

UDC 533.662.3:  
533.697:  
621.452.322

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## TM-290

フロント・ファンの研究開発

藤井昭一・西脇英夫・五味光男

1976年2月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当 者
空 力 設 計	藤井 昭一*, 玉木 貞一**, 堀辺 章夫**
構 造 設 計	市川 宗義**, 田村 建夫**
デ ー タ 処 理	杉山 七契*, 越沼 威*
デ ー タ 解 析	藤井 昭一*, 西脇 英夫*, 宮本 徹之**
計 測	西脇 英夫*, 宮本 徹之**
試 験 機 運 転	五味 光男*, 松村 裕一**
空 気 源 運 転	臼井 弘*, 小倉 五郎*, 下平 一雄*

\* 原動機部

\*\* 石川島播磨重工業（株）航空エンジン事業部

# フロント・ファンの研究開発\*

藤井昭一\*\* 西脇英夫\*\* 五味光男\*\*

## 1. ま え が き

本報告は通産省工業技術院・大型プロジェクト「航空機用ジェットエンジンの研究開発」にもとづき行なったフロント・ファン要素の研究開発を述べる。

さて、過去十数年間、航空エンジン用圧縮機やファンは周速を増加させて段当りの仕事を大きくする方向に努力が払われてきた。事実、チタン合金の使用により動翼先端周速が400m/sを超えることも可能になった。一方、性能向上と別に騒音公害が社会的問題となった現在、回転機械も低騒音化へ研究の中心が移った。この場合、所望の性能を満足するためには(I)周速を上げて一枚当りの翼の負荷を軽くする、(II)翼の負荷が大きくなって低周速にして、それぞれ騒音を軽減する、の二つの方向がある。しかしファン圧力比1.5程度を要求される現用のファンエンジンでは上記(I)の方法が適していると思われ、本研究でもこの方法を採用している。ただし将来高バイパス比(20~30)のファンエンジンが出現すれば、必要なファン圧力比がもっと低くなり(II)の方法も有望になるであろう。とりあえず本報告ではバイパス比6のファンエンジン用に設計製作したフロント・ファンおよびフ

ァン動翼内径側の低圧部を加圧する目的でつけた1段ブースタの空力性能に限定して述べる。騒音研究に関しては別の機会に発表したい。

## 2. 空力設計

### 2.1 設計要目

図1に設計製作した1段ブースタ(予圧圧縮機)付フロント・ファンの要素試験機を示す。設計要目は次の通りである。

(a) 空気流量	106.9 kg/s
(b) 圧力比	1.505 (バイパス部) 1.531 (ブースタ部)
(c) 動翼先端周速	405 m/s (回転数 8229 rpm)
(d) 断熱効率	84.4%
(e) 入口ボス比	0.40
(f) 入口外径	940 mm

図2にファン動翼の速度三角形を書く。動翼はチタン合金の型鍛造品を機械加工して作り振動防止のため、ボス比0.82の位置に棚を設けた。

静翼は騒音対策上、周速の早い外径部で翼間距離を出来るだけ離しかつ、動翼のウエークが同時期に静翼に流

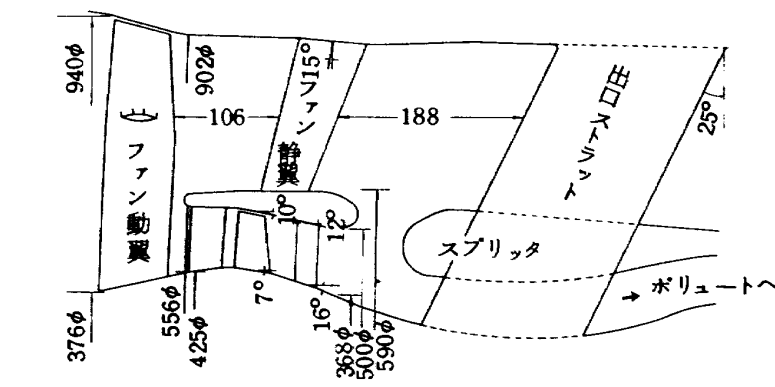


図1 試験装置断面図(単位mm) 翼枚数;ファン動翼33, ファン静翼68  
ブースタ入口静翼74, ブースタ動翼65, ブースタ出口静翼106,  
出口ストラット枚数;8。

\* 昭和50年12月6日受付

\*\* 原動機部

入しない配慮から、軸方向に15°、周方向に20°傾けた。ブースタはファン動翼の内径部の圧力を高めて高圧系に連結させるため、上下壁とも傾斜した流路に翼を配置することになった。

2.2 多重円弧翼

ファン動翼部を除いてすべての翼にNACA 65-系を用いた。ただしファン動翼では柵を境にして内径側で二重円弧翼、マッハ数の高くなる外径側で多重円弧翼を採用

した。すなわち、二重円弧翼ではたとえキャンバ角が小さくとも流入マッハ数が1.2を超える付近から効率低下が著るしくなる。従って新しい翼型として多重円弧翼を用いたわけで、これは翼キャンバを超音速部と亜音速部に分け、それぞれ別個の円弧でなめらかに連結する。超音速部と全体のキャンバ角の比をキャンバ比と呼び、本設計では翼先端部で0.20、柵のところで0.50のキャンバ比を用いた。多重円弧翼部では転向角を少なくして、仕

