

ISSN 0389-4010
UDC 629.735.014.16:
629.7.025.35:
621.438

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-703

USB方式STOL機のエンジン艤装(I)

円形合流ダクトによるエンジンマッチング特性(その1)

松 木 正 勝 ・ 鳥 崎 忠 雄 ・ 近 藤 博
中 山 普 ・ 関 根 静 雄 ・ 吉 田 晃
森 田 光 男 ・ 越 沼 威 ・ 松 田 幸 雄
藤 沢 良 昭 ・ 吉 田 公 則

1982年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

担 当 者 一 覧 表

試験計画		松木 正勝, 鳥崎 忠雄*, 近藤 博
エンジン 運転試験	運転関連	中山 普, 吉田 晃, 藤沢 良昭 松田 幸雄
	計測関連	関根 静雄, 越沼 威, 吉田 公則**
	データ解析	○ 森田 光男, 関根 静雄, 吉田 公則**
協力		石川島播磨重工業株式会社 川崎重工業株式会社

* 航空機公害研究グループ

** 川崎重工業株式会社

○ 執筆者

USB方式STOL機のエンジン艙装(I)*

円型合流ダクトによるエンジンマッチング特性(その1)

松 木 正 勝** 鳥 崎 忠 雄*** 近 藤 博**
中 山 普** 関 根 静 雄** 吉 田 晃**
森 田 光 男** 越 沼 威** 松 田 幸 雄**
藤 沢 良 昭** 吉 田 公 則****

An Engine Installation for Fan Jet STOL Aircraft using USB powered High Lift System (I) Engine Matching Test for Circular Confluent Exhaust Duct

Masakatsu MATSUKI, Tadao TORISAKI, Hiroshi KONDO,
Susumu NAKAYAMA, Shizuo SEKINE, Akira YOSHIDA,
Mitsuo MORITA, Takeshi KOSHINUMA, Yukio MATSUDA,
Yoshiaki FUJISAWA and Masanori YOSHIDA

ABSTRACT

Purposes of this research are to obtain design data of an engine-nacelle for a USB powered high lift system on a STOL aircraft, which is being developed by the National Aerospace Laboratory.

In these design data, structure and strength of the engine-nacelle and conformity between an engine and its engine-nacelle are the most important problems.

In order to obtain engine operational characteristics for mixing a fan and a core flow, a test was performed using a FJR 710 turbo-fan engine installed in a circular confluent exhaust duct.

Test parameters of interest are the length of the mixing zone and the contraction of the mixing nozzle.

As a result of this investigation, it has been proved that a power-turbine output decreases with an increase of outlet pressure of the power-turbine due to the mixing. And a clue to a design method to correct engine operational matching characteristics was found.

* 昭和57年1月11日受付

** 原動機部

*** 航空機公害研究グループ

**** 川崎重工業株式会社

1. まえがき

STOL実験機の研究の発足に伴い、そのエンジンナセルの設計資料を蓄積するため、エンジン艙装の研究に着手した。このエンジン艙装の研究の最終的な目的は、STOL実験機のエンジンナセルを設計製作することにある。そこに至る段階として、エンジンナセルと機体との適合性、エンジンナセルの振動、強度の問題、エンジンのマウント法及びその強度等ナセルの構造強度に関するものと、エンジンナセルとエンジンの適合性に関することが主体となってくるが、まずエンジンの適合性について解明していくことにした。

本STOL実験機には通商産業省工業技術院の大型プロジェクトの下に研究開発が進められているFJR710ターボファンエンジン¹⁾に若干の改造を加えたFJR710/600s型エンジンが採用されることになっている。このFJR710エンジンは本来、ファン流とコア流を別々のノズルから噴出する、いわゆる分離流型に設計されているが、本STOL計画では、USB方式(Upper Surface Blowing System)の高揚力発生システムを採用しており、ファン流とコア流を合流ないしは混合してUSBノズルから主翼翼面上に沿って有効に吹き出すことが重要な課題の一つになっている。

このUSBノズルとエンジンのマッチングをとるため数次にわたって実機エンジンによるファン流とコア流の合流試験を行ない、コア及びUSBノズルの設計法を確立した。²⁾

本報告は、その第1回目の合流試験結果である。本試験はエンジン側に手を加えることなく、即ち分離流型のコアノズルは変えないで、バイパスダクトを延長しファン流とコア流を合流したもので、今後の試験の基礎となるものである。この試験の結果、合流によってエンジン作動特性に現われる現象より、FJR710エンジンの挙動が明らかになり、コアノズル及びUSBノズル設計の手掛りを得たので報告する。

2. 試験の総要

本試験は、当研究所角田支所の屋外エンジン試験

場において、昭和53年の騒音計測試験に引き続き行われたもので、試験器材等は騒音計測試験器材をそのまま流用したためエンジン内部流動等は十分な計測が行われていないことをあらかじめお断りしておく。

供試エンジンはFJR710/20ターボファンエンジンで、図1の外観図及び図2の外観写真に示す通りエンジン後部にバイパスダクトの延長部、合流ダクト及び合流ノズルを取り付け、合流ダクトの長さ、合流ノズルの絞りがエンジン作動特性に与える影響について調べたものである。

2.1 試験装置

本試験は表1に示す要目のFJR710/20ターボファンエンジンに、飛行高度2,5000ft、飛行マッハ数0.75の条件の下に設計された実機タイプのインテ

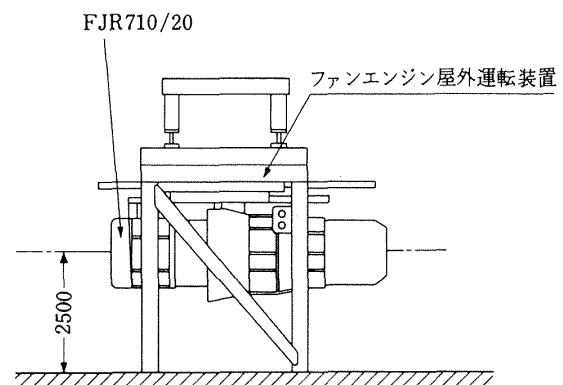


図1 試験装置外観図

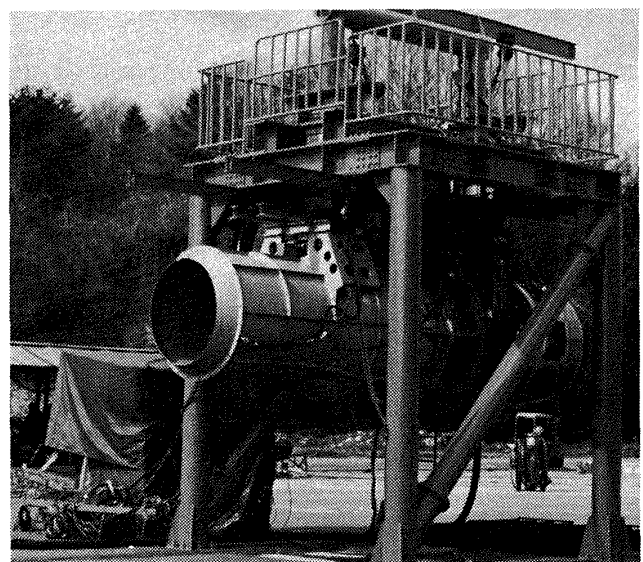


図2 合流ダクト試験

表 1 試験エンジン要目

項 目	摘 要
供試エンジン	FJ R710/20-#6
インテーク	実機型 吸音ナセル
バイパスダクト	吸音型 バイパスダクト
バイパスノズル	公称 110 % (面積 0.5288m^2)
メインジェットノズル	公称 107 % (面積 0.2569m^2)
合流ダクト	内径 1260ϕ 長さ 630mm
合流ノズル	内径 1060ϕ (面積 0.8825m^2)

ークが装置されており、エンジン後方には図 3 に示す延長ダクト、2 本の合流ダクト及び合流ノズルが機装されている。

2.2 エンジン及びダクト系の計測

エンジン性能及びダクト内部流れの解析に必要なデータは図 4 に示すエンジン各計測位置及びダクト位置に、多点型くし型ピトー管及びアルメルクロメル熱電対温度計を挿入し、圧力、温度の計測を行っている。図 4 の記号で P はピトー静圧管もしくは

