

NAL TR-968

ISSN 0389-4010

UDC 533.6.072

621.452

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-968

遷音速におけるTPS特性試験

小池 陽 ・ 浅井 圭介 ・ 細江 信幸
唐沢 敏夫 ・ 末永 尚史 ・ 三堀 進
鈴木 弘一

1988年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

ABSTRACT	1
1. はじめに	1
2. 記 号	4
3. 試験装置	4
3.1 遷音速風洞	4
3.2 TPS	4
3.3 ナ セ ル	6
3.4 パイロン及びストラット	6
3.5 高圧空気供給配管系	10
4. 計 測	10
4.1 ナセル内部の圧力と温度の計測	10
4.2 TPSの作動状態に関する計測	12
5. データ処理	12
5.1 ファン流量	13
5.2 総 推 力	14
5.3 ラム 抗 力	14
5.4 正味 推 力	14
5.5 標 準 化	14
6. 試 験 内 容	15
6.1 無風時におけるTPS特性試験	15
6.2 通風時（遷音速）における特性試験	15
6.3 通風時（遷音速）における迎角特性試験	15
7. 試験結果	16
7.1 ナセル内部の圧力, 温度の特性	17
7.2 流量, 推力特性	22
7.3 TPS の作動特性	25
7.4 TPS に迎角を与えた場合	28
8. ま と め	29
8.1 TPS の性能特性	29
8.2 TPS の作動特性	29
参 考 文 献	30

遷音速における TPS 特性試験*

小池 陽** 浅井 圭介** 細江 信幸**
唐沢 敏夫** 末永 尚史** 三掘 進**
鈴木 弘一**

Transonic Operational Characteristics and Performance of

Two Turbine-Powered Simulators Determined From Wind Tunnel Tests

Akira KOIKE, Keisuke ASAI, Nobuyuki HOSOE, Toshio KARASAWA
Hisashi SUENAGA, Susumu MITSUBORI, Koichi SUZUKI

ABSTRACT

Two TPS's manufactured by Tech Development Inc. (Model 1079A), clad with nacelles of a generic configuration, are subjected to test in the NAL 2m × 2m Transonic Wind Tunnel up to a Mach number of 0.8 in order to obtain data needed for use of the TPS's in a high-speed wind tunnel test of the NAL STOL research airplane 'ASKA'. The TPS's are placed on top of a strut erected on the balance turn-table of the test-section floor so that the aerodynamic forces acting on the nacelle-strut system can be measured.

Operational characteristics are obtained by measuring the TPS fan rotational speed as a function of the turbine-drive air pressure, and by observing the variation of the temperatures at the bearings supporting the TPS rotational part. Acceleration levels due to vibration are also measured.

Instrumentation includes the total pressure- and temperature distributions within the fan- and turbine nozzle flows to derive the TPS/nacelle performance represented by the fan pressure ratio, the mass flow through the fan and the magnitude of the thrust generated by the TPS/nacelle system.

1. はじめに

近年、高亜音速民間輸送機の設計において主翼に関しては、巡航時の空力抵抗を低減するために高アスペクト比遷音速翼の開発を、エンジンに関しては、騒音や燃費を低減させるために高バイパス比エンジンの開発と言った種々の改良が各々独立して行われている。一方、機体とエンジン間の空力干渉の問題

が重要視されている。これは、主翼の流れ場とエンジンの吸排気の複雑な流れが、ナセル、パイロン、主翼、その他の機体各要素の間で相互に影響し合うものであり、空力性能を考える時は、形状のみならずパワー効果をも含めて総合的に検討しなければならないことを意味している。すなわち、エンジンの高バイパス比化によりエンジンナセルが主翼および胴体に更に接近し、図-1に示すように、チャンネルフローの影響、主翼前縁とナセルの干渉、等がエンジンのパワー効果と共に議論されるようになった。更に、巡航時のようにマッハ数が比較的高い場合に

* 昭和62年12月28日 受付

** 空気力学第二部

は、エンジン排気が超音速になる場合があり、この場合エンジン、翼周りの流れ場は膨脹波、圧縮波、衝撃波を伴う複雑な流れとなり、この影響が機体の空力性能（抗力、モーメント等）を複雑に変化させることが予想される。この為、ナセル、パイロンの形状や配置の最適化においてもエンジンのパワー効果を加味した設計が重要と思われる。従って、機体開発の一環としての風洞試験においてもパワー効果を模擬する試験技術が要求される。そのため、1970年代のDC-10, A-300, 等に代表されるエアバス機の開発における風洞試験¹⁾では図-2に示すようなTPS (Turbine Powered Simulator) と呼ばれるシミュレータエンジンが多用され、その風洞試験技術もここ10年でかなり進歩した。

最近でもB-767やA-320を始めとする多くの機体の開発試験においてこのTPSが利用されている。

一方、航技研が研究開発したSTOL 実験機「飛鳥」は、従来の航空機にない新しい技術を数多く具体化している。その一つは、図-3に示すUSB (Upper Surface Blowing) と呼ばれる高揚力システムである。このシステムでは、エンジンが主翼

の上面に取り付けられ、その排気を利用して翼面周りの流れ場を能動的に制御し、低速時においても高揚力が得られるようにして短距離離着陸を実現し、またエンジンの発する騒音の遮蔽を狙う、というアイデアが採用されている。このようにエンジンのパワー効果が機体の飛行性能を支配するような機体の風洞試験では、パワーシミュレーションが必須の条件である。

以上述べたように、エンジン排気を持つ高エネルギー流れの影響が機体の空力性能を決める重要な要素となり、エンジンの吸排気状態を風洞試験で模擬するためには、各種のパワーシミュレータの中から、試験の目的にあったものを選択して用いる必要がある。通常用いられるシミュレータには次のものがある。

- (1) フロースルーナセル (Flow Through Nacelle)
- (2) ブローンナセル (Blown Nacelle)
- (3) エジェクターナセル (Ejector Nacelle)
- (4) タービンパワードナセル (Turbine Powered Nacelle)

