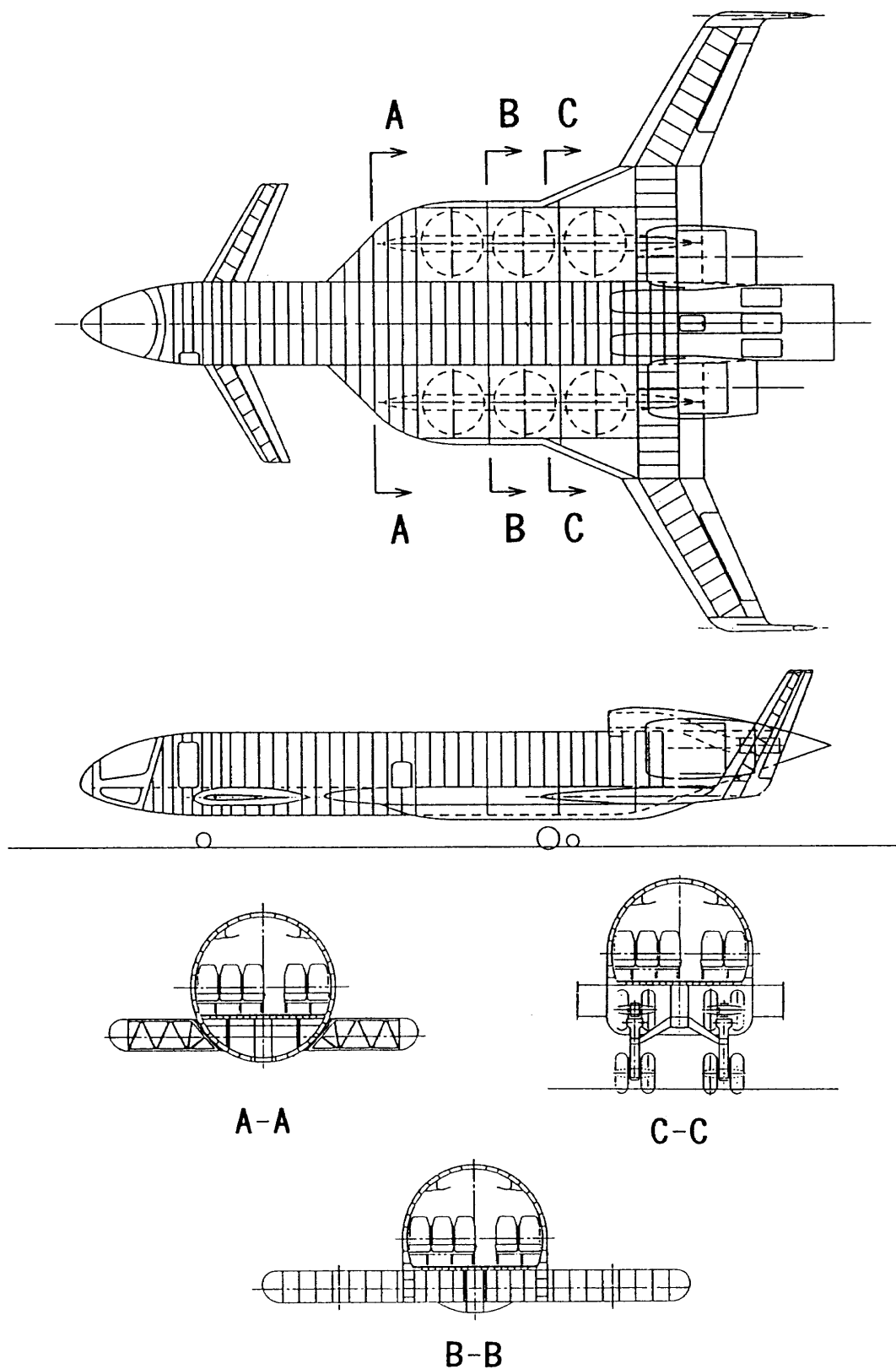


図6 機体構造の概要

限とした。

後退角は、方向安定確保のために、設計目標マッハ数 0.75～0.85 の統計値より大きめの 30 度とし、翼厚比は標準的な遷音速翼型が利用できるように翼端で 12%、翼根で 15% とした。アスペクト比はチップフィンの翼端板効果を考慮してターボファン機その他機列の平均値の 0.85 倍とし、テーパー比はややゆるめにしてチップフィンコードを確保した。

