

ISSN 0452-2982
UDC 621.431.75:
621.45.01:
621.45.02

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-497

FJR710ファンジェットエンジンの横風試験

森田光男・関根静雄・中山普
吉田晃・佐々木誠・遠藤征紀
松田幸雄・藤沢良昭・富家純一郎
鳥崎忠雄・松木正勝

1983年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

FJR710ファンジェットエンジンの横風試験*

森田光男** 関根静雄** 中山 普**
吉田 晃** 佐々木 誠** 遠藤征紀**
松田幸雄** 藤沢良昭** 富家純一郎****
鳥崎忠雄** 松木正勝***

1. まえがき

通商産業省工業技術院の大型工業技術研究開発制度のもとに研究開発が進められている「航空機用ジェットエンジンの研究開発」のうち、耐環境性能向上に関する研究の一環として、エンジンの横風試験を実施した。

飛行中に受ける横風や突風、離着陸態勢時等航空機の姿勢と進行方向によって、エンジンのエアインテークは、しばしば迎角を持った状態で飛行している。この影響によってファン入口流れは、飛行速度（主流速度）、主流に対するインテーク迎角、さらにファン回転状態の影響を受ける。そのため、これらの関係を明確にし、エンジンの横風特性を把握しておく必要があり、昭和54年11月、横風送風装置を完成し、昭和55年3月、送風装置の機能確認及びインテークとエンジンのマッチング等に主眼を置いた予備試験としてFJR710/20-6号機を用いて、主流速度、0、20、40、60m/sec、迎角0°の試験を行った。この結果に基づき、昭和55年10月に、インテーク外板及び支持法を手直しし、同じくFJR710/20-6号機を用いた本格的な横風試験を実施した。また、FJR710/600についても昭和56年11月に、航空宇宙技術研究所が開発を進めている低騒音STOL実験機の実機用インテークを用いた試験を行った。

この報告は、これらの試験結果について述べたものである。

2. 試験装置

試験装置は横風発生のための送風装置、地上高5mでエンジンを運転するための架台台車、エンジン運転架台及び供試エンジンで構成されている。本装置の全体配置図を図1に示す。

本送風装置は、13台の送風機を一つの集合胴に納め1つの送風装置としたもので、図1に示す通りエンジン・エアインテーク前面を中心とした円形軌道上150°の範囲を自走出来る様になっている。風速の設定はノズルを継ぎ足すことによって、10m/sec、20m/sec、40m/sec、60m/secの4段階に変更出来る。13台の送風機のうち一部を適宜停止することによって中間的な風速も設定出来る。風量

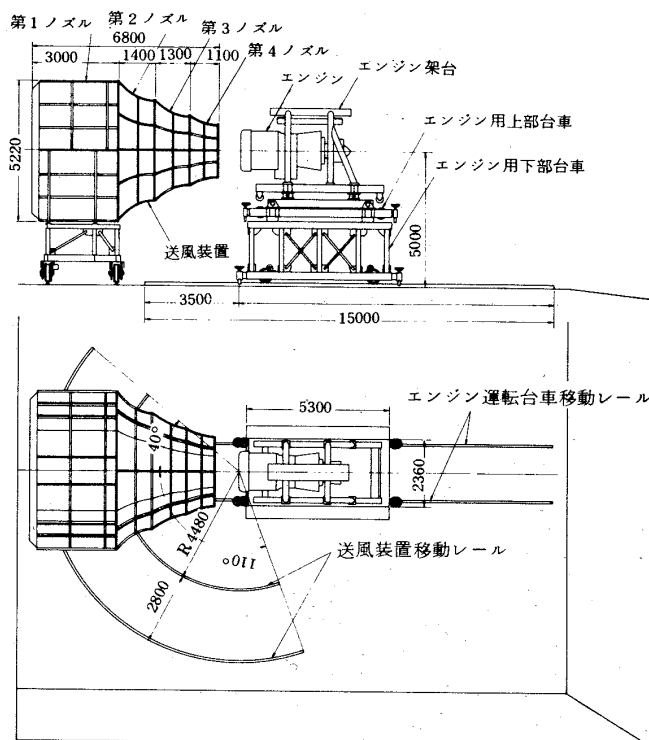


図1 横風送風装置

* 昭和57年11月15日受付

** 原動機部

*** 現科学研究官

**** 川崎重工業株式会社

は風速 60m/sec において FJR710 エンジンのファン空気流量の最大値の 2 割増しの 180m³/sec に設計されている。

本装置の主要要目を表 1 に、実測した本装置の風速分布の代表例を図 2 に示す。尚本装置及び架台台車、架台等の詳細については別報¹⁾にゆずる。

表 1 横風送風装置主要要目

方 式	電動軸流ファン13台順次起動式			
モ ー タ ー	400V-50Hz 直入式 50 KVA 誘動電機 13台			
ノ ズ ル No.	1	2	3	4
風 速 m/s	10	20	40	60
風 量 m ³ /s	236	232	216	180
ノ ズ ル m ² 面 積	23.6	11.6	5.4	3.0
ノズル出口とエンジン入口との間隙 m	4.5	3.1	1.8	0.7
横風 10m/s 相当の迎角 度	90	30	14.5	9.6
消 費 電 力KW	350	370	480	610

3. FJR710/20 による試験

前述の通り、本試験は 2 度にわたって行った。第 1 回目の試験は、予備試験であり迎角 0° の場合についてのみ試験を行い、この結果に基づいて、ファン入口圧力、温度計測のためのピトー管リング及び非接触形光センサーを用いた翼振動計測法を開発し、第 2 回目の本格的な横風試験の運びとなった。試験の状況を示す写真を図 3 に示す。

1) 供試インテーク

本試験に用いたインテークは騒音試験²⁾のために設計製作されたものを改造したもので、飛行マッハ数 0.75 用に設計されている。本インテークの形状及び内外壁面の曲率を図 4 に示す。本インテークのリップからファン入口にかけて円周方向で 4 ケ所合計 83 点の壁圧孔を設けている。

2) 計測及び試験

本試験の計測点を表 2 に、計測位置を図 5 に示す。図に示す通り、ファン入口(ステーション 2)には、図 6 に示すピトー管リングを取り付け、5 点温度計付き 5 点くし型ピトー管を円周方向に 8 本、等間隔で配置し、ディストーション・パターン及び温度分

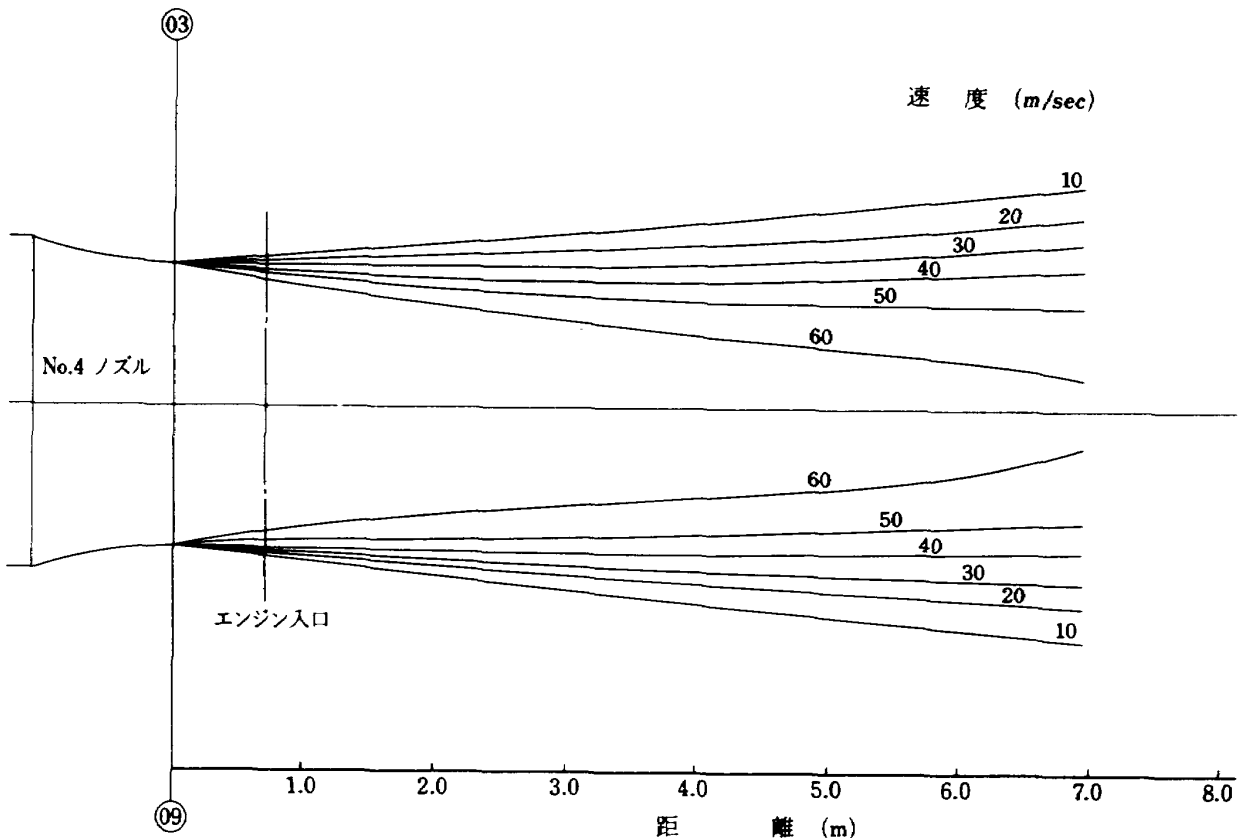


図 2 送風装置風速分布

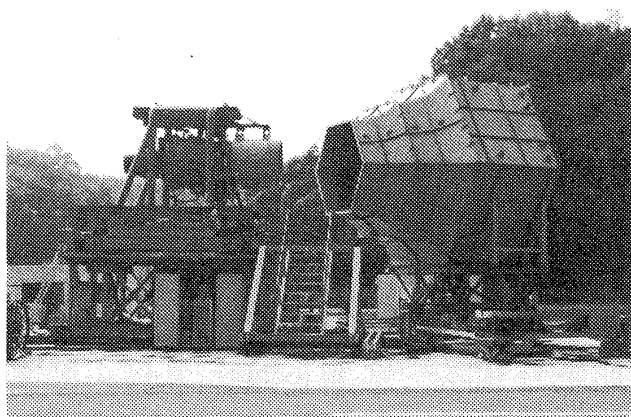


図3 横風試験

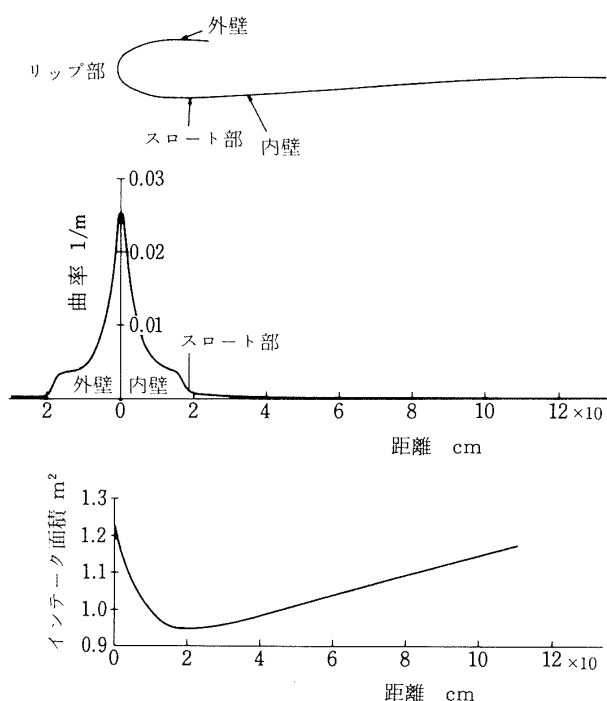


図4 供試インテーク形状及び曲率

布の計測を行った。また前述のインテーク内の壁圧を8点計測し、インテークでの圧力の回復状況を調べた。その他のエンジン全体性能解析に必要なデータの計測は図5、及び表2に示した通りである。

計測には、本試験及び当所が進めているSTOL実験機のエンジン艙装の研究のために製作したエンジンデータ処理システムを用いた。本システムのブロック図及び配置図を図7、図8に示す。本システムはエンジンの圧力、温度等のデータを1ヶ所(第1コンテナ)に集め、電氣量に変換し、データ伝送装置でデジタルに変換したのち、データ伝送して処理している。尚本システムの詳細については別報³⁾

にゆずる。

また、ファン動翼振動の計測及び監視のために、光センサーによる非接触型振動計測装置⁴⁾を開発した。本装置のブロック図及びエンジン取付け図を図9、図10に示す。詳細については別報⁴⁾を参照されたい。

