

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1290

高速VTOL機用エンジンの概念検討

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4月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

高速VTOL機用エンジンの概念検討*

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

Conceptual Study of Advanced VTOL Transport Aircraft Engine*

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 for a quiet engine for high subsonic VTOL transport aircraft is studied and presented. The concept engine, which is called the “separated core turbofan engine”, is effectively applied. It is composed of three core engines, two cruise fan engines and six lift fan engines. The cruise fan engines are optimized for high-subsonic cruise; the lift fan engines produce about 98kN (10000kgf) of thrust and can realize highly quiet operation. In this study, no technical problems have been found that are difficult to overcome for realizing this type of engine.

Key Words: VTOL aircraft engine, Separated core turbofan engine, Lift fan, High subsonic cruise, Quiet operation

概要

次世代の高亜音速機用エンジンとして考案した「コア分離型ターボファン・エンジン」の応用として、3基のコア・エンジン、高亜音速巡航用の2基のクルーズファン・エンジンおよび1基あたり約98kN(10000kgf)の推力を発生する6基のリフトファン・エンジンで構成した高亜音速VTOL輸送機用の超低騒音エンジンの概念を提示し、その技術的成立性について検討した。検討の結果、このエンジンには克服困難な技術課題はなく、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

近年、大都市空港の過密化などによる航空輸送の行き詰まりを打開するために、一度は開発を断念された垂直離着陸機(VTOL機)を民間輸送機として開発しようとの機運が高まっており、米国におけるV22の民間転用型などの回転翼方式の輸送機やビジネス機が計画されたり開発を試みられるようになってきた。これらの機体は、

基本的に現在のターボシャフト・エンジンが利用できる機体である。しかし、現在のジェット輸送機に相当する民間用の大型高速機としては、適当なエンジン案がないために、現実的なVTOL機の計画を立てることができなかった。

VTOL機用エンジンには様々な形式が考えられてきたが、大型高速機のエンジンとして成立する可能性があるのはリフトファン方式のエンジンである。

これまで試作または検討されたリフトファンには、軽量で短いターボファン・エンジンの形態をした一体型ファン方式、ファン動翼の先端をタービン翼にしてターボジェット・エンジンまたはターボファン・エンジンの排気で駆動するリモートファン方式、駆動軸を介してター

* 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)

ボシャフト・エンジンで直接駆動するシャフト駆動方式などがある。しかし、これらの方式は大型民間機用のリフトファンには適していない。

筆者らは、独自に考案した「コア分離型ターボファン・エンジン」^{1),2)}の概念を応用することによって、大型の高速VTOL機に最適なリフトファン方式のエンジンが成立すると考え、コア分離方式の高速VTOL機用エンジンの一つのモデルを提示し、エンジンメーカーの協力を得て製作法を含む技術的な成立性の検討を行った。その概要と検討結果を紹介する。^{3),4)}

2. 目標

最適化によって技術の分化が進む現在の航空機の中でも、高度に最適化することが成立の条件となるVTOL機では、機体の用途や規模によって最適なエンジンの形態も変わる。そのため、エンジンの構想を立てるためには、その用途と規模を明確にしておく必要がある。本検討では対象を、

- (a) 高速飛行性能
- (b) 安全性
- (c) 低騒音性

を兼ね備えることを必須の条件とする民間輸送機用エンジンとして、エンジンの大きさをコア分離方式に適していると推定される範囲の下限近くに設定し、このエンジンを装備する機体の総重量を40000kg、巡航マッハ数を0.8と想定した。

3. エンジンの構成

検討を行った高速VTOL機用のコア分離型ターボファン・エンジンの構成を図1に、基本的な仕様を表1に示す。

このエンジンは垂直離着陸時にファンによって直接揚力を得るリフトファン方式のターボファン・エンジンであるが、自立運転してファン駆動用の高压空気を発生するコア・エンジンと、コア・エンジンから高压空気を供給されて推力を発生するファン・エンジンとが分離され

表1 高速VTOL機用エンジンの基本的な仕様

コア・エンジン	
圧縮機圧力比	35
基数	3
リフトファン・エンジン	
ファン圧力比	1.12
推力 (地上静止)	106200 N (10840 kgf)
基数	6
クルーズファン・エンジン	
ファン圧力比	1.3
推力 (高度 35000 ft、飛行マッハ数 0.8)	20000 N (2040 kgf)
基数	2