全圧管による圧力計測位置を示し、T は熱電対による温度計測位置を示している。

エンジン性能、ダクト系の内部流れの解析に必要なデータの他に、エンジン運転に必要な保安計器を設け表 2 に示す通りエンジン各部の圧力、温度、振動等の計測を行った。

表 2 の“計測方法”で自動計測とは、圧力は力平衡型圧力変換器³⁾で電圧に変換し、温度については、熱電対の熱起力をそのままマイクロコンピュータに入力するものである。その他は図 5 に示すエンジン運転盤上で監視・計測を行った。図 6 に自動計測のブロック図を示す。

2.3 試験方法

今回の試験は、前述の通り、ファン流とコア流の合流によって変化するエンジン作動特性を調べ、適正なノズルの設計資料を得ることが目的であり、考えられる試験ケースとして表 3 に示す通り、5 通りの組み合わせを選んだ、即ち図 7 に示すダクト系で、合流ノズルのないケース 2 種、合流ダクト 1 本、2

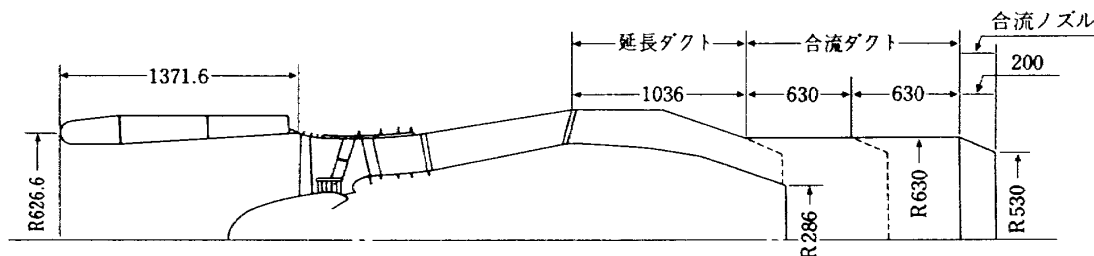


図 3 エアインテーク、ダクト流路断面形状

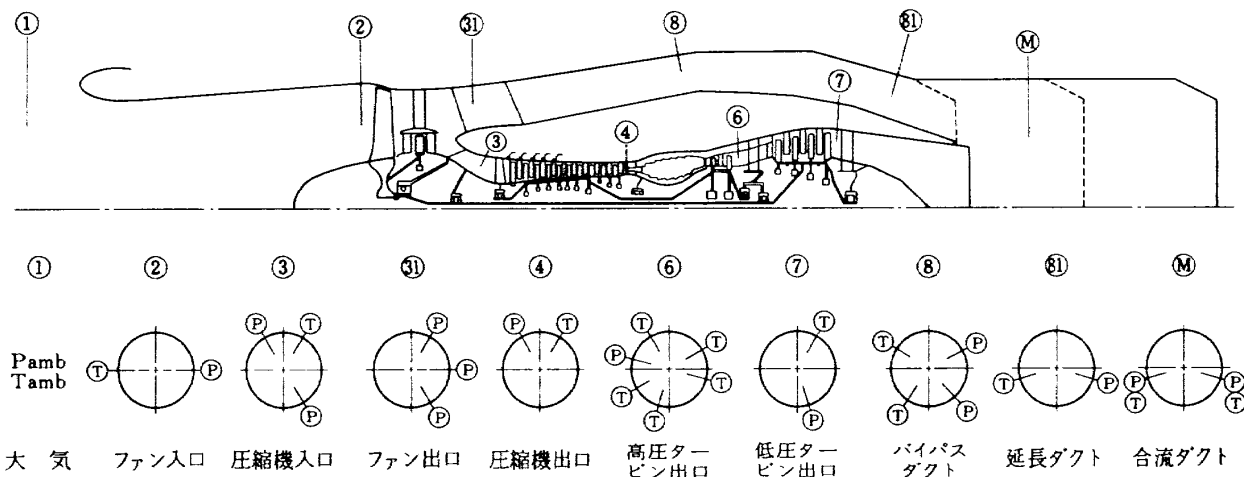


図 4 エンジン計測位置

表 2(1) 計測点一覧表

性能計測 - 保安計器一覧表

	計 測 項 目	記 写	点数	計測センサー	計 測 方 法
1	エンジン入口全温	CIT	1	C-A 熱電対	自動計測
2	“ 全圧	P _{AMB}	1	フォルタン水銀気圧計	目 視
3	ファン入口全温	T2	4	C-A 4 点くし型熱電対	自動計測
4	“ 全圧	P2	4	} 4 点くし型ピトー管	“
5	“ 静圧	P _{S2}	4		“
6	圧縮機入口全温	T3	3	C-A 3 点くし型熱電対	“
7	“ 全圧	P3	6	} 3 点くし型ピトー管	“
8	“ 静圧	P _{S3}	6		“
9	圧縮機出口全温	T4	3	C-A 3 点くし型熱電対	“
10	“ 全圧	P4	3	3 点くし型全圧管	“
11	H.P タービン出口全温	T6	20	C-A 4 点くし型熱電対	自動計測 20 点
12	“ 全圧	P6	4	4 点くし型全圧管	デジタル温度計 8 点
13	L.P タービン出口全温	T7	4	C-A 4 点くし型熱電対	自動計測
14	“ 全圧	P7	4	4 点くし型全圧管	“
15	バイパスダクト出口全温	T8	8	C-A 4 点くし型熱電対	“
16	“ 全圧	P8	8	4 点くし型全圧管	“
17	ファン静翼出口全圧	P31	15	5 点くし型全圧管	“
18	延長ダクト出口全温	T81	4	C-A 4 点くし型熱電対	“
19	“ 全圧	P81	4	4 点くし型全圧管	“
20	合流ダクト全温	T _M	10	} 5 点くし型温度計付 ピトー管	“
21	“ 全圧	P _{MO}	10		“
22	“ 静圧	P _{MS}	2		“
23	低圧系回転数	N1	1	パルスピックアップ	自動計測
24	高圧系回転数	N2	1	パルスピックアップ	デジタル回転計, 指示計
25	燃料流量	W _f	1	タービンフローメータ	自動計測, 指示計
26	推 力	FN	1	ロードセル	自動計測, 指示計
27	圧縮機出口静圧	CDP	1		ブルドン管
28	スロットル角度		1	セルシン	指示計
29	可変静翼角度	VSV	各 1	{ ポテンショメーター セルシン	自動計測, 指示計
30	燃料ポンプ入口温度		1	C-A 熱電対	デジタル温度計
31	“ 入口圧力		1		ブルドン管
32	“ 出口圧力		1		“
33	滑油ポンプ入口温度		1	C-A 熱電対	デジタル温度計
34	“ 出口圧力		1		ブルドン管
35	オイルクーラー入口温度		1	C-A 熱電対	デジタル温度計
36	“ 出口温度		1	“	“
37	オイルレベル		1		レベルゲージ
38	スターティングブリード バルブ出口圧力		1		ブルドン管

表 2(2) 計測点一覧表

	計 測 項 目	記 号	点数	計測センサー	計 測 方 法
39	NO01 ベアリング温度	BRG-01	1	C-A 熱電対	デジタル温度計
40	NO02 "	BRG-02	1	"	"
41	PTO "	BRG-PTO	1	"	"
42	NO1 "	BRG-1	1	"	"
43	NO3 "	BRG-3	1	"	"
44	NO03 "	BRG-03	1	"	"
45	NO04 "	BRG-04	1	"	"
46	ファン部外殻振動	FV	1	振動計ピックアップ	振 動 計
47	"	FH	1	" "	"
48	圧縮機部外殻振動	CFV	1	" "	"
49	"	CFH	1	" "	"
50	燃焼器部外殻振動	CRV	1	" "	"
51	"	CRH	1	" "	"
52	H. P タービン部外殻振動	TV	1	" "	"
53	"	TH	1	" "	"
54	エグゾーストフレーム部 外殻振動	EXV	1	" "	"
55	"	EXH	1	" "	"
56	NO01 ベアリング加速度(V)		1	加速度計ピックアップ	加 速 度 計
57	NO02 "		1	" "	"
58	NO 1 "		1	" "	"
59	NO03 "		1	" "	"
60	NO04 "		1	" "	"
61	NO01 ベアリング還油温度		1	C-A 熱電対	デジタル温度計
62	NO 1 "		1	"	"
63	NO2R, 2B "		1	"	"
64	NO3, 03 "		1	"	"
65	NO 4 "		1	"	"
66	P4X, GENE, 入口圧力		1		ブルドン管
67	" 出口圧力		1		"