試験は表3に示す通り、風速20m/secでは横風成分17.5m/secまで、風速40及び60m/secでは同20m/secまでの範囲で行った。

3) 試験結果及び検討

図11 a-cにインテーク壁面の圧力分布を示す。この図は横風を受けている側の圧力分布の軸方向分布を横風成分0m/secの場合と横風成分最大の場合について比較したものである。インテークのハイライトと、スロートの中間近傍で圧力は最低となり、局所マッハ数は1を越えている。しかしながら圧力は順調に回復している。図12 a-cは同じく壁圧の周方向分布をインテークスロートとファン入口近傍で示したものであるが、ファン入口近傍ではすでに横風の影響はみられない。図13 a-cにファン入口の全圧・静圧及びマッハ数の分布を示す。ディストーションインデックス〔 $DI=(P_{2max}-P_{2min})/P_{2Ave}$ 〕も2%程度と小さく全く問題はない。

図14にファン入口における全圧及び静圧の半径方向分布を示す。図は横風を受けている側(後視9時位置)と対向する側(後視3時位置)の値を示している。いずれにしても横風によるファン入口圧力の大きな偏りはない。

4) FJR710/20の全体性能評価

すでに述べた通り横風によるファン入口のディストーションは小さく、供試インテークで横風成分20m/secまでの範囲では、エンジン作動に全く異常のないことが確認された。この項では主に迎角のない場合のエンジン全体性能について評価する。

図15にファン回転速度に対する正味推力及び理想推力の関係を主流速度をパラメータにして示す。主流速度によって、いわゆる吸込ドラッグが生じ、主流速度に応じた推力の低下が現われている。この推力の低下には、エンジンの吸込ドラッグ以外にエンジン架台等に当る風によって生じるものも含まれており、風速によって送風範囲が異なるため、この架

表2 計測点一覧表

計測項目	記号	点数	径方向×周方向	Rarge	備考
エンジン入口全温	CIT	2		~30℃	
“ 全圧	PAMB	1		大気圧	
ファン入口全温	T2	40	5×8	~30℃	
“ 全圧	P2	40	5×8	~0.67kg/cm ²	
“ 静圧	PS2	40	5×8	~0.67kg/cm ²	
圧縮機入口全温	T3	6	3×2	~70℃	
“ 全圧	P3	6	3×2	~1.7kg/cm ²	
“ 静圧	PS3	6	3×2	~1.4kg/cm ²	
圧縮機出口全温	T4	6	3×2	~450℃	
“ 全圧	P4	6	3×2	18kg/cm ²	
H.Pタービン出口全温	T6	24	4×6	~950℃	
“ 全圧	P6	4	4×1	~4.5kg/cm ²	
L.Pタービン出口全温	T7	24	4×6	~700℃	
“ 全圧	P7	4	4×1	~1.3kg/cm ²	
ファン静翼出口全圧	P31	15	5×3	~1.6kg/cm ²	
“ 全温	T31	15	5×3	~70℃	
推力	FN	1		~5000kg	
燃料流量	WF	1		2200kg/H	
CDP (P _{4x} gene 入口圧と同じ)	CDP	1		~16kg/cm ²	ブルドン
P _{4x} gene 出口圧力		1		~16kg/cm ²	
低圧系回転数	N1	1		~6300 RPM	
高圧系回転数	N2	1		~14500 RPM	
スロットル角度	TLA	1		~100deg	
V S V 角度	VSV	1		45deg	
燃料ポンプ入口温度		1		~50℃	C-A
“ 圧力		1		~6.7kg/cm ²	ブルドン
燃料ポンプ出口圧力		1		~70kg/cm ²	“
滑油ポンプ入口温度		1		~200℃	C-A
“ 出口圧力		1		~6.7kg/cm ²	ブルドン
オイルレベル		1		~22ℓ	レベルゲージ
スターティングブリードツルブ出口圧力		1		~400mmHg	水銀
ファン部外殻振動(垂直)	FV				
“ (水平)	FH				
圧縮機部外殻振動(垂直)	CFV				
“ (水平)	CFH				
燃焼器部, 外殻振動(垂直)	CRV				
“ (水平)	CRH				
H.Pタービン部外殻振動(垂直)	TV				
“ (水平)	TH				
インタークリップ壁圧	PSIN	83		0~0.67kg/cm ²	
ファン入口壁圧	P2W	8	1×8	“	
ファン1段動翼振動					非接触法
バイパスダクト出口全温	T8	12	4×3	~70℃	
“ 全圧	P8	12	4×3	~1.6kg/cm ²	

〈FJR 710/20 温度圧力計取付位置〉

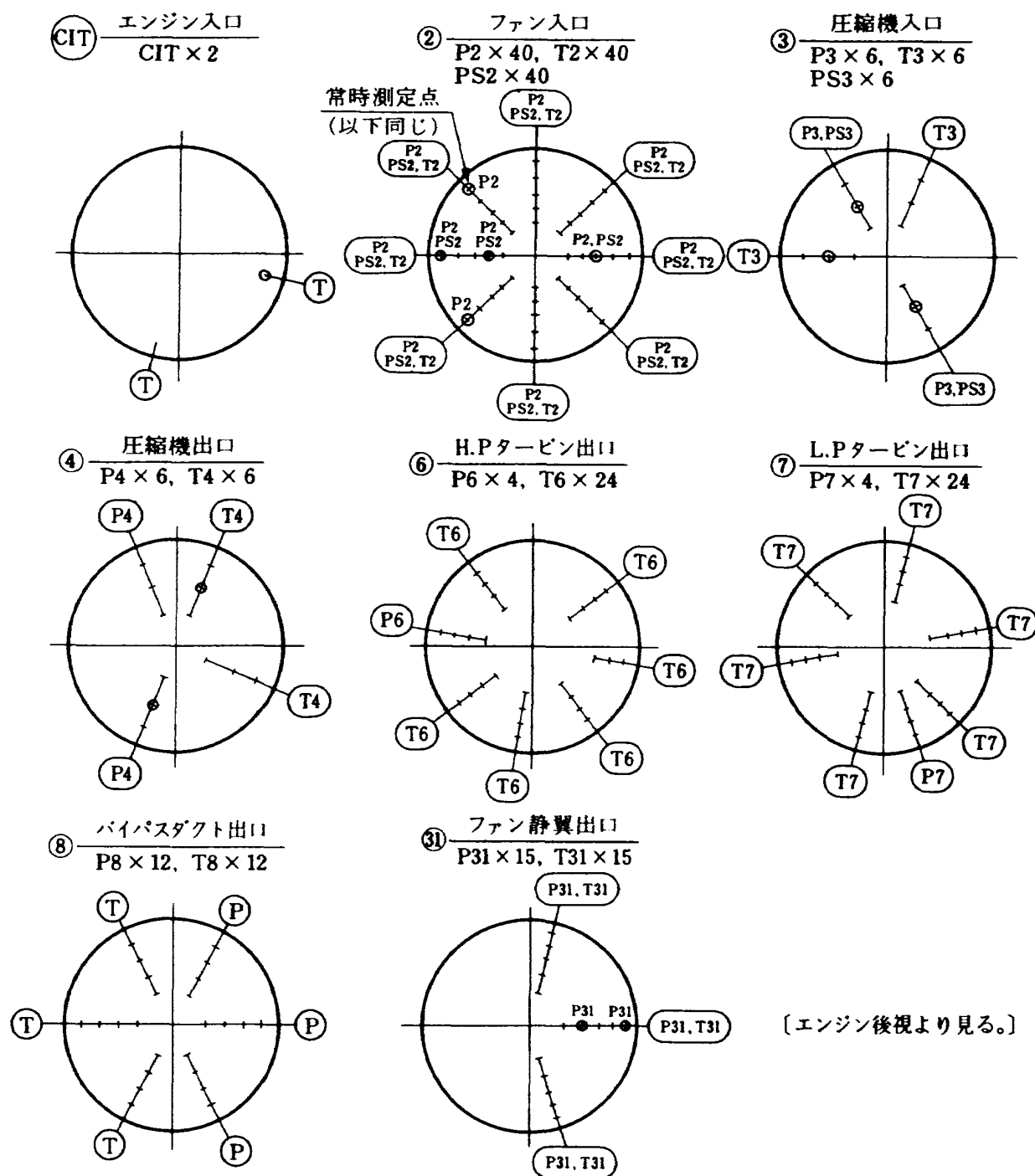
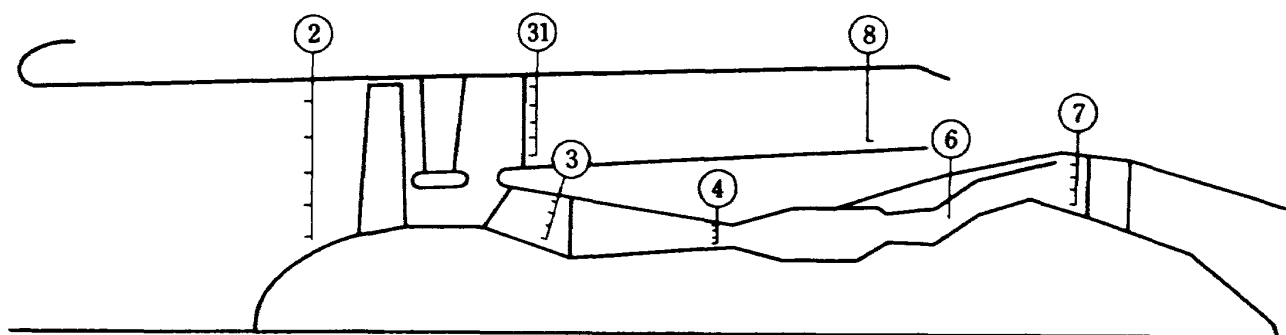


