

ISSN 0452-2982
UDC 621.45.01.02

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-469

FJR710ファンジェットエンジンの
インレット・ディストーション試験(I)
—装置及びFJR710/10, /20の試験

森 田 光 男 ・ 関 根 静 雄 ・ 吉 田 晃
中 山 普 ・ 藤 沢 良 昭 ・ 吉 田 公 則

DP-55

1982年8月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

一装置及びFJR710/10, /20の試験

1. まえがき

ける方法としては次の様な方法がある。

1) エンジン前面に金網または孔明き板を取り付ける方法で、この方法は金網等で主流を局部的にブロックすることによってディストーションを与えるものである。装置は比較的簡単で金網下流の流れ場の理論的解析も比較的容易であるが、ダイナミックディストーションはつけられず、またディストーション・パターンを変えるためには、その都度、そのパターンに合った金網に取り替える煩雑さがある。NASA²⁾³⁾⁴⁾ではこの方法でJ 85を用いた試験を行っている。

2) エンジン前面に、ダクトを取り付け、ダクト内にエンジン前方に向けた多数のエアー・ジェットノズルを設け、主流に逆らって空気を噴き出す方法で、この方法は、2次空気と主流との間で運動量交換を行わせディストーションを与えるものである。装置としては相当大掛りで複雑なものになるが、任意のパターンのディストーションを時間的にも変化させて容易につけることが出来ることから、同じくNASA⁵⁾⁶⁾⁷⁾⁸⁾ではTF-30を用いた試験を行っている。

当所においても、今後の応用試験の多様性を考え、この方法を採用した。本装置は当所原動機部6号館のターボファン・エンジン運転試験設備⁹⁾に、イン

レット・ディストーション発生装置を取り付けたものである。本装置の写真を図1に系統図を図2に示す。

本装置に供給する2次空気の空気源は、図2の系統図に示す通り、既設の4台の圧縮機で、最大15kg

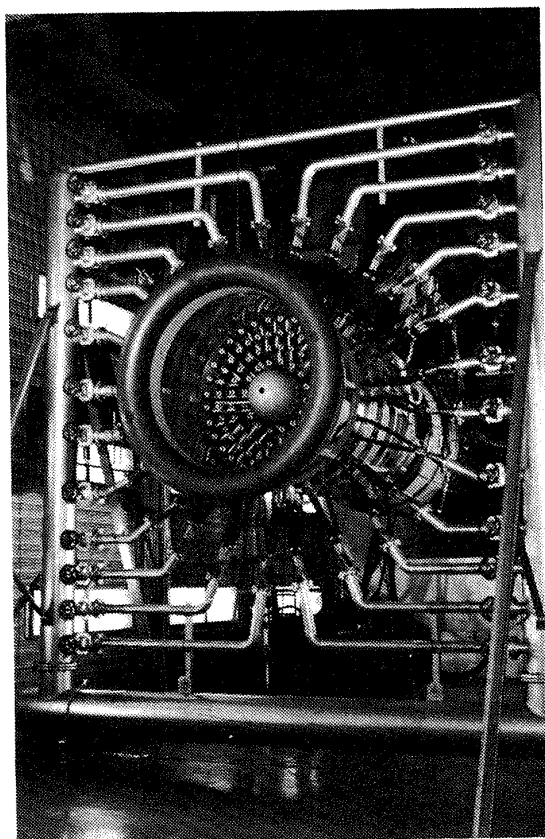


図1 インレット・ディストーション発生装置

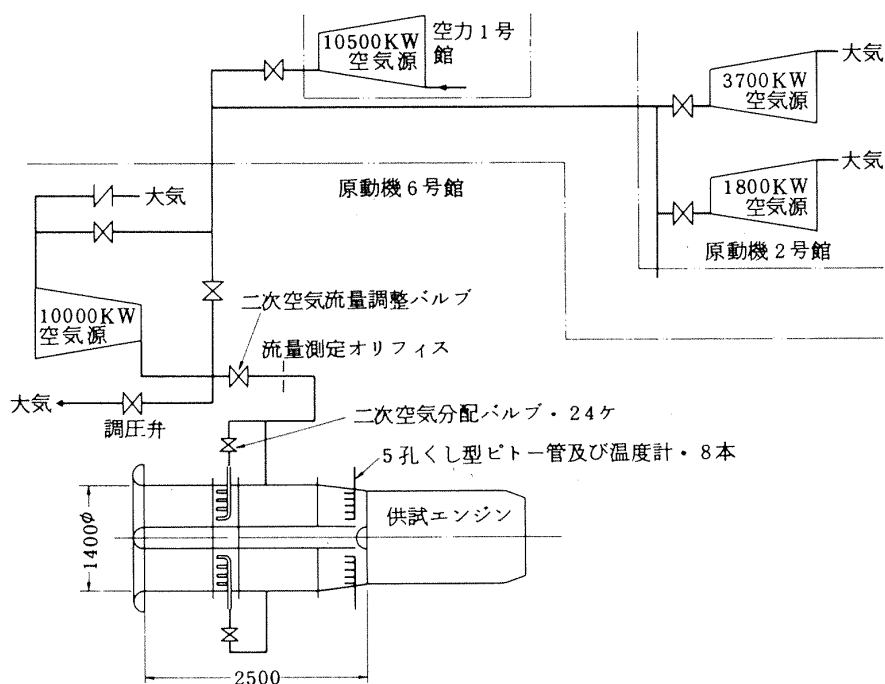


図2 インレット・ディストーション試験装置系統図

$/\text{cm}^2$ の圧縮空気を供給することができる。2次空気はアニェラ型高圧燃焼器試験装置¹⁰⁾用の流量調整弁と放風弁で調圧されたのちオリフィスで計量され、図3に示すインレット・ディストーション発生装置に供給される。

図4にインレット・ディストーション発生装置の配管図を、図5に2次空気噴き出しノズル配置図を、また図6に2次空気噴き出しノズルの断面図を示す。

2次空気導入管の空気配管およびノズルの構造については、特に次の点に留意して設計した。

- (1) 空気配管の圧力損失はできるだけ小さくする。
- (2) ノズル配置による主流のブロック率を、できるだけ小さくする。
- (3) ノズルからの2次空気噴き出しは、エンジン入口に均等に噴き出す。
- (4) 任意のパターンのディストーションが容易に与えられること。
- (5) ノズル径は簡単に変更できること。
- (6) 2次空気噴き出しはノズルスロートで常にチョークさせること。

2次空気噴き出しノズルは、図5に示す通りエンジン入口を 45° ずつ8区画に分割し、それぞれの区画において3個の2次空気分配弁で13個のノズル噴出流量を制御出来るようにし、全部で104個のノズルがエンジン前方に向けて配置されている。

ノズルは、図6に示す通り、パイプ先端にネジを切り袋ナットを取り付ける構造とし、袋ナット部にはワッシャー型ノズルが入れられる構造とした。これにより、2次空気ノズル面積はワッシャー型ノズルを交換することにより簡単に変更することが出来る。ノズルは、ワッシャー型ノズルを含め表1に示す4種類を準備しているが、2次空気の空気源として、圧力比3.1、流量 25kg/s の3700 kw 圧縮機を主に使用することを前提とし、必要2次空気量から20φのノズルを標準としている。

ノズル配置による主流の流路面積ブロック率は約27%であり、FJR710エンジンの設計点でのエンジン空気流量 186kg/s に対し、インレット・ディストーション発生装置ノズル部での流速は 172 m/s ($M=0.52$)となっている。なおファン直前での流

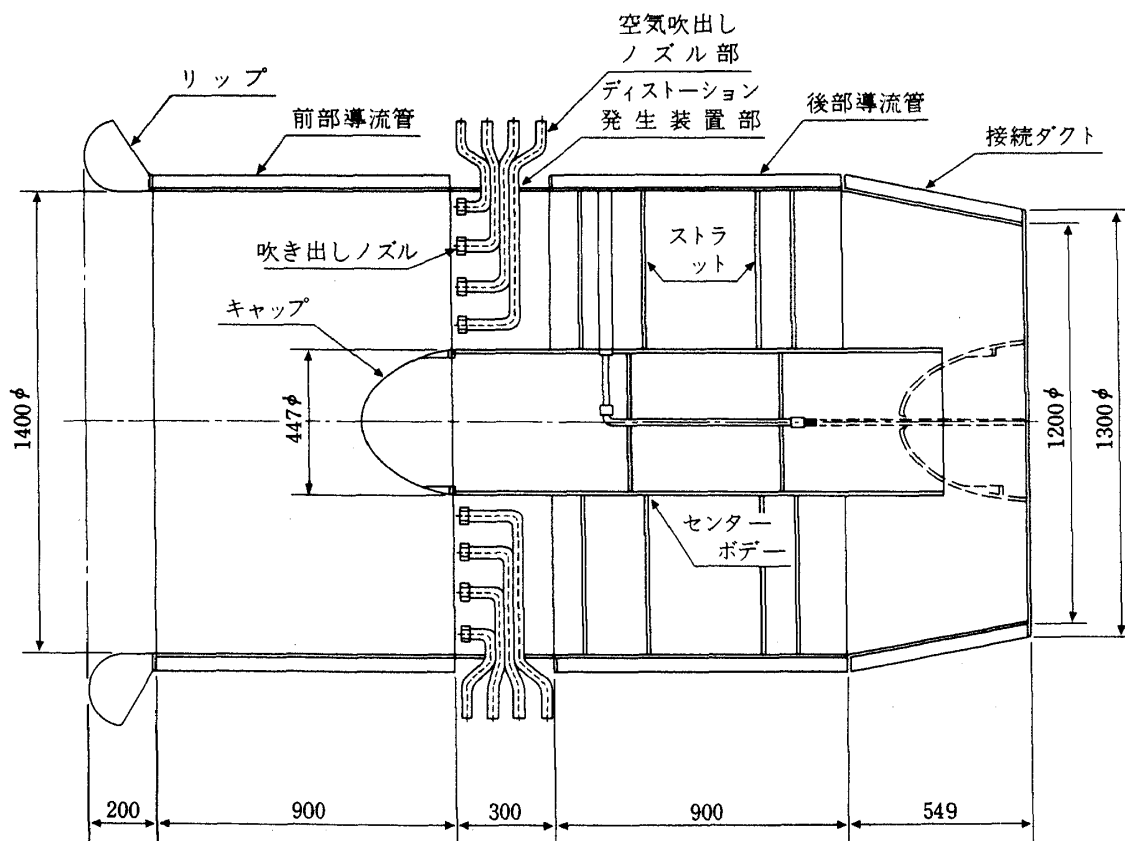


図3 インレット・ディストーション発生装置断面図

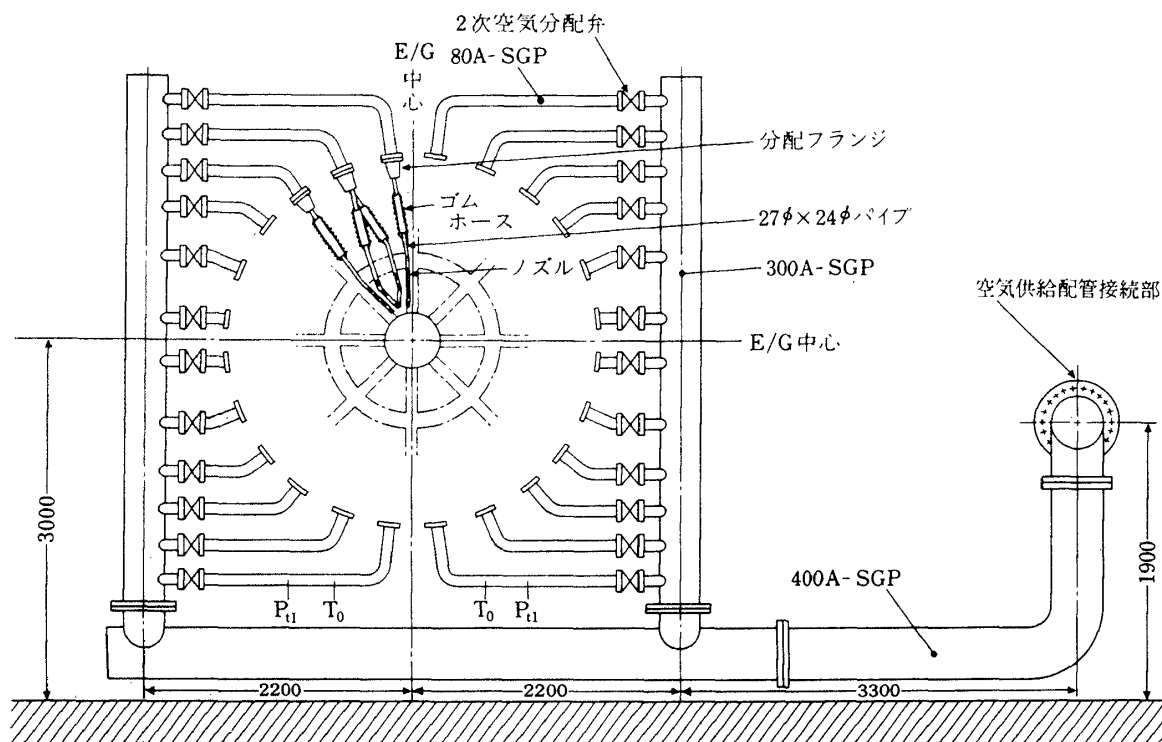


図4 インレット・ディストーション発生装置配管図(エンジン前視)