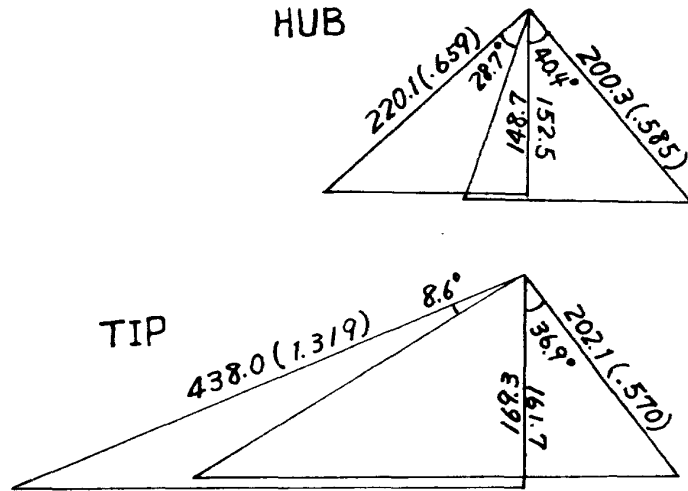


図 2 速度三角形。単位はm/sであり、カッコ内はマッハ数を示す。

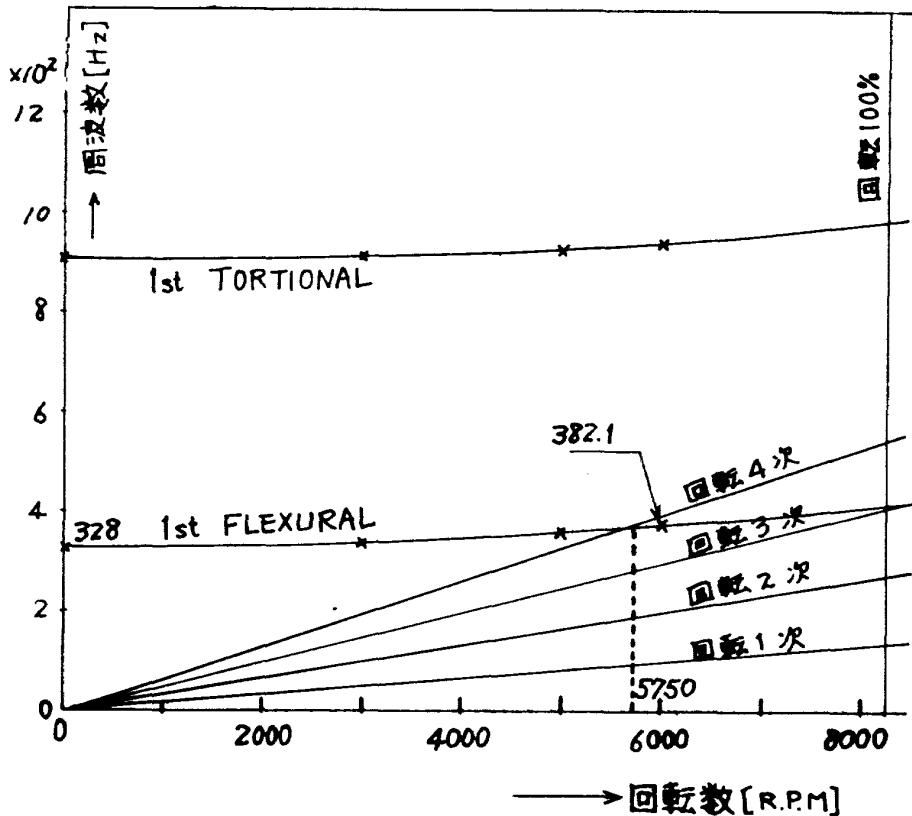


図 3 キャンベル線図

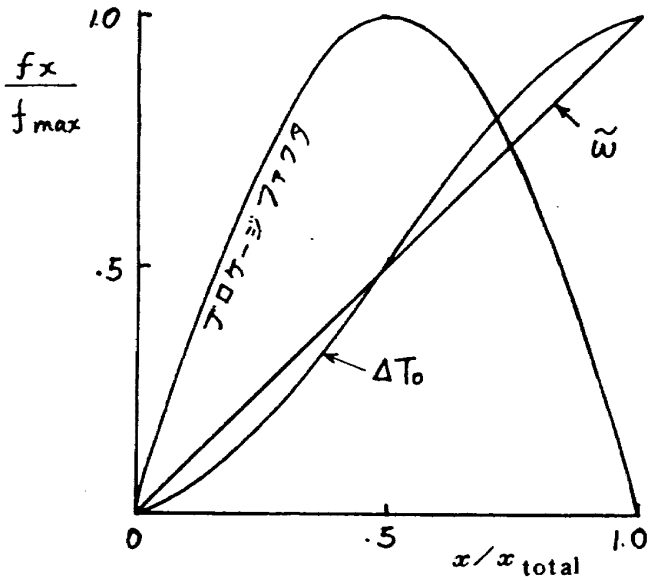


図 4 翼弦に沿って設計時に見積ったブローキックファクタ、全温上昇 $\Delta T_0$ および全圧損失係数 $\tilde{w}$ 。  $x_{total}$ は軸方向への翼弦長、 $f_x$ は上記ブローキックファクタなどの値であり、それぞれの最大値 $f_{max}$ で無次元化した。