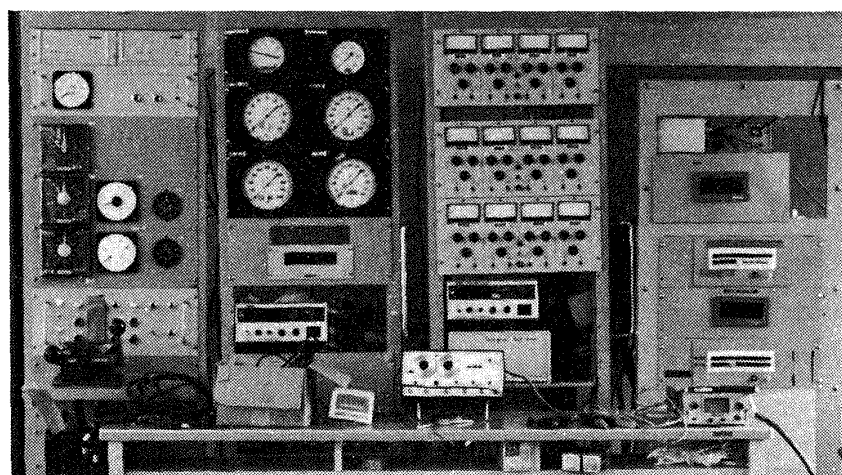


図 5 エンジン運転盤

表 3 試験ケース一覧表

試験ケース	合 流 部 形 態	合 流 部 組 合 せ 状 態	記 号
1		A) コアノズル 107% B) バイパスダクト 延長ダクト + ノズル (1060φ)	○
2		A) コアノズル 107% B) バイパスダクト 延長ダクト (1260φ)	6
3		A) コアノズル 107% B) バイパスダクト 延長ダクト + 合流ダクト (2本)	◇
4		A) コアノズル 107% B) バイパスダクト 延長ダクト + 合流ダクト (2本) + ノズル	◇
5		A) コアノズル 107% B) バイパスダクト 延長ダクト + 合流ダクト (1本) + ノズル	☆
分離流試験 1		A) コアノズル 107% B) バイパスノズル 110%	■
分離流試験 2		A) コアノズル 107% B) バイパスノズル 100%	□

本及びなしの3種である。

図7の上図上半分は分離流型のバイパスノズル系を示し、同図下半分は今回行った円型合流ダクト試験のダクト系を示している。図中のグラフは軸方向長さに対するダクト系の流路面積変化を示している。○印中の数字は表3の試験ケース番号と対応してお

り、数字は流路及びノズルの面積を示している。

以上示した試験ケースごとにエンジン回転速度を階段状に設定し前項の計測を行った。エンジン作動線が極端に分離流試験の作動線からずれたケースについては安全上の理由から試験を中断している。

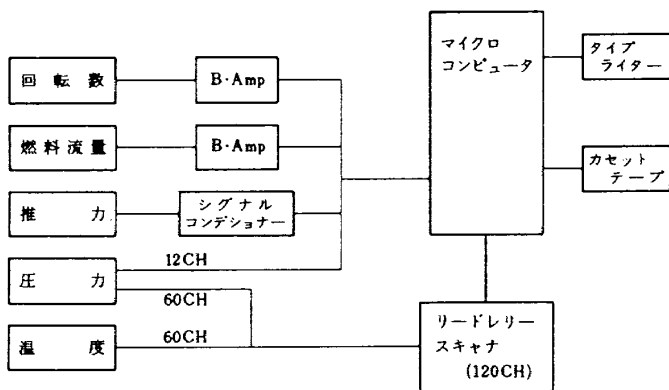


図6 自動計測ブロック図

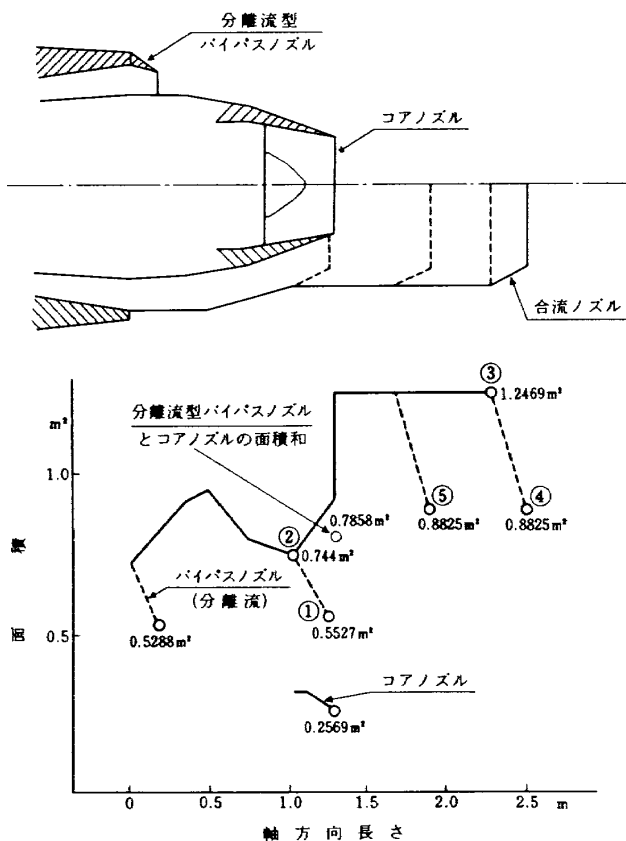


図7 ダクト系及び面積変化

3. 試験結果および検討

試験結果を図8～図21にグラフで示す。全てのグラフを通じて、グラフ軸に記した記号で*印のついたものはエンジン入口状態をISO標準状態(圧力1.0332kg/cm²、温度15℃)に換算した修正値で表示したもので、**印のついたものは(図16)は高圧圧縮機の入口状態をISO標準状態に換算した

修正値で示してある。

図中の記号は表3の試験ケースに示した記号と対応している。

3.1 ファン作動線の検討

図8のファン作動線を調べると、分離流試験の2ケースは当然の結果であり、合流型の場合、開き側からケース3、ケース2、ケース4、ケース5、ケース1の順に絞り側に移動している。試験ケース1と2は分離流型のバイパスノズルをエンジン後方に移動させたことに相当するが、ファン作動線は大きく移動したことになる。特にケース1は、バイパスノズル面積は標準バイパスノズルの113%に相当しているにもかかわらず最も絞り側にきていることは注目すべきである。

ケース2はバイパスノズルを開いたため当然の結果である。ケース3は最も開き側を通過しており、ケース2と比較して、バイパスノズルとコアノズルの面積和に大きな相違がないにもかかわらずその差は大きく開き側に移動している。

ケース4と5は実際の合流型に最も近い組み合わせで、合流領域の長さが2:1になっているが、作動線上大きな相違はない。

3.2 低圧系と高圧系回転速度の検討

低圧系と高圧系の回転速度の関係は、一般にエンジンマッチングの重要な指標の一つで、注意を払っているものである。ファン駆動動力は、ファン作動点によって定まる。ファン回転速度一定で考えると、作動点が絞り側に移る程圧力比上昇のための動力が増加する一方、空気流量が減少し動力が減少する。又、作動点の違いによるファン熱効率の変化も駆動動力を若干左右する、FJRエンジンの様に比較的“立った”特性を持つファン、即ち、圧力比(π)－空気流量(G)特性曲線(一般にはP－Q特性と呼んでいる)上で、 $(\partial\pi/\partial G)_N$ (N は回転速度、正常作動範囲では、 $(\partial\pi/\partial G)_N$ は負の値)絶対値が大きい場合には、ファン作動線が開き側に移動する程ファンの負荷が軽くなり廻り易くなることが知られている。このことを念頭におき、ファンの廻り易さを一つの指標として考えてみると、ケース3、ケー