図5 エンジン計測位置

計測点	全圧 5点 × 8	計 40点
	静圧 5点 × 8	40点
	全温 5点 × 8	40点
	壁圧	8点

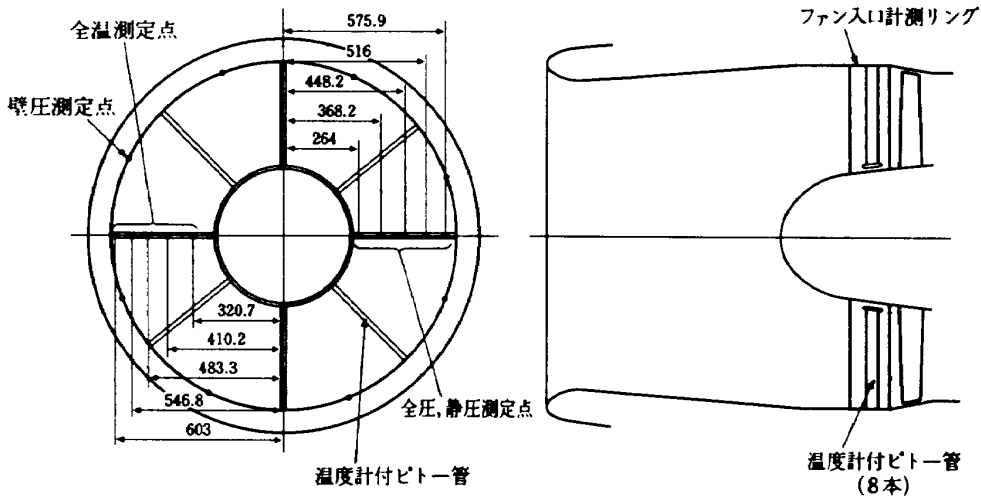


図 6 ファン入口計測リング測定位置

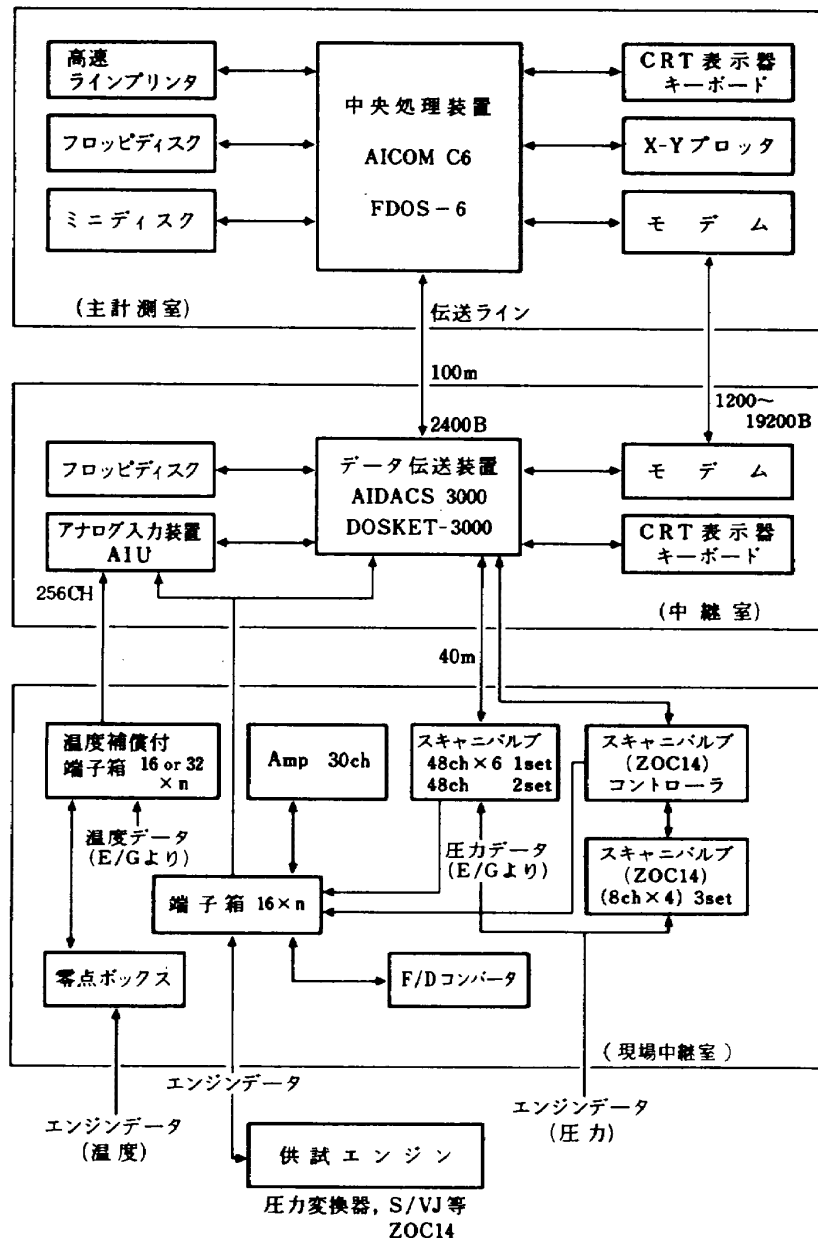


図 7 エンジン計測システムブロック図

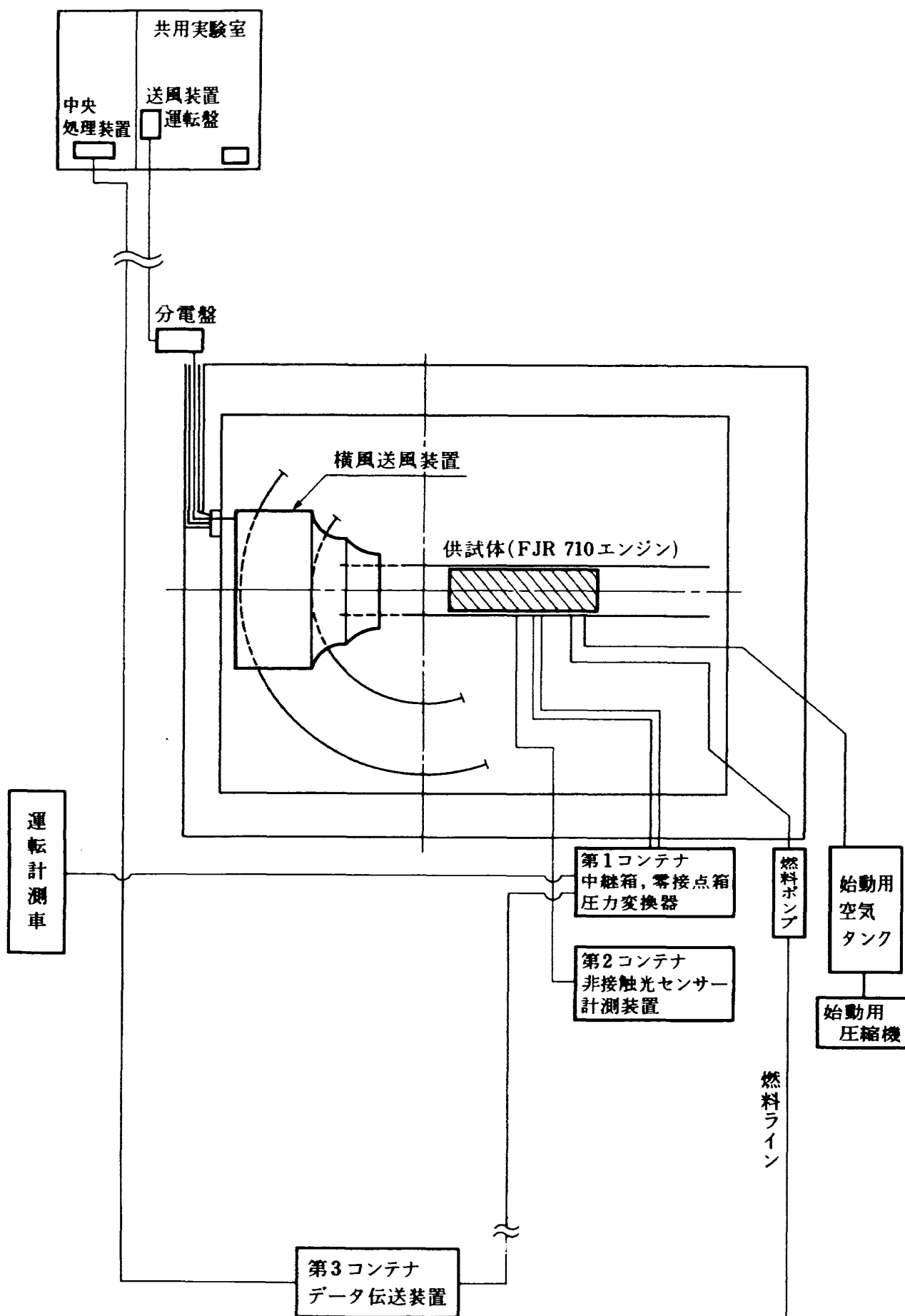


図8 試験, 計測関係配置

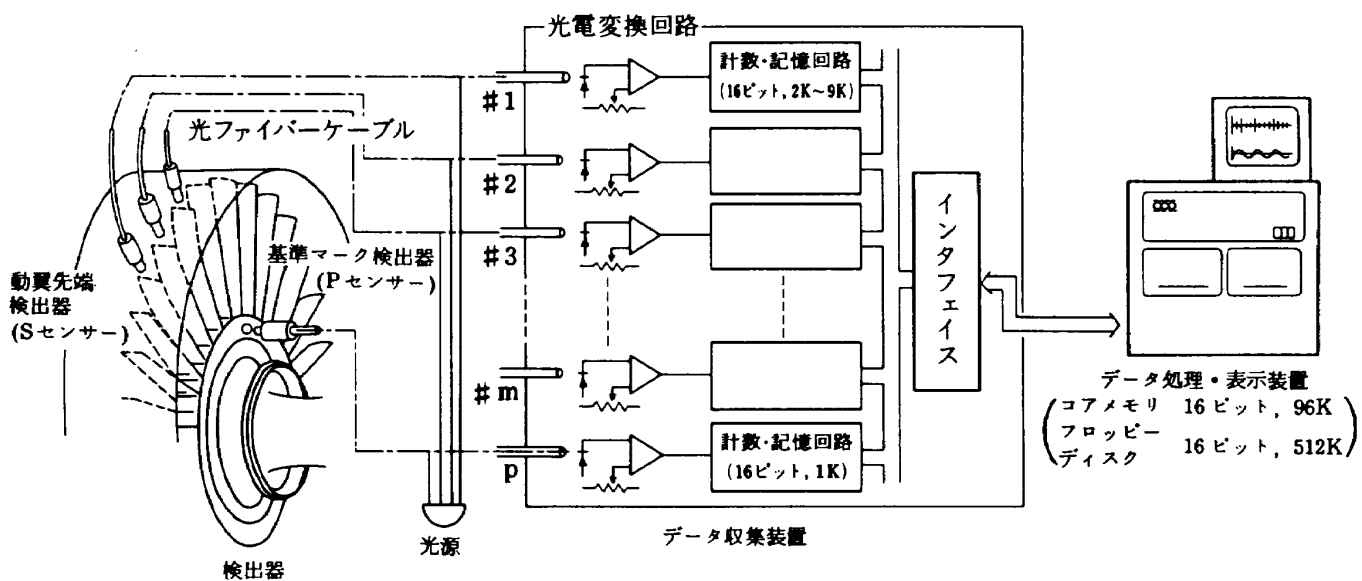


図9 非接触型ファン動翼振動計測装置全体構成

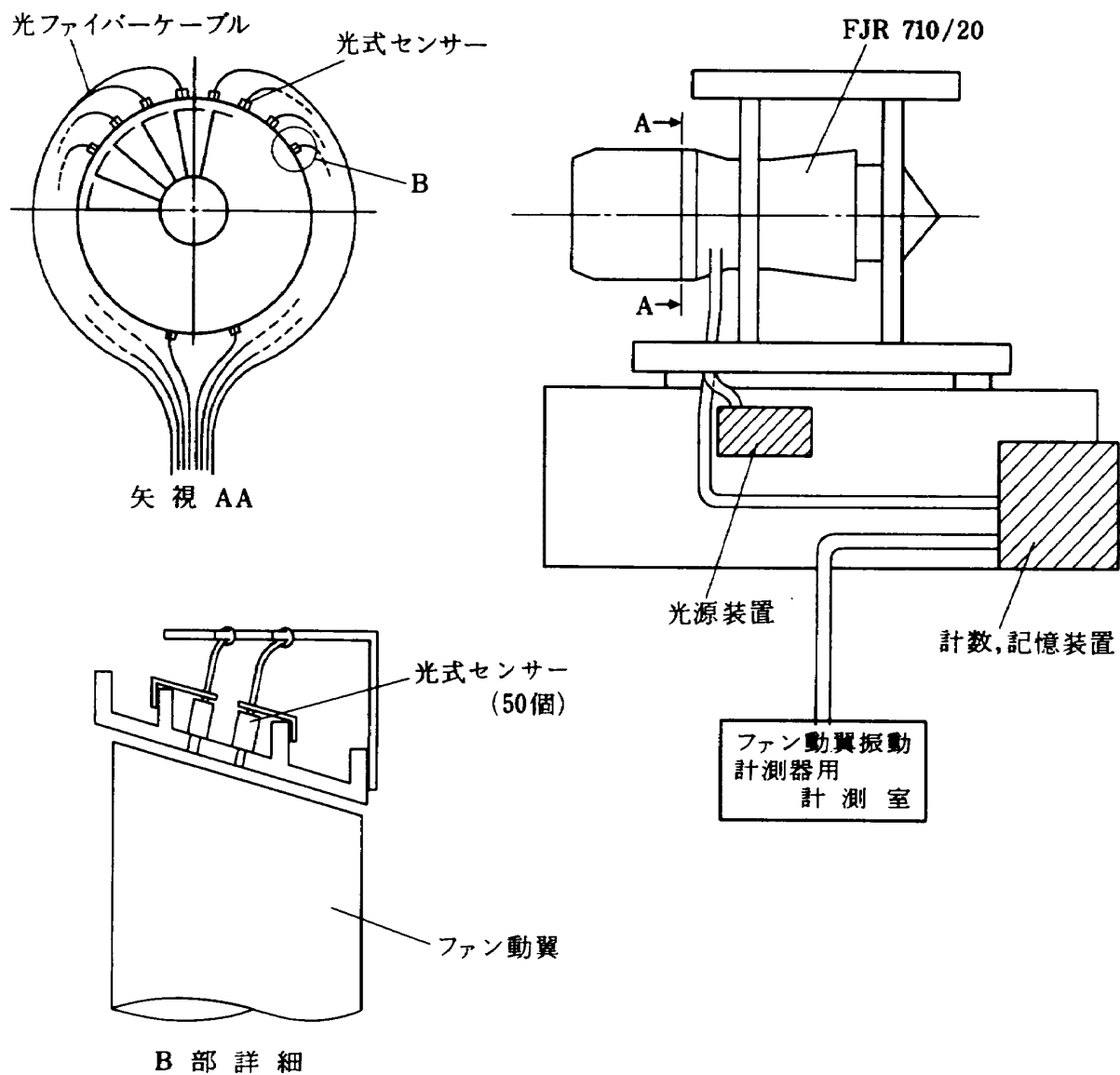


図10 非接触光センサーエンジン取付及び計測器配置

記号	実験番号	風速 m/s	横風角度	ファン回転速度
○	I-1	20	0°	5988 ^o RPM
□	I-7	20	48.5°	5872 ^o RPM

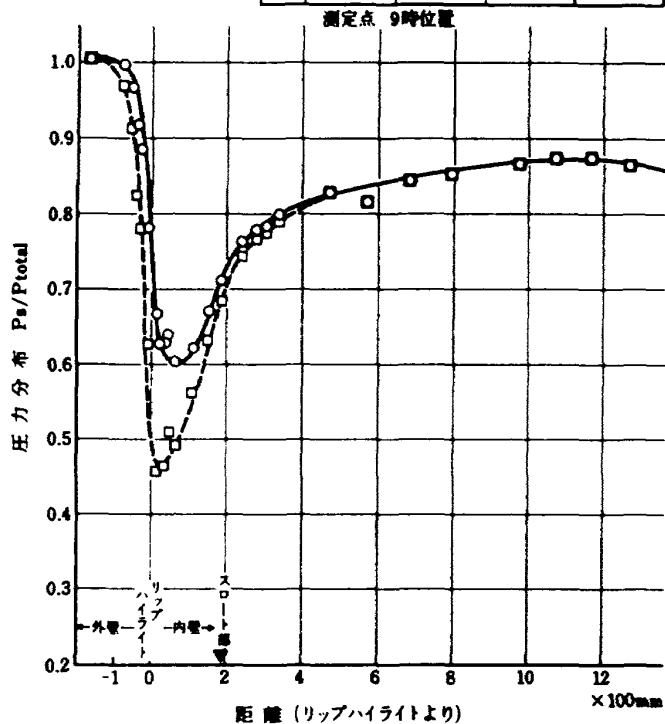


図 11 - a インテーク壁圧分布

記号	実験番号	風速 m/s	横風角度	ファン回転速度
○	III-1	60	0°	5830 ^o RPM
□	III-9	60	19.5°	5860 ^o RPM