事は周速で得ることを主眼にし、従って $8\sim 10^\circ$ 程度の轉向角にとどめ、厚み比を6%にした。入射角は翼の負圧面にほぼ平行になるよう選定し、偏差角はCarter's ruleにさらに $3^\circ$ の設計マージンをつけた。また遠心力による逆ねじりは棚から上に生じるものとし、先端で $0.8^\circ$ を見積った。

2.3 翼振動

図3に1000Hzまでの干渉曲線を示す。回転1,2次と

表 1 実験番号の説明

記号	実験番号	修正流量 (kg/sec)	全体圧力比
—●—	1114	108.7	1.493
---○---	1158	108.4	1.503
---□---	設計	106.9	1.50

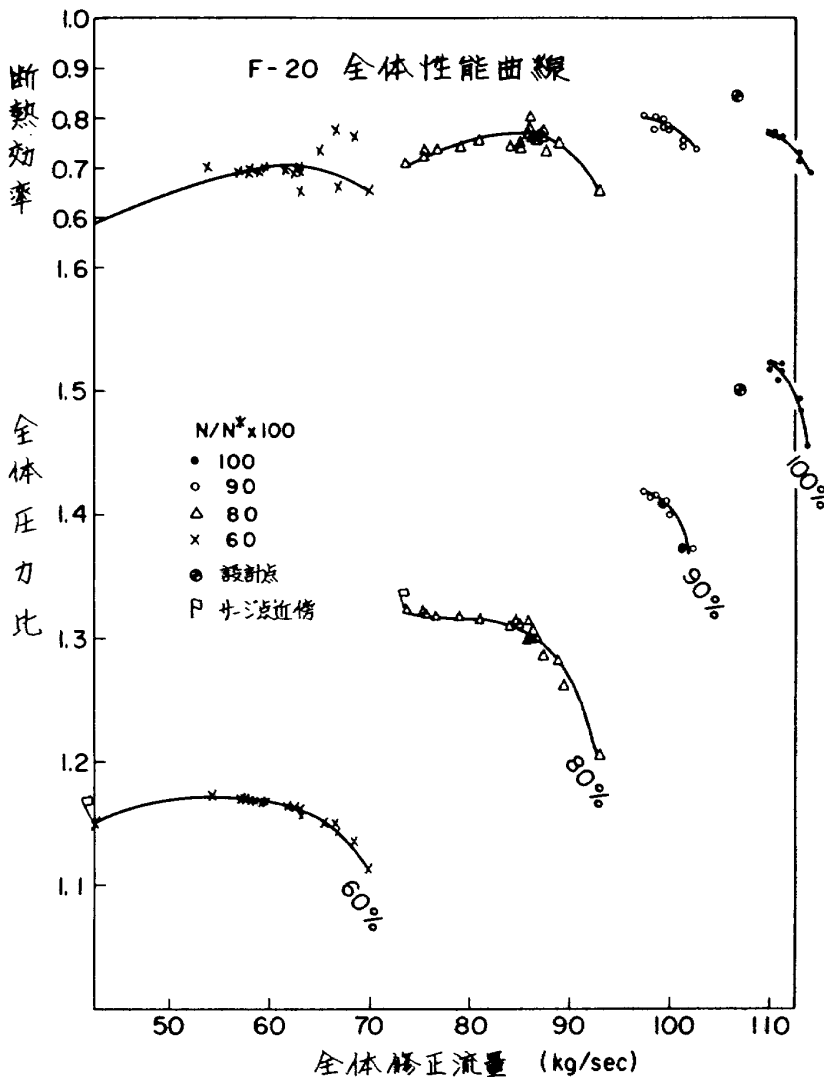


図 5 全体性能

1次の曲げ振動の共振はいずれの回転数においても避けていることが計算上判明した。ただし、回転4次とは5750rpmで干渉しているが回転が高次数であることからエネルギーも少なく、出来るだけ早く通過すれば問題はないと考えた。実際の運転中もスリップリングを介して翼振動を監視したが、いずれの場合も許容応力以下であった。また回転3次との干渉は設計回転数以上なので対象外とする。なお、ストレングージは翼の正圧側後縁の柵付近および根本につけた。

2.4 子午面流れの決定

流線法で子午面流れを定めたが、翼の中でも軸対称流れが成立すると見なし図4のような温度上昇すなわち円周速度モーメント、全圧損失係数およびブローキージの分布を仮定し、翼列間流れ (intra flow) を補正した。