図-4はこれらシミュレータの作動状態を簡単に

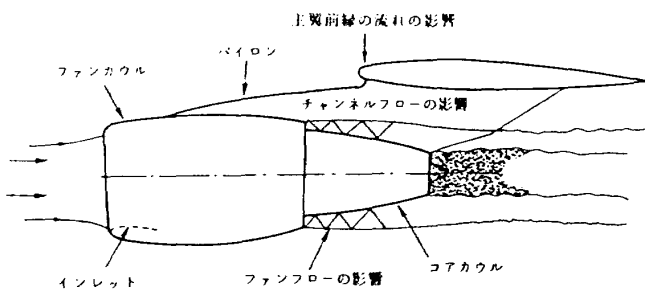


図-1 エンジン吸排気と機体間の空力干渉

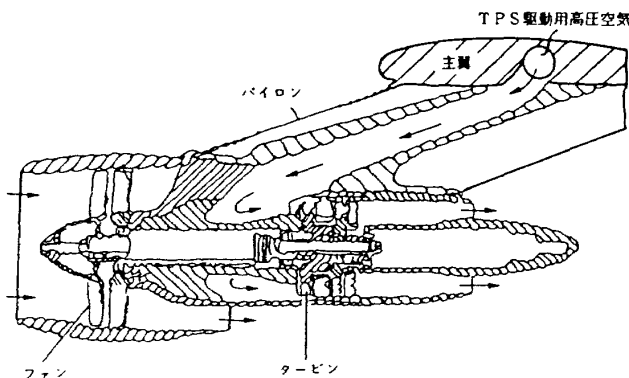


図-2 TPS (Turbine Powered Simulator) の作動原理

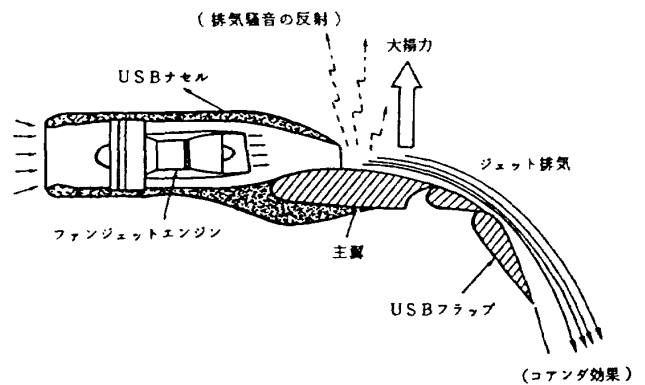


図-3 USB高揚力装置

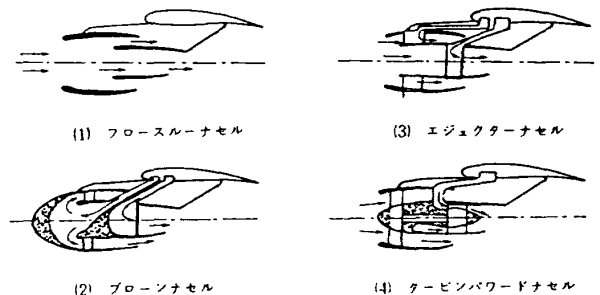


図-4 各種パワードシミュレータ

示したものである。この内、フロースルーナセルは、その形状を実機とよく相似にすることが可能であり、また、設計点において、吸気側の状態をよく模擬できるが、排気側の流れは全く模擬できない。ブローンナセルは、主に排気効果を模擬するための工夫で、図に示すように吸気側の形状は実機とはかけ離れたものとなっており、空気取入口近傍の流れは全く模擬できず、この流れの影響を大きく受けるナセルと胴体及び主翼の間の流れ（チャンネルフロー）を調べることはできない。

エジェクターナセルは、ナセルの内部に設けた多数の噴射孔から高圧空気を後方に吹出しそのエジェクター効果で空気取入口より吸気し、吸排気を同時に模擬しようとするものである。しかし、エジェクターによる吸入では、たとえノズル出口圧力比を合せても吸入できる流量は、実機の50~60%しか得られない。しかも排気流れが非常に乱れた流れとなり実際のファンエンジンのそれとは大きく異なる。

タービンパワーードナセルは、ナセル内部にTPSを装着したもので、上記3方式のもつ欠点を補い、図-5に示すように、実用化された装置としては、シミュレーション範囲の最も広いものである。それ故今日ではパワーシミュレーションを必要とする風洞試験では、殆どの場合この方式が用いられる。ただし、他のシミュレータに比べて構造が複雑であり、非常に高価である。

一般的に、TPSを用いる風洞試験で重要なことは、使用するTPSの性能（流量、推力、圧力比、温度比等）や、作動特性（回転数、タービン駆動圧

力、振動、ベアリング温度）等を予め調べておくことである。本報告では、このために行う試験をTPS特性試験として位置付ける。この試験の目的、及び意義を以下に記す。

(1) TPSの性能、及び動作特性の把握

風洞試験では、TPSの動作点をファン回転数により設定する。他方、パワー効果を考察するための風試パラメータは、ファンの空気流量、推力、圧力比等であるから、風試に先立ち、TPS回転数とこれらパラメータとの関係を把握しておく必要がある。又、この回転数を設定するために、回転数とタービン駆動用空気の圧力や流量との関係を調べておかなければならない。

更に、振動特性、ベアリング温度特性は、使用するTPSによってそれぞれ異なるので、全てのTPSについてその特性（個性）を把握しておく必要がある。

(2) 流量、推力計測法の確立

ナセル内部に設けた圧力、温度センサのデータから流量、推力を推定するのにセンサの数、位置等計測方法を確立する必要がある、そのために特性試験を行うことが有意義である。

(3) TPS取扱の習熟

TPS最高70000rpmにも達する回転部分を持ち、その取扱には細心の注意を必要とする。従って、これを安全に、しかも風試の目的に沿って作動させるために、その運転状態を常時モニタすること、及び動作を的確に制御することが求められる。そのための運転システムを確立し、その使用方法に習熟しなければならない。特性試験は、このようなTPS運転制御計測のためのシステムの動作確認を行う試験を兼ねるものである。

本報告では、昭和60年3月に米国TDI社から購入した高速風洞試験用の2基のTPSの特性試験と、その結果について述べる。

以下、第3節では、TPSとは何かを含めて試験装置について述べ、第4節では、TPSを用いた風洞試験における計測について、第5節ではデータ処理について述べる。次に、特性試験の内容を第6節に述べ、第7節では、試験結果について述べる。

模擬、測定	模擬方法			
	フロースルー	ブローン	エジェクター	TPS
推力	×	○	○	○
FNPR	×	○	○	○
FTR	×	×	×	○
吸気流れ	○	×	△	○
排気流れ	×	△	△	○
吸排気流の干渉	×	×	×	○