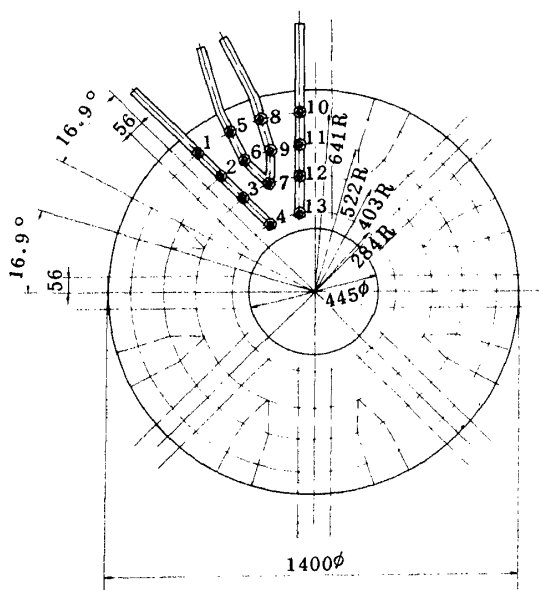


図5 2次空気噴出ノズル配置図

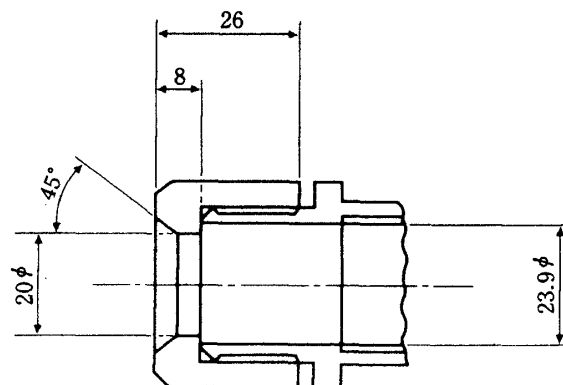


図6 2次空気噴出ノズル断面図

表1 空気噴出しノズル

ノズル 種類 項目	1	2	3	4
ノズル 径	20φ	17φ	14φ	10φ
ノズル面積	314.2mm ²	227.0mm ²	153.9mm ²	78.5mm ²

速は 160m/s ($M=0.48$) である。

本インレット・ディストーション発生装置を使用して、円周方向のディストーション・パターンは、24個の2次空気分配弁を操作する事により任意に与えることが出来る。また2次空気分配弁を電磁弁等でON-OFF操作を行えば、時間的に変動するディストーション・パターンも容易に作る事が出来る。

一方、半径方向ディストーションを与えるには、24個の2次空気分配弁の操作とワッシャー型ノズルの替りに盲板を取り付け、半径方向に適当に締切ることにより容易に与えることが出来る。

これらの組み合わせによって、円周方向および半径方向の複合ディストーション・パターンを与えることも出来る。図7に半径方向ディストーション・

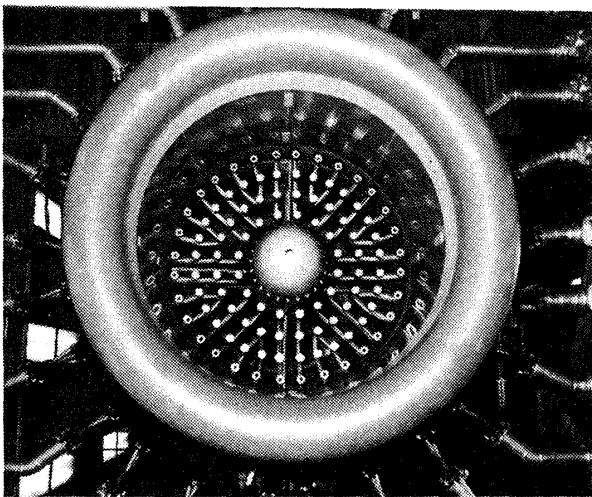


図7 ノズルに盲板を取り付けた状態

パターンを作るために、ノズルに盲板を取り付けた状態(ノズル先端が白く見える)の写真を示す。

3. ノズル単体試験および結果

1) ノズル単体試験

実機エンジンを用いたインレット・ディストーション試験に先立ち、2次空気噴き出しノズルの単体試験を行った。図8に2次空気噴き出しノズル単体試験の配管図を示す。図8に示す通り、空気源としてファンエンジン起動用空気源の $10\text{m}^3 - 7\text{kg/cm}^2\text{g}$

表2 オリフィス要目

	空気流量計算式	$G_s = \epsilon \alpha A \sqrt{2g_r \Delta P}$
	膨脹係数	$\epsilon = 1 - C_k \Delta P / P_1$
	密度	$r = P_1 / RT_1$
	開口比	$\beta = D_2^2 / D_1^2$
		$\Delta P = P_1 - P_2$

Rはガス定数

名 称	記号	No.1 オリフィス	No.2 オリフィス
管 径	D_1	67.9φ	67.9φ
オリフィス径	D_2	56.8φ	30.0φ
開 口 比	β	0.70	0.20
流量係数	α	0.802	0.6042
気体膨脹修正係数	C_k	-0.339	-0.2356

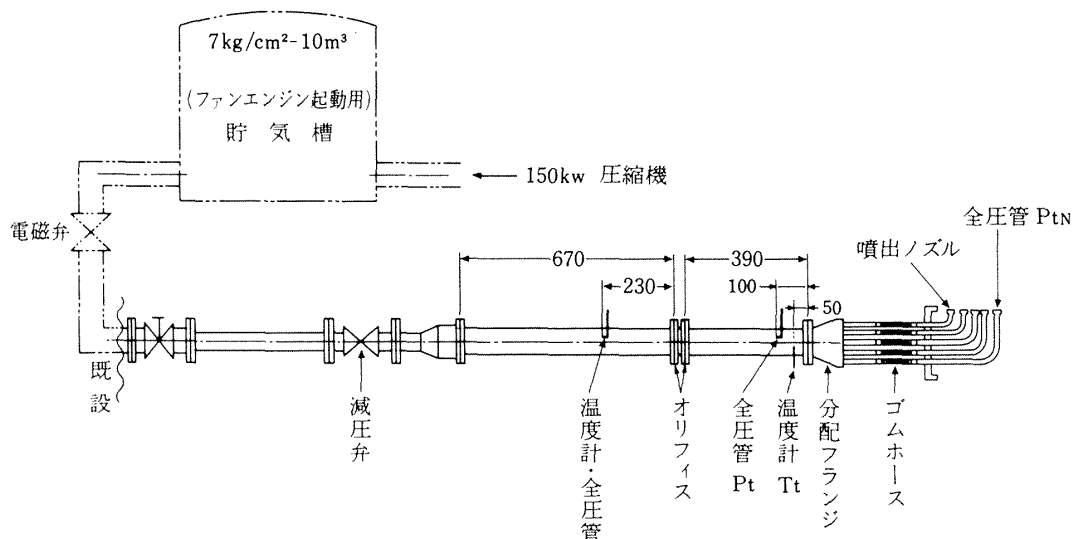


図8 2次空気噴出ノズル単体試験配管図

貯気槽を用いた。7kg/cm²g の圧縮空気は減圧弁で、実機ディストーション試験で使用される空気圧範囲まで減圧したのち、オリフィスで計量しノズルに供給した。

ノズルに2次空気を導くパイプは、ディストーション発生器の構造上、長短があり、元圧を一定にした場合でも、ノズル流量特性は異なってくる。したがって、図5に示すノズル番号5～13番までのパイプ形状及び長さの異なる9個について試験した。ノズル径は表1に示す4種類について個々に試験した。流量計測に使用したオリフィスは、ノズル径が20φ、17φ、14φについてはNo.1オリフィス、10φについてはNo.2オリフィスである。表2にこれらのオリフィスの項目を示す。試験は、ノズル入口全圧を1.5kg/cm²～3.2kg/cm²まで0.2kg/cm²きざみに変えて行った。

2) ノズル単体試験結果

図9に最も長いパイプ(ノズル番号13)(図5参照)の場合の流量特性を示す。図中破線は計算値を示している。図10に元圧と圧力損失($P_t - P_{tN}$)の関係、図11に流量と圧力損失の関係、図12に最も長いパイプ(ノズル番号13)のノズル出口全圧(P_{tN})と流量の関係を示す。

パイプ、分配フランジの圧力損失は、分配フランジでの流れの広がり、パイプ内の曲がりや管壁摩擦、パイプとゴムホースとのつなぎ部での流れの広がりや絞りなどによるものである。その設計値は、元圧3.0kg/cm²、 R_e 3.3×10^5 で、最も短いパイプ(ノズル番号10)で0.575kg/cm²、最も長いパイプ(ノズル番号13)で0.774kg/cm²であったが、実測値はこれよりやや小さい値になっている。