3.2.4 カナード

主翼が胴体後部に配置されるため、機体はカナード（先尾翼）形態とした。カナードは全動式とし、低位置に取り付けて巡航時のコア・エンジンおよびクルーズファン・エンジンへの影響を少なくした。カナード容積は統計値の上限とし、後退角、テーパー比は主翼並とした。アスペクト比は主翼をやや下回る値として、カナードの効きが主翼失速後まで残るようにした。

3.2.5 垂直尾翼

垂直尾翼はチップフィン形式として、コア・エンジンを搭載する胴体後部の構造を単純にするとともに、ホバー時の横風の影響を少なくする。垂直尾翼容積は類似形態の機体の上限値とした。

3.2.6 降着装置

降着装置は CTOL 離着陸が可能なものとし、リフトファン・エンジンを避けるため胴体下に取り付く形式の前輪式三脚配置 (Tricycle Type) にしてアウトリガーを付加した。

3.3 機体構造および重量

機体は胴体構造を含むほとんどの部分を複合材構造にして軽量化を図る。図 6 に機体構造の概要を示す。

重量は民間ジェット輸送機のデータから機体区分ごとに推算式を求めて推算した CTOL 機としての重量に VTOL 機とするための増加分を補正し、さらに胴体構造を含む機体構造のほとんどを CFRP 複合材化することによる減少分を約 18% と見積って補正して推算した。重量の推算値を表 3 に、重量の内訳と補正の概略を表 4 に示す。CTOL 機としての自重の推算値は約 18200 kg であり、補正を加えた高速 VTOL 機の自重は約 6600 kg 増加して約 24300 kg となり、ペイロードと燃料を含む総重量は約 42300 kg となった。

3.4 空力安定性と操縦性

空力安定性と操縦性は、図 7 のようにモデル化し、通常

表 3 重量の推算値

自重	24300 kg
構造	12000 kg
装備等	6000 kg
エンジン	6300 kg
ペイロード	10000 kg
燃料	8000 kg
総重量	42300 kg

表 4 重量の内訳と補正

単位 kg				
構造	CTOL 形態の重量	補正值		補正後の重量
		(VTOL 化)	(CFRP 化)	
主翼	2540	+130	-710	1960
胴体	4630	+230	-1120	3740
尾翼	560		-160	400
ナセル	1350	+2680	-630	3400
降着装置	1530			1530
エンジン支持部		+1000		1000
計	10610	+4040	-2620	12030
装備	燃料系統	630	+820	1450
	油圧・空調系統	230		230
	電気・電子系統	1070	+210	1280
	航法・内装・防氷	3360	-370 (APU)	2990
	計	5290	+660	5950
エンジン	2320	+3980		6300

の固定翼機として推算した。図8～図10に示すようにマッハ数0.75、高度10670m (35000ft) における縦の空力特性、トリムおよび横方向の空力特性ともに問題はない。

3.5 CTOL 形態での着陸性能

通常の固定翼機として離着陸する場合やVTOL能力が失われた場合を想定して、リフトファンを用いないCTOL形態での着陸性能の検討を行った。重量が32000kgの場合には失速速度は283km (153kt)であり、アプローチ速度を失速速度の1.1倍の311km (168kt) とすると着陸に必要な滑走路長は2500m程度となる。