詳細な設計計算は付録1、ファン動翼の翼配備は付録2を参照されたい。

3. 実験結果

図5に全体性能を示す。運転中は熱線風速計を動翼後

方の外径側に入れ、出力は実時間の周波数分析器で監視した。サージに近づくと1 KHz以下の低周波帯で乱流速度 $u'$ の振幅が大きくなった。図5で旗印のついているのはこのような点である。全体の圧力比は設計値をやや上回っていたが断熱効率が悪い。この原因は静翼で極めて大きな全圧損失が生じたため、動翼単独では図6~8に示すように極めて満足すべき性能であった。静翼の性能劣下は翼列が後退(ファン静翼)または前進(ブースタ)していたことによる。図6に動翼出口の全圧分布、図7に全温上昇を示す。図にあらわれる実験番号の説明は表1に挙げた。設計に際して偏差角の見積りに対してつけたマージンがそのまま残った。特に柵から上の多重円弧翼部でこの傾向が強く、結果的にはCarter's ruleにほぼ近いことがわかった。図8に全圧損失係数を示す。全体の流量が設計よりやや大きいことから、実際の作動マッハ数は設計値より約2%高く、従って入射角も1~1.5°小さくなったことを考慮すると多重円弧翼部での $\tilde{\omega}=0.12\sim 0.20$ は妥当な値であろう。