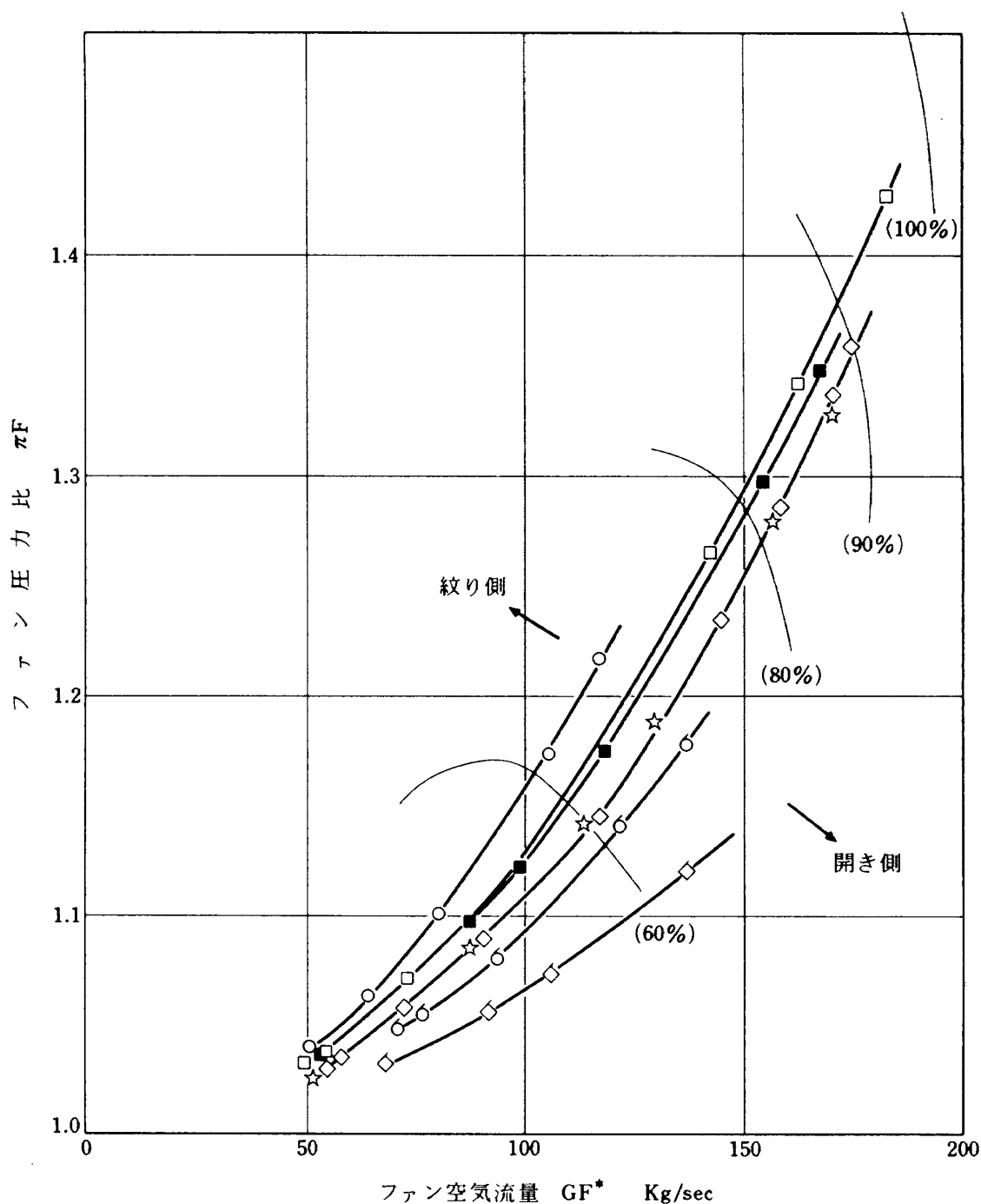


図8 ファン作動線

ス2, ケース4, ケース5, ケース1の順になっている”はず”である。しかし図9の回転速度マッチングを調べると, 廻り易さは, ケース3, ケース2, ケース1, ケース4, ケース5の順になり, ケース4, ケース5とケース1が入れ替っている, 即ち, 合流したケースが最も廻り難くなっている。これは合流したことによってファン駆動用低圧タービンの背圧が上昇し, 十分なタービン膨張比が得られず駆

動動力が不足したことに起因している(3.4項参照)。

3.3 ファン出口圧力の検討

図10のファン出口圧力および図11のバイパスダクト出口圧力(計測位置については図4参照)は, ファン作動線から得られる結果の通り, ファン作動線が開き側にあるケースでは出口圧力が低くなっている。この2枚のグラフの出口圧力の差はバイパス