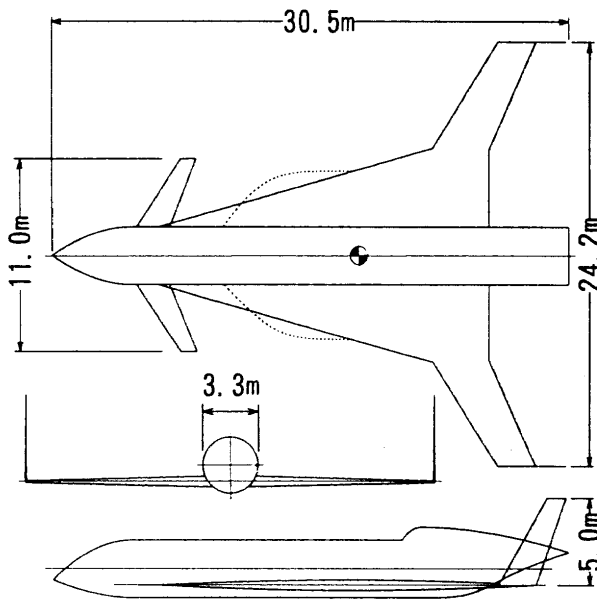


図7 機体のモデル化

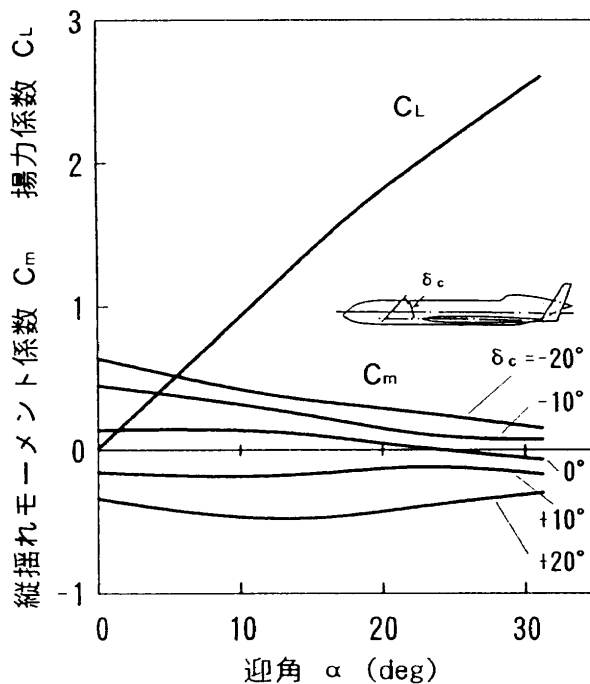


図8 縦の空力特性

3.6 VTOL 形態での機体制御

VTOL形態における機体の制御は、騒音を小さくできる方式とし、ルーバーによりリフトファンの推力を偏向させるルーバー方式およびリフトファンからの抽気を利用するリアクション・ジェット方式について検討を行った。AGARD R 577の輸送機の基準と比較すると、リアクション・ジェット方式(図11)では機体制御に必要な推力の合計は38.5kN (3930kgf)であり、エンジンが1基故障した場合に制御に利用し得ると推算される推力54.9kN (5600kgf)を十分下回っている(表5)。ルーバー方式ではエンジン正常時の制御能力は十分であるが、エンジンが1基故障した場合の制御能力は若干基準を下回る。

3.7 性能

性能は離陸重量を40000kg、燃料を8000kgとし、表1の機体諸元および図3の機体形状から空力特性を図12のように推定し、フライト・パターンを表6のように想定して推算した。性能検討の結果を図13および図14に示す。高度10670m (35000ft) で巡航する場合、航続距離は巡航マッ