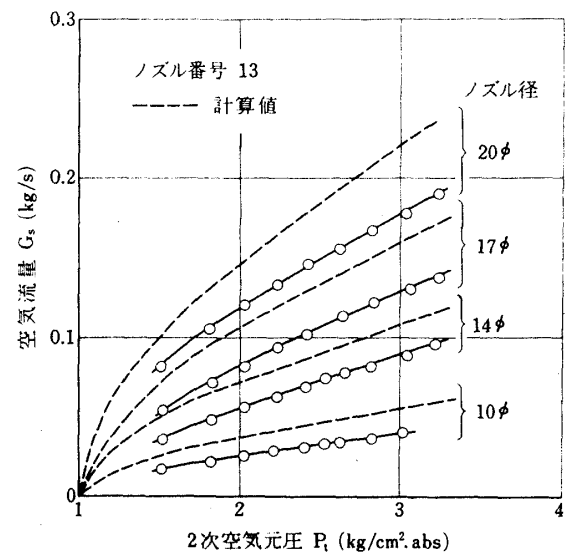


図9 ノズル流量特性

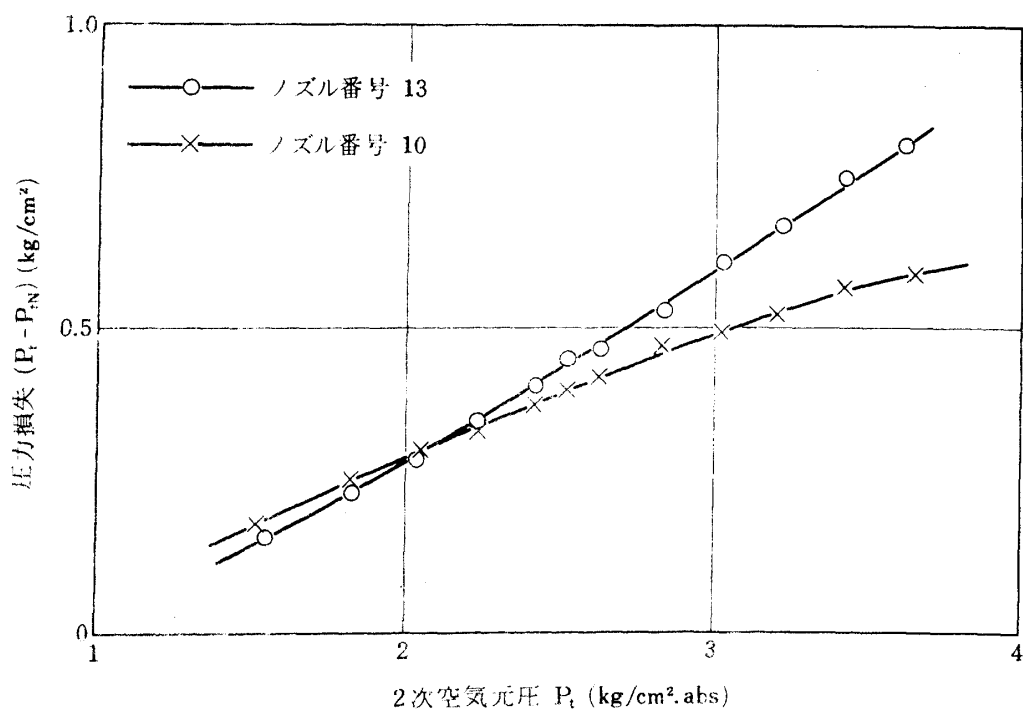


図10 元圧と圧力損失の関係

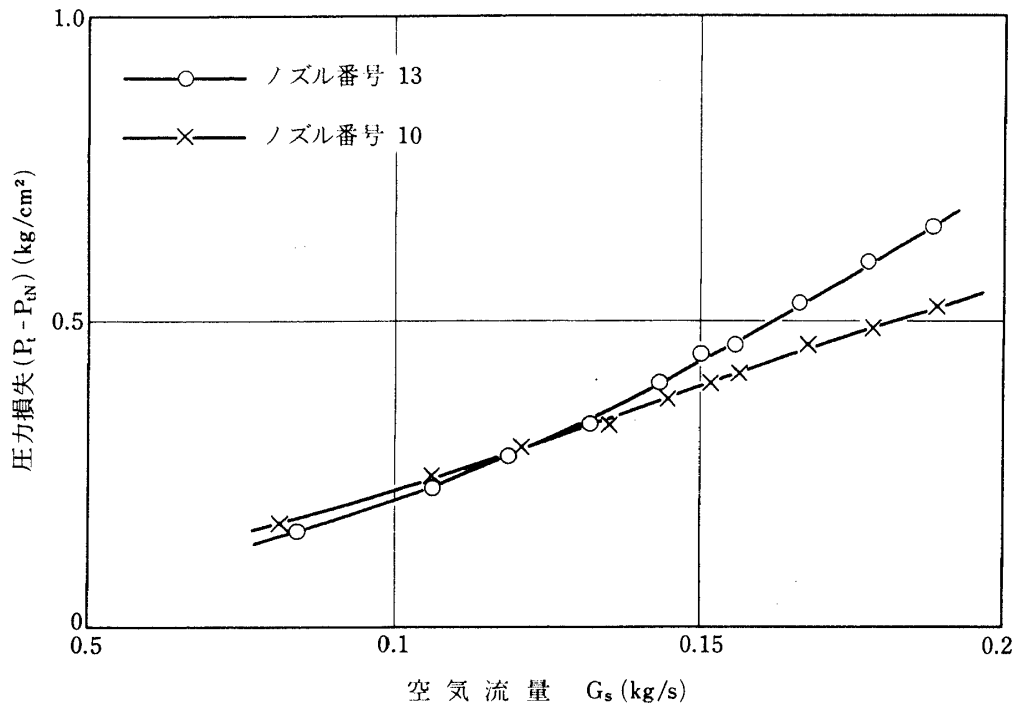


図 11 空気流量と圧力損失の関係

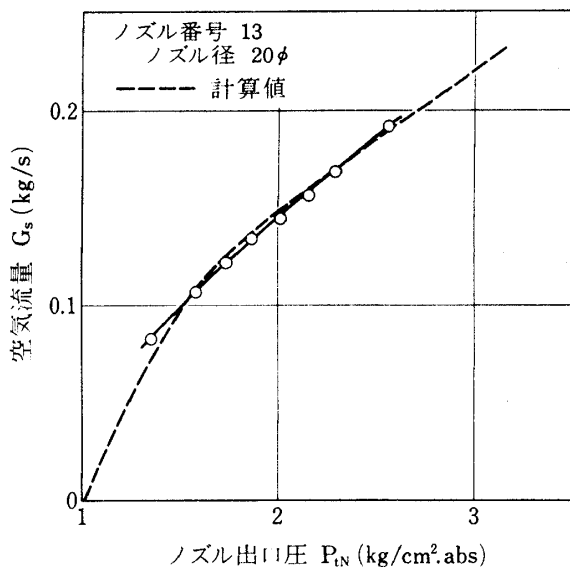


図 12 ノズル流量特性

流量の計算値と実測値の違いは、パイプ、フランジ、ノズルの圧力損失及びノズルでの縮流によるものと考えられるが、図 12 のノズル出口全圧と流量の特性が計算値と一致していることから、ノズルでの縮流はほとんどなく、上の違いは圧力損失によるものと考えられる。

4. インレット・ディストーション発生装置





通風試験

インレット・ディストーション発生装置をエンジン運転架台に取り付け、配管系のマッチングとフラッシングを兼ねて、単体通風試験を行い、合わせて通風時に発生する 2 次空気の反力によるインレット・ディストーション発生装置取り付け部の撓み等実機運転を考慮したマッチング・テストを行った。

表 3 に 2 次空気噴き出しノズル径 20φ の場の通風試験結果を示す。2 次空気噴き出しパターンは、実機エンジンを用いたインレット・ディストーション試験を考慮して表 3 の通り決めた。撓みの計測は、インレット・ディストーション発生装置の下端の一部の前後及び上下方向移動量をトランシットにより測定したが表の通り、撓みは微少で強度的には問題がないことを確認した。

図 13 にノズル流量特性を示す。図に示す通り、通風試験時の 2 次空気量は、ノズル単体試験のデータより計算した流量に比べ小さな値を示しているが、これはパイプ内全圧 (P_{t1}) (図 4 参照) の測定場所

表 3 通風試験結果

2次空気噴出 ノズルパターン 及び本数	全体流量 S (kg/s)	一本当り 平均流量 (GS)	パイプ内圧力 P_{i1} (kg/cm ²)	ノズル 噴出圧力 P_{iN} (kg/cm ²)	圧力損失 ($P_{i1} - P_{iN}$) (kg/cm ²)	インテーク の移動量 (mm)
104本 (全部) 	10.771	0.104	2.10	ノズル番号10 1.944	0.156	A 後へ4 下へ1
				ノズル番号13 1.765	0.31	B 後へ0.5
52本 (下半分) 	6.543	0.126	2.545	ノズル番号10 2.325	0.22	A 後へ4 下へ1
				ノズル番号13 2.110	0.435	B 後へ0.5
26本 (1/4) 	3.373	0.130	2.71	ノズル番号10 2.460	0.25	A 後へ3 下へ0.5
				ノズル番号13 2.230	0.48	B 後へ0.5
18本 	2.372	0.132	2.75	ノズル番号10 2.470	0.28	A 後へ3 下へ0
				ノズル番号13 2.250	0.50	B 後へ0.5

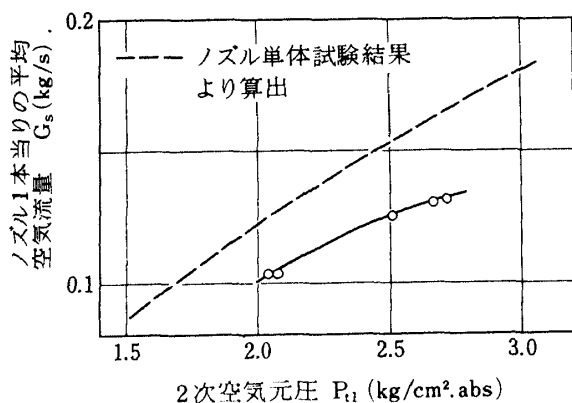
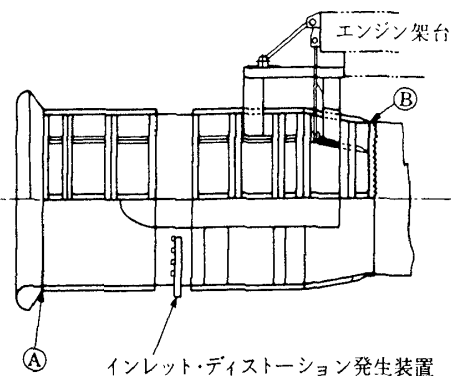


図 13 ノズル流量特性

の違いと、ノズル単体試験と異なり、1個の分配フランジが4～5本のノズルを受け持っているため、分配フランジ及び管内流速が増加し圧力損失が増加したことに起因するものである。

5. FJR710/10によるインレット・ディストーション発生試験及び結果

本ディストーション発生方法は、前述の通り、エンジン吸込空気とノズルからの2次空気と運動量交換を行わせるため、エンジンの運転を伴わなければならない。装置の特性把握のためFJR710/10-2号機を用いた試験を行い、併せてインレット・ディストーションがエンジン全体性能に及ぼす影響について調べた。

1) 計測及び試験

本試験の計測点を表4及び図14に示す。図に示す通りファン入口(ステーション2)には、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・パターンおよび温度分布の計測を行った。エンジン性能の計測に関しては、エンジン全体性能解析に必要な計測点だけにとどめ、ディストーションの計測を主体にした。計測には原動機部のデータ処理システムを用いた。計測ブロック図を図15に示す。

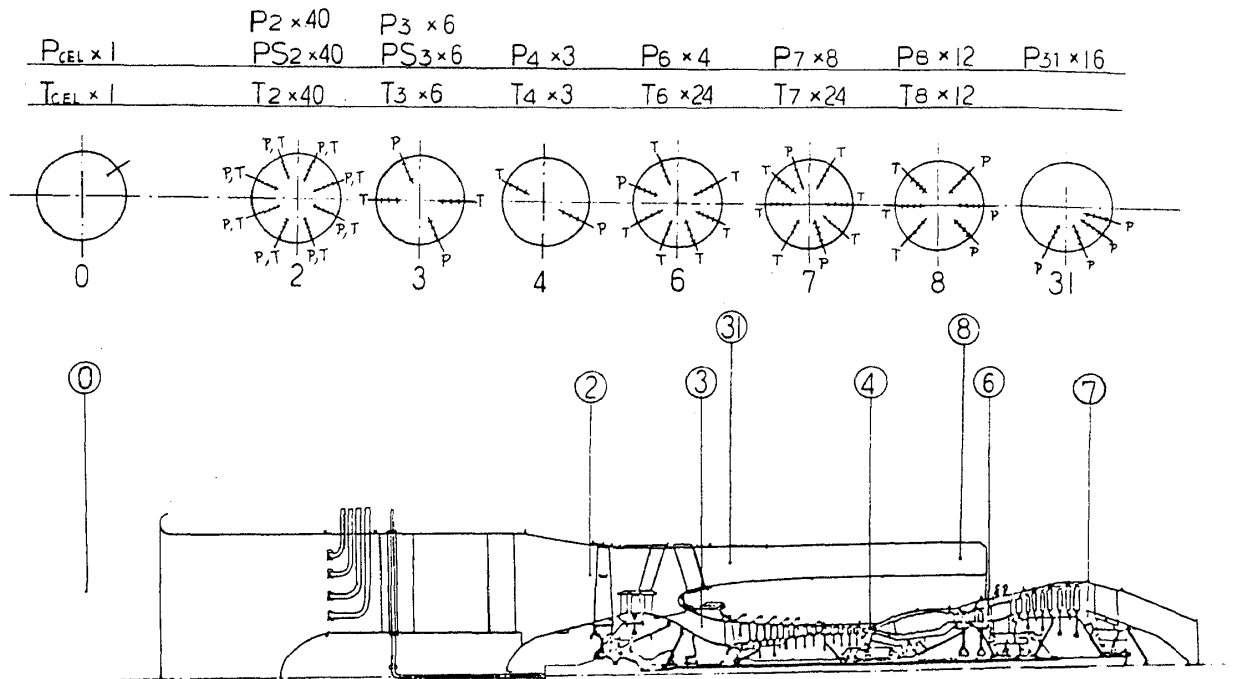
また、ディストーションによるファン動翼、圧縮機静翼の翼振動応力およびファン入口ピトー管、ディストーション発生装置の各部材に働く応力の監視のため、図14の下表に示す個所にストレングージを貼付し、応力・振動の監視、計測を行った。

本計測に用いたファン入口ピトー管の写真を図16に、ピトー管の配置及びストレングージを貼付したファン動翼の写真を図17に、また、ピトー管の半径方向関係図を図18に示す。図中“重み”は平均圧力・温度を求める場合の関数の“重み”である。

試験は表5に示す通り5通りのディストーション・パターンについて行った。表中○印内に斜線で示した部分が2次空気を噴出した個所である。ディストーションの大きさは、ディストーションインデックス($DI = (P_{2max} - P_{2min}) / \bar{P}_2$)で5%を標準