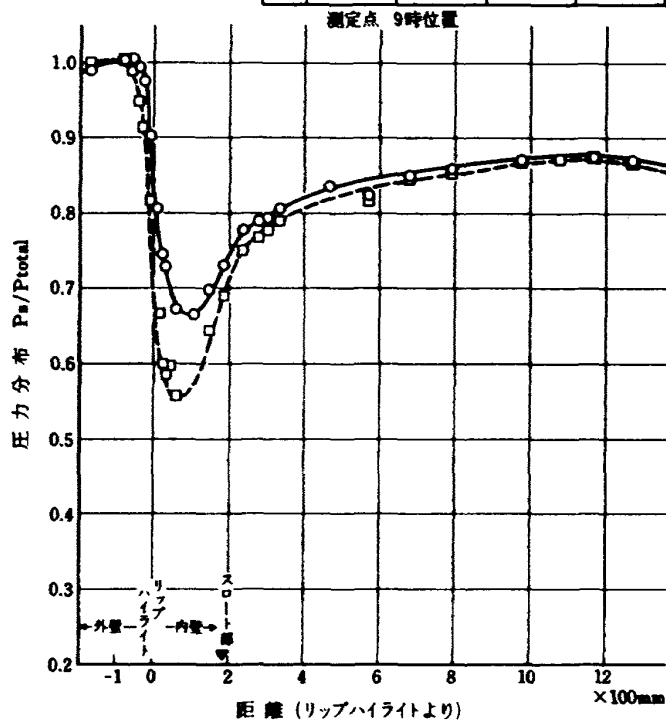


図 11 - c インテーク壁圧分布

記号	実験番号	風速 m/s	横風角度	ファン回転速度
○	II-1	40	0°	5950 ^o RPM
□	II-9	40	30°	5837 ^o RPM

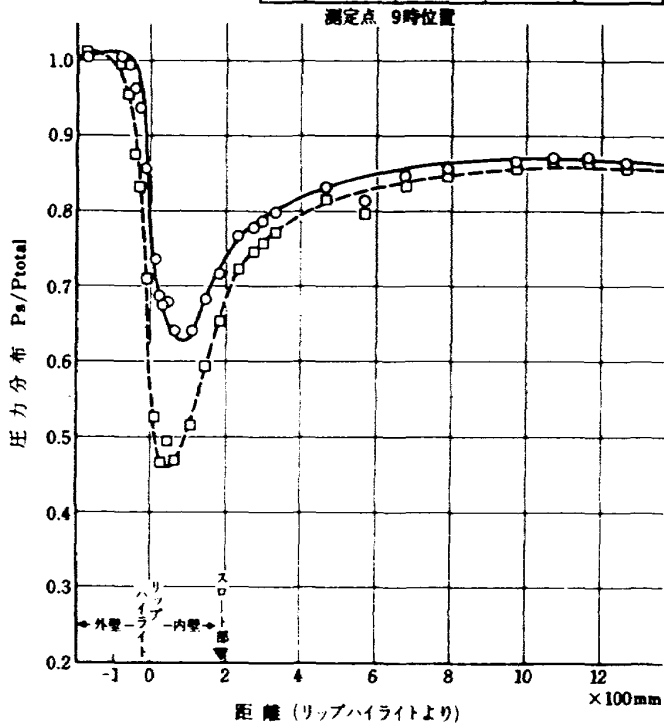


図 11 - b インテーク壁圧分布

記号	風速 m/s	横風角度	横風速度 m/s	ファン回転速度 (RPM)
○	20	0°	0	5989 ^o
□	20	61°	17.5	5851 ^o

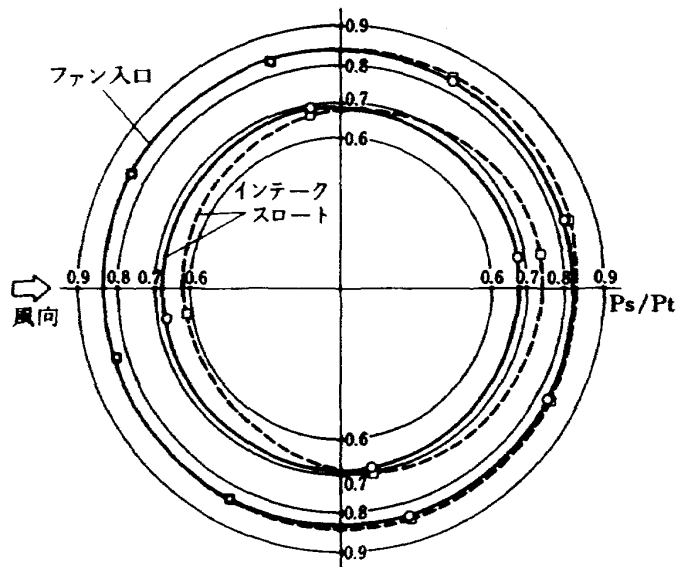


図 12 - a ファン入口, インテークスロット周方向壁圧分布

記号	風速 m/s	横風角度	横風速度 m/s	ファン回転速度 (RPM)
○	40	0°	0	5950*
□	40	30°	20	5837*

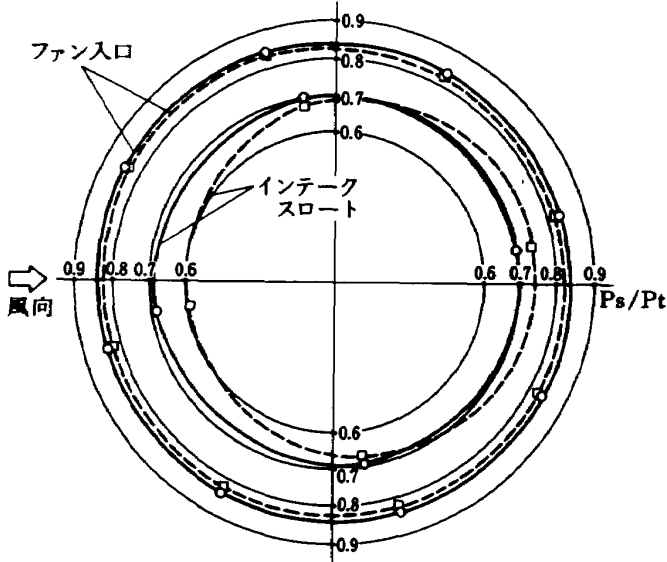
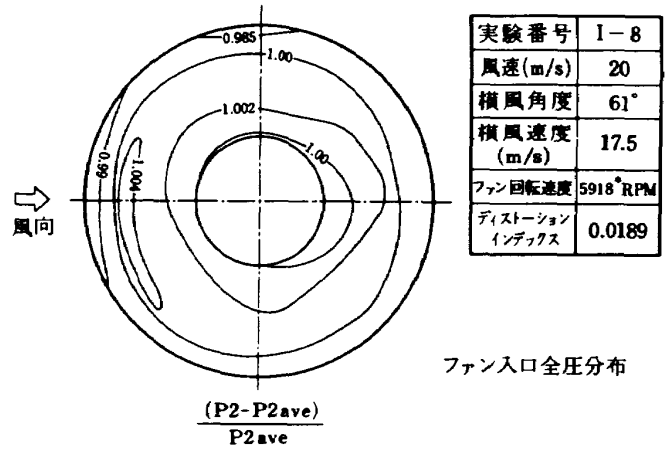
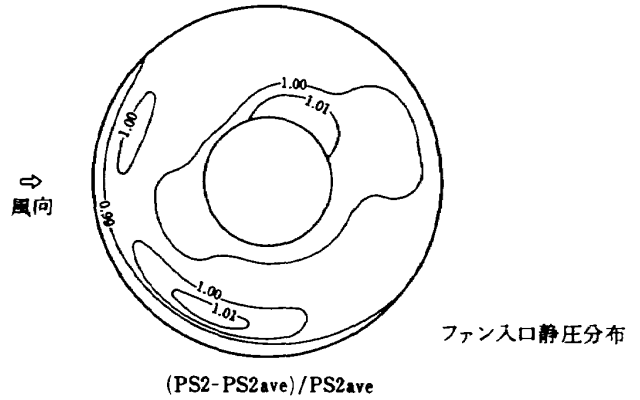


図 12 - b ファン入口, インテークスロート
周方向壁圧分布



ファン入口全圧分布



ファン入口静圧分布

記号	風速 m/s	横風角度	横風速度 m/s	ファン回転速度 (RPM)
○	60	0°	0	5860*
□	60	19.5°	20	5830*

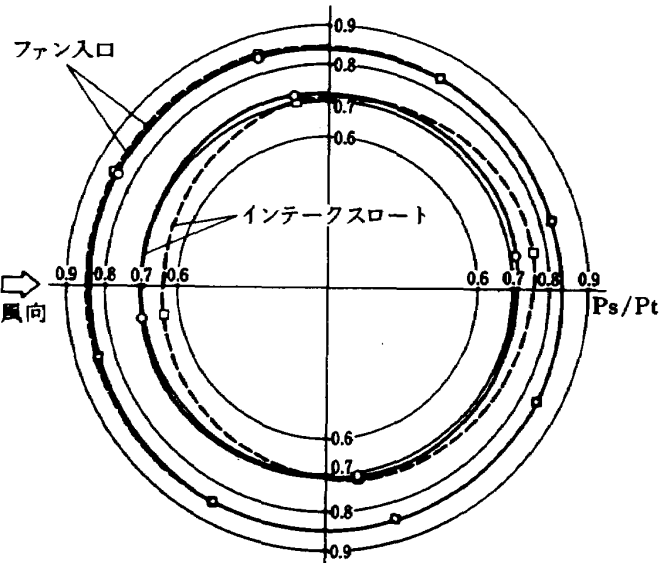
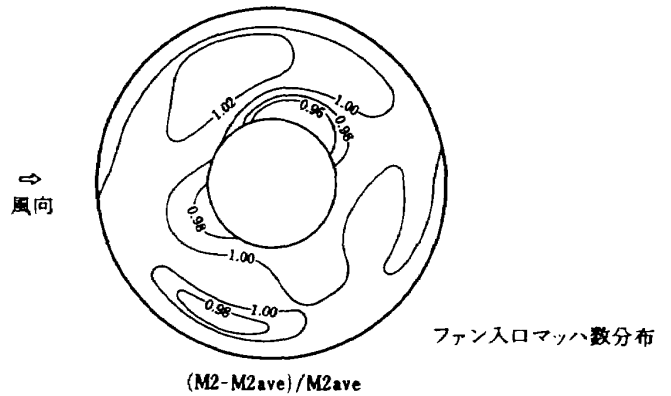
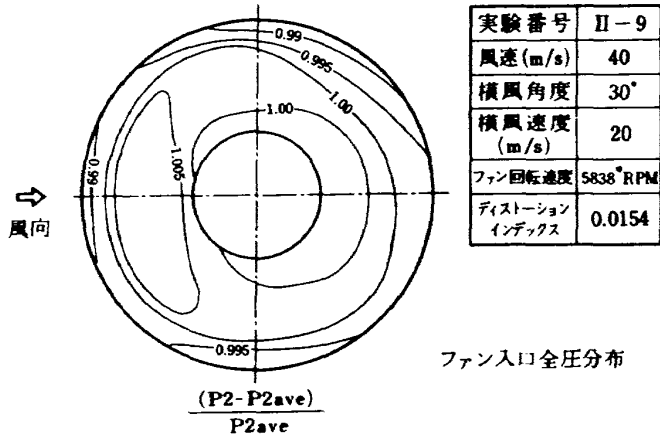