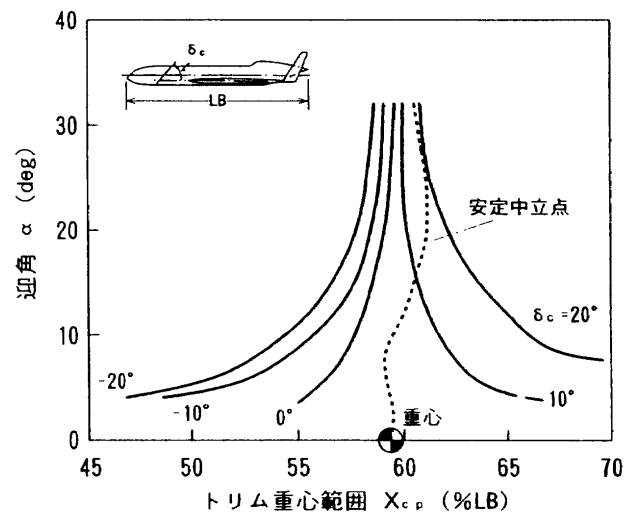


図9 カナードによるトリム範囲

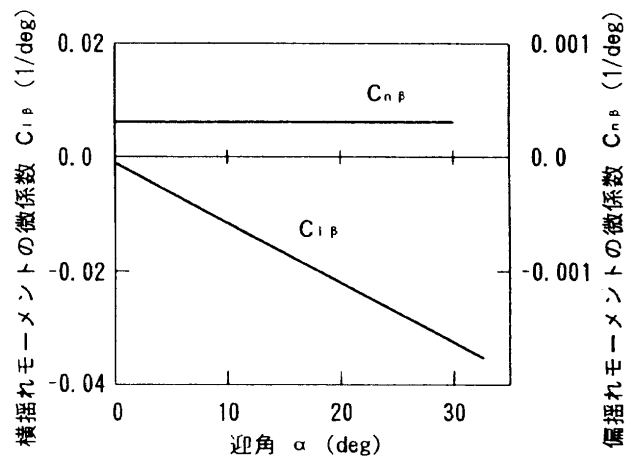


図10 横方向の空力特性

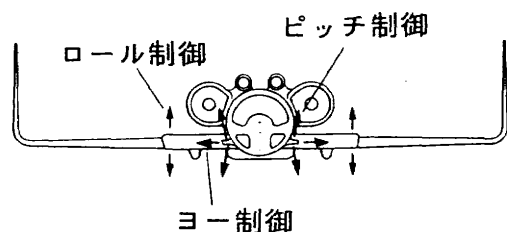
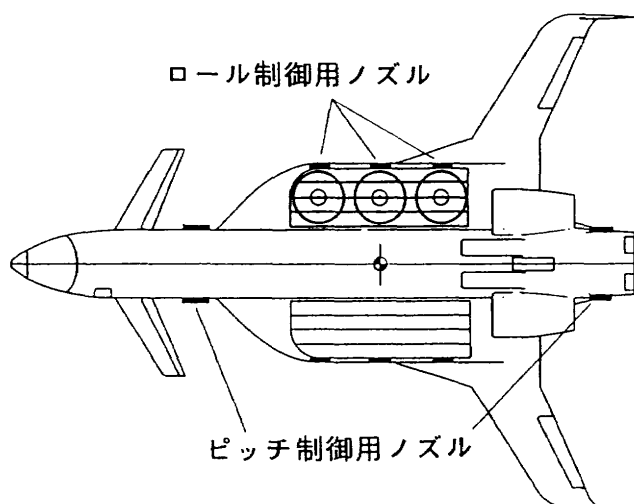