図9に動翼後でトラバースした軸流速度分布を、図10

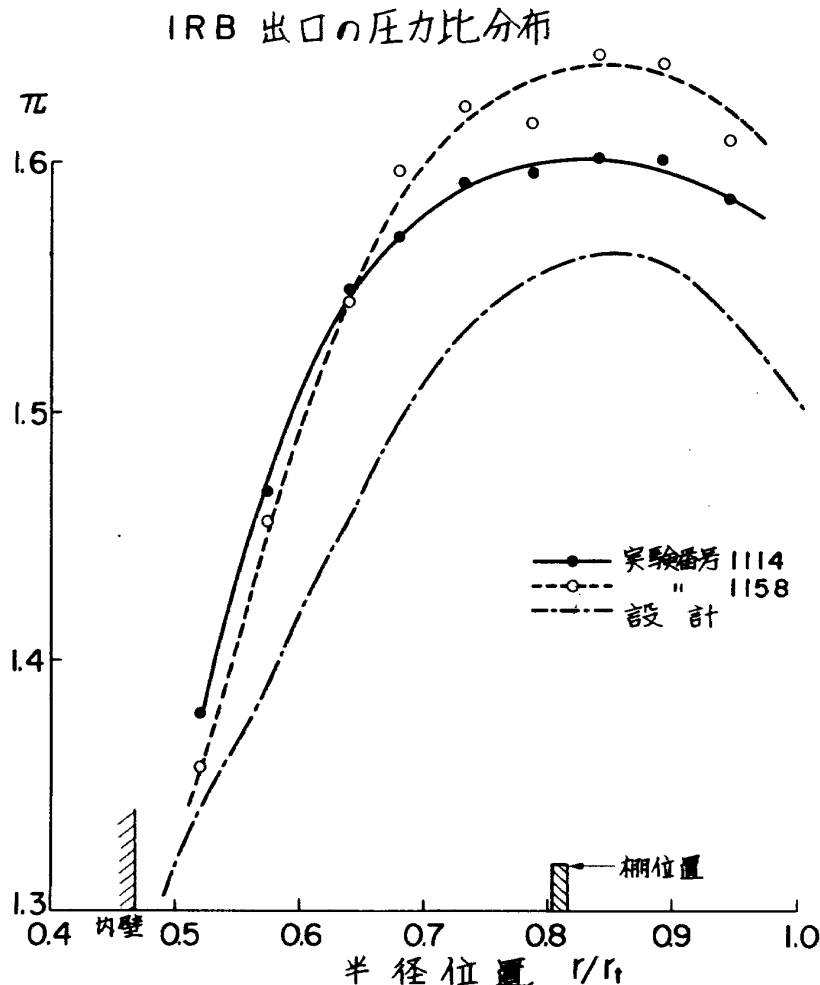


図6 動翼出口での圧力比分布

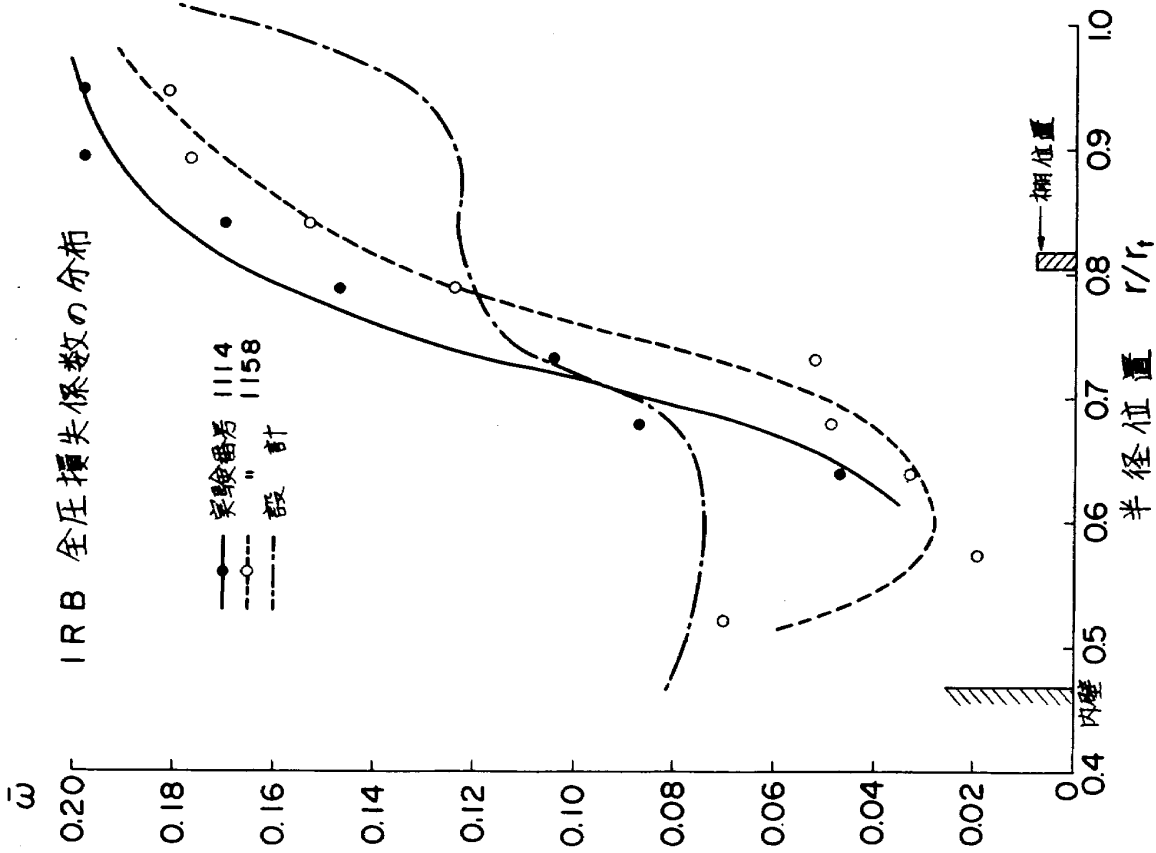


図 7 動翼前後の温度上昇分布

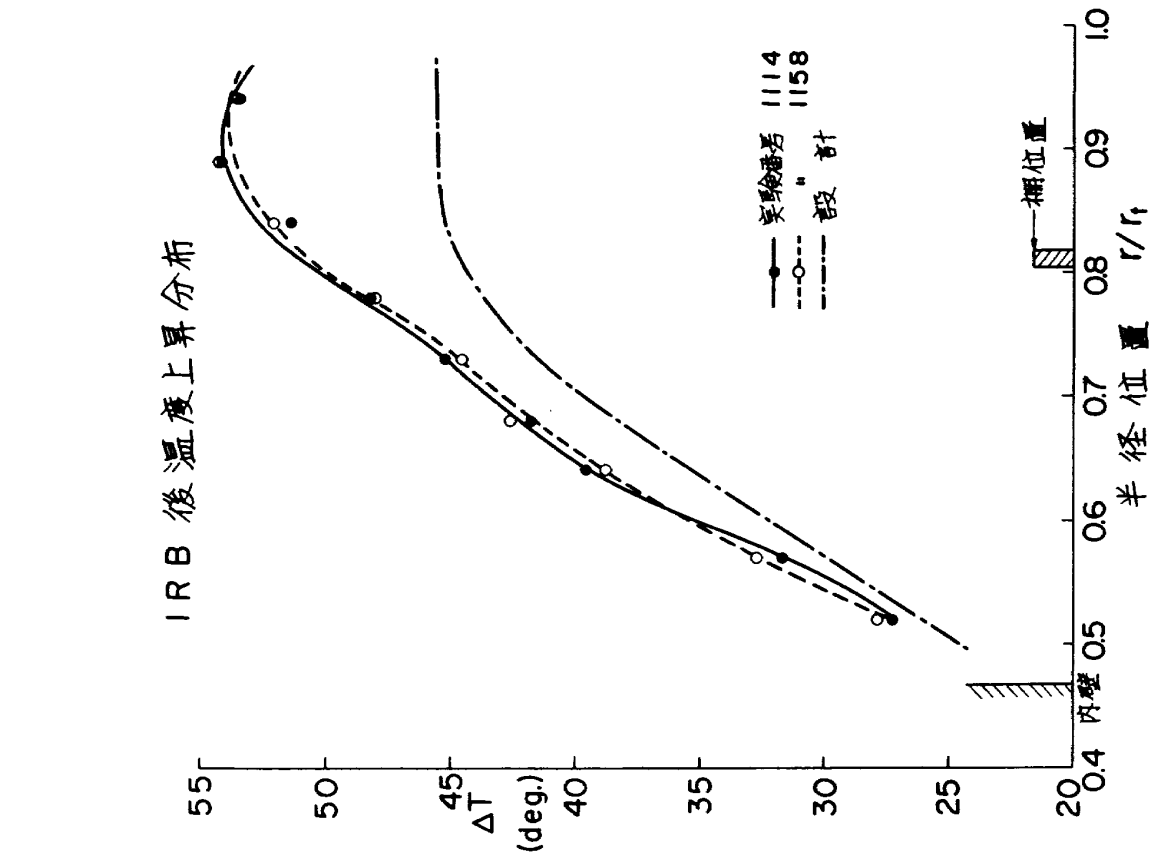


図 8 動翼の全圧損失係数

に円周速度分布を示す。柵の存在のため特に軸流速度がスパン全体に影響される。なお設計では柵の存在を単にブローイングとして全体の流量に勘案している。

#### 4. 結 論

1段ブースタ付フロント・ファンを設計製作し性能を確認した。ファン動翼は先端部に多重円弧翼を用いたが、マッハ数1.3付近までなら性能劣下はほとんど認められない。多重円弧翼の偏差角の見積りは、Carter's rule でおおむねよい。

静翼を後退させたり、上下壁の傾斜した流路に壁面と

鋭角または鈍角をつけて静翼を取付けると極めて特異なエネルギー損失が起り性能劣下に結びつく。損失発生機構については別の機会に報告したい。

この研究開発で得たフロント・ファンは流量  $110 \text{ kg/s}$ 、圧力比 1.5 を保障する。全体の断熱効率の確定値を得るには静翼を傾斜させないでもう一度実験する必要があるが、動翼からの推定で傾斜しない通常の静翼を取付ければ 85% 程度は望めるであろう。