正しい模擬が
 ○：可能 ×：ほとんど不可 △：一部可
 FNPR：ファンノズル圧力比 FTR：ファン温度比
 ※風洞試験の場合、Re数は実際と異なる。

図-5 各種パワーードシミュレータの比較

2. 本文で用いる主な記号

A	: 断面積	[m ²]
a	: 音速	[m/sec]
γ	: 比熱比, 空気の場合 = 1.4	
D _{RAM}	: ラム抗力	[N]
FG	: 総推力	[N]
F _{NET}	: 正味推力	[N]
M	: マッハ数	
\dot{m}	: 単位時間当りの流量	[kg/sec]
h/d	: 総圧管の位置	
N	: TPSの回転数	[rpm]
PS	: 静圧	[bar]
PT	: 総圧	[bar]
R	: 気体定数	[kJ/kgK]
T	: 総温度	[K]
V	: 気流の速度	[m/sec]
w	: 面積に関する重み係数	
δ	: 力に関する標準化係数 = PTo/1.013	
θ	: 温度に関する標準化係数 = To/288.15	

添字

corr	: 標準化
i	: 理想的
ref	: 基準
set	: 回転数設定目標値
0, 00	: 一様流

TPS ナセル関係の添字 (図-16参照)

1	: インテーク入口
2	: ファン入口
3	: ファン出口 (計測位置)
4	: タービン入口
41	: タービン入口 (駆動圧力計測位置)
5	: タービン出口 (計測位置)
19	: ファンノズル出口
9	: タービンノズル出口

3. 試験装置

3.1 遷音速風洞

本試験に使用した風洞は、航技研 2 m × 2 m 遷音速風洞である。この遷音速風洞の測定部は交換可能で、測定部としては、全機模型を主に試験するものと半截模型を主に試験するものがあり、試験の目的に合わせて用いている。半截模型用の測定部は、模型をその床壁で支持する方式であるので、本試験のようにナセルをストラットで支持する場合に適している。また、一般的に、高圧空気配管のしやすさから床壁（あるいは側壁）支持法が多く採用されている。従って本試験では、TPS 支持法の観点から半截模型用の測定部を用いた。

この風洞では、内圧（一様流総圧）を変化させることによって、試験レイノルズ数を変えることができる。通常は、0.6 bar ~ 1.0 bar の範囲が多く用いられ、所定の内圧を ± 0.001 bar の範囲で制御可能である。本試験は、最も多く使用される 0.8 bar を中心に行われた。また、風洞内圧が、タービン駆動圧と回転数の関係に及ぼす影響を確認する為に 1.0 bar でも実施した。

この風洞は、内部の空気を、通風の前に貯気槽の乾燥空気と置換して用いるので通常の試験では露点（約 -40℃）は問題にならないが、TPS のように膨張による急冷がある場合そのタービン駆動空気を加熱しなければ露点が問題となる。例えば、TPS のタービン温度比が 0.7 の場合、約 -70℃程度にコアカウルの表面温度が低下するので、空気（ファン流）の水蒸気が氷結することが考えられる。この氷結による問題（空力、計測上の）が生ずる。

3.2 TPS

本試験に用いた TPS は、米国 TDI (Tech Development Inc.) 社によって、JT-9D や CF-6 のシミュレータとして開発製作された「モデル 1079A」である。図-6 はその主要寸度を、図-7 にその構造を示している。

ファン入口の直径が 8.76 cm で、設計ファン圧力比が 1.65 である。この TPS は、高圧空気タービンを駆動するエアタービンシミュレータで、2 段（動

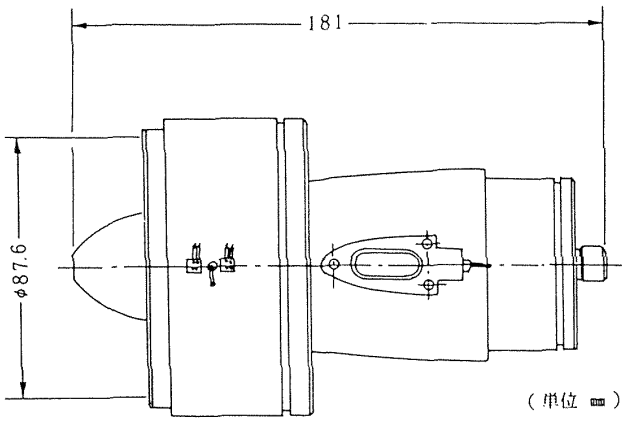


図-6 TDI MODEL 1079Aの主要寸度

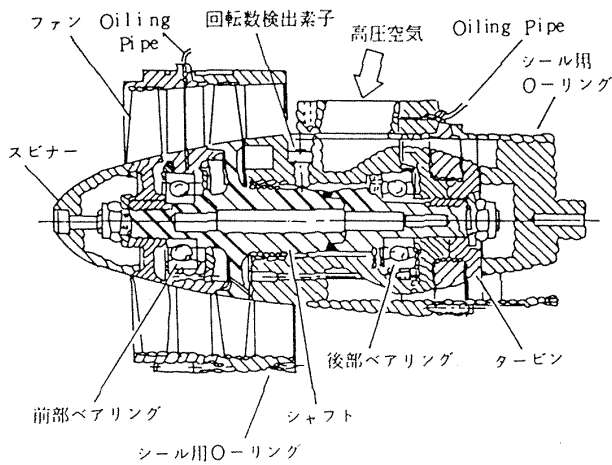
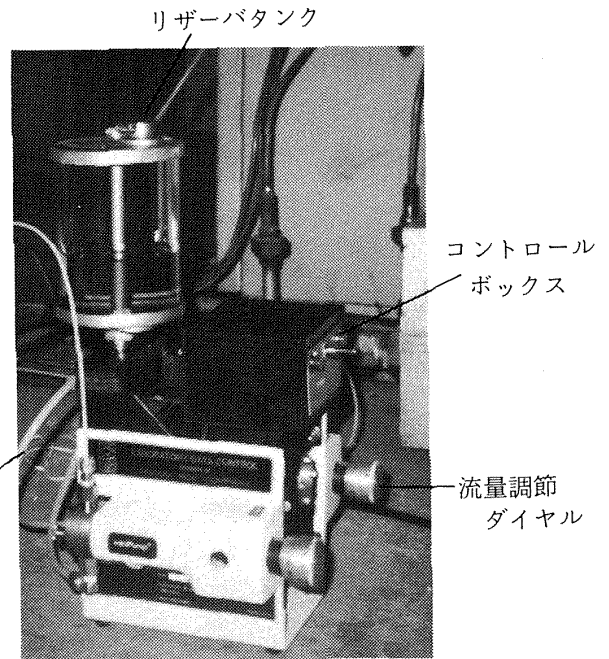
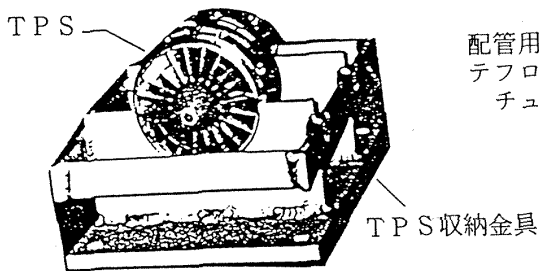
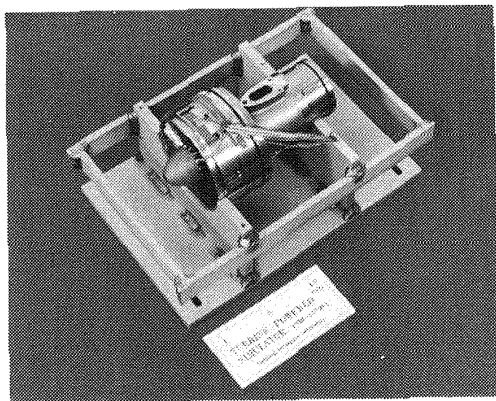