図11 リアクション・ジェット方式による機体の制御

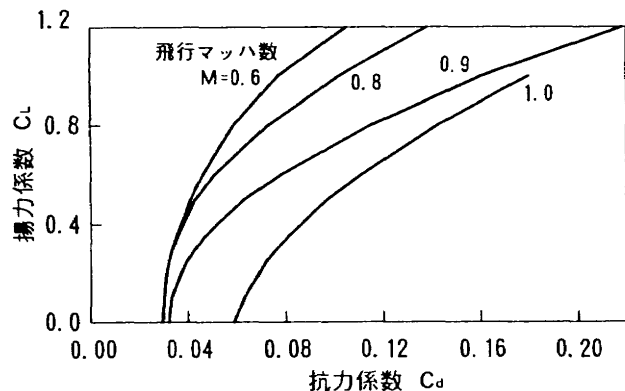


図12 空力特性（揚力～抗力）

ハ数0.75で約2850km, 巡航マッハ0.8で約2560kmとなった。余裕燃料により再び上昇して速度463km/h (250kt), 高度6100m (20000ft) で巡航する場合の航続距離は約500~600kmである。なお, この検討では, 想定したエンジンの全飛行状態についての性能の推定を行っていないため, 高バイパス比ターボファン・エンジンのデータを用いている。

3.8 騒音

VTOL機の成立には騒音の少ないことが必須の条件であるため, 離着陸時の主な騒音源となるリフトファンから発

表5 リアクション・ジェット方式での制御に必要な推力(トリム点まわりのマニューバ)

	必要なコント ロールパワー (AGARD R 577)	必要推力
ピッチ	0.1 rad./sec	7500 N (770 kgf)
ロール	0.2 rad./sec	19200 N (1960 kgf)
ヨー	0.1 rad./sec	11800 N (1200 kgf)
合 計		38500 N (3930 kgf)

表6 フライト・パターン

離陸	リフトファン・エンジン最大推力で1分
上昇	最大推力、250ktで上昇
巡航	所定の高度、速度で巡航
着陸	リフトファン・エンジン最大推力で2分
余裕	巡航時の高度、速度で巡航60分

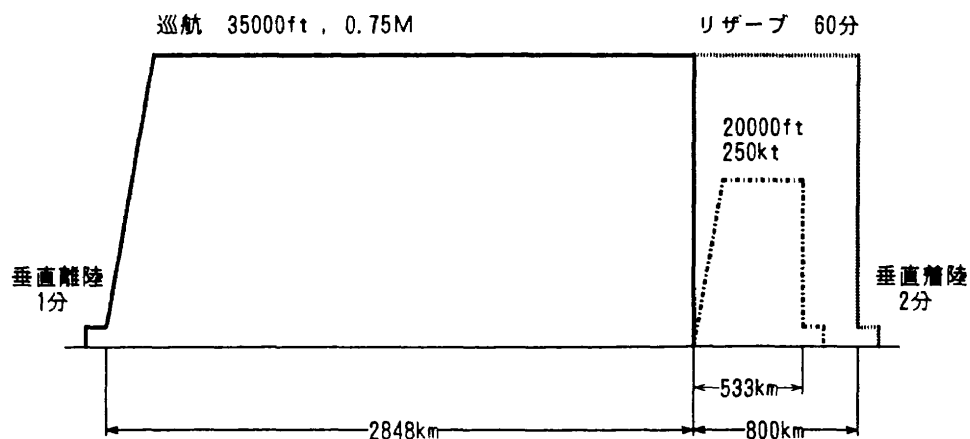


図13 フライトパターンと航続性能 (M=0.75)

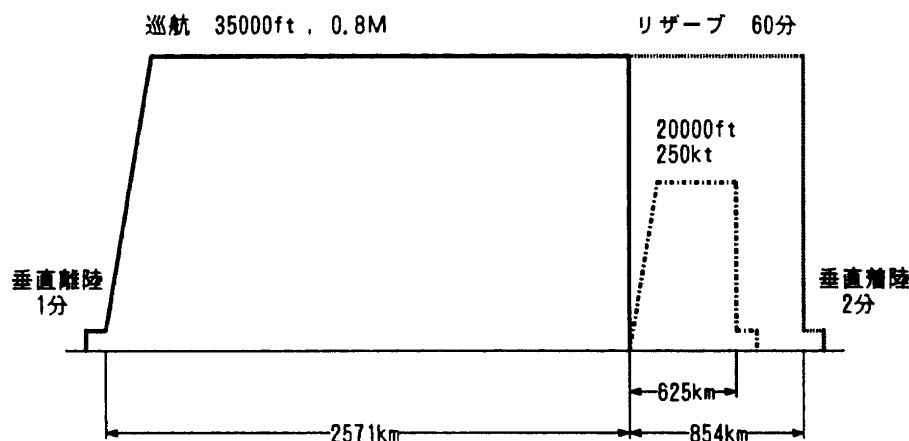


図14 フライトパターンと航続性能 (M=0.80)