なお、動翼の入口及び出口のフローパターン（設計値）を付録に、翼配備の詳細を付図 1 に示す。

#### IRB 後軸流速度分布

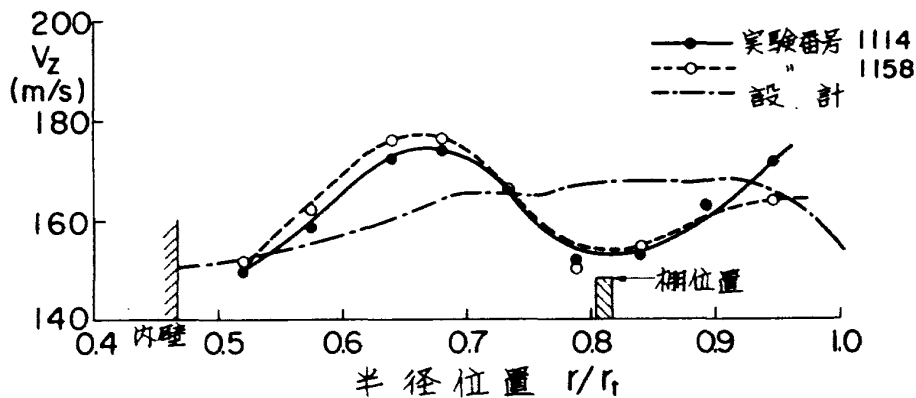


図 9 動翼出口での軸流速度分布

#### IRB 後周方向速度成分の分布

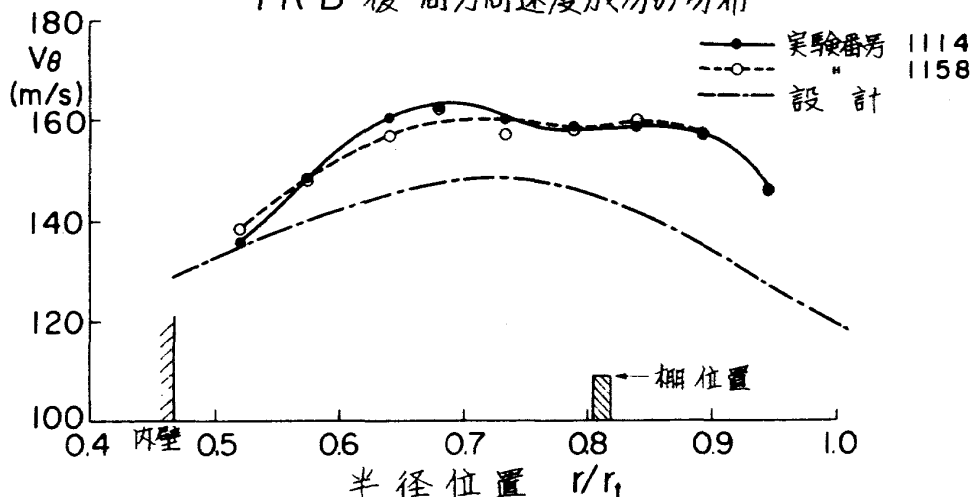
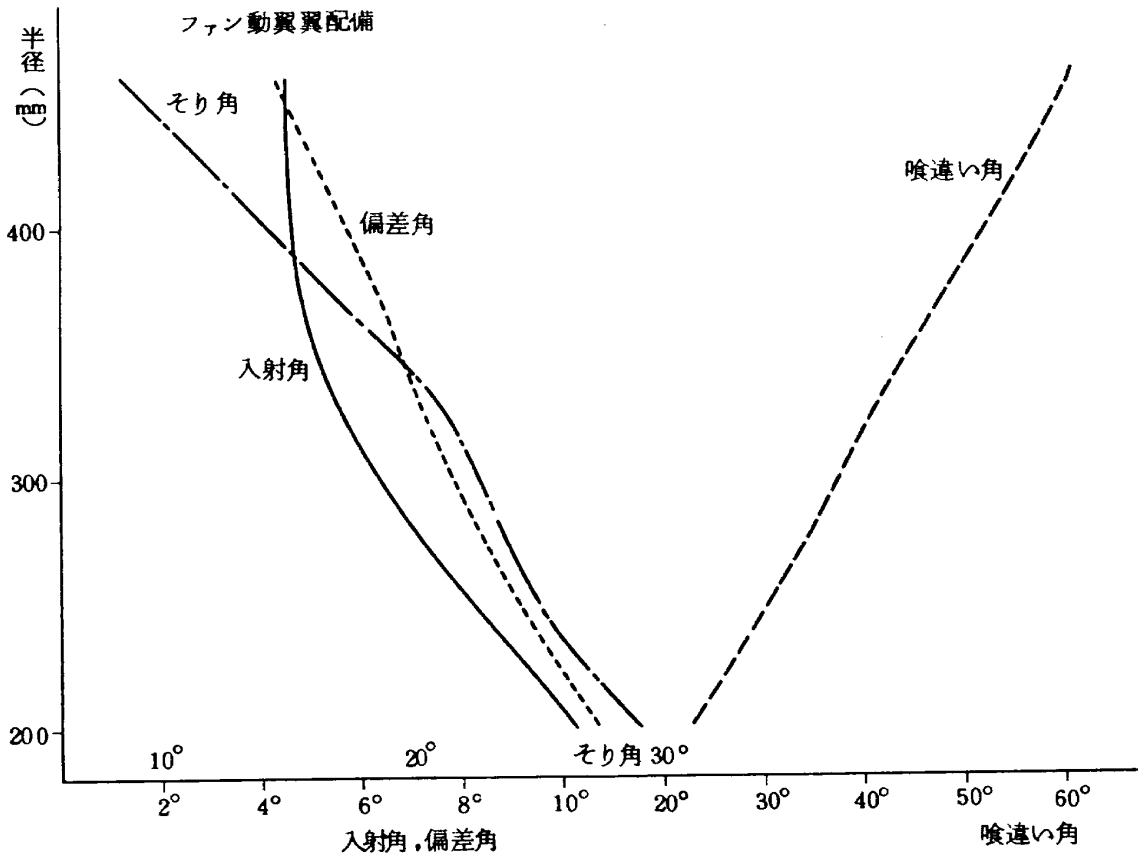


図 10 動翼出口での周方向速度成分





付図1 翼 配 備

## 付録 ファン動翼入口および出口フローパターン(設計値)

## 動翼入口

LOCA- TION	RADIUS	MERIDNAL AXIAL VELOCITY		ABSOLUTE VEL REL VELOCITY TO NEIS		VEL REL TO THIS		ABSOLUTE MACH NUMBER	MACH NO REL NEXT BLADE		MACH NO REL THIS BLADE		RAD OF CURVTR	STRMLNE SLOPE
		VELOCITY	VELOCITY	BLADE	BLADE	BLADE	BLADE		REL THIS	REL NEXT	REL THIS	REL NEXT		
1	.1882	148.71	143.66	148.71	220.11	148.71	148.71	44541	.65927	.44541	.858	14.9788		
2	.2139	158.26	154.37	158.26	242.97	158.26	158.26	47524	.72963	.47524	1.288	12.7349		
3	.2358	164.67	161.65	164.67	261.54	164.67	164.67	49540	.78685	.49540	1.624	10.9852		
4	.2717	172.24	170.55	172.24	290.59	172.24	172.24	51937	.87625	.51937	2.213	8.0292		
5	.3048	176.63	175.96	176.63	316.45	176.63	176.63	53334	.95552	.53334	3.110	5.0021		
6	.3331	178.83	178.68	178.83	338.09	178.83	178.83	54038	1.02160	.54038	4.805	2.3370		
7	.3589	179.75	179.75	179.75	357.65	179.75	179.75	54332	1.08104	.54332	11.197	-.1715		
8	.3830	179.68	179.49	179.68	375.70	179.68	179.68	54310	1.13558	.54310	-13.706	-2.6210		
9	.4057	178.72	178.04	178.72	392.58	178.72	178.72	54003	1.18621	.54003	-3.391	-5.0009		
10	.4274	176.80	175.38	176.80	408.48	176.80	176.80	53389	1.23351	.53389	-1.648	-7.2802		
11	.4484	173.75	171.44	173.75	423.57	173.75	173.75	52417	1.27783	.52417	-9.88	-9.3587		
12	.4688	169.33	166.23	169.33	437.96	169.33	169.33	51015	1.31943	.51015	-6.77	-10.9885		