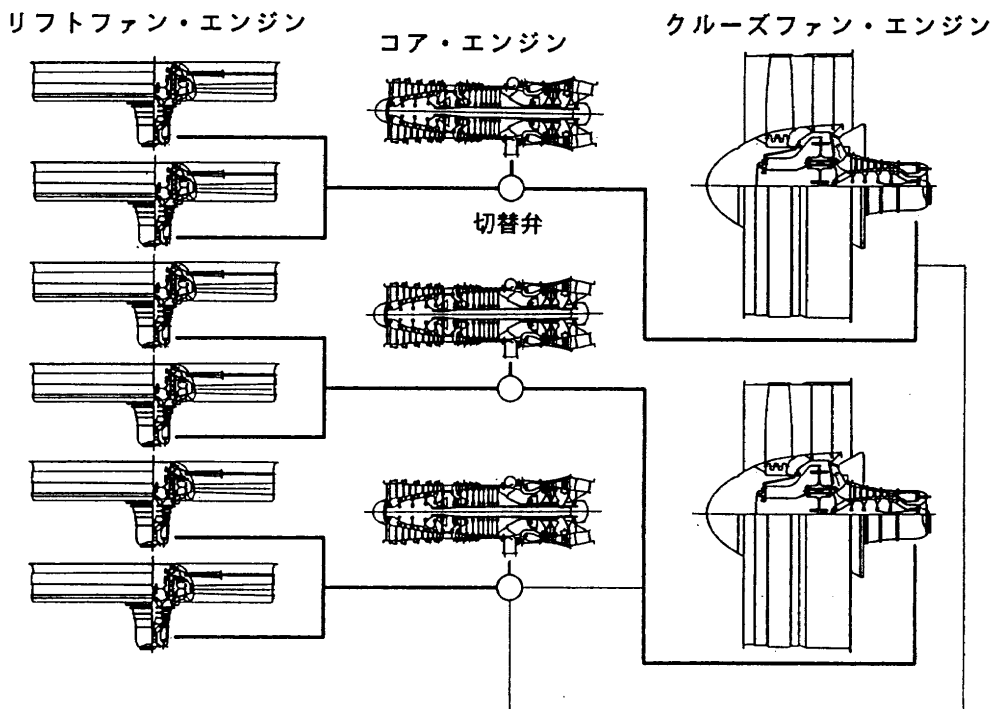


図1 高速VTOL機用コア分離型ターボファン・エンジンの構成

た特殊なエンジンである。その主要部分は、3基のコア・エンジン、6基のリフトファン・エンジンおよび2基のクルーズファン・エンジンで構成され、それらの間は高圧空気のダクトで結合されている。リフトファン・エン

ジンは離着陸時および翼で十分な揚力の得られない低速飛行時に揚力および推力を得るために使用され、クルーズファン・エンジンは通常の飛行時に推進用エンジンとして使用される。これらの構成および仕様は安全性を重視して以下のように決定した。

(1) リフトファン・エンジンは機体の重心に対称に配置するものとし、2基(1対)が停止した場合でも垂直離着陸できる能力をもつことを条件に、システムの複雑さと重量の釣り合いを考慮して6基(3対)を配置するものとした。そのため、40000kgの機体が4基(2対)で垂直離着陸が可能のように1基の推力を約98kN(10000kgf)とした。

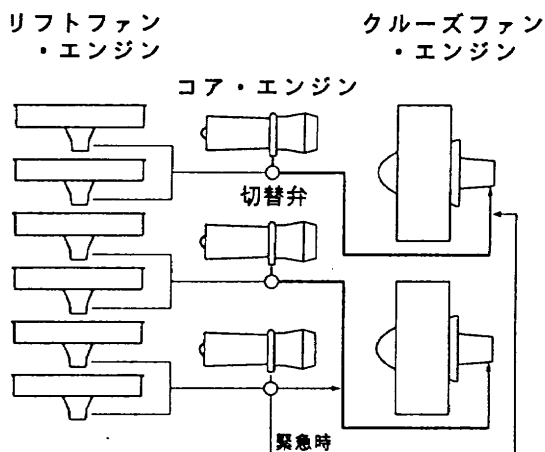
(2) 重心に対称な1対のリフトファンは釣り合った状態で作動することを基本として、コア・エンジンおよびリフトファン・エンジンの制御を容易にするためと、コア・エンジンが停止した場合に釣り合いを崩すことがないように、1対のリフトファン・エンジンは共通の1基のコア・エンジンに接続されるものとした。