図 12 - c ファン入口, インテークスロート
周方向壁圧分布

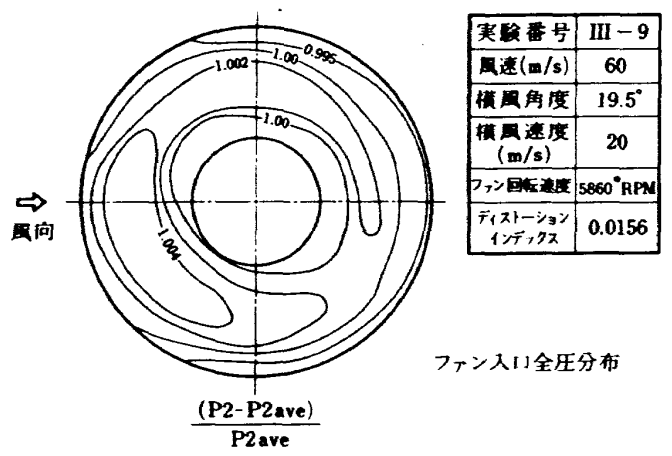


ファン入口マッハ数分布

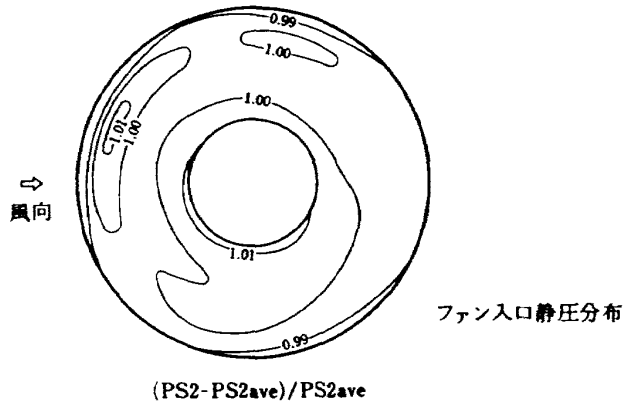
図 13 - a ファン入口全圧, 静圧,
マッハ数分布



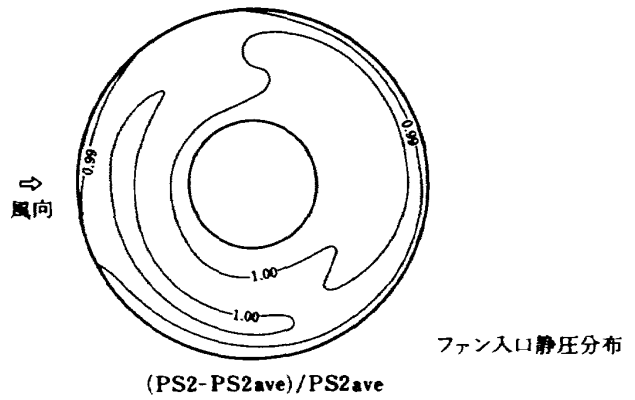
ファン入口全圧分布



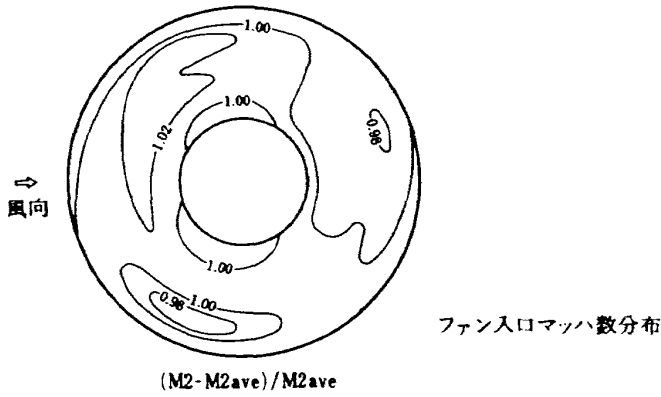
ファン入口全圧分布



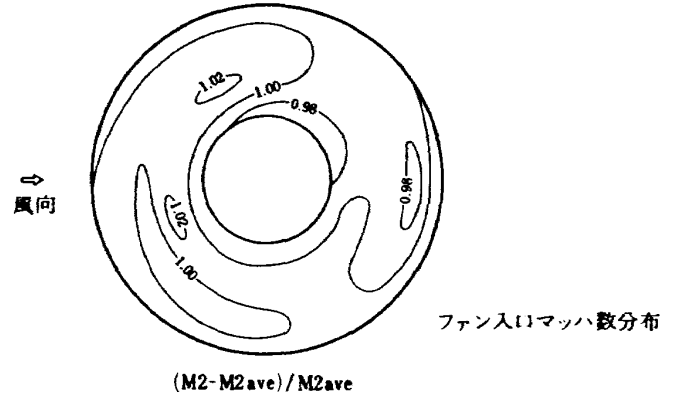
ファン入口静圧分布



ファン入口静圧分布



ファン入口マッハ数分布



ファン入口マッハ数分布

図 13 - b ファン入口全圧, 静圧,
マッハ数分布

図 13 - c ファン入口全圧, 静圧,
マッハ数分布

記号	実験番号	風速 m/s	横風角度	ファン回転速度
○	1-8	20	30°	5918 [*] RPM
△	2-9	40	61°	5838 [*] RPM
□	3-9	60	19.5°	5860 [*] RPM

○△□— 計測位置 9時(横風方向)
●▲■— " 3時

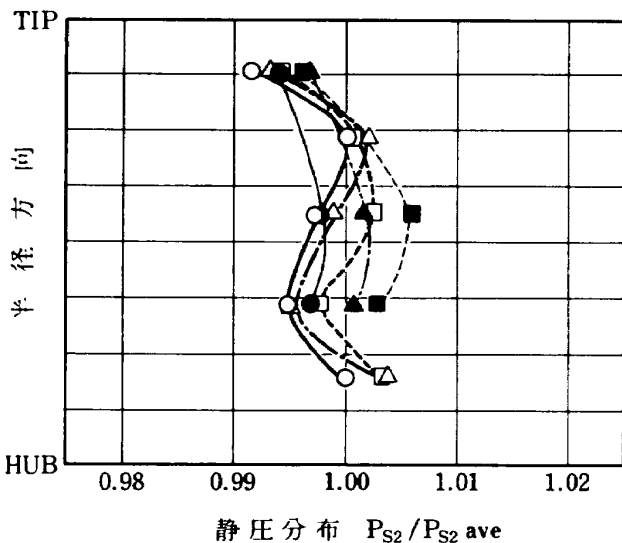
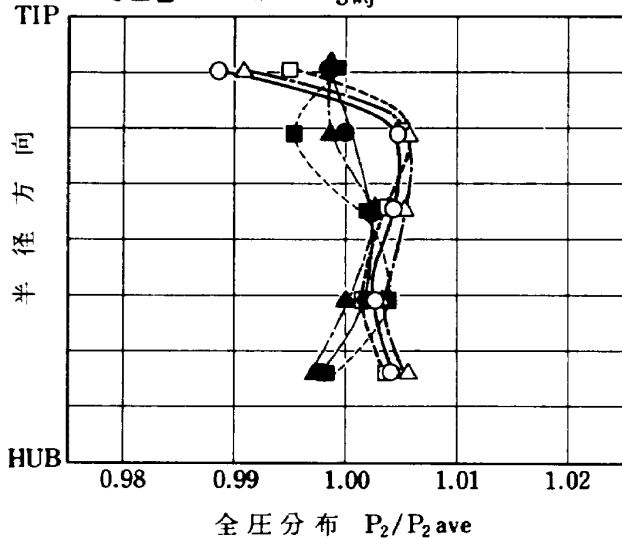


図 14 ファン入口半径方向全圧及び静圧分布

台等で生ずる損失は正確にはつかみにくい。そこで、図 16 に理想正味推力に対する燃料消費率の関係を示す。図 17 にファン回転速度とコア回転速度の関係を示す。主流速度によってファン回転速度は高くなっており、この傾向は回転速度の低い所で顕著に現われている。

要素特性としてファン及び圧縮機の作動線を図 18、図 19 に示す。ファン作動線は主流速度によって開き側に移動している。

これらの結果より、飛行マッハ数 0.75 に設計されたインテークを用いて、横風成分 20m/sec まで十分な耐横風性能を有していることが判明した。尚、翼振動については別報⁴⁾を参照されたい。

4. FJR710/600 による試験

本試験は、航空宇宙技術研究所において開発が進められている低騒音 STOL 実験機の実機用インテークを用いて行った。このインテークは、STOL 機で特に問題となる横風中の低速離着陸性能を確保するため、インテークリップ部曲率半径を大きくし、かつインテークの軸長と内径の比を大きく(約 1)に選んであり、横風に強い設計になっている。本インテークの断面形状を図 20 に示す。図に示す通り、本インテーク内には、ファン直前の圧力分布計測用の 40 点の全圧管及び温度計が配置されている。

1) 計測及び試験

本試験は、実機用インテークを取付ける都合上、図 21 に示す様にエンジンを STOL 実験機と同一構造の USB (Upper Surface Blowing) ナセルに搭載し、主翼模型に取り付けて行った。本試験状況の写真を図 22 に示す。

計測に関しては、FJR710/20 を用いた試験と殆んど同じであるが、ただエンジンナセルに騒音計を装着する都合上、ファン入口・出口、圧縮機入口等比較的圧力の低い箇所の圧力計測には飛行試験用のモーター駆動のスキヤニバルブを採用した。

この計測設備は STOL 実験機の #2 エンジンと全く同一にしてある。

表 3 にエンジンに関する計測点一覧表を、図 23 に計測位置を示す。

試験は FJR710/20 と同様、表の通り風速 20m/sec では横風成分 17.5m/sec まで、風速 40、60m/sec では同 20m/sec までの試験を行った。

2) 試験結果及び検討

代表的なファン入口圧力分布の測定例を図 24 に示す。この図は最もインテークのアタック角が大きい時のものであるが図に示す通り、ファン入口のディストーションは非常に小さく、前項のインテークに比べ本インテークの横風特性がさらに優れていることが確認された。