図-7 TDI MODEL 1079Aの構造

翼2段、静翼2段)のタービンと2段のファンを持っている。

ファン側とタービン側のシャフトは一体となっておりそれぞれの位置でベアリング(ファン側を前部ベアリング、タービン側を後部ベアリングと呼ぶ、以下同じ)により支えられている。

この2つのベアリングには、潤滑油を供給するための給油パイプとベアリング部の温度を監視するための熱電対が設けられている。図-8に TPS と給油ポンプを示す。この給油ポンプは、作動時間を調節できるタイマーを内蔵しており、2箇所のベアリングへ、連続的に給油するモード(これをループモードと呼ぶ)と、間欠周期的に給油するモード(これをタイマーモードと呼ぶ)の2種類の給油方法をスイッチの切り換えで選択することができる。給油流量はループモードで最大290cc/hr(at 60Hz)で、これを100%として0~100%の間で任意に設定できる。通常の使用方法ではこれを69%に設定している。また、タイマーモードでは、1分間に4秒だけポンプが作動して給油を行う。流量設定69%でタイマーモードとした場合 TPS の1ベアリング当り約10cc/hrの潤滑油が給油される。



潤滑油給油ポンプ

図-8 給油ポンプとTPS

ベアリング温度を監視し記録するために、銅コンスタンタン熱電対が1ベアリング当り2箇所にはけられている。TPSが高い回転数で作動している時、TPSに働く推力は主に前部ベアリングへの荷重となる。この為前部ベアリングの温度は上昇する傾向を持ち、これに対抗して給油により温度降下がもたらされる。一方、後部ベアリングでは、タービンを駆動させる高圧空気がタービンで膨脹する時に大きな温度降下を伴うので、後部ベアリング周囲の温度は常温よりかなり低下する。従って、室温である潤滑油の給油は、後部ベアリングには逆に温度を上げる働きをもたらす。

本試験で用いた TPS モデル1079Aには、回転数検出の為に電磁ピックアップセンサが組みこまれておりそのパルス測定することによって TPS の回転数を知ることができる。

このピックアップセンサは、TPS 一回転当り30パルスを発生する。

3.3 ナセル

TPSはいわば裸のエンジンであり、これを使用する時はナセルを装着する必要がある。ナセル形状は試験の目的に応じて決められるが、本特性試験においては、ナセル形状は簡単な軸対称として製作した。図-9にナセル形状を示す。

ナセルはファンカウル（前部のインテーク部及び後部のファンノズル部）とタービнкаウル（コアカウル）とから成る。前部ファンカウルの断面形状は次のようにして決めた。すなわち、内側については、スピナとファンハブ（図-9の斜線部分）の形状からその周りの流れを計算し、得られた流線の中からファン入り口の位置を通るものを選び、実際に遷音

速機に採用されているナセルの例から、ファンの直径とインテークの長さの比を参考にしてインテーク長さを定めた。外側は疑似楕円の一部分とみなしそのパラメータを適宜に選ぶことによってインテーク前縁で内側と滑らかに繋がるようにした。（この断面形状をAERO2-01と呼称する。）

後部ファンカウルは、TPSの設計圧力比及び流量から必要ノズル出口断面積を計算し、前部ファンカウルと同様にして、ファン出口から、ノズル出口までを滑らかな曲線で繋ぐことによって内側表面の形状を定めた。

タービнкаウルにおいてもファンカウルと同様に、タービンノズルの必要出口断面積を計算し、その直径とタービン出口とをこの場合直線で結び内側表面とし、外側はファンハブの外表面と結びタービンノズル出口まで滑らかに繋がるようにした。

表-1～3にナセルの断面座標を示す。

ナセルは1組だけ製作し、2基のTPSを順次組み換えて一連の試験を行った。

ナセル表面の流れを測定するために、図-9に示したように静圧孔を設けた。ナセル内部の流れを計測するために総圧レークと総温度（熱電対）レークを設けてあるが、これらについては第4節で詳述する。

3.4 パイロン及びストラット

TPS ナセルを風洞測定部に取り付けた状態を図-10に示す。測定部床面に設けられた外装式天秤に、TPS ナセルを支持するストラットが取り付けられる。このストラットは、図に示すように TPS への空力的な影響を少なくする為に、厚さが25mm、ダブルウエッジの断面形で、前進角を上部で45°、下部で30°持たせてあり、台座に固定されている。

ストラット内部には、タービン駆動用の高圧空気を通すダクトを設けてある。ダブルウエッジの後縁部は取り外しができ、その中を、TPSの回転数信号線、ベアリング熱電対信号線、ベアリング潤滑油配管、TPS振動加速度センサ信号線、ナセル内部の熱電対信号線、及び圧力配管等が通っている。圧力は、ストラット下端に取り付けたスキヤニバルブによって測定し、測定部の外へ電気信号として伝送

ISOLATED E/G NACELLE (TDI 1079A S/N 5580 S/N 5581)