(3) 高度10670m(35000ft)、飛行マッハ数0.8で巡航に必要な推力を約39kN(4000kgf)として、巡航時の推力が約20kN(2000kgf)のクルーズファン・エンジンを2基備えるものとした。1基のクルーズファン・エンジンを駆動するのに必要なコア・エンジンは1基となるため、巡航時にはコア・エンジンは2基を使用し1基は停止させる。

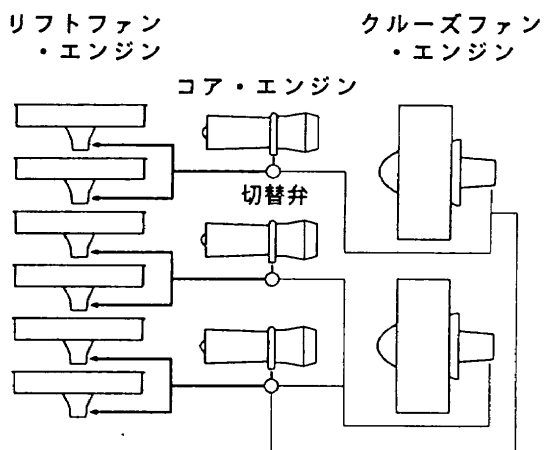
図2に飛行状態によるエンジン・システムのダクトの結合状態を示す。

4. エンジンの詳細

エンジン・システムの各構成要素の主要諸元、空力、構造、材料、製作、組み立て方法等について検討を行った結果、製作可能と考えられるエンジンの概念を以下に示す。この検討では重要な研究要素が含まれるリフトファン部分については空力設計計算および構造解析を含む詳細な検討等を行い、従来技術で対応可能なことが明らか部分についての検討は簡略化した。



(a) 巡航モード



(b) 離着陸モード

図2 飛行状態によるエンジン・システムのダクトの結合

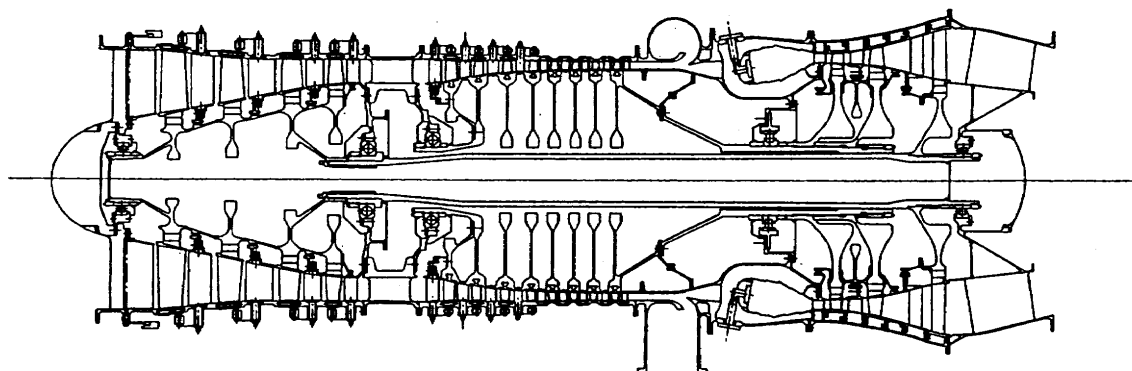


図3 コア・エンジン

表2 コア・エンジンの諸元

形状・重量	
全長	2168mm
最大径	758mm
圧縮機入口径	564mm
圧縮機入口ボス比	0.51
重量	683 kg
諸元 (高度 35000 ft、飛行マッハ数 0.8)	
入口空気流量	15.9 kg/s
低圧圧縮機	段数 4
	圧力比 3.95
高圧圧縮機	段数 8
	圧力比 8.86
	抽気率 41.4%
燃料流量	0.190 kg/s
高圧タービン	段数 2
	入口温度 1483 K
低圧タービン	段数 1
	入口温度 933 K
高圧系回転数	16600 rpm
低圧系回転数	13700 rpm