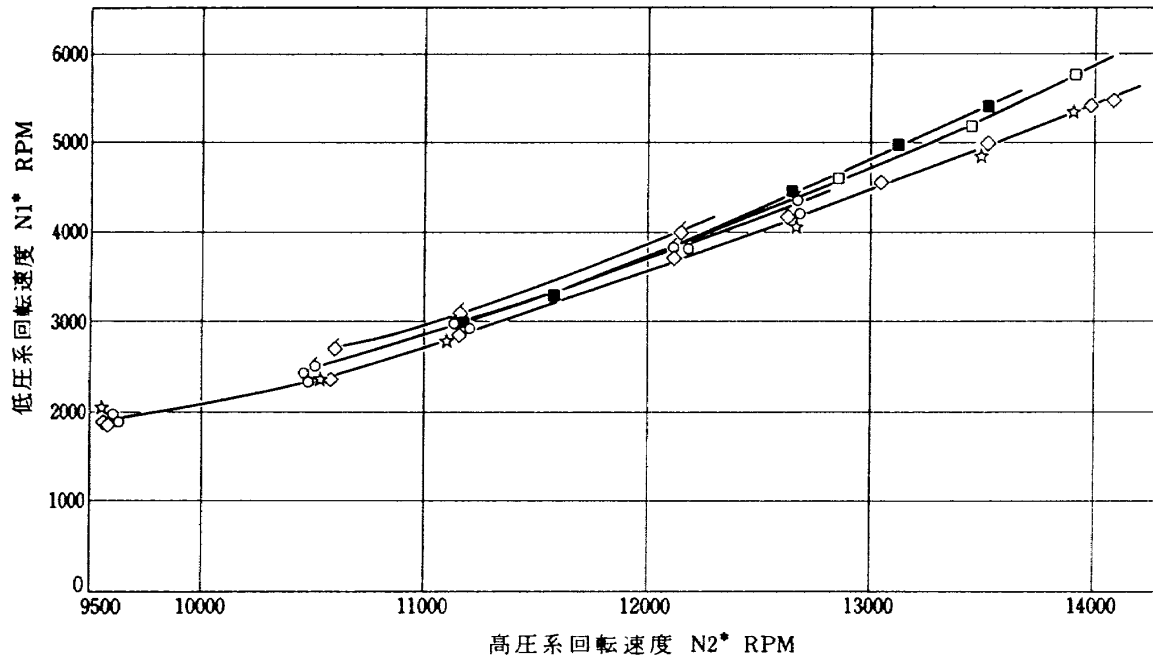


図 9 回転速度マッチング

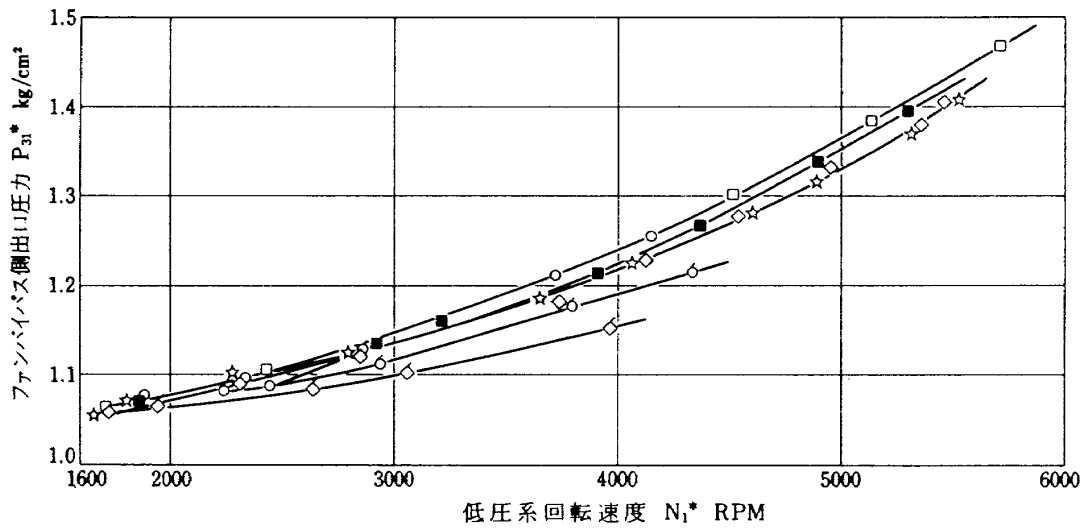


図 10 ファン出口圧力

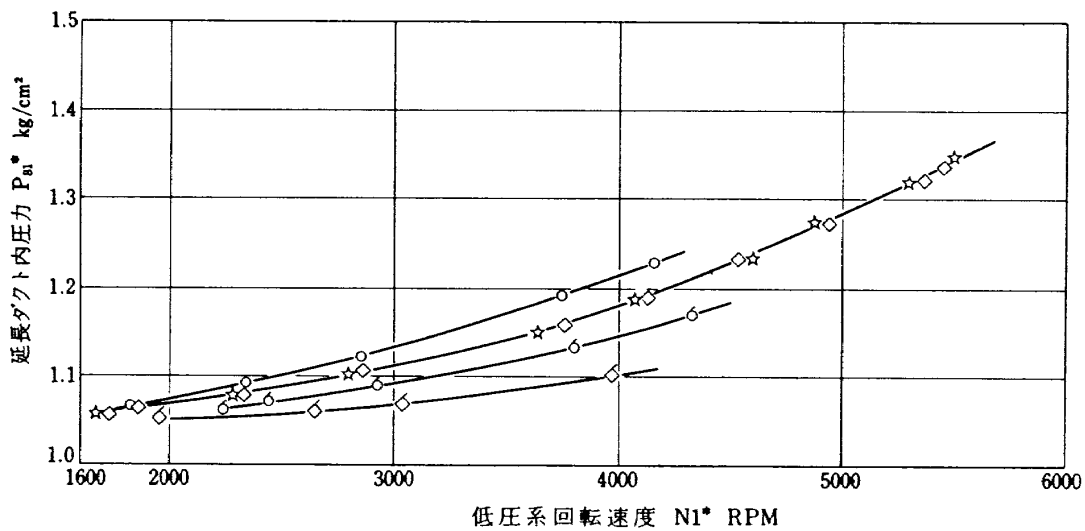


図 11 延長ダクト内圧力

ダクト内の圧力損失とみなすべくで、ファン回転速度 4000 RPM において $(P_{31}^* - P_{81}^*)/P_{31}^*$ の値で、平均約 0.04 の損失が認められる。この結果、バイパス流路の設計には十分な注意が必要である。

3.4 低圧タービン出口圧力の検討

図 12 の低圧タービン出口圧力は低い方からケース 3, ケース 2, ケース 1, ケース 4, ケース 5 の順になり、丁度、ファンの廻り易さの順になっている。即ち出口圧力が低いことは低圧タービンの膨張比が充分に取れ、ファン駆動動力が充分に得られることを意味している。ここで注意したいのはケース 3 は、分離流の場合より低圧タービン出口圧力が低下していることである。分離流の場合コアノズル出

口静圧は大気圧になっているはずである。それよりも低い圧力を示しているケース 3 はバイパス流がエゼクターとして働いたことを意味している。

ケース 1 及びケース 2 は合流せずにコアノズル出口より上流でバイパス流を噴出しているにもかかわらず低圧タービン出口圧力は、分離流試験のそれより上昇している。これはバイパス流をエンジン軸中心方向に噴き出したためコア流を押し上げると共にバイパス流の曲がりにより静圧の上昇をまねいた結果である。

ケース 4, ケース 5 は全ケース中最も低圧タービン出口圧力が高い、この圧力を下げるのが今後の課題である。

ケース 4, ケース 5 の結果から合流ダクトの長さ

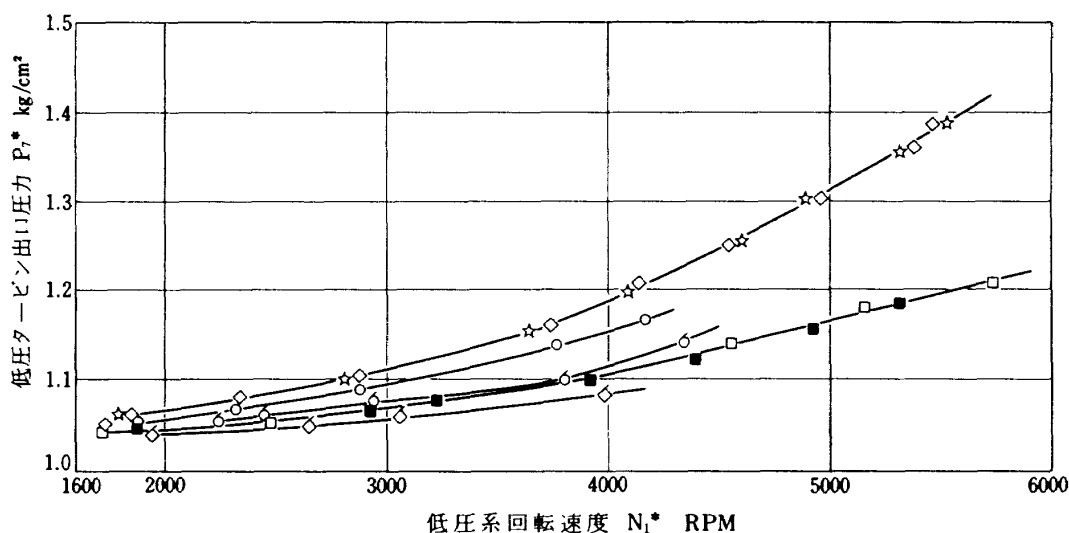


図 12 低圧タービン出口圧力

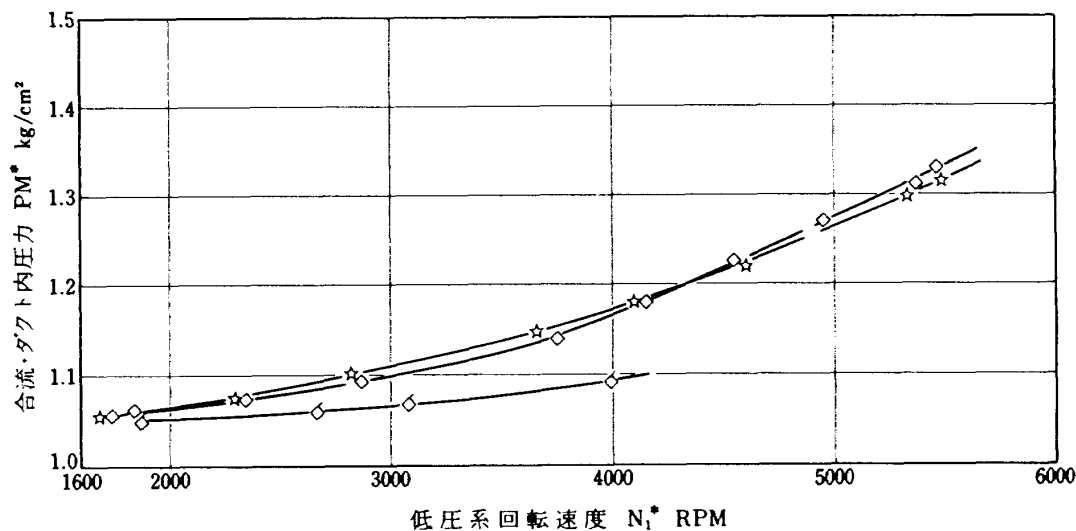


図 13 合流ダクト内圧力

による圧力差は殆んど認められない。

これらの結果は前項のファン作動線及び低圧系と高圧系回転速度の関係を良く説明している。即ち合流型の場合は、ファンの負荷と廻り易さが一義的に定まるものではなく、低圧タービンの背圧と密接な関係にある。