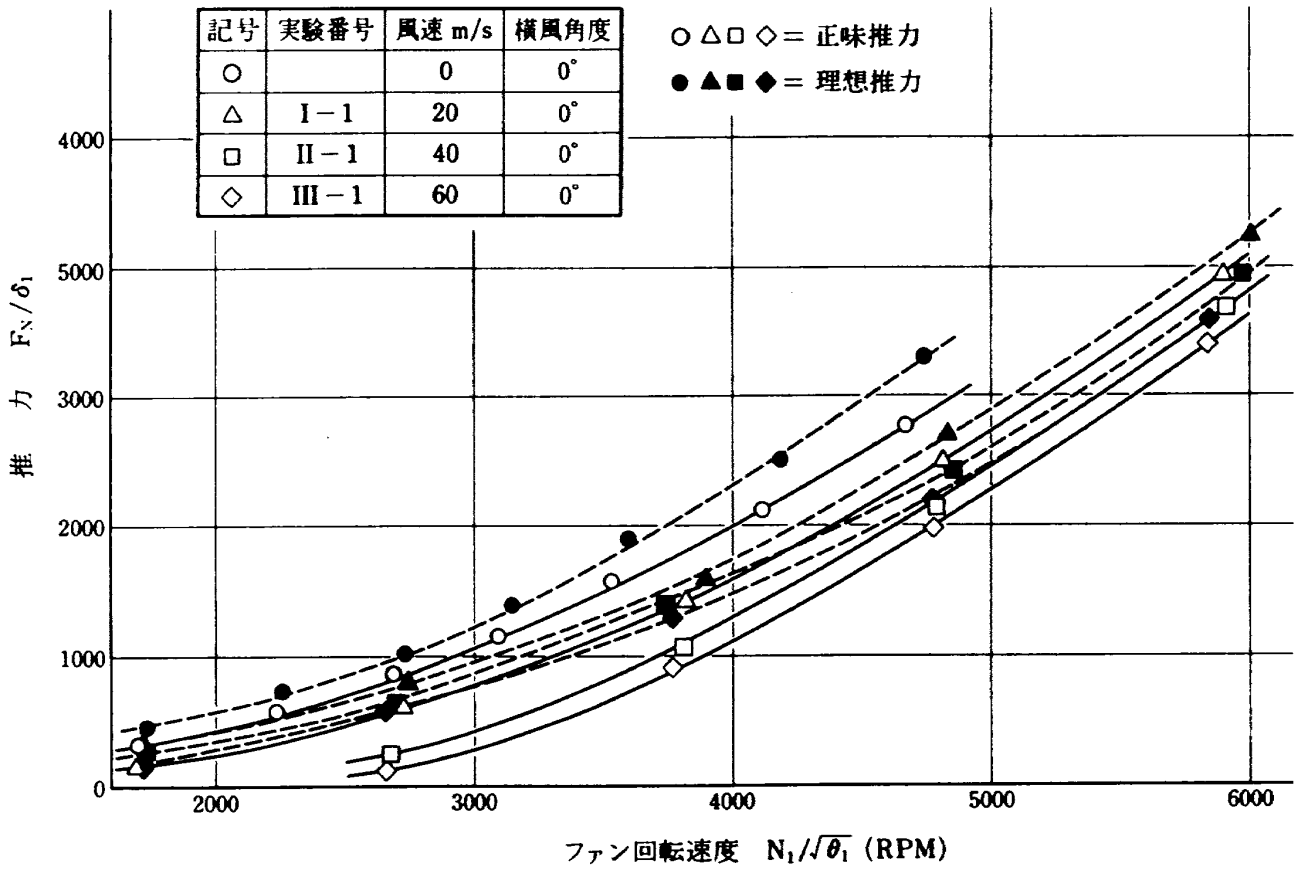


図 15 推力

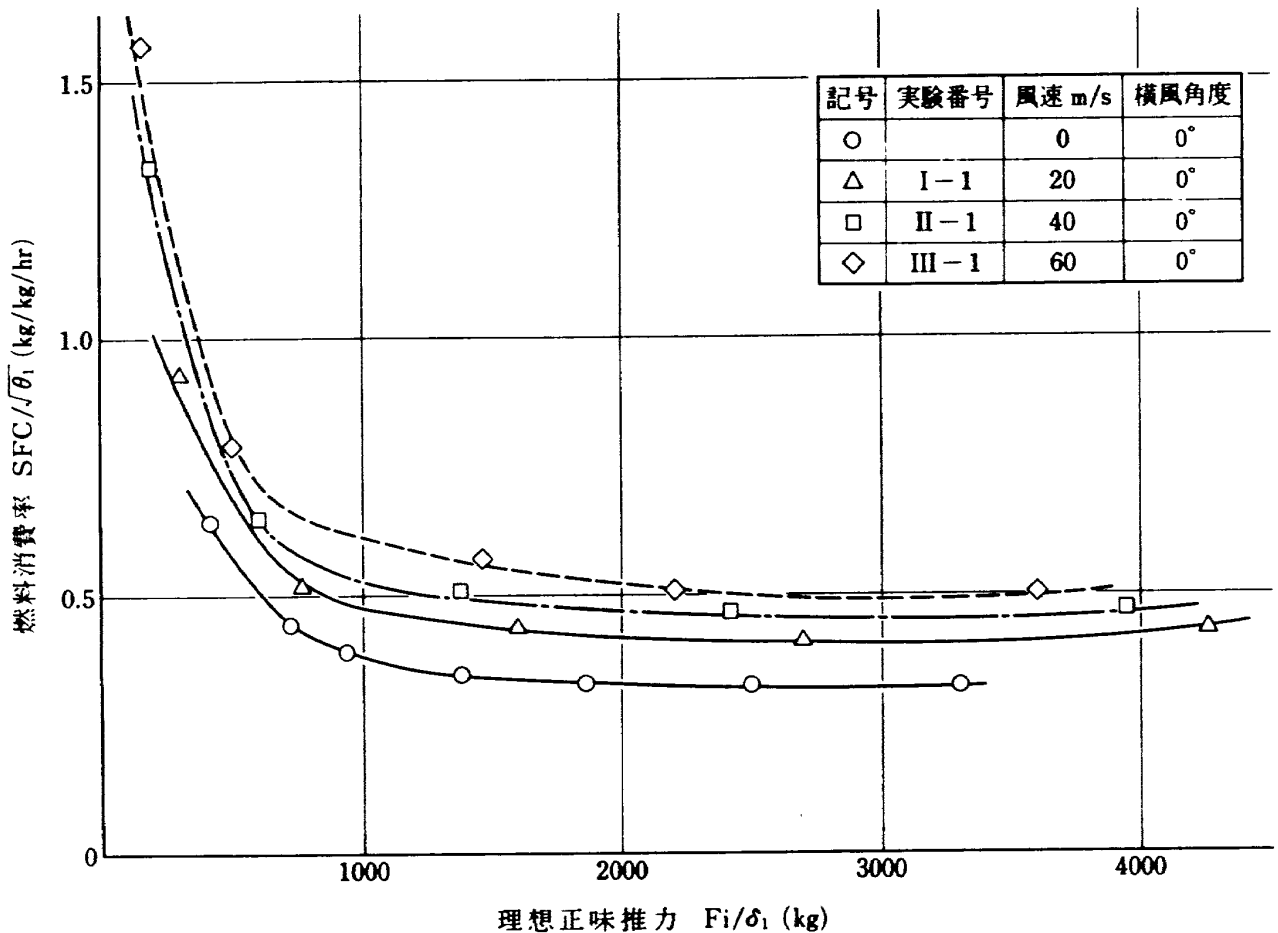


図 16 燃料消費率

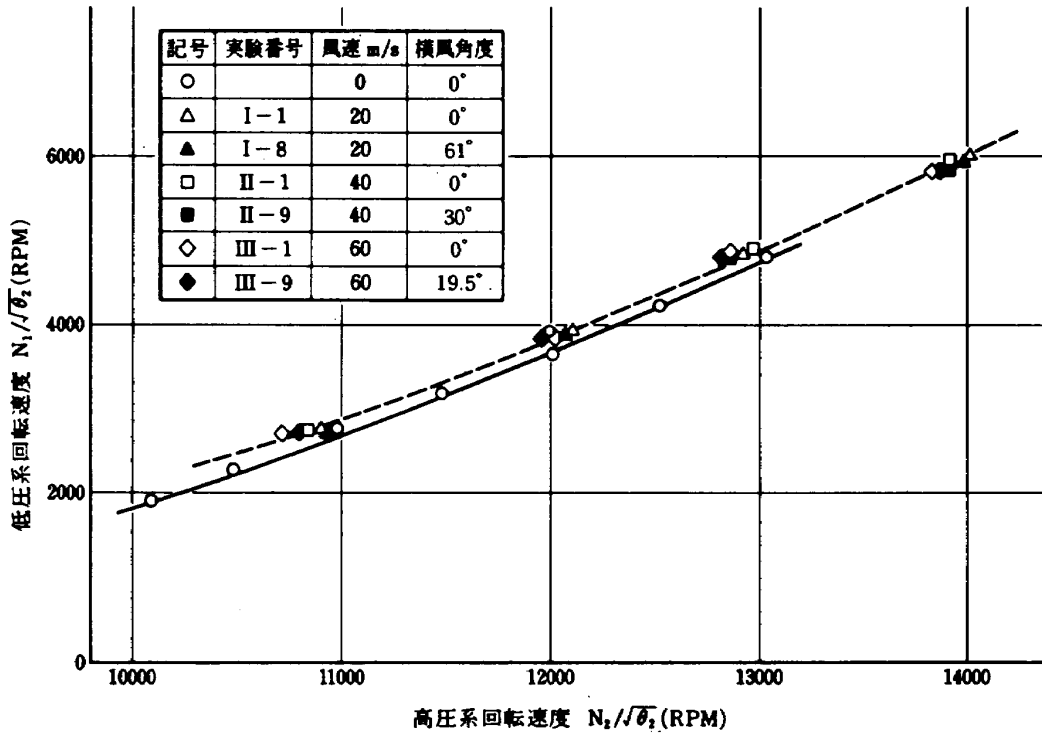


図 17 低圧系 - 高圧系回転速度マッチング

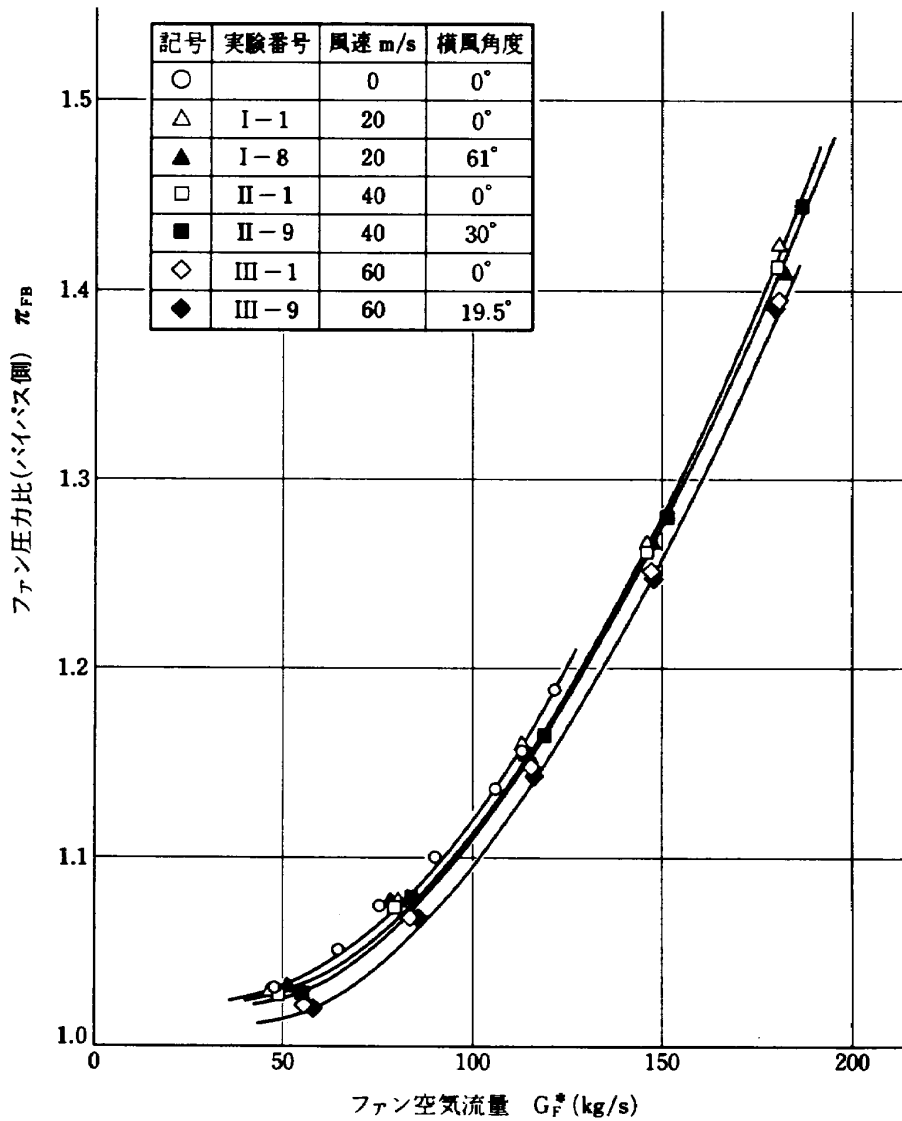


図 18 ファン作動線

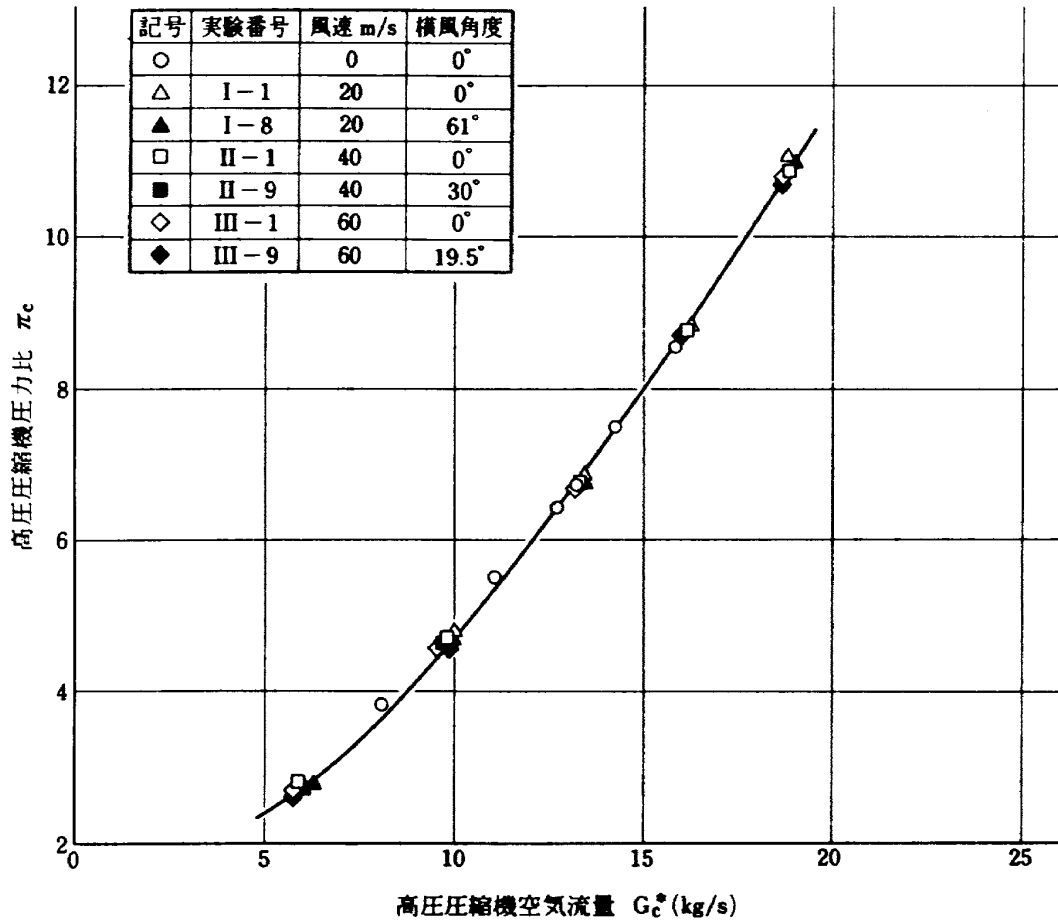