4.1 コア・エンジン

コア・エンジンの概念を図3に、諸元を表2に示す。コア・エンジンはターボジェット・エンジンと同様に圧縮機、燃焼器およびタービンで構成されるが、圧縮機出口で大量の抽気をして、離着陸時にはリフトファン・エンジンに、巡航時にはクルーズファン・エンジンにファン駆動用の高圧空気を供給する。仕様は現在の技術水準で実現可能なように決定したもので、圧縮機の圧力比を

35とし、タービン入口ガス温度を地上静止状態で1723K、巡航状態で1483Kとした。圧縮機およびタービンは2軸式で、低圧系は4段の圧縮機を単段のタービンで、高圧系は8段の圧縮機を2段のタービンで駆動する。圧縮機出口での抽気率は41.4%である。

4.2 リフトファン・エンジン

リフトファン・エンジンの概念を図4に、諸元を表3に示す。リフトファン・エンジンはリフトファンと駆動用の燃焼器、タービン、および減速ギアで構成され、作動の安定性が高いことやファン・エンジンが薄いことなどのコア分離型ターボファン・エンジンの特長に加えて、超低騒音化のための工夫を取り入れることで、高亜音速の民間輸送機に適した仕様としたものである。

リフトファンは低飛行速度で効率が良く、ジェット騒音の小さい低圧力比のファンとした。ファン直径は過大にならない程度に大きくとって軸流速度を低くし、強いインレットディストーション下での作動を容易にした。ファン動翼は翼数を多くして空力性能を維持できる限界近くまで翼弦長を短くすることにより、ファンの軽量化、高速飛行時の抗力の低減および翼列騒音の高周波数化による騒音の低減を図った。そのため、ファン動翼は翼根側と翼端側で枚数の異なる構造とし、翼数は翼端側で200枚、翼根側で100枚と極めて多くした(図5)。このような動翼に十分な強度を与えるため、ローターはCFRP複合材製にして、ディスク、動翼および動翼の翼端と中間部に設けたリング状のシュラウドを接着して全体を一体化する構造とした。動翼の周速度は、翼の強度に余裕を持たせるため、翼端で251m/sと必要な圧力比が得られる下限近くに設定した。複合材ローターに加わる最大応力は

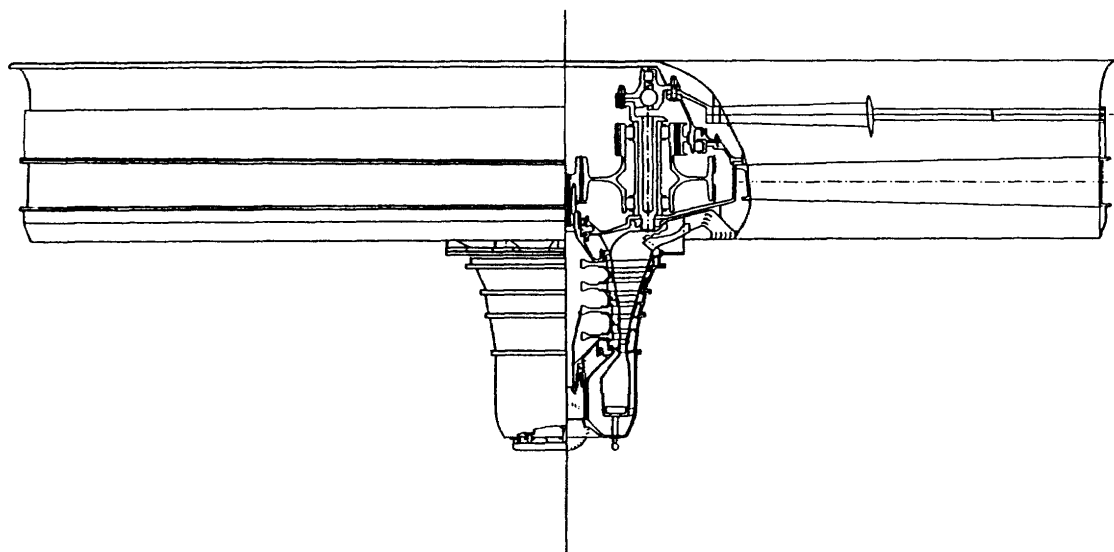


図4 リフトファン・エンジン

表3 リフトファン・エンジンの諸元

形状・重量	
全長	875 mm
最大径	2500 mm
ファン入口径	2400 mm
ファン入口ボス比	0.3
タービン部外径	452 mm
重量	456 kg
諸元(地上静止)	
推力	106200 N (10840 kgf)
燃料消費率(コア・エンジンを含む)	0.161 (kg/h)/kgf
ファン	段数 1
	空気流量 743 kg/s
	圧力比 1.12
	回転数 2000 rpm
駆動用空気	流量 8.31 kg/s
	圧力 3370 kPa
燃焼器	燃料流量 0.201 kg/s
タービン	段数 4
	入口温度 1723 K
	回転数 30000 rpm