表4 エンジン計測項目一覧表

計測項目	記号	点数	備考	計測項目	記号	点数	備考
低圧系回転数	N1	1	自動計測	2次空気オリフィス全圧	POT	1	自動計測
高圧系回転数	N2	1	"	" 温度	TORI	1	"
推力	F	1	"	2次空気供給パイプ内全圧(右)	PPIR	1	"
燃料流量(マスキロメータ)	WF1	1	"	" (左)	PPIL	1	"
燃料流量(タービンクロメータ)	WF2	1	"	温度	TPIP	1	"
スロットル角	THL	1	"	燃料噴射圧	PFUE	1	"
VSV角	VSV	1	"	燃料温度	TFUE	1	"
大気圧	PATM	1	"	B R G 温度 #01	TB01	1	"
セル内圧力	PCEL	1	"	" #02	TB02	1	"
エンジン入口全温	T1	1	" (セル前方壁面)	PTO	TBPT	1	"
ファン入口全圧	P2	5×8	"	#1	TB1	1	"
" 静圧	PS2	5×8	"	#2 Ball	TB2B	1	"
" 全温	T2	5×8	"	#2 Roller	TB2R	1	"
圧縮機入口全圧	P3	3×2	"	" #03	TB03	1	"
" 静圧	PS3	3×2	"	#04	TB04	1	"
" 全温	T3	3×2	"	潤滑油入口温度	TLOI	1	"
圧縮機出口全圧	P4	3×1	"	" 出口温度	TLOO	1	"
" 全温	T4	3×1	"	ファン動翼ひずみ	ϵ_{FR}	4	オシロスコープ表示
H.P. タービン出口全圧	P6	4×1	"	ブースト段動翼ひずみ	ϵ_{ER}	2	"
" 全温	T6	4×6	"	圧縮機 I G V ひずみ	ϵ_{IGV}	2	"
L.P. タービン出口全圧	P7	4×2	"	" 5 段静翼ひずみ	ϵ_{SS}	2	"
" 全温	T7	4×6	"	ファン入口ピトー管ひずみ	ϵ_{PITOT}	8	"
バイパスダクト出口全圧	P8	4×3	"	インテーク前部ストラットひずみ	ϵ_{STF}	4	"
" 全温	T8	3×3	"	インテーク後部ストラットひずみ	ϵ_{STR}	4	"
ファン静翼出口(バイパス側)全圧	P31	4×4	"	I.D. 発生装置パイプひずみ	ϵ_{ID}	8	"
2次空気オリフィス差圧	PDEL	1	"				



振動応力監視用ひずみゲージ貼付位置及び枚数

I.D.発生装置 パイプ	インターフ 前部ストラット	インターフ 後部ストラット	ファン入口 ビーター管	ファン動翼	ブースト段 動翼	圧縮機IGV	圧縮機 5段静翼
8	4	4	8	4	2	2	2

図 14 エンジン性能計測位置

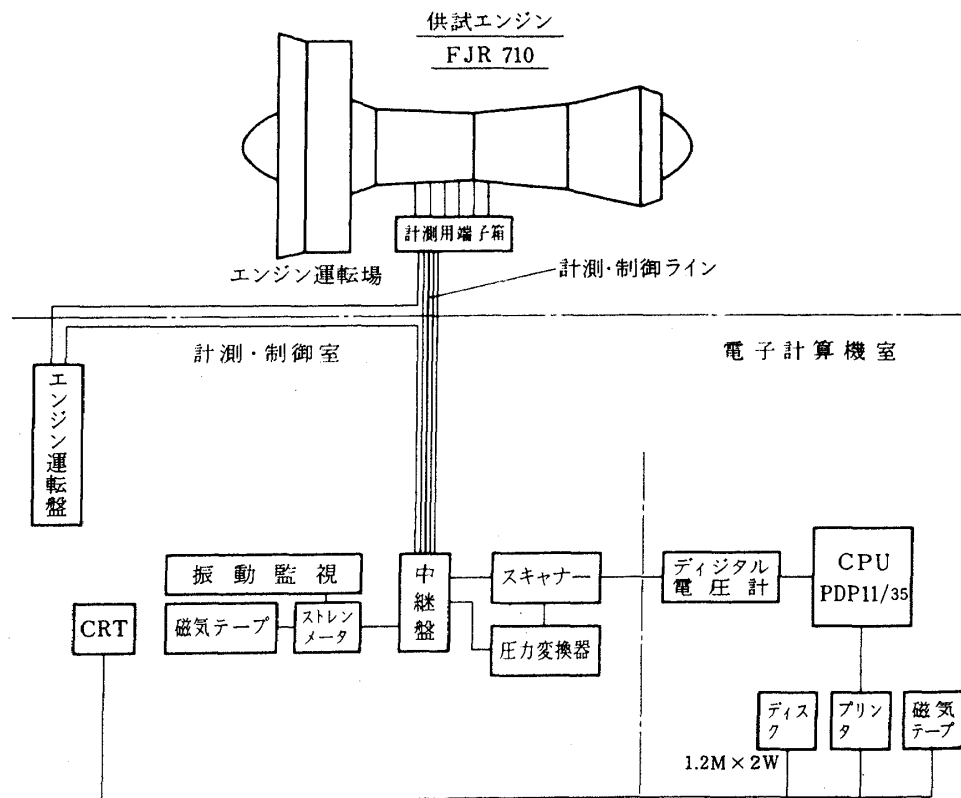


図 15 計測ブロック図

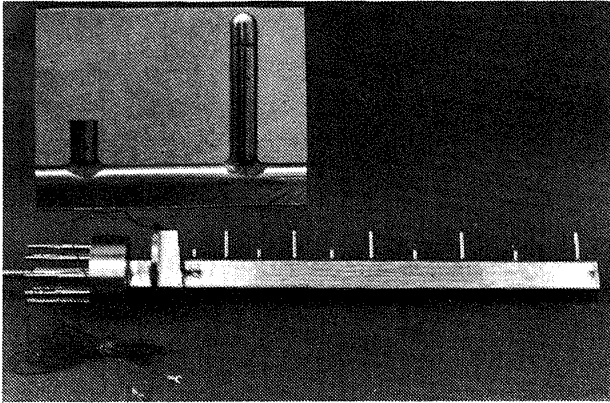


図 16 5点くし型温度計付ピトー管

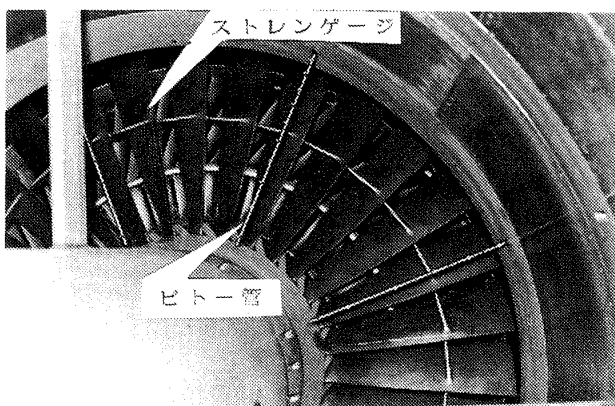


図 17 ストレンゲージ貼付したファン動翼及びピトー管配置

とし、数種のパターンについては 10 %を限度に 2 次空気の空気源容量の許す限り大きくした。表 6 にディストーションインデックスも併せて記入した。

2) 試験結果

試験は一覧表(表 6)に示す通り行った。

ファン空気流量(主流流量)に対するエンジン入口の圧力損失の関係と、2 次空気噴出ノズル数をパラメータにして表わしたものを図 19 に示す。

ここで WITHOUT IDD はディストーション発生デバイスを取付けない状態を表わし、WITH IDD はこのデバイスを取り付けた状態で 2 次空気を噴出しない。即ちハードウェアの抵抗だけによる圧力損失を示している。右上隅の数字は、数字の左側に斜線で示した範囲に 2 次空気を噴出したノズル本数を示しており、この値は表 5 のノズル本数と対応している。なお、この結果を得た時の 2 次空気元圧は約 2.5kg/cm^2 であった。この図より 2 次空気噴出ノズル数の増加に比例して圧力損失は増大し、ファン空気流量のほぼ 2 乗に比例して圧力損失が増

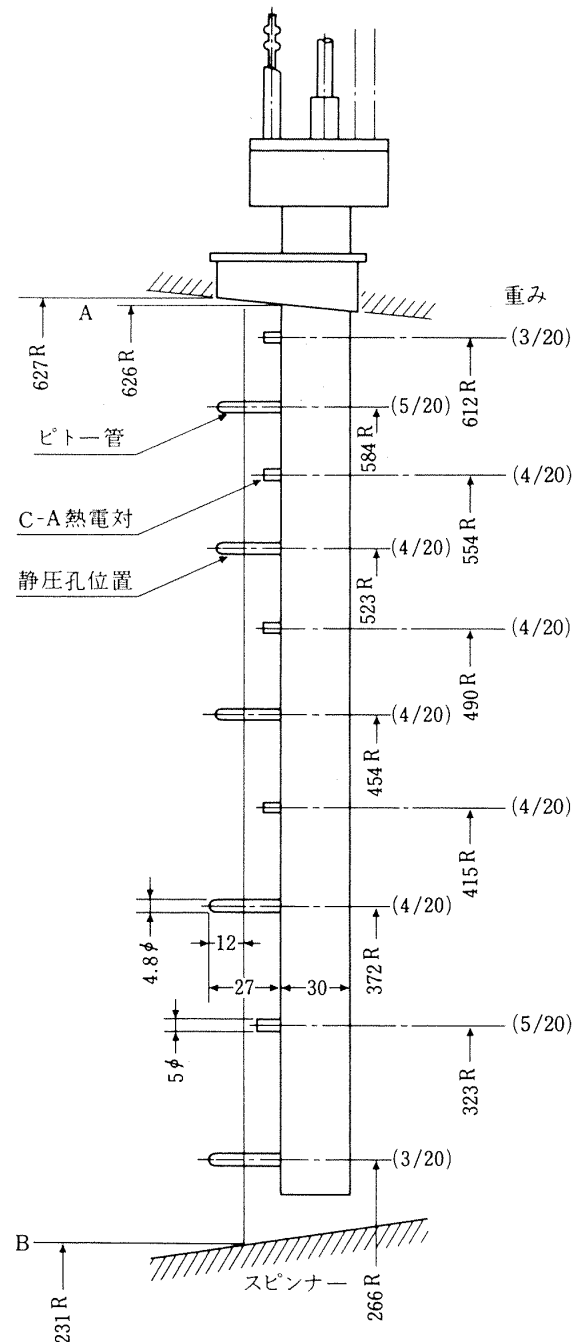


図 18 温度計付 5 点くし型ピトー管

大していることがわかる。これらの関係をより詳しく調べた結果を表 5 に示す。この表は、ファン回転速度約 5000rpm、主流空気流量 145kg/s の時のものである。

表中の記号は次の通り定義した。

$$\zeta = 1 - \bar{P}_2 / P_1$$

$$\xi = (P_1 - \bar{P}_2) / P_D$$

\bar{P}_2 は図 18 のピトー管図に示した重みを掛けた加重平均値で、 P_D は主流の平均動圧、 ζ_H 、 ξ_H はハードウェア分で実験値から求めた定数である。

表 5 2次空気噴出量と圧力損失の関係

UNIT	PATT E R N	kg/s G _S	ζ	$\zeta - \zeta_H$	$\zeta - \zeta_{H/U}$	$\zeta - \zeta_{H/G}$	ξ	$\xi - \xi_H$	$\xi - \xi_{H/U}$	$\xi - \xi_{H/G}$
52		7.7	.045	.0225	.00043	.0029	.6082	.3272	.0063	.0425
26		4.0	.034	.0115	.00044	.0029	.4579	.1767	.0068	.0442
16		2.54	.030	.0075	.00047	.0030	.3899	.1087	.0068	.0428
13		2.0	.0285	.0006	.00046	.0030	.3693	.0881	.0068	.0441
8		1.46	.0255	.0003	.00038	.0021	.3333	.0521	.0065	.0357