LOCA- TION	STAGN PRESSRE	STAGN TEMPRE	STATIC PRESSRE	STATIC TEMPRE	STATIC DENSITY	RELATIVE EXIT ANG		ABSOLUTE FLOW ANG
						EXIT ANG	FLOW ANG	
1	1033200	288.20	9015.88	277.17	1.11128	-0.000	-0.000	-0.000
2	1033200	288.20	8850.96	275.71	1.09674	-0.000	-0.000	-0.000
3	1033200	288.20	8735.83	274.68	1.08654	-0.000	-0.000	-0.000
4	1033200	288.20	8595.39	273.40	1.07405	-0.000	-0.000	-0.000
5	1033200	288.20	8511.81	272.64	1.06659	-0.000	-0.000	-0.000
6	1033200	288.20	8469.27	272.25	1.06279	-0.000	-0.000	-0.000
7	1033200	288.20	8451.47	272.08	1.06119	-0.000	-0.000	-0.000
8	1033200	288.20	8452.78	272.09	1.06131	-0.000	-0.000	-0.000
9	1033200	288.20	8471.41	272.27	1.06298	-0.000	-0.000	-0.000
10	1033200	288.20	8508.49	272.61	1.06629	-0.000	-0.000	-0.000
11	1033200	288.20	8566.78	273.14	1.07150	-0.000	-0.000	-0.000
12	1033200	288.20	8649.83	273.90	1.07890	-0.000	-0.000	-0.000

動翼出口

LOCA- TION	RADIUS	MERIDNAL VELOCITY	AXIAL VELOCITY	ABSOLUTE VELOCITY	VEL REL TO NEXT BLADE	VEL REL TO THIS BLADE	ABSOLUTE MACH NUMBER	MACH NO REL NEXT BLADE	MACH NO REL THIS BLADE	RAD OF CURVTRE ANGLE	STRMLNE SLOPE ANGLE
1	.2104	152.51	150.36	200.27	161.50	160.96	.58539	.47212	.47051	-.405	9.6311
2	.2313	153.36	151.94	204.09	166.80	166.40	.59415	.48564	.48445	-.541	7.8089
3	.2498	155.48	154.46	208.05	173.77	173.49	.60366	.50424	.50342	-.687	6.5898
4	.2806	160.80	160.25	215.88	188.30	188.16	.62303	.54345	.54306	-1.096	4.7398
5	.3090	166.12	165.90	223.08	203.41	203.38	.64055	.58408	.58400	-2.272	3.0083
6	.3333	165.64	165.58	223.10	215.37	215.39	.63738	.61530	.61535	-18.405	1.5558
7	.3555	168.25	168.25	224.12	230.92	230.99	.63811	.65748	.65766	3.411	.1669
8	.3761	169.19	169.15	221.90	247.28	247.39	.63018	.70224	.70256	1.574	-1.1963
9	.3955	169.41	169.23	218.25	264.39	264.54	.61874	.74950	.74990	1.011	-2.6263
10	.4139	171.27	170.81	215.99	282.62	282.79	.61182	.80053	.80098	.734	-4.1679
11	.4317	166.59	165.74	209.00	296.68	296.91	.59067	.83839	.83900	.579	-5.7921
12	.4495	161.71	160.36	202.14	311.12	311.32	.56999	.87723	.87776	.484	-7.3940

LOCA- TION	STAGN PRESSE	STAGN TEMPRE	STATIC PRESSE	STATIC TEMPRE	STATIC DENSITY	RELATIVE EXIT ANG	ABSOLUTE FLOW ANG
1	13255.04	311.17	10511.30	291.21	1.23308	-18.6544	40.4070
2	13722.72	314.32	10809.48	293.60	1.25771	-22.8368	41.2897
3	14148.80	317.12	11061.85	295.59	1.27848	-26.3409	41.6430
4	14892.67	322.02	11463.26	298.83	1.31066	-31.2902	41.8569
5	15558.88	326.67	11804.29	301.91	1.33601	-35.2348	41.8703
6	15850.30	329.79	12057.94	305.03	1.35070	-39.7355	42.0629
7	16108.42	332.11	12247.98	307.14	1.36250	-43.2519	41.3511
8	16173.32	333.20	12378.66	308.73	1.36988	-46.8557	40.3218
9	16119.28	333.50	12453.80	309.84	1.37315	-50.1826	39.0894
10	16053.03	333.50	12476.90	310.34	1.37335	-52.7290	37.5407
11	15771.24	333.50	12458.38	311.82	1.36492	-55.8734	37.1521
12	15462.07	333.50	12408.18	313.22	1.35329	-58.7112	36.8733

---

## 航空宇宙技術研究所資料290号

昭和51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

---