275MPaと材料強度の500~2500MPaに比較して十分低い値となっている。

燃焼器とタービンは、現在の技術で成立可能な仕様とし、流れがファンと逆向きとなる対向型に配置して高圧ガスのシールを容易にした。タービンは空冷式の軸流式4段で入口ガス温度を1723K、回転数を30000rpmとした。

減速ギアは小型軽量なコンパウンド・スター型とし減速比15で30000rpmから2000rpmに減速する。サンギアとプラネットギアは周速が高いため、噛み合い率が大きくとれ、滑らかな回転の得られるダブルヘリカル歯車とし、2段目のギアは周速が低いためスパー歯車とした。

リフトファンの推力制御は、常に応答性を高く、騒音を低く保つため、ファンの作動状態を変化させずに排気をルーバーで偏向させる方式とした。そのため、機体に装着する場合にはリフトファンの下面に推力制御用ルーバーを取り付ける。

4.3 クルーズファン・エンジン

クルーズファン・エンジンは図6に示すように、リフトファン・エンジンと同様な構成とした。設計点は高度10670m(35000ft)、飛行マッハ数0.8の巡航状態とした。クルーズファン・エンジンの諸元を表4に示す。

クルーズファンは次世代の高亜音速機用エンジンである超高バイパス比ターボファン・エンジンのファンと基本的には同じで、現在の高バイパス比ターボファン・エ

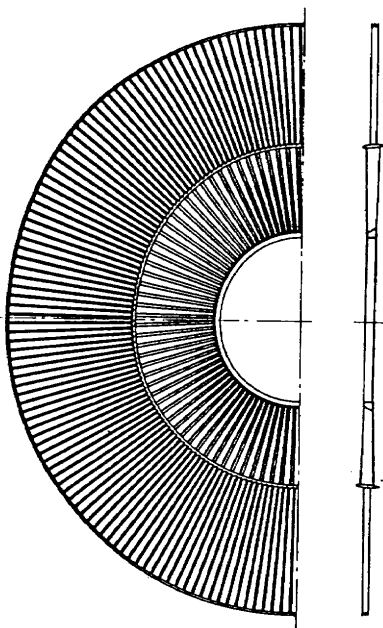


図5 リフトファン・ローター

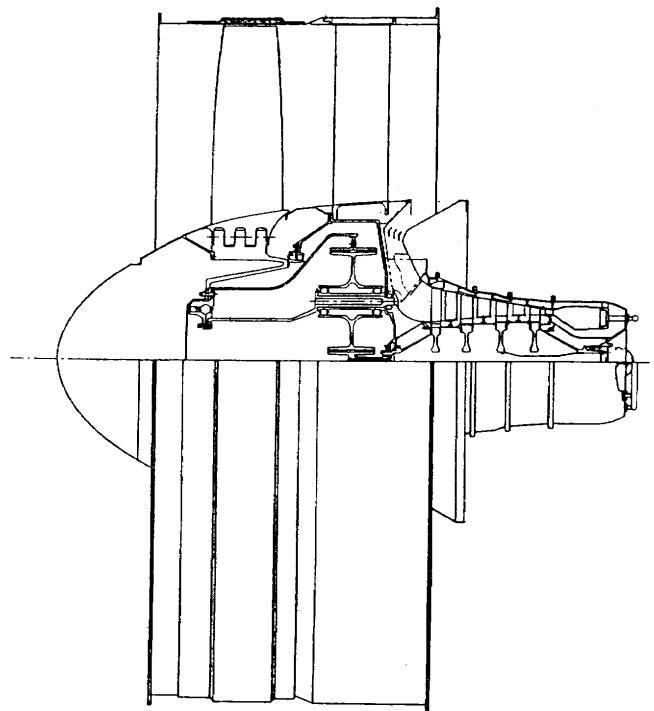


図6 クルーズファン・エンジン

表 4 クルーズファン・エンジンの諸元

形状・重量			
全長		2030 mm	
最大径		2330 mm	
ファン入口径		2200 mm	
ファン入口ボス比		0.4	
タービン部外径		464 mm	
重量		731 kg	
諸元(高度 35000 ft、飛行マッハ数 0.8)			
推力		20000 N	
		(2040 kgf)	
燃料消費率(コア・エンジンを含む)		0.573 (kg/h)/kgf	
ファン	段数	1	
	空気流量	265 kg/s	
	圧力比	1.3	
	回転数	2700 rpm	
駆動用空気	流量	6.57 kg/s	
	圧力	1240 kPa	
燃焼器	燃料流量	0.135 kg/s	
タービン	段数	4	
	入口温度	1483 K	
	回転数	20250 rpm	

表 5 エンジン重量の試算結果

リフトファン・エンジン	
ファン	62 kg
燃焼器	12 kg
タービン	47 kg