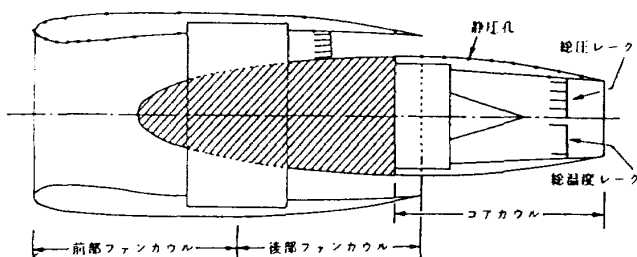
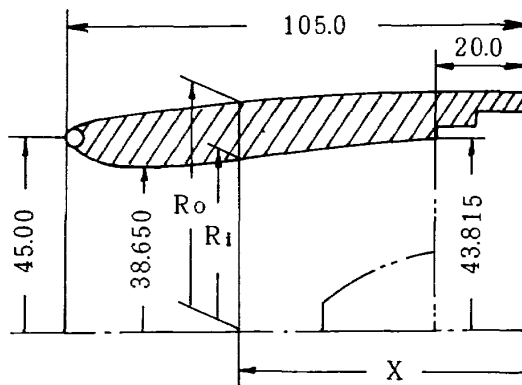


図-9 ナセル

表-1 前部ファンカウル

X	Ri	X	Ri	X	Ro	X	Ro
20.0	43.815	72.134	39.494	0.0	55.0	77.5	53.489
24.055	43.769	74.126	39.338	10.0	55.0	80.0	53.251
27.086	43.690	76.200	39.192	15.0	54.998	82.0	53.037
29.206	43.623	78.369	39.058	20.0	54.995	84.0	52.799
30.911	43.545	80.179	38.957	25.0	54.987	86.0	52.533
33.069	43.422	82.056	38.857	27.5	54.981	88.0	52.237
34.958	43.310	84.023	38.767	30.0	54.974	90.0	51.903
37.178	43.153	85.038	38.722	32.5	54.963	92.0	51.526
39.162	42.985	86.076	38.678	35.0	54.950	94.0	51.097
41.007	42.829	87.0	38.650	37.5	54.933	96.0	50.600
43.135	42.616	88.0	38.668	40.0	54.912	97.0	50.320
45.148	42.415	89.0	38.713	42.5	54.887	98.0	50.015
47.051	42.202	90.0	38.780	45.0	54.856	99.0	49.679
48.896	42.001	92.0	38.981	47.5	54.819	100.0	49.304
50.673	41.788	94.0	39.268	50.0	54.775	101.0	48.879
52.423	41.587	96.0	39.649	52.5	54.724	102.0	48.385
54.144	41.385	97.5	40.008	55.0	54.663	103.0	47.785
56.180	41.139	99.0	40.442	57.5	54.593	103.5	47.421
57.870	40.938	100.0	40.784	60.0	54.511	104.0	46.984
59.905	40.703	101.0	41.181	62.5	54.417	104.5	46.408
61.950	40.468	102.0	41.652	65.0	54.308	105.0	45.0
64.031	40.244	103.0	42.234	67.5	54.185		
66.158	40.031	104.0	43.022	70.0	54.043		
68.333	39.819	104.5	43.593	72.5	53.882		
70.202	39.651	105.0	45.0	75.0	53.698		



リップの前縁半径 $\rho = 2.0$

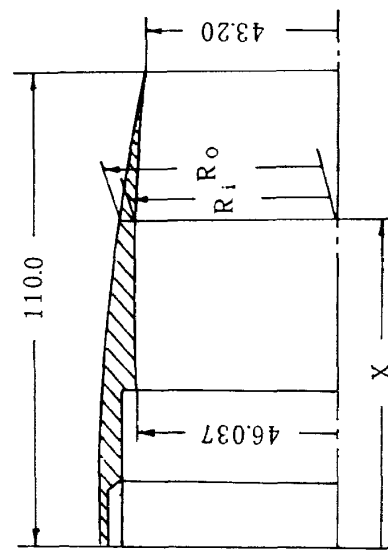
ハイライト部直径 $D_{HL} = 90.0$

スロート部直径 $D_{TH} = 77.3$

(単位 mm)

表-2 ファンカウル

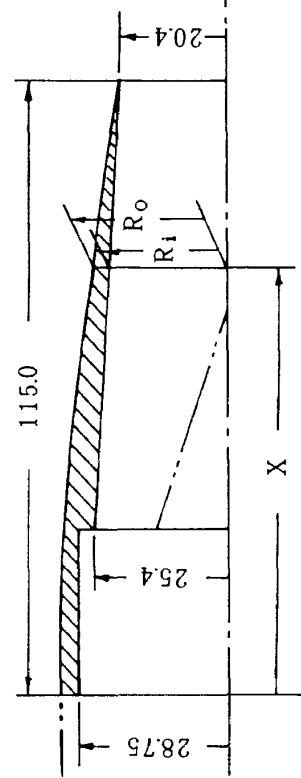
X	Ri	Ro	X	Ri	Ro
0.0		55.0	60.0	45.432	51.489
5.0		54.975	65.0	45.268	50.879
10.0		54.902	70.0	45.090	50.221
15.0		54.780	75.0	44.900	49.514
20.0		54.609	80.0	44.697	48.758
25.0		54.390	85.0	44.480	47.954
30.0		54.122	90.0	44.250	47.100
35.0		53.805	95.0	44.007	46.198
36.0	46.037	53.736	100.0	43.751	45.247
40.0	45.957	53.439	105.0	43.482	44.248
45.0	45.846	53.025	100.0	43.20	43.20
50.0	45.721	52.561			
55.0	45.583	52.050			



(単位 mm)

表-3 コアカウル

X	Ri	Ro	X	Ri	Ro
0.0		32.056	60.0		29.519
5.0		32.136	65.0		28.912
10.0		32.184	70.0	直	28.250
15.0		32.200	75.0		27.537
20.0		32.166	80.0		26.775
25.0		32.064	85.0	線	25.968
30.0		31.894	90.0		25.119
31.0	25.400	31.853	95.0		24.233
35.0		31.658	100.0		23.313
40.0		31.357	105.0		22.364
45.0		30.990	110.0		21.392
50.0		30.561	115.0	20.400	20.400
55.0		30.070			



(単位 mm)