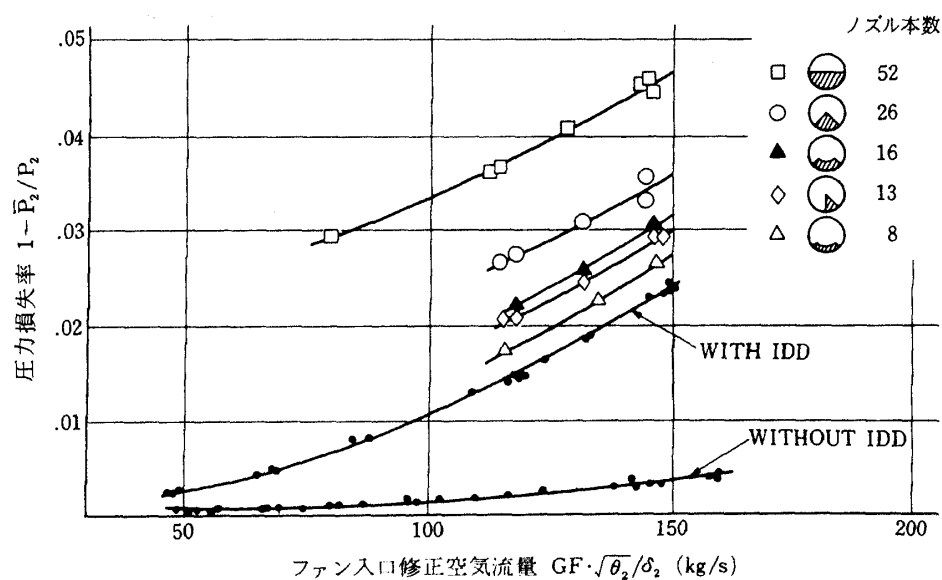


図 19 ファン空気流量に対するエンジン入口圧力損失

以上の結果から圧力損失は2次空気流量に比例し、噴出パターンにかかわらず各ノズルからは概ね均等に噴出していると言える。

なお2次空気量を一定にして、主流流量だけを変えた場合の ξ は2次空気噴出ノズル数52個の場合で約0.608一定であった。

ファン入口のピトー管で測定したファン入口における円周方向の全圧分布の代表例を図20に示す。また全圧分布及び速度分布のコンター図21に示す。全体的にみて、2次空気を噴出した個所に予想通りのディストーションがついているが、ハブ側には圧力の高い所が残っている。

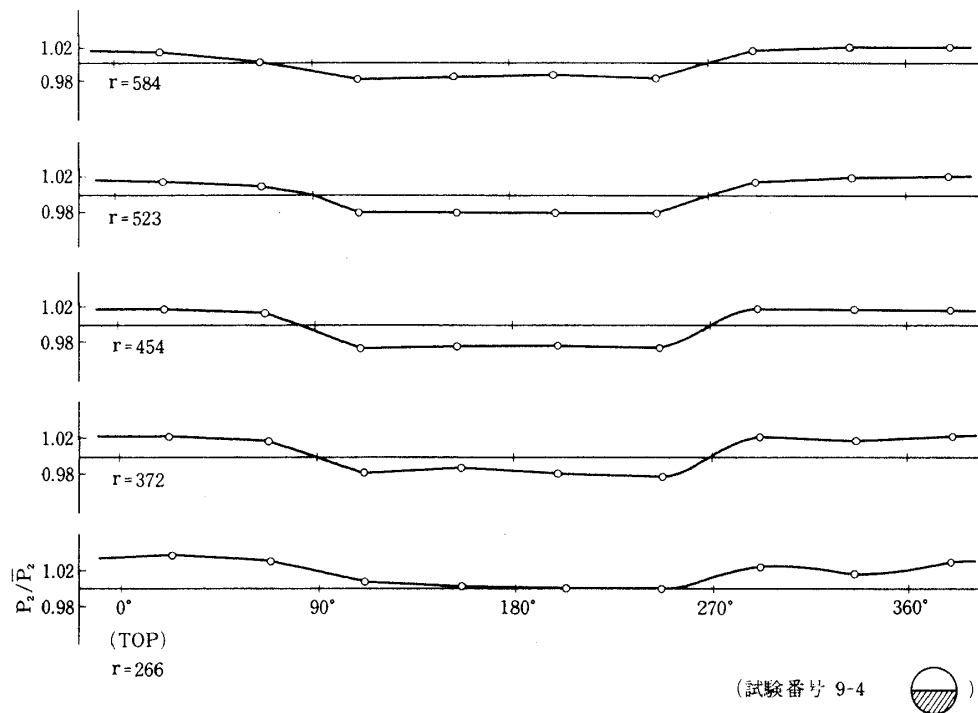


図 20 a ファン入口全圧周方向分布

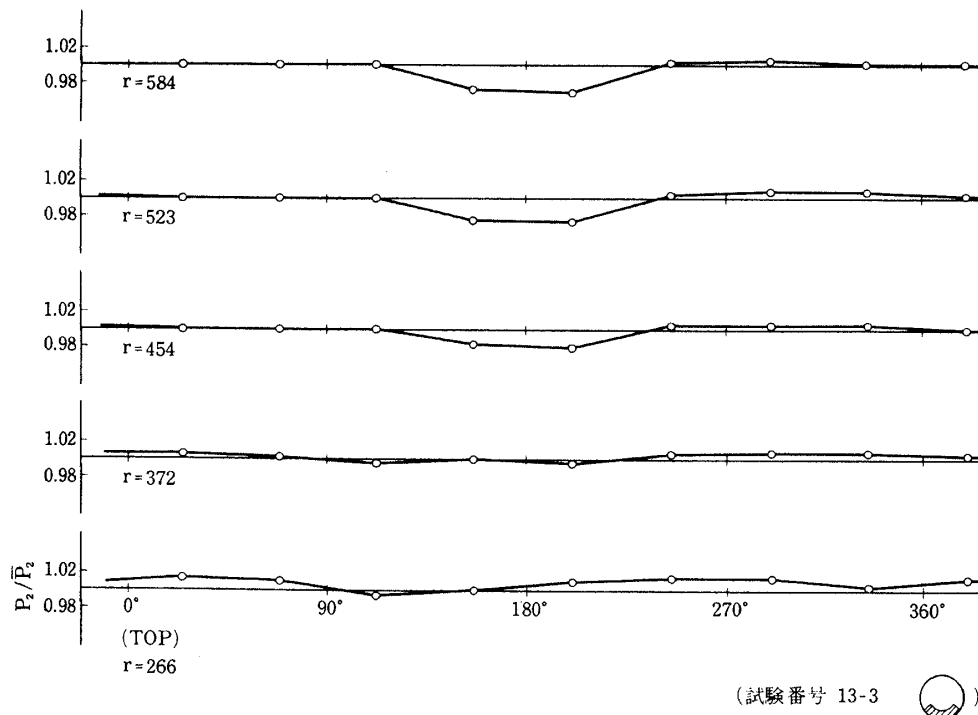


図 20 b ファン入口全圧周方向分布

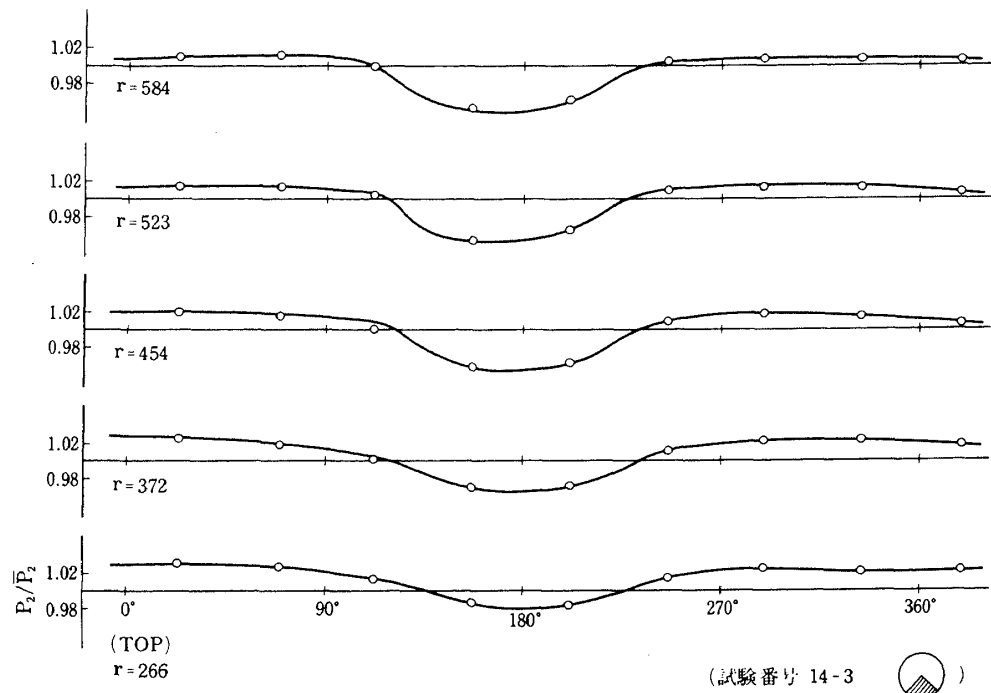


図 20 c ファン入口全圧周方向分布

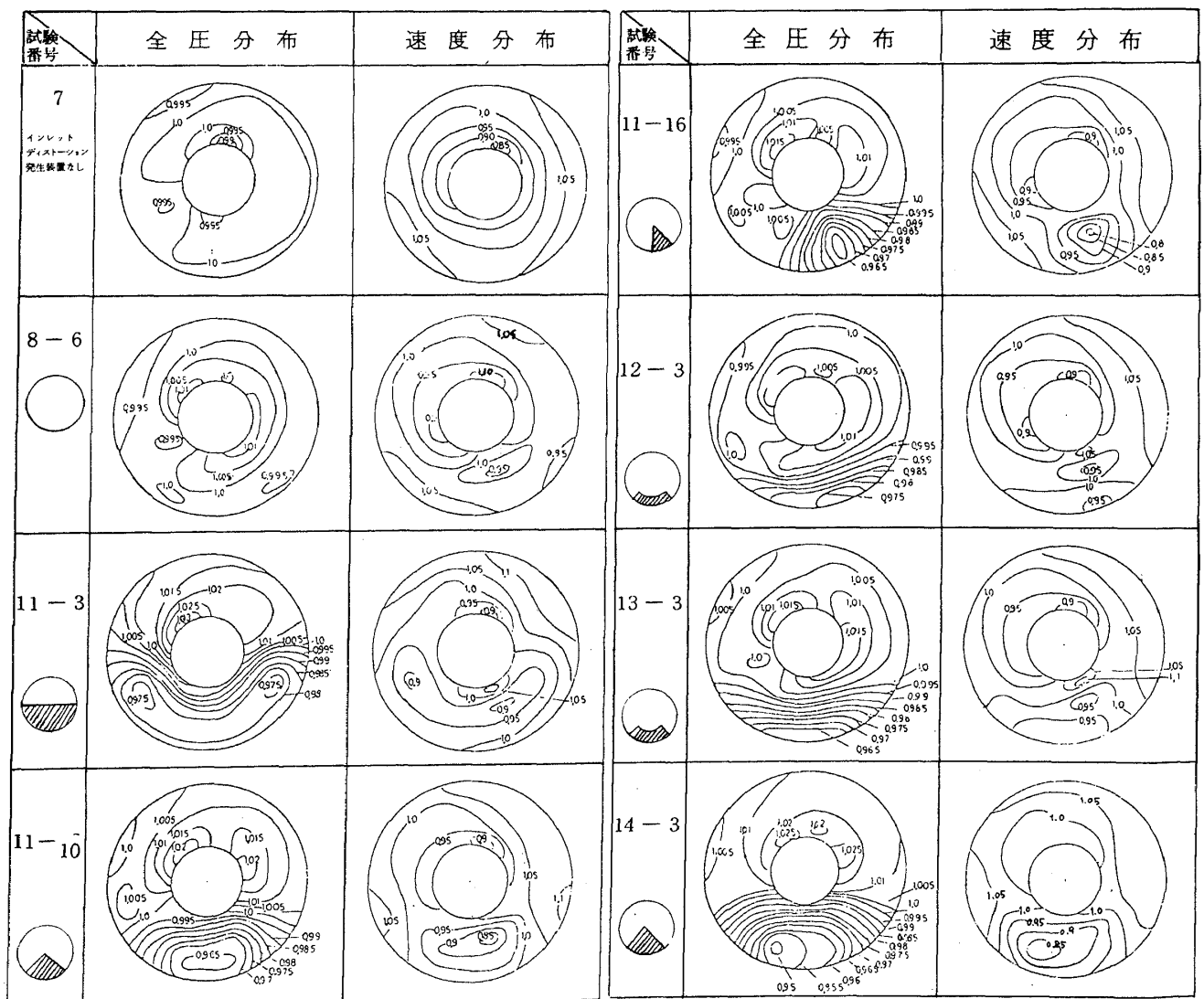


図 21 全圧及び速度分布

6. FJR710/10 の全体性能の評価

前項のインレット・ディストーションの基でエンジン全体性能の計測・解析を行った。試験項目は表6に示した通りである。

試験はバイパスノズル公称 120 %，110 % の2種について行った。インレット・ディストーションによってサージマージンがなくなりストールすることが考えられるため 120 % を先に行った。この結果十分なマージンが得られることが確認されたので，110 % について試験を進めた。