減速ギア	215 kg
補機・その他構造	120 kg
計	456 kg
6 基計	2736 kg
クルーズファン・エンジン	
ファン	171 kg
燃焼器	42 kg
タービン	112 kg
減速ギア	330 kg
補機・その他構造	76 kg
計	731 kg
2 基計	1462 kg
コア・エンジン	
圧縮機	209 kg
燃焼器	59 kg
タービン	311 kg
補機・その他構造	104 kg
計	683 kg
3 基計	2049 kg
ダクト系	95 kg
エンジン総重量	6342 kg

エンジンより低圧力比で翼数の少ないファンとしたが、飛行マッハ数の低い領域で使用する必要がないため、通常の超高バイパス比ターボファン・エンジンのファンでは必要となる動翼の可変ピッチ機構または可変ノズルは不要であり、構造および空力設計上の制約も少ない。

タービンは入口ガス温度1483K、回転数20250rpmであり、減速ギアにより2700rpmに減速してクルーズファンを駆動する。クルーズファン・エンジンとコア・エンジンを組み合わせて作動している状態でのバイパス比は16となる。

4.4 重量

VTOL機用エンジンでは軽量なことが成立のための重要な条件となる。このエンジンの重量の試算結果を表5に示す。エンジン材料はファンにCFRP複合材を、他の部分には現状材料を使用するものとし、抽気ダクトはチタン合金とした。約10%の誤差が含まれるエンジン・システム全体の重量の推算値は6342kgで、垂直離着陸用のみに用いる部分(コア・エンジン1基、リフトファン・エンジン6基およびダクト系)が3514kg、巡航のみに用いる部分(クルーズファン・エンジン2基)が1462kg、共用する部分(コア・エンジン2基)が1366kgとなる。垂直離

着陸モードにおける推力重量比は垂直離着陸専用部分の重量を基準とした場合に18.5、全重量を基準とした場合でも10.3となり、現在、実用になっているVTOL機用ターボファン・エンジンである英国のHarrierに用いられているPegasusの6.7と比較しても優れた値となっている。

4.5 騒音

民間用VTOL機が成り立つためにはエンジン騒音の小さいことが必須の条件となる。離着陸モードにおけるこのリフトファンの騒音の推定値を図7に示す。^{5),6)}この推定値はNASAの実験データに基づいた予測法をリフトファンに適用したもので、6基のリフトファンが推力588kN(60000kgf)で作動している場合の下方150mの直線上における最大騒音位置(リフトファンの空気取り入れ口から140°の方向)での騒音のスペクトル分布を示し