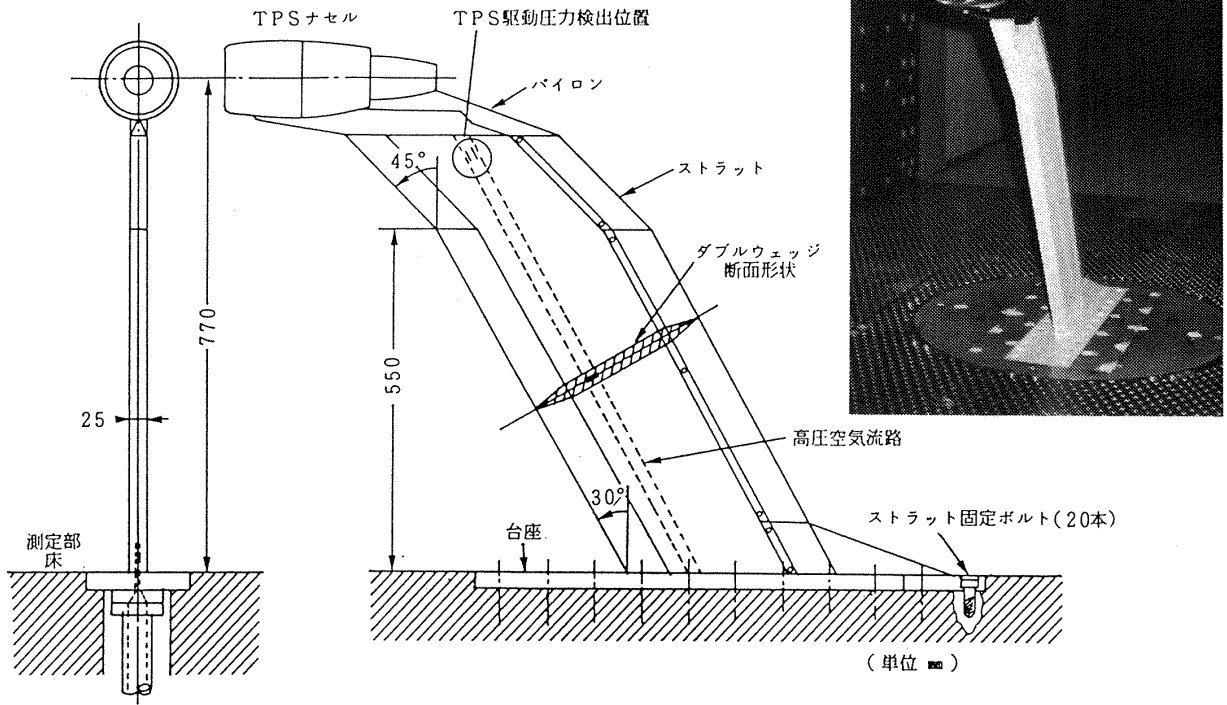


図-10 測定部にセットした様子

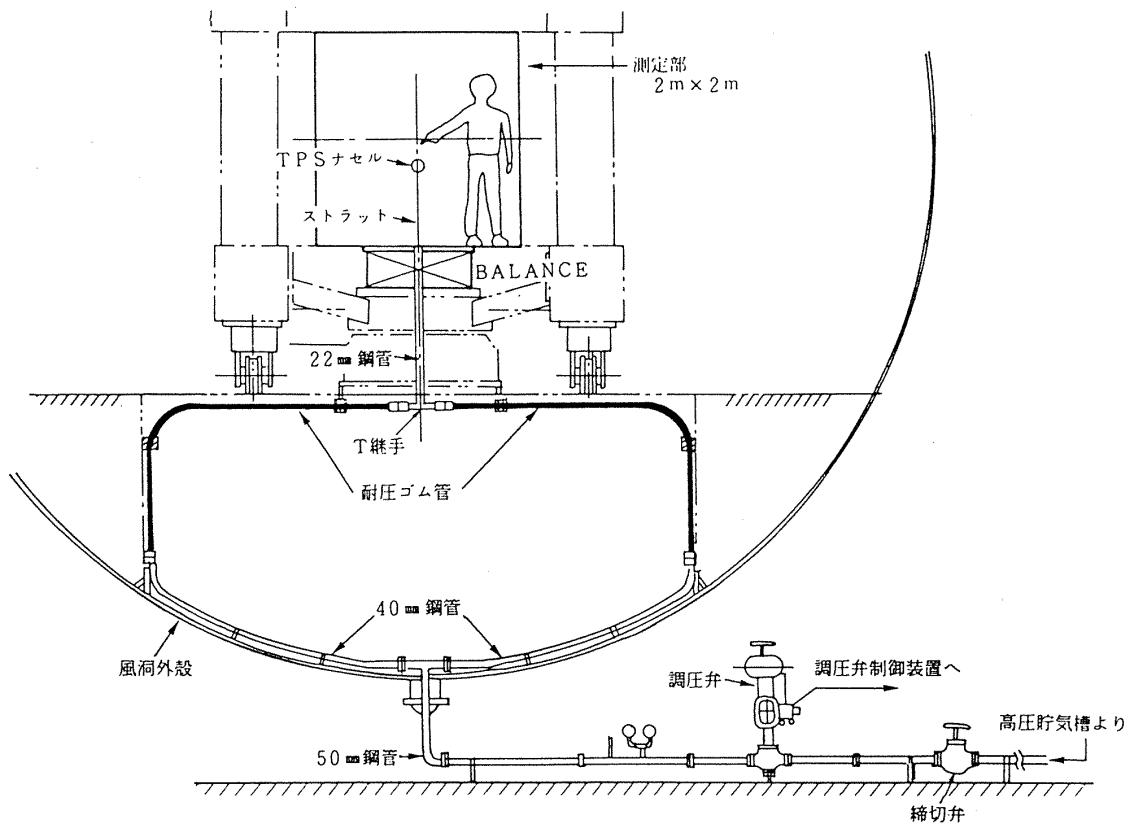


図-11 TPS 駆動用高圧空気配管系統

される。

ストラットの上端にストラットと TPS を結合するためのパイロンを取り付ける。このパイロンの内部にも高圧空気のダクトが設けられ、更に各種のセンサの信号線、及び給油配管等が通る溝が設けられている。

3.5 高圧空気供給配管系

TPS の回転数設定は、タービンを回転させる高圧空気の圧力を調整することによって行う。そのために、図-11に示すように、20 bar の空気供給配管系の途中で調圧弁を設けた。

高圧空気配管は、図に示すように風洞洞内に入ってから、2分岐され、T継手を介して、再び1本化され TPS 支持ストラットに接続された。このような配管を採用した理由は、(1)耐圧ゴム管を水平に配することで天秤の横力成分（測定部に即して言えば上下方向成分）への影響を低く抑えること、(2)風洞中心軸に垂直で且、天秤中心を含む面内で図のように左右対称に振り分けることによって天秤の垂直力成分（測定部に即して言えば左右方向）への影響を相殺させるため、の2点である。