結果的には，この両者の間に大きな差は認められなかったので，バイパスノズル公称 110 % の場合の代表的なエンジン全体性能を示す。

図 22 に低圧系と高圧系の回転速度の関係を，図 23 にファン回転速度に対する推力の関係を示す。ディストーションによって推力の低下が認められるが，ファン入口の圧力損失による影響が大きく，ディストーションだけによるものとは断定出来ない。

図 24 はファンの作動線を示したものである。インレット・ディストーション発生装置を取り付けただけでファン作動線は絞り側に移動しておりディストーションによる作動線の大きな変化は認められない。

図 25 に高圧圧縮機の作動線を示す。

いずれにしても，インレット・ディストーションによってエンジン性能を大きく劣化させることはなかった。

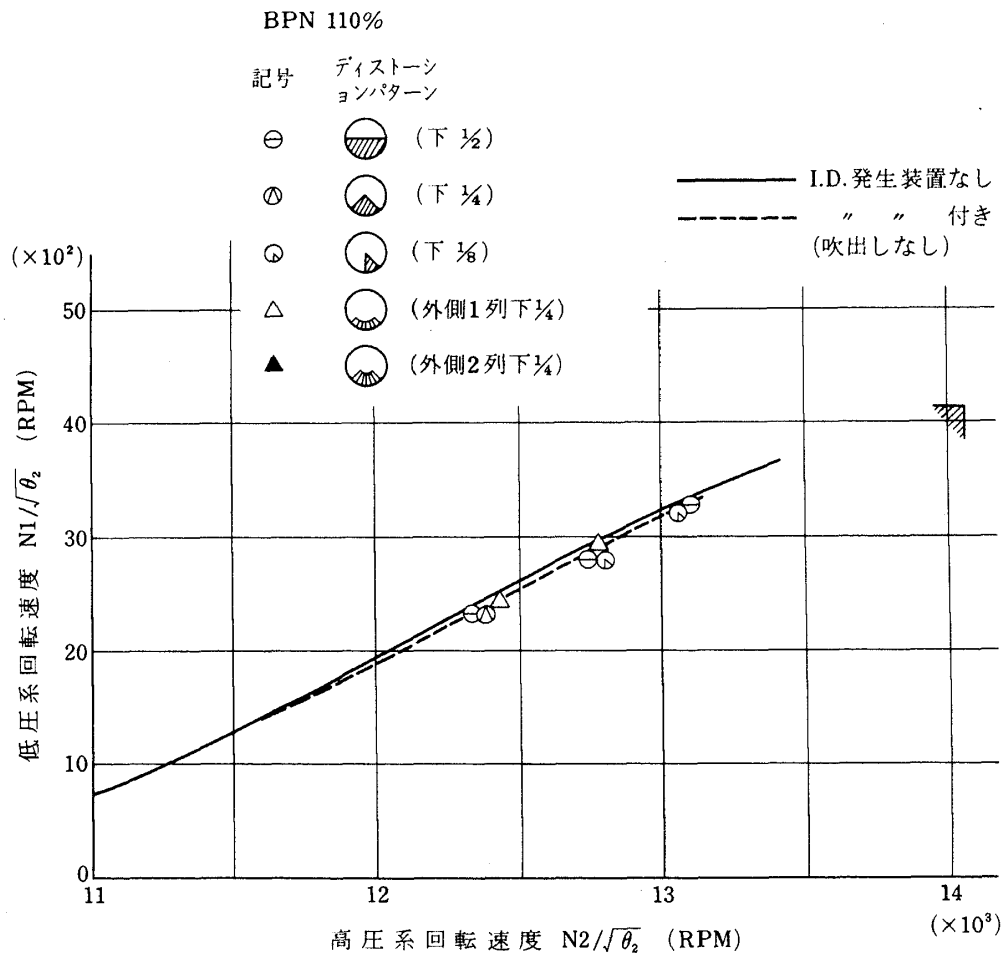


図 22 低圧系－高圧系回転速度マッチング (FJR710/10)

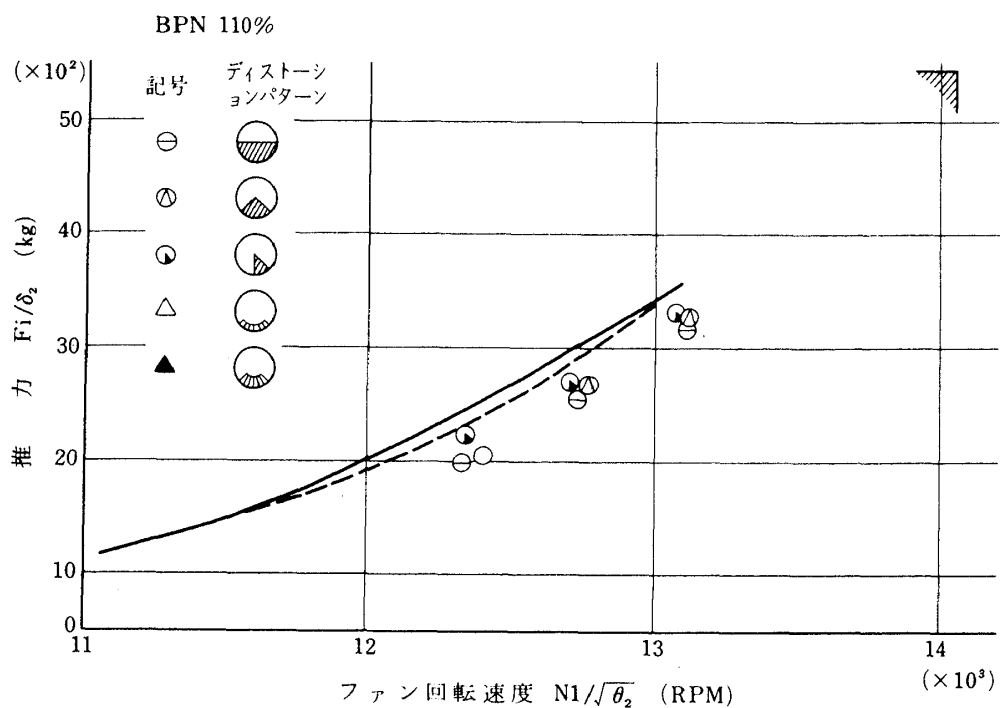


図 23 ファン回転速度-推力線図 (FJR710/10)

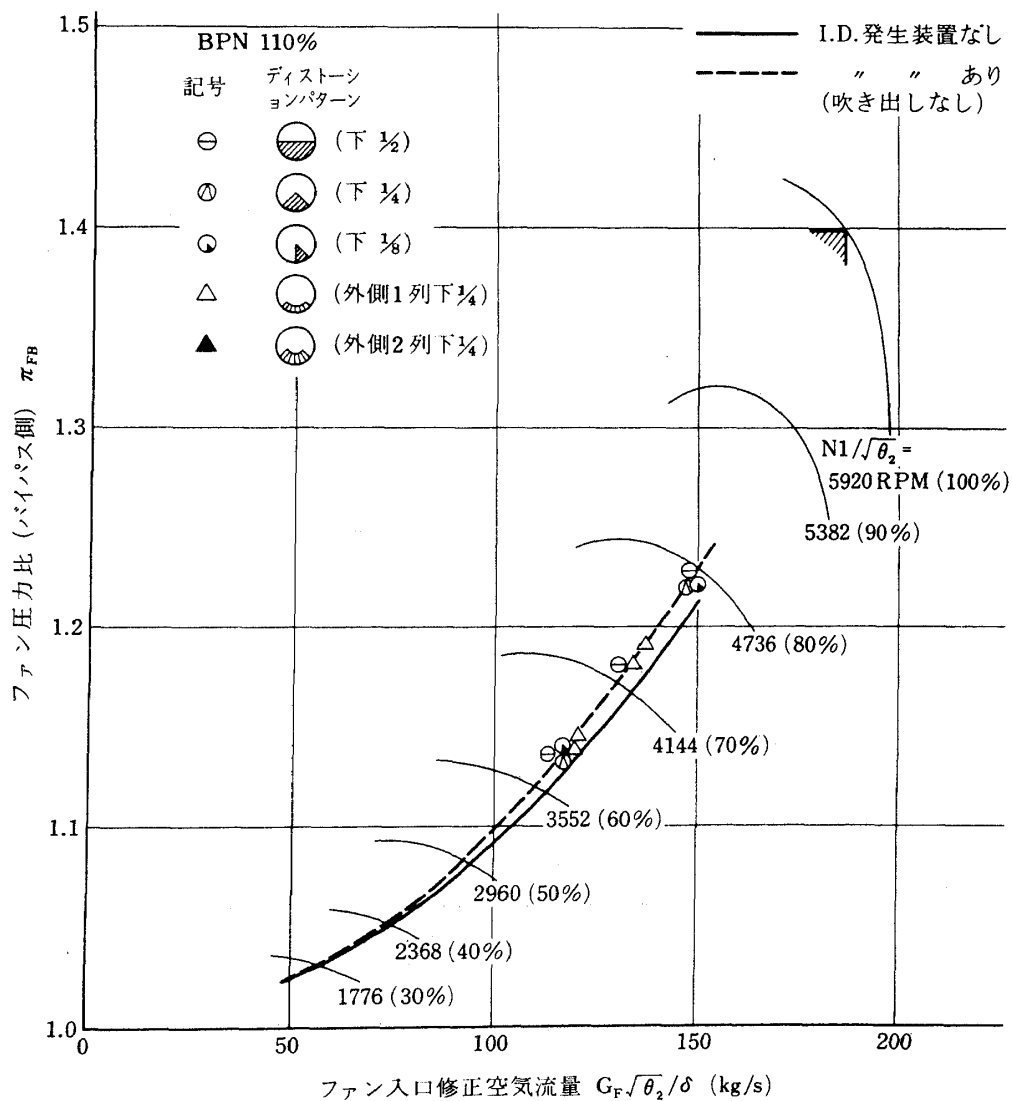
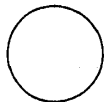
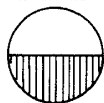


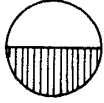
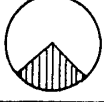
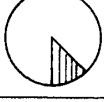
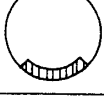

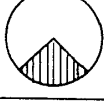


図 24 ファン作動線 (FJR710/10)

表 6 FJR710/10 #2 試験結果一覧表

試験番号	エンジンレーティング N ₁ *	ディストーション パターン	二次空気流量 (kg/s) ノズル本数	二次空気流量 主流流量	使用空気源	ディストーション インデックス	参 考 バイパスノズル
1	チェックラン	_____	_____	_____	_____	_____	120 %
2	チェックラン	_____	_____	_____	_____	_____	120 %
3	チェックラン	_____	_____	_____	_____	_____	120 %
4	性能計測 (排ガス計測)	_____	_____	_____	_____	_____	120 %
5	性能計測 (ファン翼振動計測)	_____	_____	_____	_____	_____	120 %
6	性能計測 (ファン翼振動計測)	_____	_____	_____	_____	_____	110 %
7	性能計測 (ファン翼振動計測)	_____	_____	_____	_____	_____	110 %
-3 8 -5 -6	2944 4242 4922		_____	_____	_____	1.01 % 2.06 % 2.76 %	120 %
-8 9 -6 -4	2946 4021 4951		7.63/52 7.72/52 7.87/52	6.73 % 6.91 % 5.63 %	3700 KW	4.3 % 4.9 % 5.9 %	120 %
-8 10 -6 -3	4071 4561 4918		4.04/26 4.05/26 4.07/26	3.49 % 3.12 % 2.89 %	3700 KW	4.80 % 5.30 % 5.63 %	120 %
-15 10 -13 -11	4054 4503 4978		2.02/13 2.02/13 2.02/13	1.73 % 1.55 % 1.40 %	3700 KW	4.3 % 4.9 % 5.5 %	120 %
-7 11 -5 -3	4031 4552 5036		7.85/52 8.01/52 8.063/52	7.11 % 6.32 % 5.70 %	3700 KW	4.9 % 5.6 % 5.9 %	110 %
-14 11 -12 -10	4071 4588 5011		4.11/26 3.99/26 4.01/26	3.59 % 3.06 % 2.80 %	3700 KW	4.7 % 5.2 % 5.7 %	110 %
-20 11 -18 -16	4055 4572 5019		1.99/13 2.00/13 2.00/13	1.73 % 1.53 % 1.38 %	3700 KW	4.4 % 4.8 % 5.4 %	110 %
-7 12 -5 -3	4061 4646 5021		1.46/8 1.46/8 1.46/8	1.26 % 1.11 % 1.01 %	3700 KW	3.1 % 3.7 % 4.1 %	110 %
-7 13 -5 -3	4134 4578 5026		2.54/16 2.54/16 2.53/16	2.16 % 1.95 % 1.77 %	3700 KW	4.2 % 4.9 % 5.35 %	110 %
-3 14	4849		7.24/26	5.85 %	10500 KW	7.9 %	110 %