3.5 合流ダクト内圧力の検討

図 13 にケース 3, 4, 5 の場合の合流ダクト内圧力を示した, 図 14 にケース 5 の場合のファン出口圧力, 低圧タービン出口圧力及び合流ダクト内圧力の関係を示した, 図中 P_{81}^{\star} と PM^{\star} の差はダクト内圧力損失及びミキシング損失である。

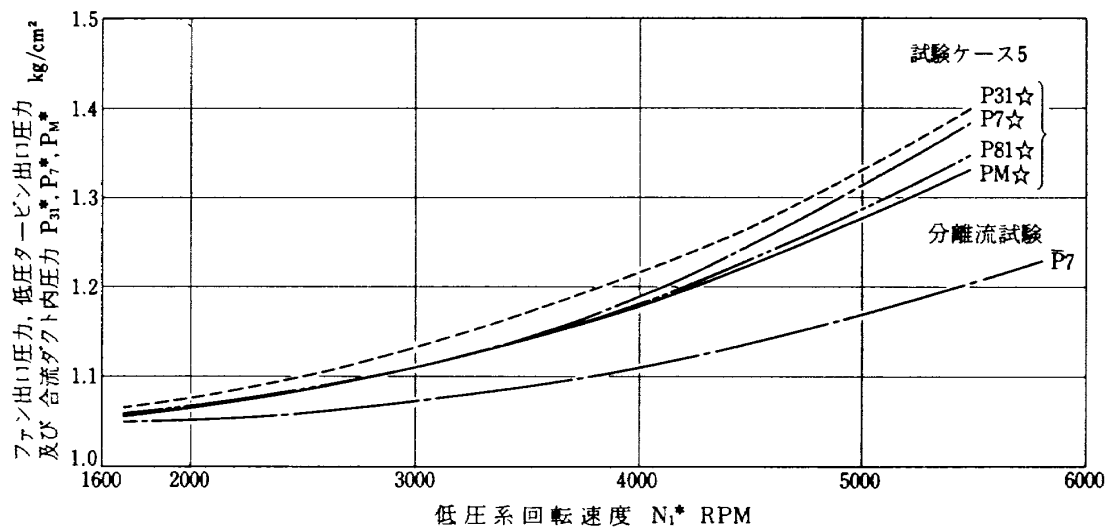
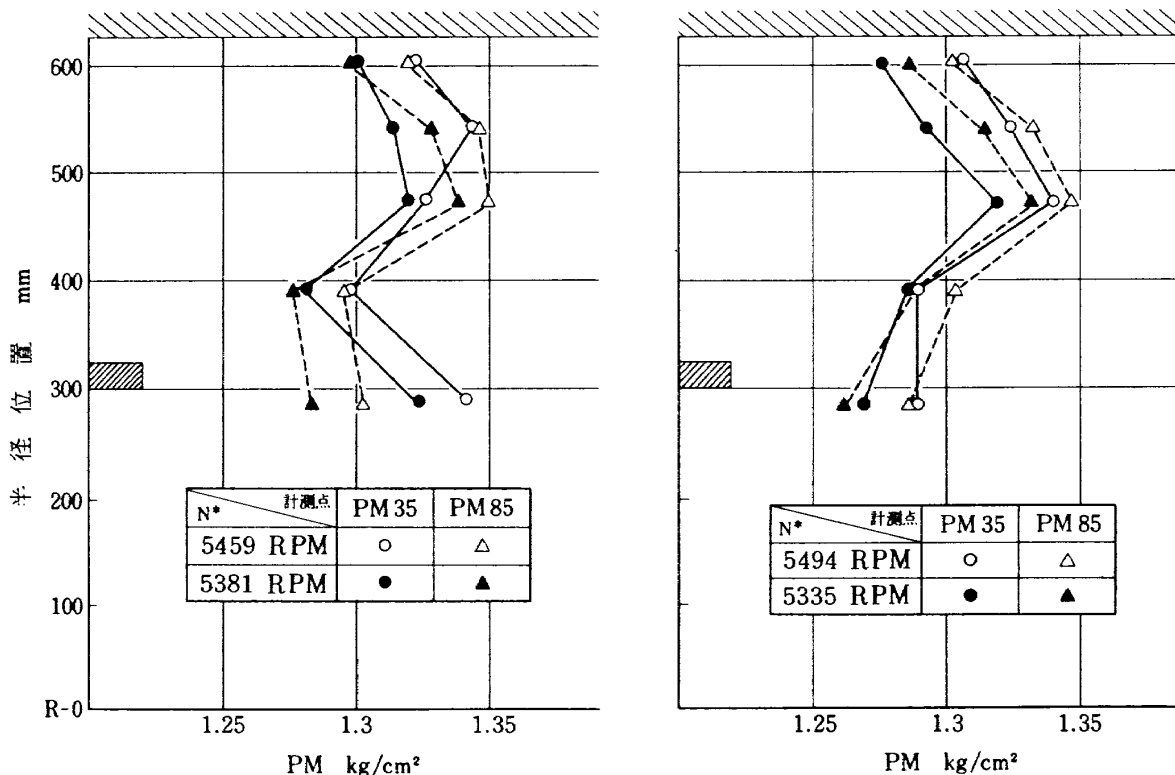


図 14 ファン出口, 低圧タービン出口, 合流ダクト内圧力



合流ダクト内圧力(ケース4)

合流ダクト内圧力(ケース5)

図 15 合流ダクト内全圧分布

図 15 に合流ダクト内の圧力分布を示した。図中 \blacksquare 印はコアノズルの半径位置を示している。同図中の計測点 PM35, PM85 はそれぞれエンジン後視 3 時 30 分, 8 時 30 分の円周位置で計測したことを示している。

ケース 4 とケース 5 の場合の一番大きな違いは合流ノズルとピトー管位置の関係である(図 4 参照)。

ケース 5 の $N_1^* = 5494$ RPM とケース 4 の $N_1^* = 5459$

RPM を比べると, 外周部でケース 4 の方が PM が高くなっていて, 合流ノズルの絞りの影響がピトー管位置に至るまで外周近くの圧力を下げている。また, 最低圧力位置が半径位置 300mm 近傍から 400mm 近傍に移動していることである。これは合流領域が長い場合は 1 度コア流が膨張しバイパス側に広がるため考えられる。このことは図 14 の P_7^* の方が P_{81}^* より高いことから説明出来る。