ストラットから、パイロン、TPS の高圧空気入りり口までの高圧空気流路の断面形状及び断面積を

図-12に示した。

本試験に用いた TPS モデル 1079A の 70000 回転におけるタービン流量は、駆動空気圧が 25 bar の時、0.41 kg/s である。この流量から、圧力が 18 bar におけるチョーク断面積を求めると、約 100 mm² となる。流路の曲り等により、有効断面積は減少することを考慮して最小断面積をチョーク面積の 5 割程度大きめにし、TPS に至るまでの配管系、ダクト内流路でチョーク部分を作らないように設計した。

4. 計 測

通常の風洞試験では、空気力、モーメント、圧力、温度等が計測範囲であるが、TPS を用いた風洞試験では、これらに加えて更に、TPS の作動状態の監視と記録を行わなければならない。本節ではナセル内部の圧力及び温度の計測と TPS の作動状態の監視、計測について述べる。

4.1 ナセル内部の圧力と温度の計測

ナセルには、インテークの内側及び外側に合計 26 点の静圧孔を設けた。本報告では、このナセル表面圧力分布については触れないので浅井の報告⁶⁾を参照されたい。ファン流及びタービン流を測定するために、総圧レーク、熱電対レークをそれぞれ、ファ

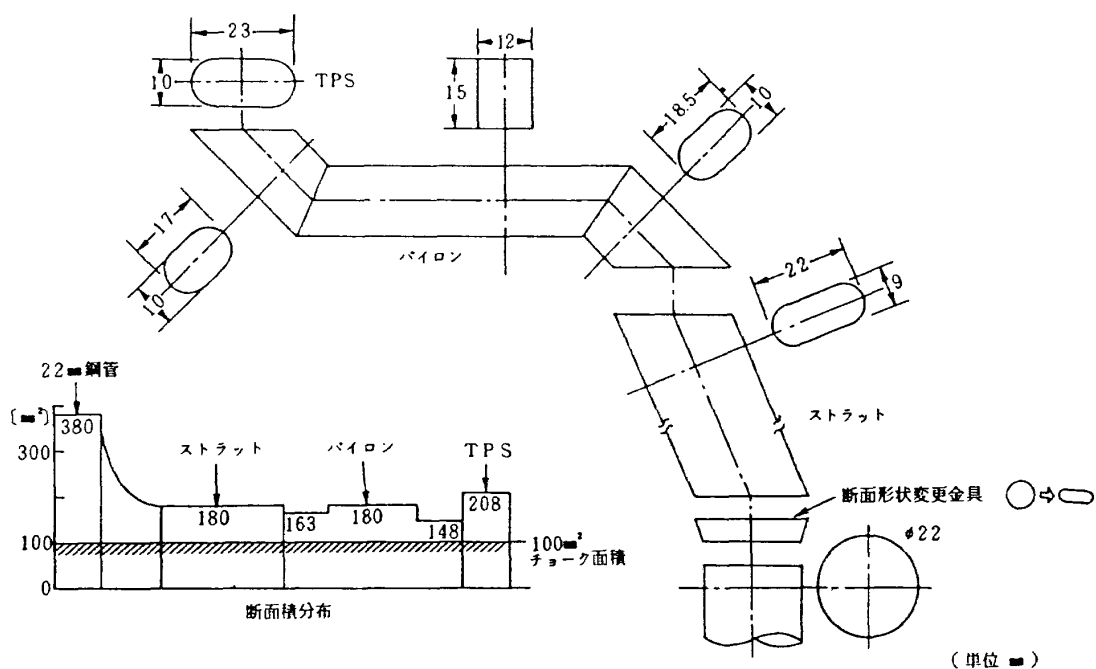


図-12 高圧空気流路の形状と断面積

ン側に3組、タービン側に1組設けた。ダクト内の流れは、ファン側、タービン側とも複雑な流れが予想され、それを正確に測定するには、かなりの数のセンサが必要であるが、あまり多いと流れを障害する恐れもあり、また、製作上の困難さが増す。また、予備試験²⁾によれば、ダクト壁に垂直な方向には総温度の変化がほぼ線形に変化することがわかっている。以上のことから、総圧レークは5本の総圧管とし、静圧は、

代表的な総圧レークの足元で壁圧を1点とり、また熱電対レークは2本の銅-コンスタンタン熱電対で構成した。

図-13にレークの配置を、図-14にそれらの形状を示した。

これらの圧力は、48ポートのスキニバルブで測定して遷音速風洞計測システム^{3),6)}に取込み、他方温度はデータロガーを介して、マイクロコンピュータによってディスクに記録した。