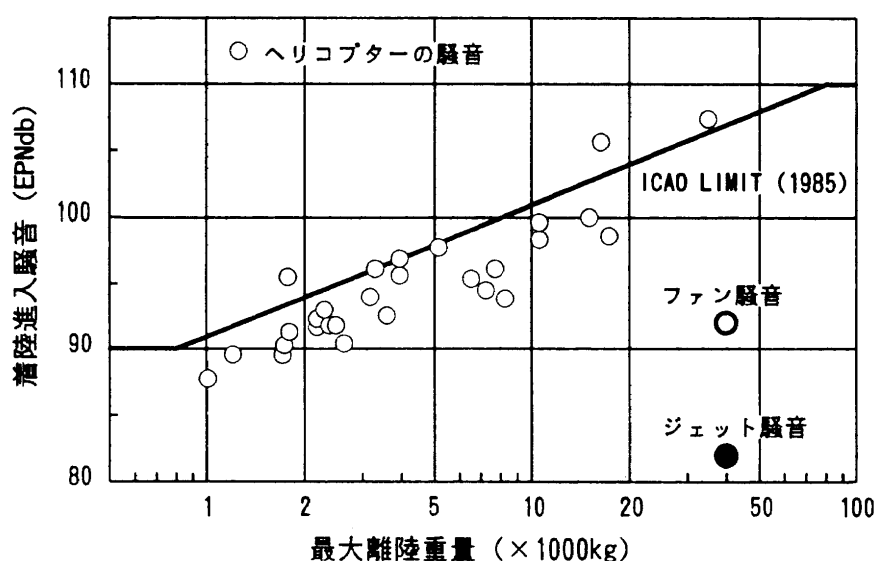


図15 ホバーする場合の地上における最大騒音の推定値

生する騒音の推算を行った^{5), 6)}。高度150m (500ft)でリフトファンを最大推力588kN (60000kgf) にしてホバーする場合の地上での最大騒音の推定値と現在のヘリコプターの騒音を図15に示す。ファン騒音は小型ヘリコプター程度の水準であり、ジェット騒音はより低い水準になるとの結果となった。このファンは吸音材を効果的に用いるためにファンから発生する音の周波数を極めて高くしてあるが、ファン騒音の推定には吸音材の効果が含まれていないため、リフトファンのケーシング、静翼、ルーバーなどに吸音構造を採用すると全体の騒音は小型ヘリコプター以下の水準になると推定される。

4. 検討結果のまとめ

高速VTOL機の技術的な成立性についての検討結果をまとめると以下ようになる。

- (1) 総重量を40000kgと想定した場合、客席の胴体径を統計値下限とし、シートピッチをやや短めとすることで、空力安定性、操縦性、制御能力ともに問題はなく

目標性能を達成可能な100席の輸送機としての機体形状が成立し、騒音を小型ヘリコプター以下の水準にすることが可能なことが確められた。

- (2) 機体のペイロード10000kg、燃料8000kgとした場合、検討した機体は、機体構造の胴体構造を含むほとんどの部分を複合材構造として軽量化しても総重量が約42300kgとなり、目標値を約2300kg上回ると推算される。

この結果から、機体が成立するためには機体形状および基本的な構造を変更せずに総重量を2300kg程度減らすことが必要となるが、本機を将来の我が国の国内路線に使用する旅客専用輸送機と想定すると、次のような理由により、機体形状および乗客数100名を変更することなくペイロードおよび燃料を少なく設定することで、総重量を2300kg減らすことは可能である。