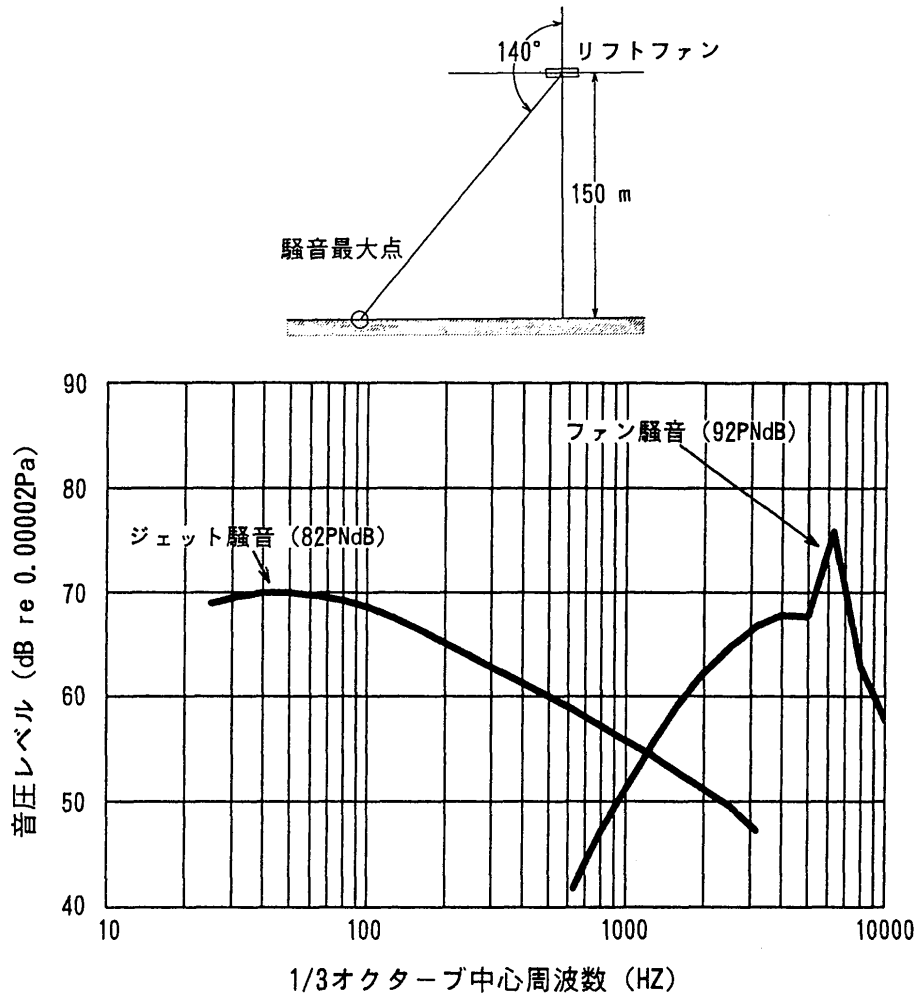


図7 リフトファンの騒音の推定値

たものである。ジェット騒音は82PNdB、ファン騒音は92PNdBとなるが、周波数の高いファン騒音は吸音材等で低減できるため、全騒音を小型ヘリコプターの騒音より小さい82PNdB近くまで低減することが可能である。

このような低騒音化が可能となるのは、リフトファンを減速ギア付きすることで、低周速度の大直径、低圧力比のファンにして排気速度を約130m/s程度まで低くできることと、複合材一体構造により翼数の多いファン動翼とすることでファン騒音の周波数を6.7kHzと著しく高めることができるためである。但し、この騒音予測計算は最大の騒音源であるリフトファンのみを対象としたものであり、コア・エンジンやタービン、ルーバー等から発生する騒音は考慮していないため、今後、さらに予測精度を高める必要がある。

5. 従来方式との比較

コア分離型のリフトファン・エンジンを用いる本エンジン・システムはVTOL機用エンジンとしての次のよう

な特長がある。

- (1) リフトファン・エンジンがコア・エンジンから切り離されるため薄くなり、ファン・エンジンを機体の両側に垂直に取り付けても高速飛行に適した機体形状が成り立つ。
- (2) 入り口の気流の方向が飛行状態によって極端に変化し強いインレットディストーションの避けられないリフトファン・エンジンが安定に作動できる。
- (3) リフトファン・エンジンとコア・エンジンを接続するのが細いダクトであるため、エンジン配置の自由度が大きい。
- (4) タービンやファンの大型化に特別な制約がない。
- (5) リフトファンに軽量な最新の複合材を用いることができる。

これらは、大型の高速機用エンジンに都合のよい特長である。一方、これまでに試作または検討された方式のリフトファン・エンジンはそれぞれ以下のような問題点も持っている。

(a) 一体型ファン方式

リフトファン・エンジンが厚くなり機体を高速飛行に適した形状にまとめるのが難しいこと、エンジンの作動がファンのインレットディストーションの影響を受け易いこと、1基のエンジンにトラブルが発生した場合の制御が難しいことなどの問題がある。

(b) リモートファン方式

リフトファンを駆動するための空気(ガス)を供給するダクトが太いため、エンジン配置の自由度が少なく、また、構造的な制約が大きく複合材などの最新技術を取り入れにくい。