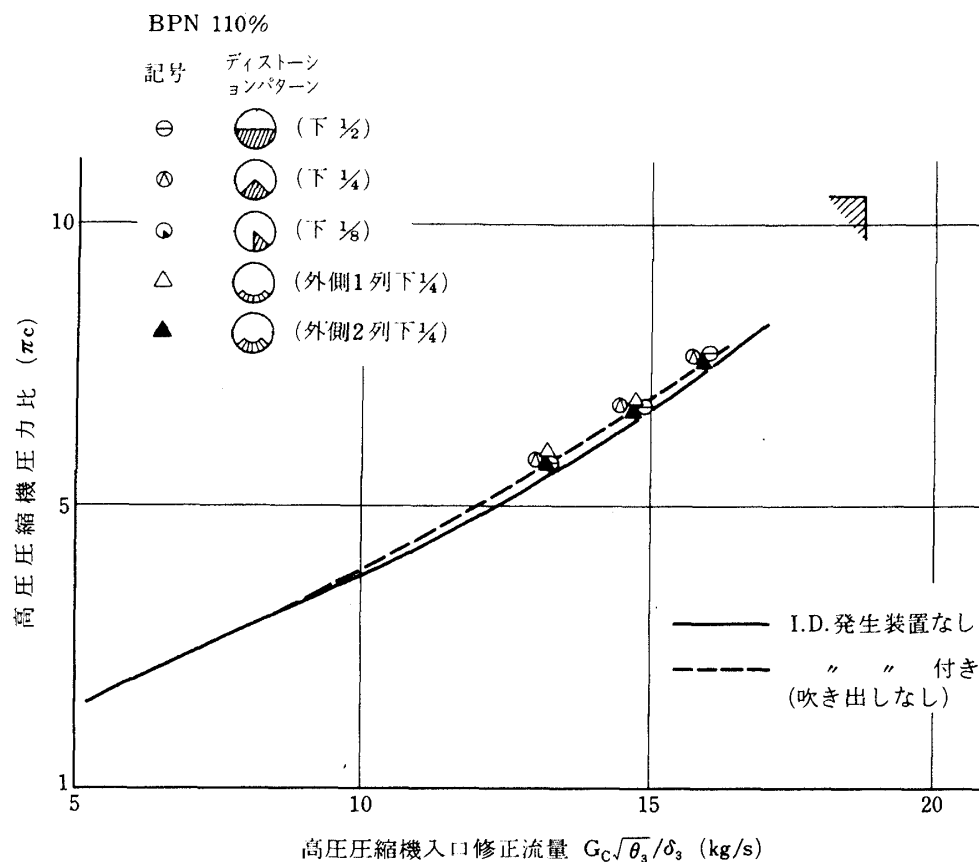


図 25 高圧圧縮機作動線 (FJR710/10)

7. FJR710/20 の全体性能の評価

FJR710/10 の場合と同様 FJR710/20 についても 6 号機を用いて試験を行った。

試験結果の一覧表を表 7 に示す。

代表的なインレット・ディストーションパターンは図 26 に示す通りである。

FJR710/10 と同様のエンジン全体性能を図 27 ～ 30 に示す。

FJR710/10 と同様、インレット・ディストーションによって大きな性能の変化は認められない。













FJR710/10 に比べファン動翼が薄いためディストーションによって翼振動が増加する傾向が認められた。この点については FJR710/20 より、なお薄型のファン動翼を持つ FJR710/600 について検討することにする。

8. む す び

インレット・ディストーション発生装置は、期待通りの性能を示した。また実際の飛行の際に受けるであろうインレット・ディストーションを大きく上まいったディストーションを与えた試験を行ったが、エンジン全体性能でみる限りディストーションによって大きな変化は認められなかった。

この結果、FJR710/10, 20 エンジンには十分な耐インレット・ディストーション特性を有していることが明らかとなった。

表 7 FJR710/20 # 6 試験結果一覧表

試験番号	エンジン レーティング N _I	ディストーション パターン	二次空気流量 (kg/s) ノズル本数	二次空気流量 主 流 流 量	使用空気源	ディストーション インデックス	参 考 バイパスノズル
1	チェックラン	_____	_____	_____	_____	_____	110 %
2	チェックラン	_____	_____	_____	_____	_____	120 %
3	排ガス試験 1	_____	_____	_____	_____	_____	100 %
4	排ガス試験 2	_____	_____	_____	_____	_____	100 %
5	排ガス試験 3	_____	_____	_____	_____	_____	100 %
6	排ガス試験 4	_____	_____	_____	_____	_____	100 %
7	チェックラン	_____	_____	_____	_____	_____	110 %
8	チェックラン	_____	_____	_____	_____	_____	120 %
9 (ID-0)	-2 3434 -3 4245 -4 4855 -5 5461		_____	_____	_____	1.27 % 1.90 % 2.42 % 2.94 %	120 %
10 (ID-1)	-4 3522 -9 4119 -13 4712 -17 5323 -21 5740		14.12/104 13.64/104 13.40/104 13.26/104 13.14/104	15.03 % 12.13 % 10.24 % 8.91 % 8.32 %	3700 KW	4.5 % 5.13 % 5.9 % 6.79 % 7.47 %	120 %
11 (ID-2)	-11 4732 -15 5330 -19 5753		13.27/104 13.14/104 13.06/104	10.47 % 9.01 % 8.33 %	3700 KW	5.73 % 6.66 % 7.45 %	110 %
13 (ID-3)	-4 3572 -7 4160 -10 4751 -12 5361 -14 5792		8.05/52 8.00/52 7.93/52 7.88/52 7.81/52	8.33 % 6.98 % 5.96 % 5.20 % 4.82 %	3700 KW	4.98 % 5.04 % 5.64 % 6.16 % 6.70 %	110 %
13 (ID-4)	-16 3554 -18 4178 -19 4701 -20 5360 -21 5790		4.06/26 4.06/26 4.04/26 4.03/26 4.03/26	4.10 % 3.45 % 3.02 % 2.63 % 2.47 %	3700 KW	4.52 % 5.16 % 5.56 % 6.16 % 6.70 %	110 %
14 (ID-5)	-3 4116 -4 4839 -5 5413 -6 5847		5.08/32 5.11/32 5.09/32 5.08/32	4.29 % 3.69 % 3.27 % 3.07 %	3700 KW	4.87 % 5.27 % 5.81 % 6.11 %	110 %
14 (ID-6)	-9 4179 -10 4853 -11 5414 -12 5840		2.59/16 2.59/16 2.62/16 2.62/16	2.17 % 1.85 % 1.67 % 1.58 %	3700 KW	4.5 % 5.23 % 5.67 % 6.15 %	110 %
15 (ID-7)	-5 5337 -4 5760		8.34/32 8.48/32	5.44 % 5.17 %	10000 KW	9.61 % 10.67 %	110 %
16 (ID-9)	-6 4111 -5 4679 -4 5283 -3 5596 -2 5606		11.10/52 11.17/52 11.18/52 11.29/52 11.24/52	10.22 % 8.91 % 7.68 % 7.36 % 7.31 %	10000 KW	8.75 % 9.35 % 9.28 % 10.08 % 9.92 %	110 %
16 (ID-10)	-9 4806 -8 5116 -7 5587		5.11/26 5.64/26 5.70/26	3.78 % 3.90 % 3.63 %	10000 KW	7.70 % 8.91 % 9.97 %	110 %
17 (ID-11)	-5 4168 -4 4694 -3 5358 -2 5729		2.71/16 2.70/16 2.70/16 2.71/16	2.25 % 1.98 % 1.73 % 1.64 %	3700 KW	3.45 % 4.0 % 4.81 % 5.30 %	110 %
17 (ID-12)	-9 4169 -8 4752 -7 5340 -6 5763		1.37/8 1.40/8 1.44/8 1.40/8	1.14 % 1.01 % 0.92 % 0.84 %	3700 KW	3.28 % 3.88 % 4.56 % 4.93 %	110 %