- (a) 将来の国内旅行では、旅行者が携行する荷物は現在よりも減少すると予想されるため、乗客100名の場合のペイロードを当初の設定値より2000kg少ない8000kg

程度としても支障はない。

- (b) 性能検討の結果から、燃料を300kg程度減らしても2500km前後の航続距離が得られるため、国内路線には十分な航続性能が維持できる。

したがって、前提としたエンジン・システムを用いて、将来の国内路線の旅客輸送機として使用し得る100席の高速VTOL機は技術的に成立可能と考えられる。

5. 検討の問題点と今後の課題

本検討は一つのモデルケースを想定して高速VTOL機の成立可能性の有無を検討を行ったものであり、その最適形態についての検討までには至っていない。そのため、その基本的な考え方や構成についてもさらに検討を要する問題点や課題も残されている。機体に通常のCTOL機としての能力も有することの必要性、CTOL機の基準を採用することの可否、機体の最適な制御方法などである。この検討では、これらを、厳しい条件に設定してきたため、さらに検討が進めば、高速VTOL機の成立性はより高まるものと考えられる。

6. あとがき

かつて、VTOL機の研究開発が挫折して以来、近年まで、我が国では民間用のVTOL機にはほとんど関心が寄せられなかった。ここで、高速VTOL機を提案し検討を行ったのには次のような理由がある。

第一は、技術的に実現可能なことで、その概要は前記の通りである。

第二は、社会的な必要性である。我が国の都市問題の根本解決には人口の地方分散が必要と考えられ、その実現には全国を網羅できる高速輸送手段が必要であるが、高速VTOL機以外には現実性のある輸送手段が存在しないと考えられることである。

第三は、航空技術および産業の飛躍的発展である。国際競争の中で技術、産業の飛躍的な発展が可能になるのは国

内需要を背景として独自の技術を開発した場合のみであり、予測可能な将来に限れば、航空技術の分野でその条件を満たせるのは高速VTOL機のみである。

第四は、国際社会への貢献である。科学技術における国際貢献とは世界に先行して未踏技術の研究開発に着手することであり、ほとんどの技術が欧米の後追いとなっている航空技術の分野で、欧米でも本格的な研究が開始されていない最大の課題が高速VTOL機である。

高速VTOL機の研究開発は、これからの我が国の社会および航空宇宙技術、産業の発展に直接かかわる問題であり、早急に本格的な研究開発に着手することが必要である。

なお、本機の技術的な検討は富士重工業(株)の協力を得て行ったものである。末尾ながら謝意を表す。

参 考 文 献

- 1) 遠藤征紀, 齊藤喜夫, 磯貝紘二, 杉山七契, 松田幸雄 ; 高速VTOL機用低騒音リフトファン・エンジンの概念研究, 第28回飛行機シンポジウム講演論文集(1990) pp.620-623
- 2) 齊藤喜夫, 遠藤征紀, 菅原 昇, 山本一臣, 磯貝紘二 ; 高速VTOL機用エンジンシステムの概念検討, 第31回航空原動機に関する講演会講演論文集(1991) pp. 80-85
- 3) 磯貝紘二 ; 高速VTOL機の提案, '90航空ビジョン講演会前刷り集(1991) pp.27-28
- 4) 齊藤喜夫, 遠藤征紀, 磯貝紘二, 田中康平, 井上 隆 ; 民間用高速VTOL機の検討, 第30回飛行機シンポジウム講演論文集(1992) pp.518-521
- 5) J. R. Stone ; Interim prediction method for jet noise, NASA TM X-71618 (1974)
- 6) M. F. Heidmann ; Interim prediction method for fan and compressor source noise, NASA TM X-71763 (1975)

航空宇宙技術研究所報告1292号

平成8年5月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422) 47-5911(大代表) ㊟182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区西早稲田 2-1-18

Printed in Japan