図 19 高圧圧縮機作動線

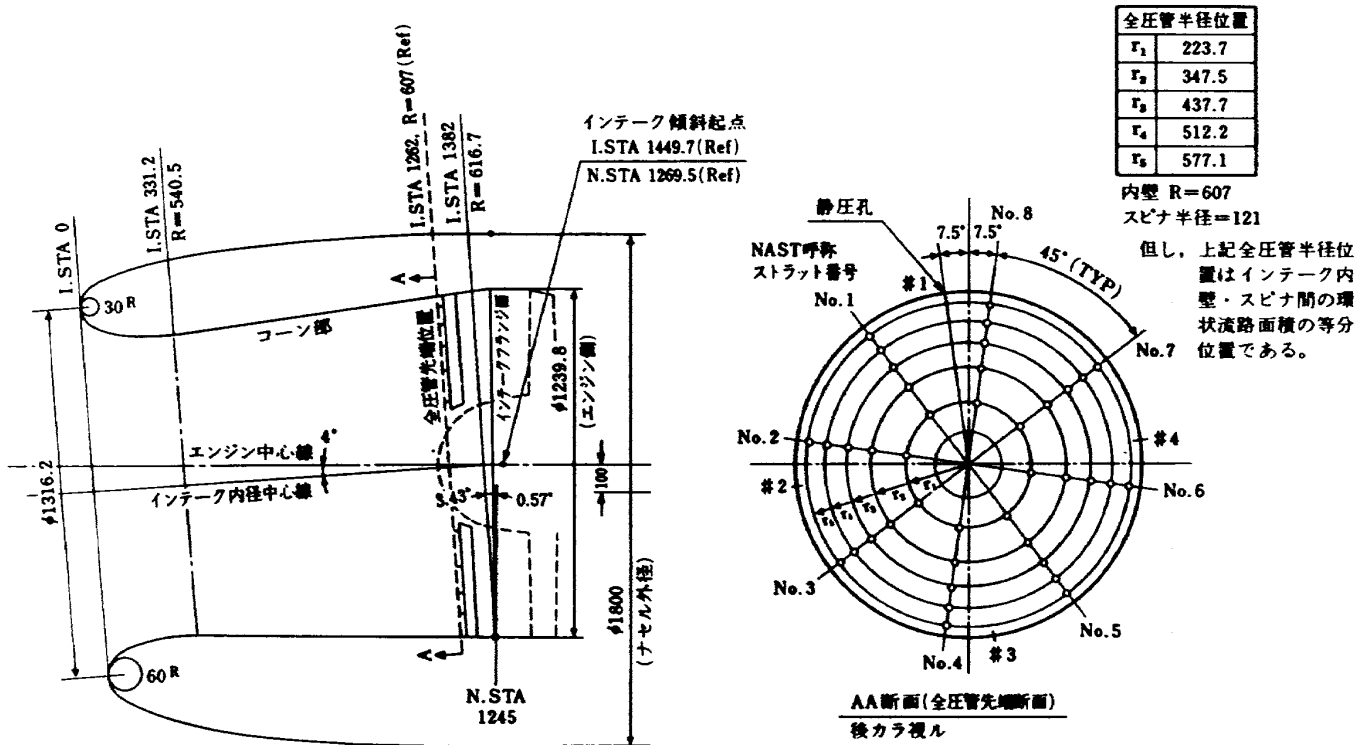


図 20 実機用インテーク形状

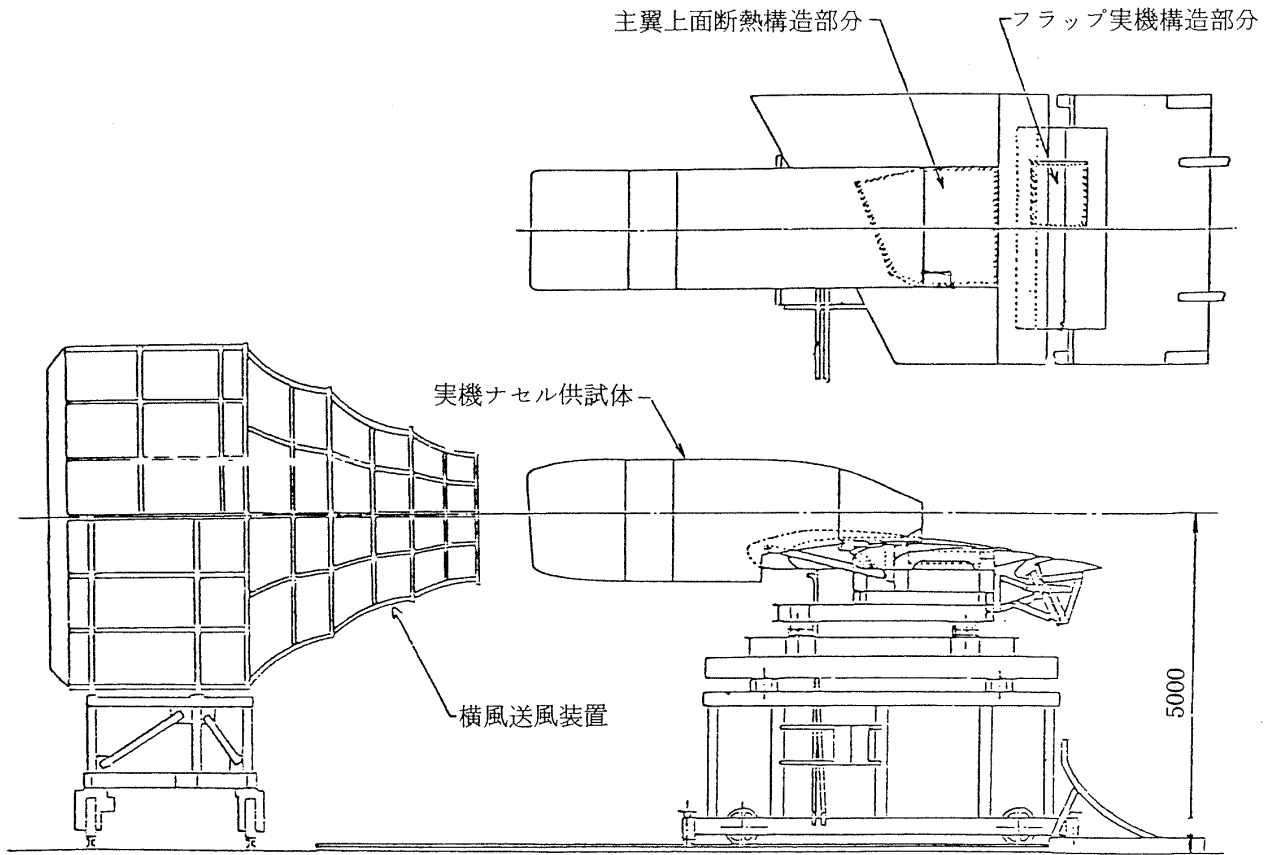


図 21 供試体及び試験装置

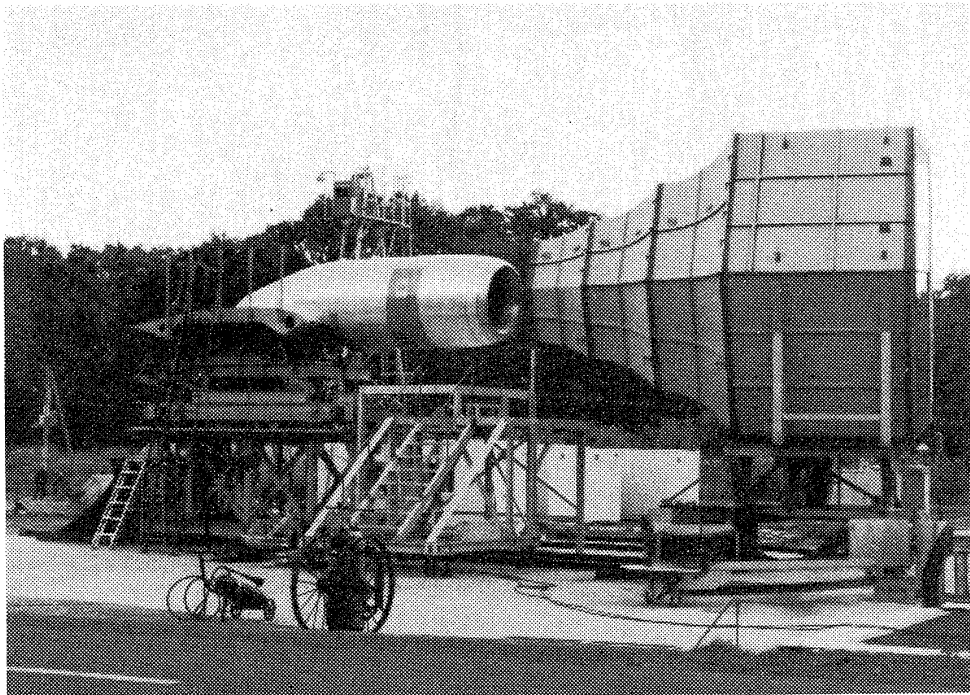


図 22 試験状況 (FJ R710/600)

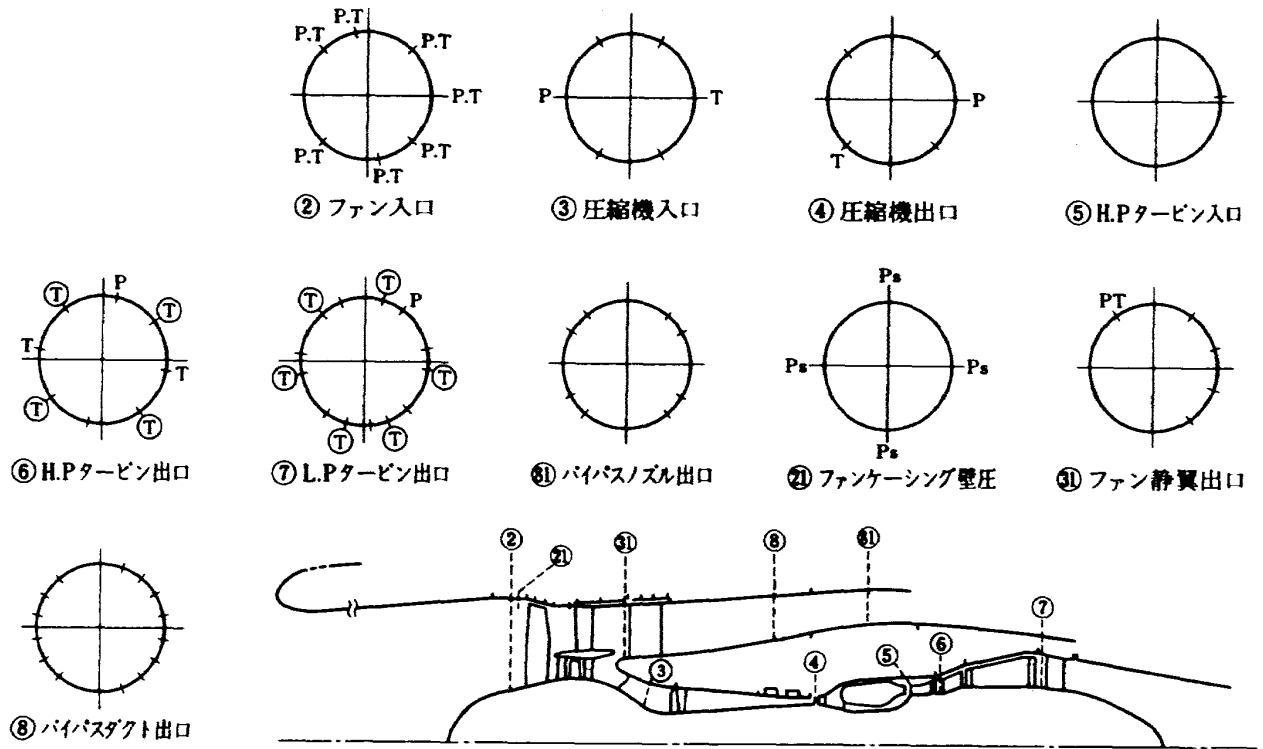
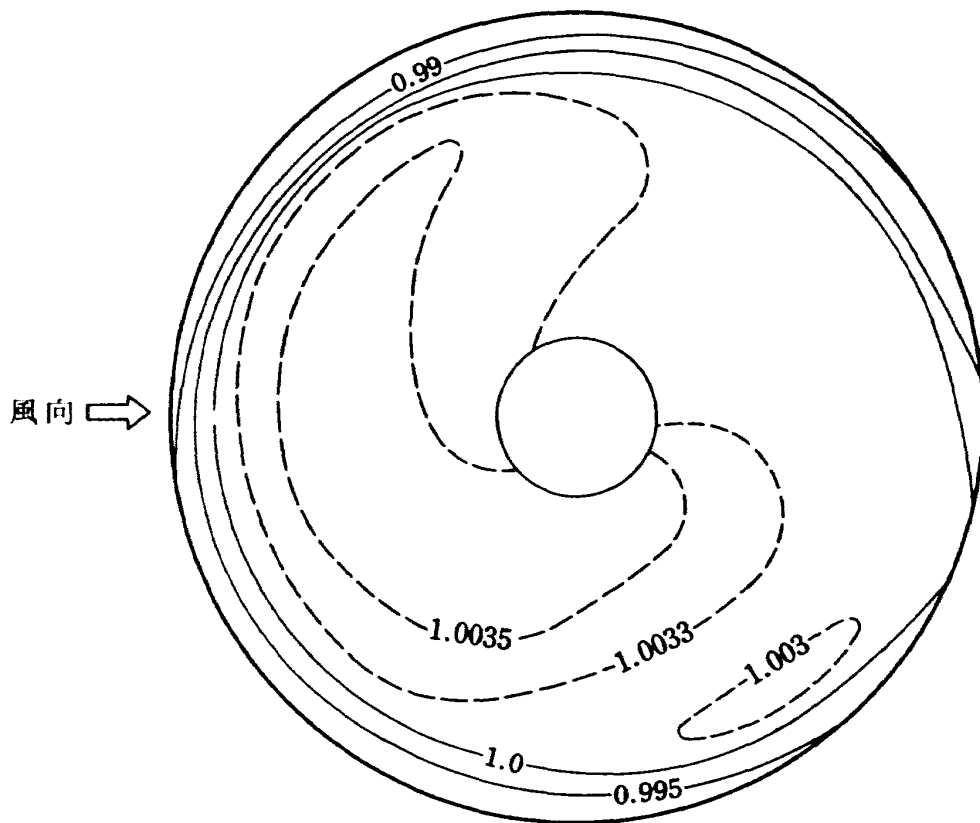