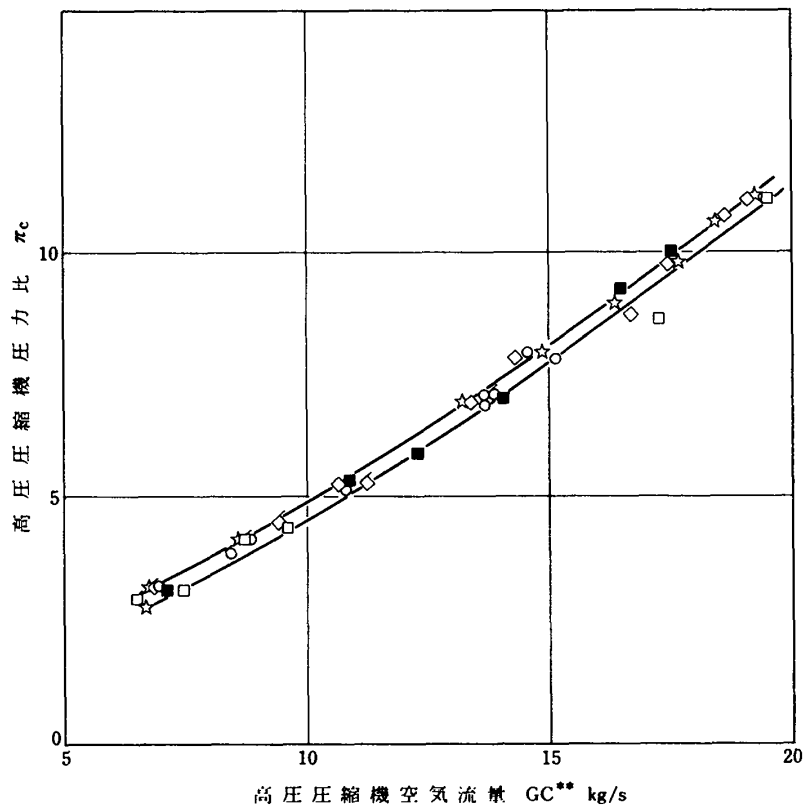


図 16 高圧圧縮機作動線

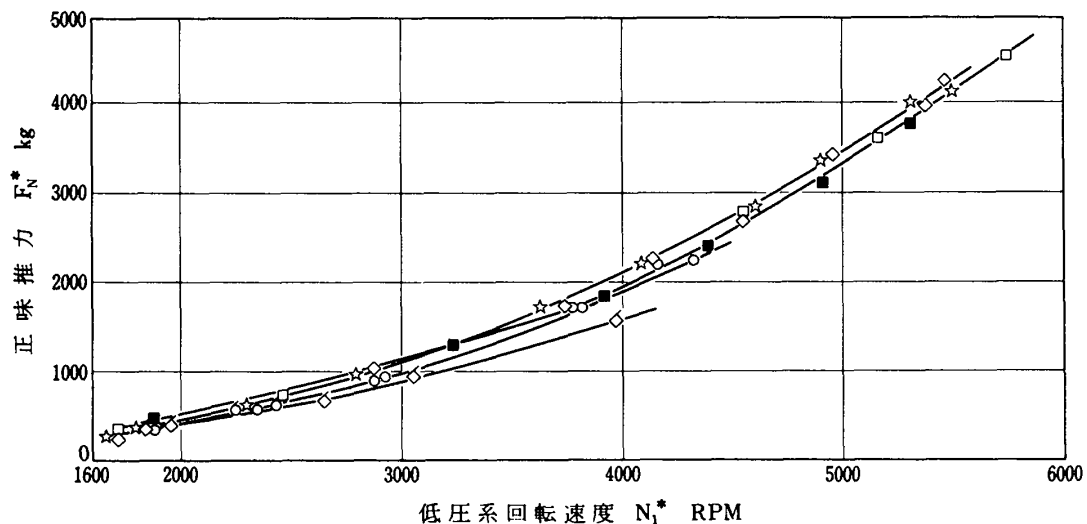


図 17 正味推力

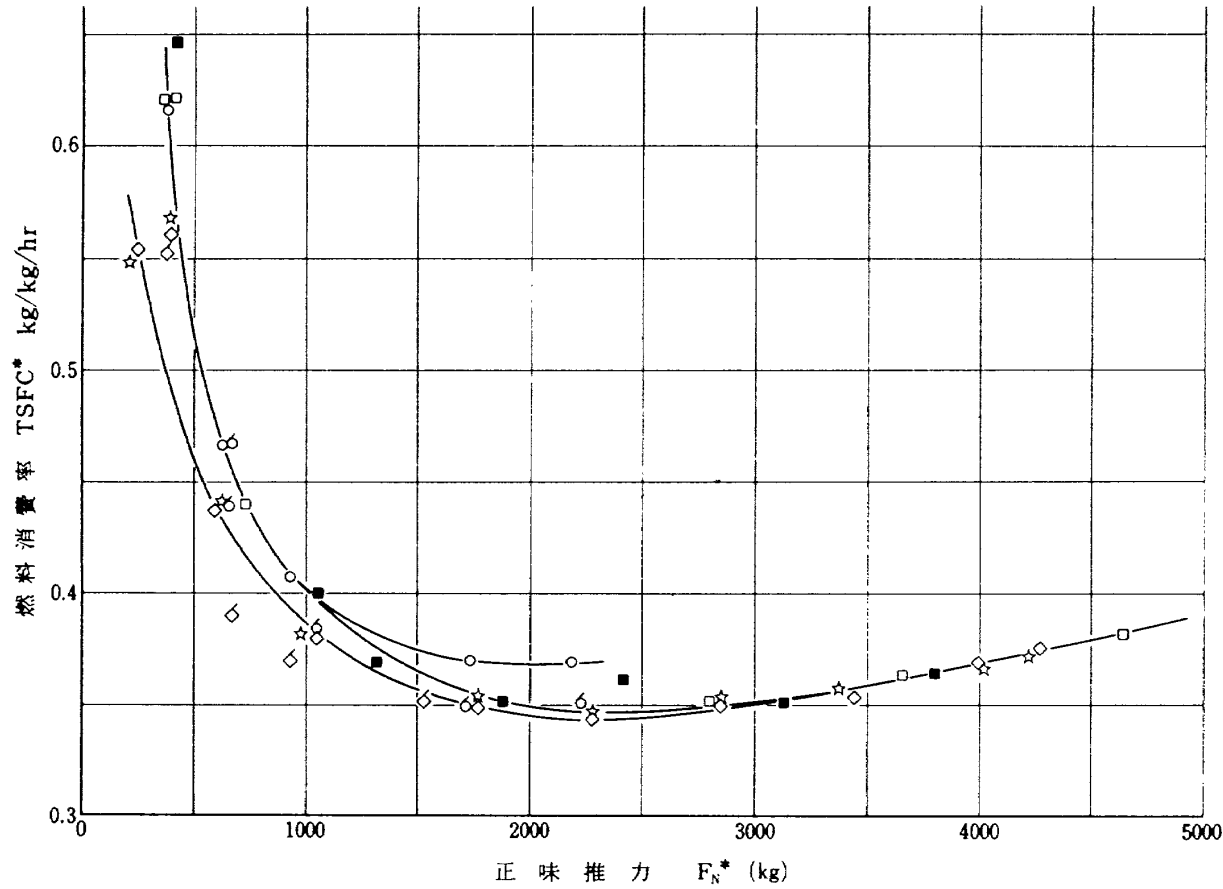


図 18 燃料消費率

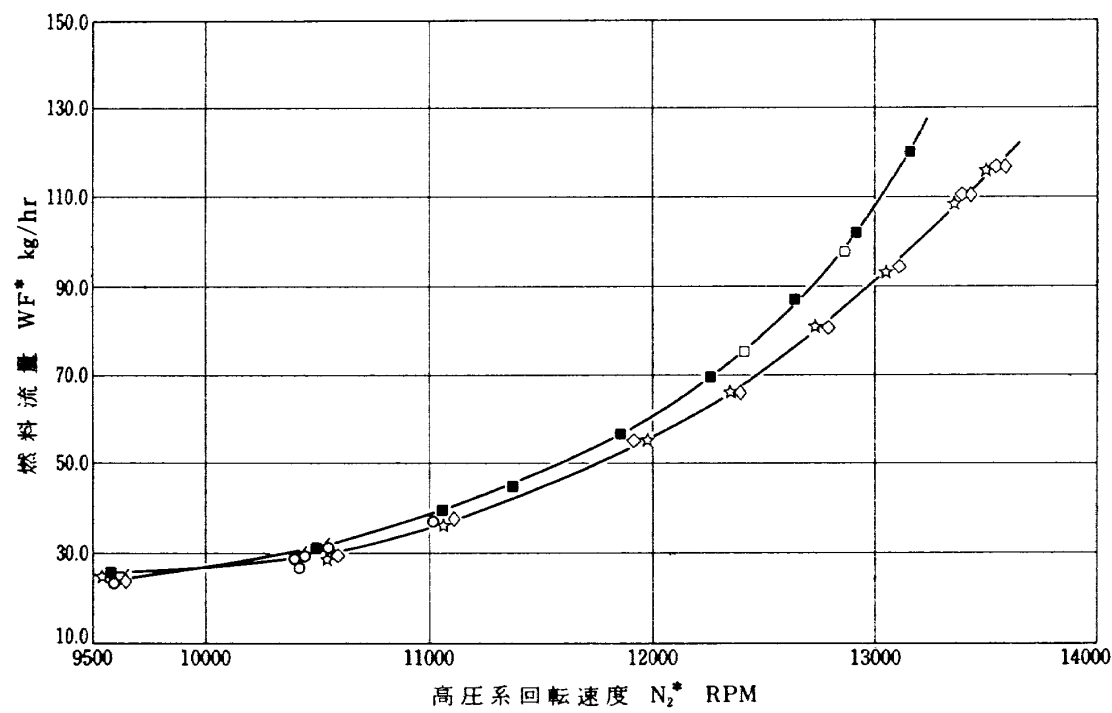


図 19 燃料流量

3.6 エンジン性能の検討

図 16 ～ 図 21 に代表的なエンジン総合性能を示す。

分離流型に比べ合流型の方がやや推力が高く出ると共に燃料消費量が少なく、その結果、燃料消費率が多少改善されているが、これは図 8 のファン作動線にみられる通りファン空気流量が増したためバイパス比の増加に起因するものである。

4. ま と め

以上の結果をまとめると、

- 1) バイパスノズルをコアノズル近傍にもってくると、実際のバイパスノズル面積以上に絞った結果になる。
- 2) 合流領域の長さは L/D で $1/2$ 程度以上あれ

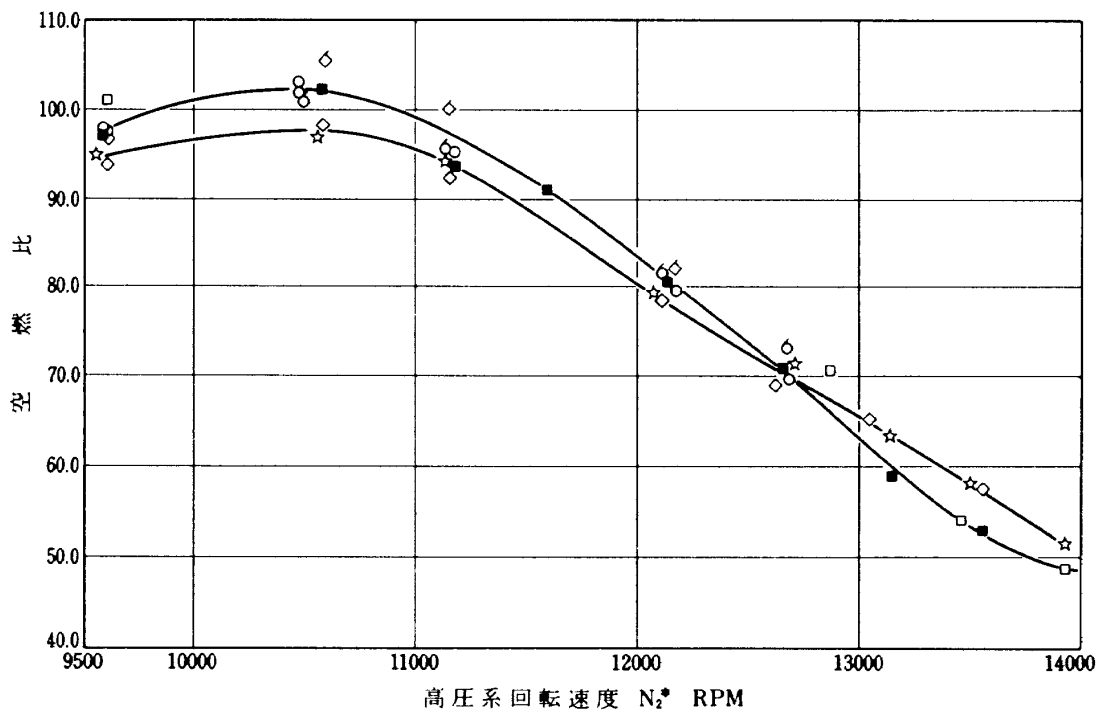


図 20 空気 - 燃料比

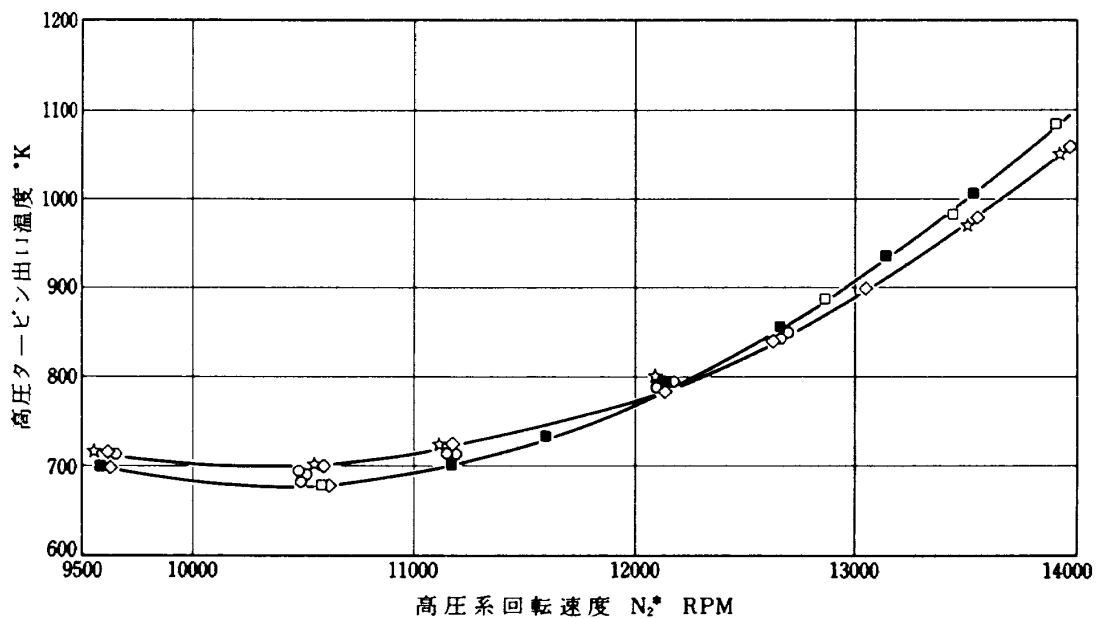


図 21 高圧タービン出口温度

ば結果は変わらない(図3参照)。

3) ファン作動線と低圧系, 高圧系回転速度の関係は一義的には定まらず低圧タービンの背圧が重要な意味を持ってくる。

4) したがって設計に当っては低圧タービンの背圧を充分低くし, かつ, ファン作動線を絞り側にもっていく様考慮する必要がある。

これらの結果, バイパス流とコア流の合流によるエンジン作動の挙動が定性的に明らかになり, コアノズル及び合流ノズルの設計の手掛りを得たので今後設計法を確立し次回以降の試験で実証する予定である。

尚, 本試験に当り, 表紙裏面の協力者以外に, 五光製作所, 東京航空計器KK, 成城エンジニアリングの方々の協力を得た。ここに感謝の意を表する。

文 献

- 1) 原動機部; 航空機用ジェットエンジンの研究開発(第一期成果報告) TR-482.
- 2) 森田; ファンジェットSTOL機の研究(エンジン艤装の研究), 昭和55年度公開研究発表.
- 3) 森田 他; リフトジェットエンジン試験設備(II) TM-113.

航空宇宙技術研究所報告703号

昭和57年2月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