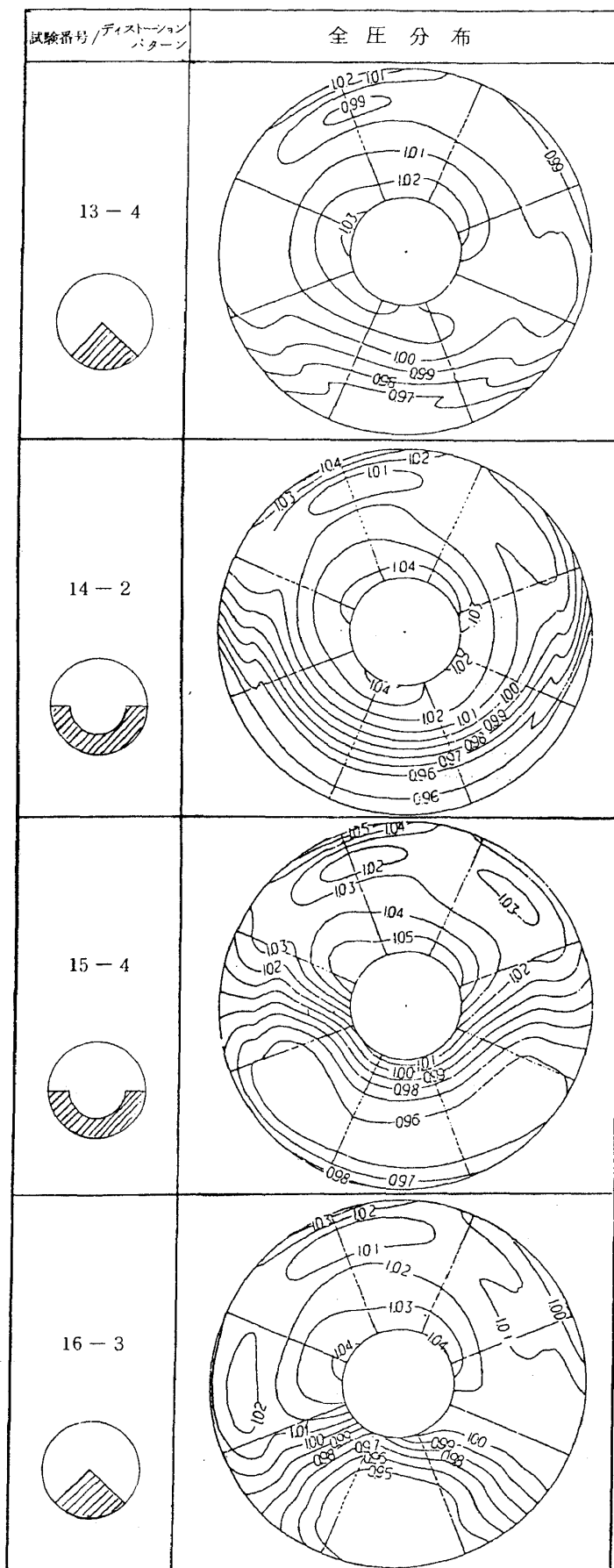


図 26 FJR710/20 インレット・ディストーションパターン

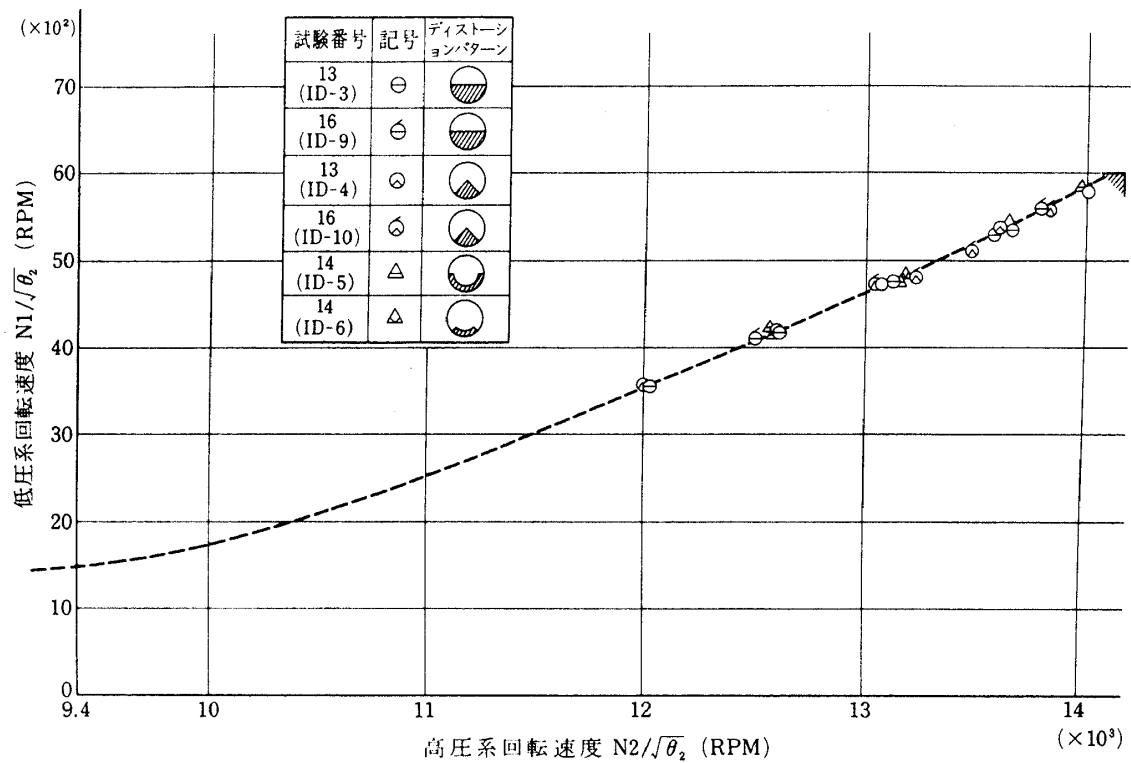


図 27 低圧系－高圧系回転速度マッチング (FJR710/20)

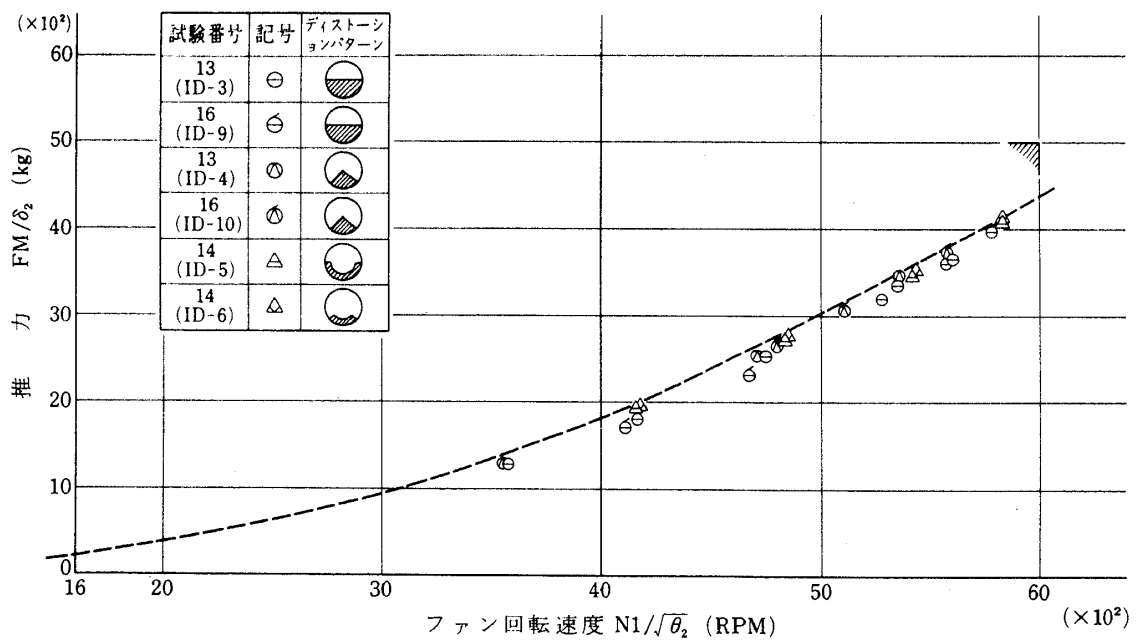


図 28 ファン回転速度－推力線図 (FJR710/20)

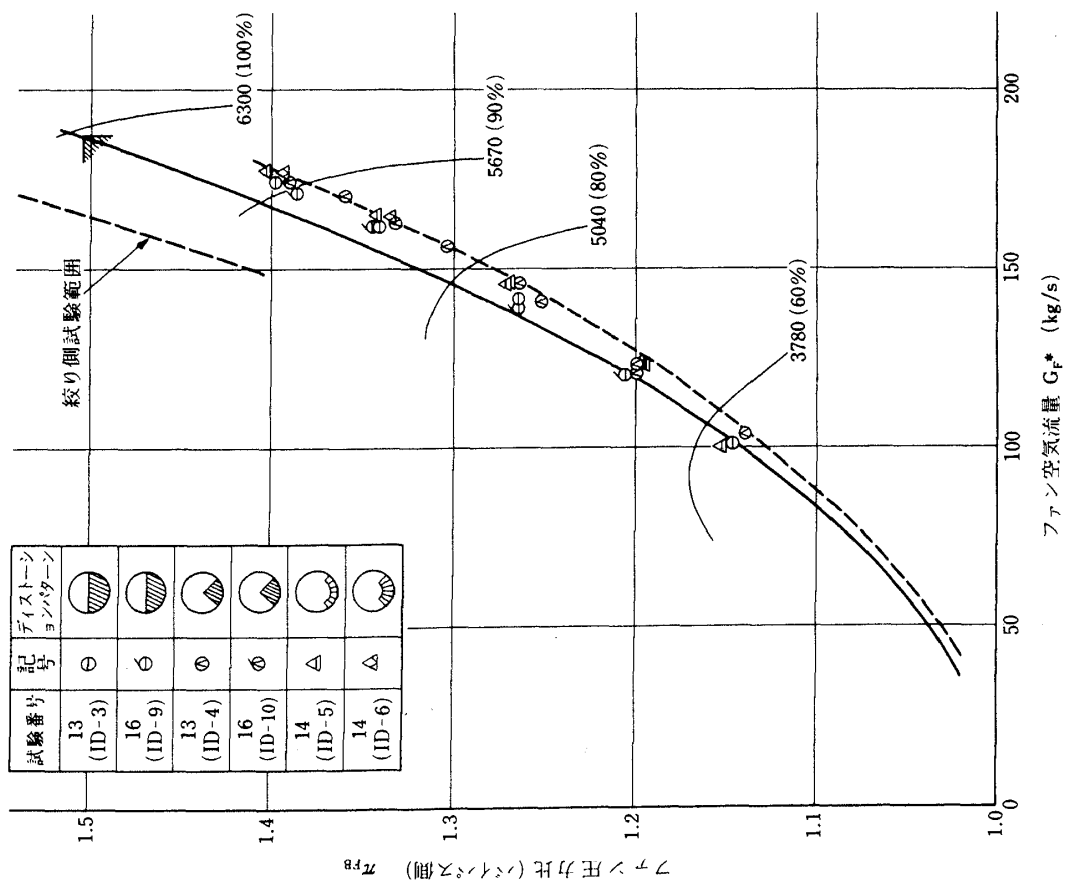


図 29 ファン作動線 (FJR710/20)

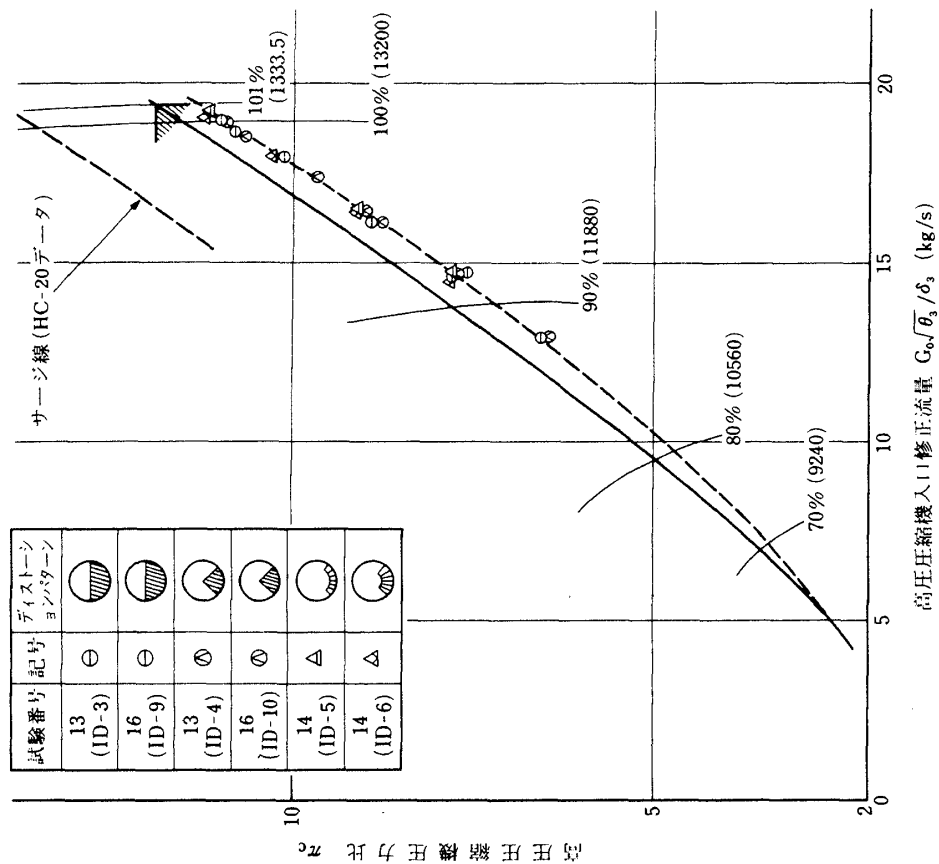


図 30 高圧圧縮機作動線 (FJR710/20)

参 考 文 献

- 1) 高田 : Inlet Distortion 第4回, ガスタービンセミナー資料集別添資料, 日本ガスタービン学会, 1977
- 2) E.J.Milner, L.M.Wenzel : Performance of a J85-13 Compressor with Clean and Distorted Inlet Flow. NASA TM X-3304, 1975
- 3) L.M.Braithwaite, E.J.Graber, Jr., C.M.Mehalic : The Effect of Inlet Temperature and Pressure Distortion on Turbojet Performance. AIAA Paper 73-1316, 1973
- 4) J.E.Calogeras, C.M.Mehalic, P.L.Burstadt : Experimental Investigation of the Effect of Screen-Induced Total-Pressure Distortion on Turbojet Stall Margin. NASA TM X-2239, 1971
- 5) C.E.de Bogdan, J. H. Dicus, D.G.Evans, R.H.Soeder : Effect of a 180°-Extent Inlet Pressure Distortion on the Internal Flow Conditions of a TF30-P-3 Engine. NASA TM X-3267, 1975
- 6) W.M.Braithwaite, J.H.Dicus, J.E.Moss, Jr., : Evaluation with a Turbofan Engine of Ari Jet as a Steady-State Inlet Flow Distortion Device. NASA TM X-1955, 1970
- 7) J.E.McAulay, M.Abdelwahab : Experimental Evaluation of a TF30-P-3 Turbofan Engine in an Altitude Facility : Afterburner Performance and Engine-Afterburner Operating Limits. NASA TN D-6839, 1972
- 8) C.L.Meyer, J.E.McAulay, T.J.Biesiadny : Technique for Inducing Controlled Steady-State and Dynamic Inlet Pressure Disturbances for Jet Engine Tests. NASA TM X-1946, 1970
- 9) ターボファンエンジン運転装置, アニュラ型高圧燃焼器試験装置, 1976, 航技研一案内
- 10) 鈴木, 他 : 環状 (アニュラ形) 燃焼器高圧燃焼試験装置, 航技研報告 TR-540, 1978

航空宇宙技術研究所資料469号

昭和57年8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

Printed in Japan