図 23 エンジン計測位置 (FJR710/600)



$$\frac{P - P_{ave}}{P_{ave}}$$

実験番号	12-1
風速	20 M/S
横風角度	61°
ファン回転速度	5913 ^o RPM

図 24 横風試験時のファン入口全圧分布

表 3 エンジン計測点一覧表

No	計測項目	記号	点数	計測担当			備考
				性能	監視	その他	
1	エンジン入口全温	CIT(→T2)	2	○	○		
2	“ 全圧	PAMB	1	○			
3	空気取入口全圧	P2	5点×8本=40	○			SCAN VALVE#1
4	“ 壁圧	PS2	4	○			SCAN VALVE#1
5	ファンケーシング壁圧	PS21	4	○			SCAN VALVE#2
6	圧縮機入口全温	T3	5×1=5	(○)	○		
7	“ 全圧	P3	5×1=5	○			SCAN VALVE#2
8	“ 静圧	PS3	5×1=5	○			SCAN VALVE#2
9	圧縮機出口全温	T4	5×1=5		○		
10	“ 全圧	P4	5×1=5	○	○		全圧分岐
11	HPタービン出口全温(EGT)	T6	2系統		○	○	熱電対 12
12	HPタービン出口全圧	P6	1	○			
13	LPタービン出口全温	T7	1	(○)	○		熱電対 12点の平均
14	“ 全圧	P7	4×1=4	○			SCAN VALVE#2
15	ファン静翼出口全温	T31	7×1=7		○		
16	“ 全圧	P31	7×1=7	○			SCAN VALVE#2
B 運転用計器関係 (含 NAST 指示計器)							
17	推力	FN	1		○	○	
18	燃料流量	WF	2	○	○	○	
19	圧縮機出口静圧	CDP	1		○		
20	低圧系回転数	N1	3	○	○	○	
21	高圧系回転数	N2	2	○	○	○	
22	スロットル角度	δ_T	1		○		
23	V S V 角度	δ_V	1		○		
24	供給燃料温度	T _{FLA}	1		○		AN10 後
25	供給燃料圧力(ブースト圧)	P _{BST}	1		○		“
26	燃料温度	T _{FL}	1			○	FCOC 後
27	燃料圧力	P _{FL}	1		○		
28	スタータ・空気圧力	P _{ST}	1		○		
29	滑油温度	T _{OIL}	1		○		
30	滑油圧力	P _{OIL}	1		○	○	
31	滑油量	Q _{OIL}	1			○	
32	P _{4x} ジェネレータ出口圧力	P _{4x}	1		○		
33	P _{4x} ポジション	δ_{P4x}	1		○		
34	No.2BRG スカベンジ温度	T _{SCAVZ}	1		○		
	エンジン外殻振動	A _{ENG}	2		○		

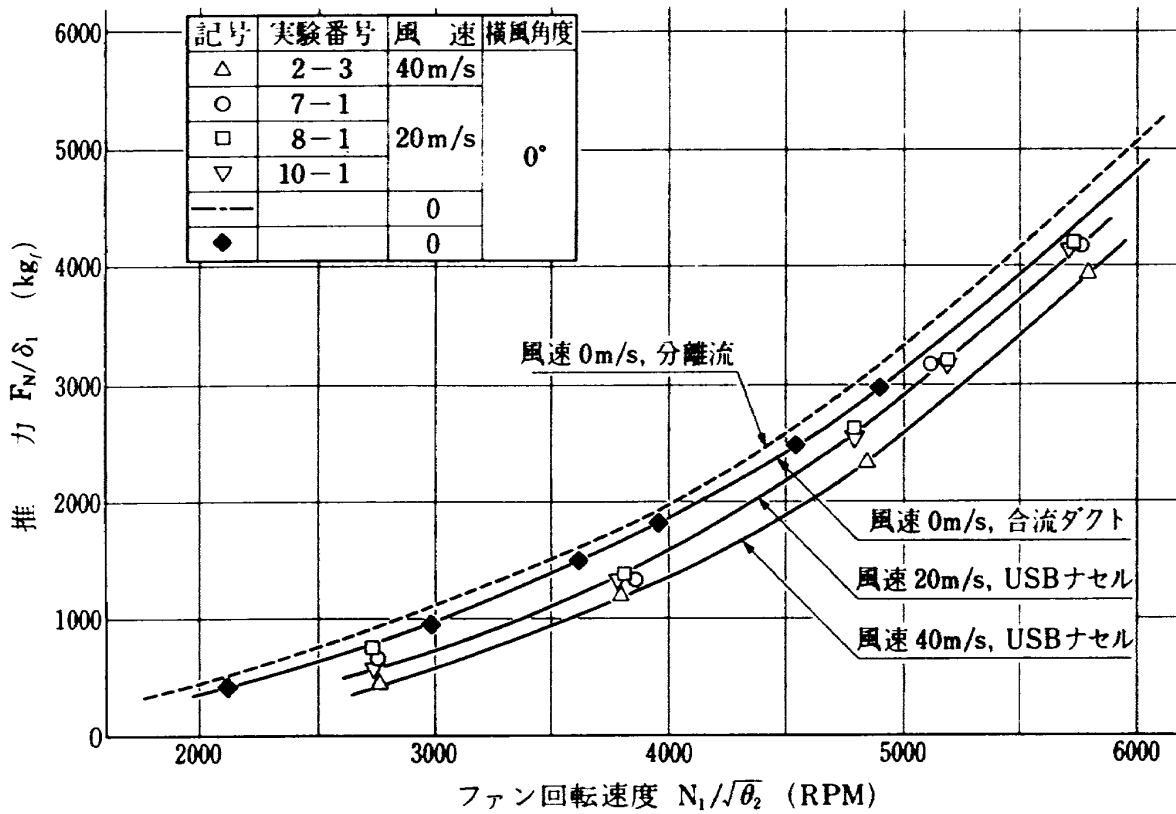


図 25 迎風によるエンジン推力の変化

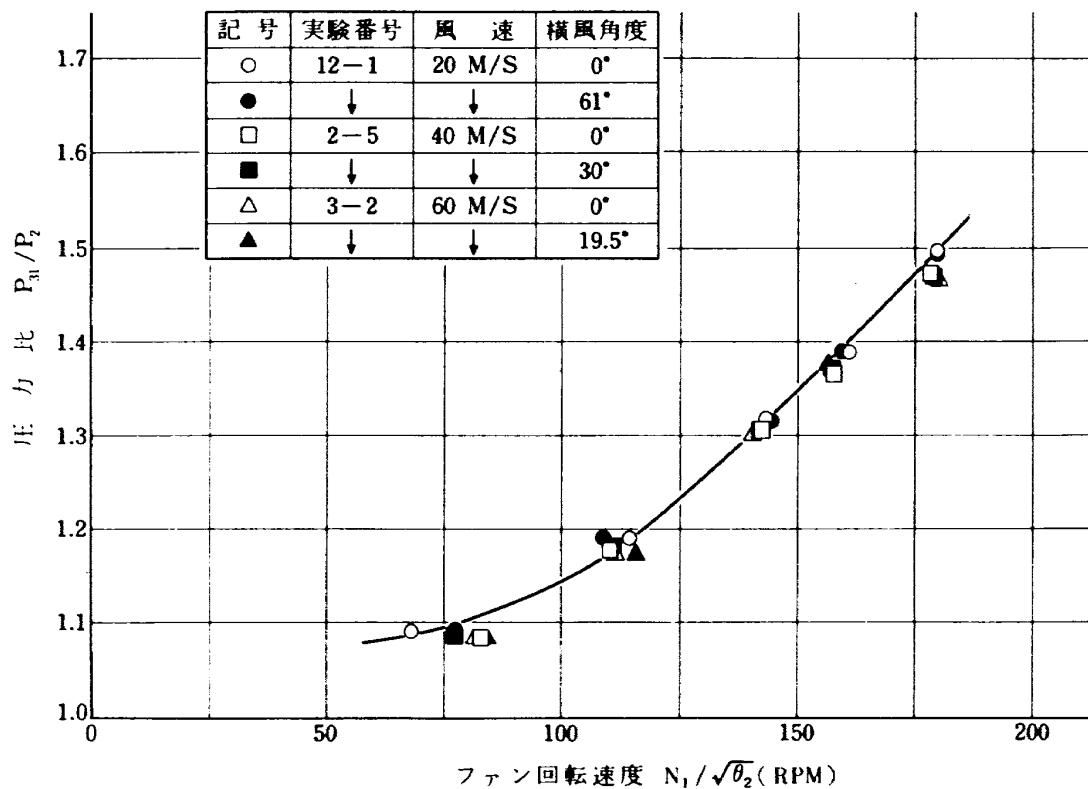


図 26 横風によるファン特性の変化

その他、実機型インテークを用いた関係上 FJR 710/20 に対応するデータは、取得していない。

3) FJR710/600 の全体性能評価

横風角度 0° (迎風) の場合のエンジン推力を図 25 に示す。USB 方式にエンジンを騒音計を合流している。それによる合流損失、主翼面に沿って排気を流すためのスクラッピングドラッグ、推力軸がエンジン軸より 7° 下向きになっているための推力損等により、分離流形態の場合よりも若干推力は低下している。迎風がある場合には、いわゆる吸込ドラッグや架台抵抗等によって速度に応じた推力低下が表われているのは FJR710/20 の場合と同じである。

横風の有無によるファン特性の変化は、図 26 に示すように無視し得る程度であり、その他エンジン要素についても性能上は何ら問題がないことが確認された。

む す び

以上 3 回の試験を通じて、横風成分 20m/sec までの横風特性を確認することが出来た。この横風成分 20m/sec は通常の航空機設計基準を十分にカバーする値であり、実際の飛行に当たっても FJR710 エンジンは十分な横風特性を有していることが判明した。

尚、第 1 回目の試験では飛行中を想定した騒音の計測も行われたが、本報では省略した。

参 考 文 献

- 1) 森田他；エンジン試験用横風試験装置
航技研資料 TM 執筆中
- 2) 渡辺他；ファンエンジン FJR710/20 の騒音測定試験(2)航技研資料 TM-455 1982/1
- 3) エンジン試験用データ処理システム
航技研資料 TM 執筆中
- 4) 遠藤他；ファン動翼振動計測装置の試作
航技研資料 TM-471

航空宇宙技術研究所資料497号

昭和58年3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