(c) シャフト駆動方式

長い駆動軸と傘歯車を用いるため、重量と振動から大出力のファンには適さない。

したがって、大型の高速VTOL機用エンジンとしては、本方式は従来のどの方式のリフトファン・エンジンより優れている。但し、本方式はタービンが小さいために小型化が難しく、小型のリフトファンでは本方式とシャフト駆動方式との優劣を比較検討する必要がある。

6. 結果のまとめ

このエンジンでは構成要素の多くが従来のエンジンより単純化されているため、設計、製作、保守とも容易となっており、新しい技術課題は独特の構造で極めて薄い超低騒音リフトファンと伝達動力が極めて大きい減速ギアなどである。複合材のリフトファンについては構造および製作法の検討結果から、製作が可能で、応力レベルは十分低いことが確認された。減速ギアはこれからの推進用の超高バイパス比エンジンにとっても必須の技術であり、克服困難な技術課題ではない。

検討の結果は、このエンジン・システムにおいて設計、製作上で特に困難な技術課題は見いだせず、このエンジンは極めて実現性の高いことが確かめられた。

7. あとがき

本報告は、新しい概念の高速VTOL機用エンジンを提案してその一つのモデルについて概念検討を行って、その技術的な成立性が高いことを確認したものである。まだ概念検討の段階であり、その詳細は今後の研究課題であるが、これまで多くの研究者や技術者から現実性のないものと考えられて、ほとんど検討もされなかった民間用の大型高速VTOL機のエンジンが、現在の技術では十分研究開発の対象になり得ることが検討の結果から明らかとなった。

なお、本検討は石川島播磨重工業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) 特許第1861368号, コアエンジン分離型ターボファンエンジン
- 2) Y. Saito, N. Sugiyama, M. Endoh, Y. Matuda; Conceptual Study of Separated Core Ultrahigh Bypass Engine, Journal of Propulsion and Power, Volume 9, Number 6 (1993) pp.867-873
- 3) 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
- 4) 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
- 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 sourcenoise, NASA TM X-71763 (1975)

既刊報告

TR-1280	GPSによる軌道再突入実験機(OREX)の軌道決定 Orbit Determination of the Orbital Reentry Experiment (OREX) Vehicle by GPS	1995年11月	張替 正敏, 村田 正秋 辻井 利昭, 新宮 博公 富田 博史, 松本 秀一
TR-1281	軌道再突入実験における高々度圧力計測 High Altitude Pressure Measurement in the Orbital Re- entry Experiment (OREX)	1995年11月	松崎 貴至, 井上 安敏
TR-1282	14cmキセノンイオンエンジンの推力測定試験 Thrust Measurement of a 14-cm Xenon Ion Thruster	1996年1月	宮崎 勝弘, 早川 幸男 北村 正治
TR-1283T	A Residual Strength Analysis of a Cracked Stiffened Panel with Stochastic Factors in Fastener Flexibility	1996年2月	Hirokazu SHOJI
TR-1284	適応壁形状制御シミュレーション Figure Control Simulations of Streamlined Adaptive- Walls	1996年3月	中村 正義, 半沢 麻雄
TR-1285	LE-7用材料溶接継手の引張特性 その3 溶体化処理条件とマイクロ組織及び引張特性との関係 Tensile Properties of LE-7 Engine Material with Welded Joints 3rd Report Influence of Solution Treatment Condi- tions upon Micro Structures and Tensile Properties.	1996年4月	渡辺 義明, 橋本 知之 吉田 誠
TR-1286	カーボン/ポリイミド複合材スティフナの圧縮座屈強度 Buckling and Final Failure of Carbon/Polyimide Stif- feners	1996年4月	三本木茂夫, 濱口 泰正
TR-1287T	High Altitude Pressure Measurement in the Orbital Re- entry Experiment (OREX)	1996年4月	Takashi Matsuzaki, Yasutoshi Inoue
TR-1288	V- γ 線図による実験用航空機Do228の飛行性評価 Flying qualities evaluation of the Flight Research Air- plane Do 228 using V- γ Diagram	1996年4月	穂積 弘毅, 坂井 紀徳
TR-1289	コア分離型ターボファン・エンジン Separated Core Turbofan Engine	1996年4月	齊藤 喜夫, 遠藤 征紀 松田 幸雄, 杉山 七契 菅原 昇, 山本 一臣

航空宇宙技術研究所報告1290号

平成8年4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7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8

Printed in Japan