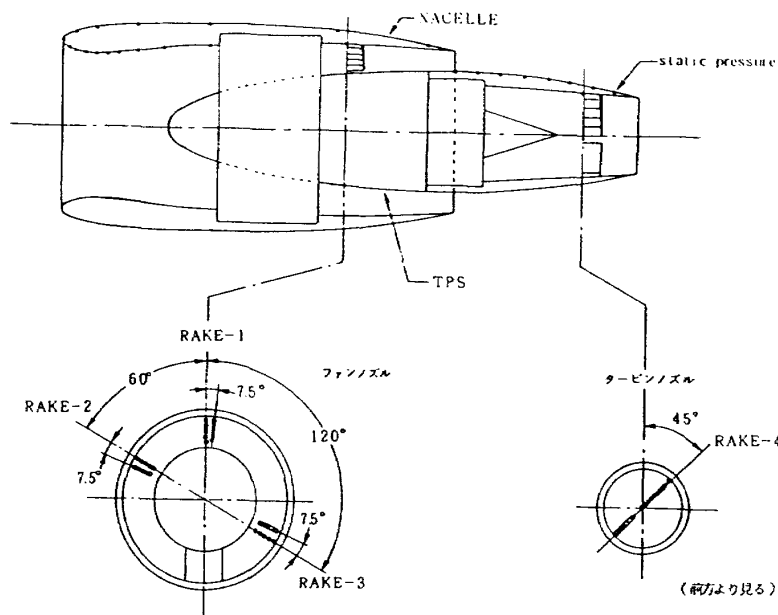


図-13 ナセル内部の計測

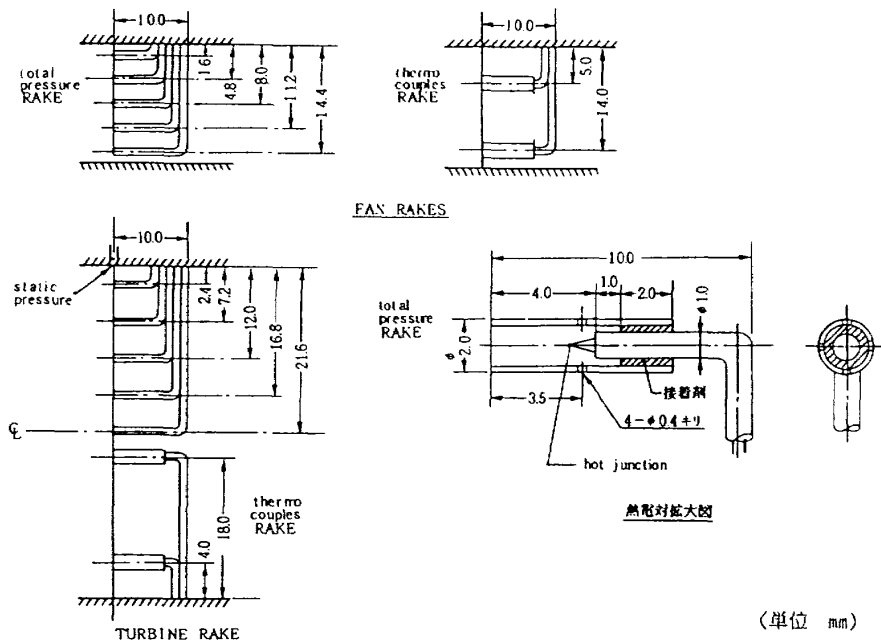


図-14 総圧・総温度レークの形状

4.2 TPSの作動状態に関する計測

TPSの作動状態の履歴を記録し解析することは、安全な作動と試験の効率化のために必要である。測定・記録すべき項目は、(1)タービン駆動空気圧力、(2)回転数、(3)前・後部ベアリングの温度、(4)TPSの振動加速度、である。これらの測定は、(1)についてはストラット内の高圧空気流路内に総圧管を取り付けて(図-10参照)、また、(4)の振動加速度はストラットにGセンサーを取付けて(図-36参照)測定した。(2)と(3)の測定は、それぞれTPSに予め設けられているセンサーを用いて測定した。動作監視の上から最も注意しなければならないものはベアリングの温度変化であり、TPSの振動である。もしこの温度変化が許容値より大きければ何かの異常を示唆し、また、許容値以内でも限界に近い値が何回か繰り返されればTPS全体の点検を必要とすることになるので、TPSの動作中には常時監視し、連続してデータを計測記録しなければならない。この為にデータロガーを利用し、TPSの運転、動作監視、計測記録の一連の作業をマイクロコンピュータを中心とするシステム⁴⁾で行い、計測の効率化を図った。図-15に全体の計測ブロック図を示す。図中、

点線で囲んだ部分がTPS運転制御記録システムである。

5. データ処理

前節で計測項目及び方法について述べたが、それらのデータをもとにナセル内部の流れの状態を計算する。

温度データに関しては、測定して得られたデータを基に個々の総圧管に対応する位置の温度を補間計算して求める。

計算点の位置を図-16に示す。0はTPSナセルの上流、00は後流の一樣流状態を表わす。この計算は、各々の測定点の近傍について局所的に次元等エントロピ流れを仮定し、測定点の各々にしかるべき面積を割り当て、その面積内を通る流れを合計することにより行う。

すなわち、ファン流については、断面位置3(図-16参照)でその内部断面積を3つに分割し、3組のレークで受け持つ面積及び、各レークの総圧管が受け持つ面積に比例した重み(表-4参照)を持たせ、測定されたデータを積分し流量、流速、推力等を計算する。

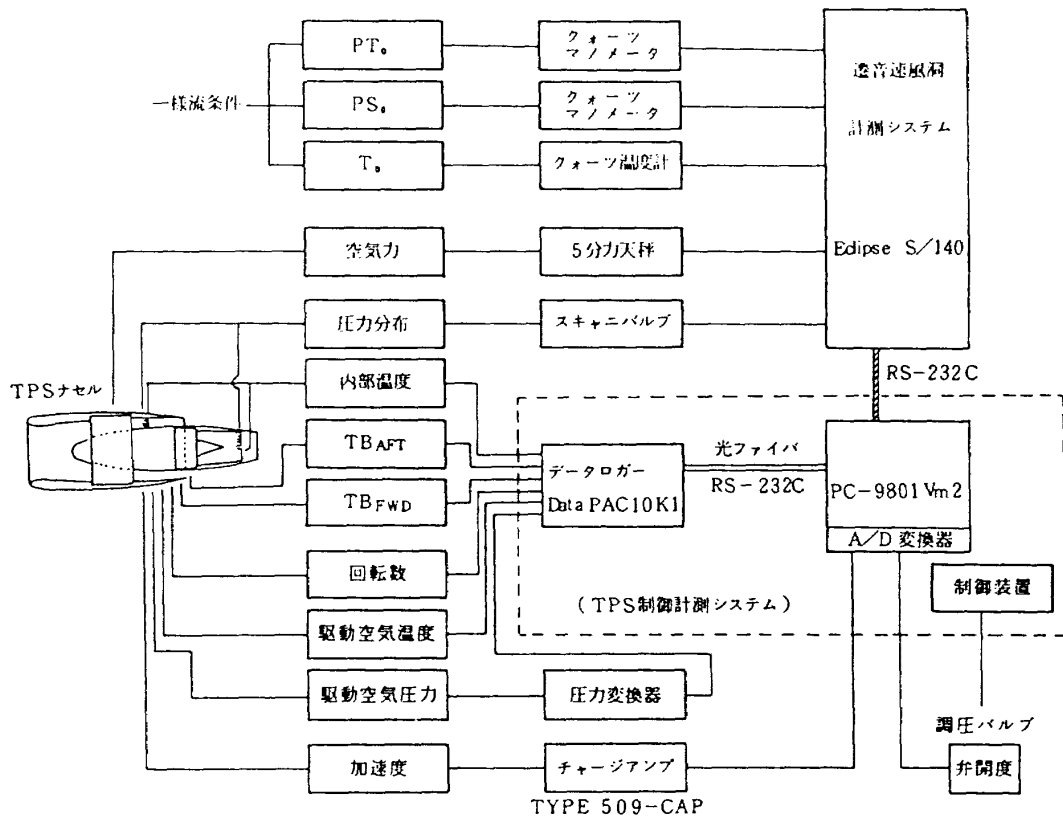


図-15 計測ブロック図

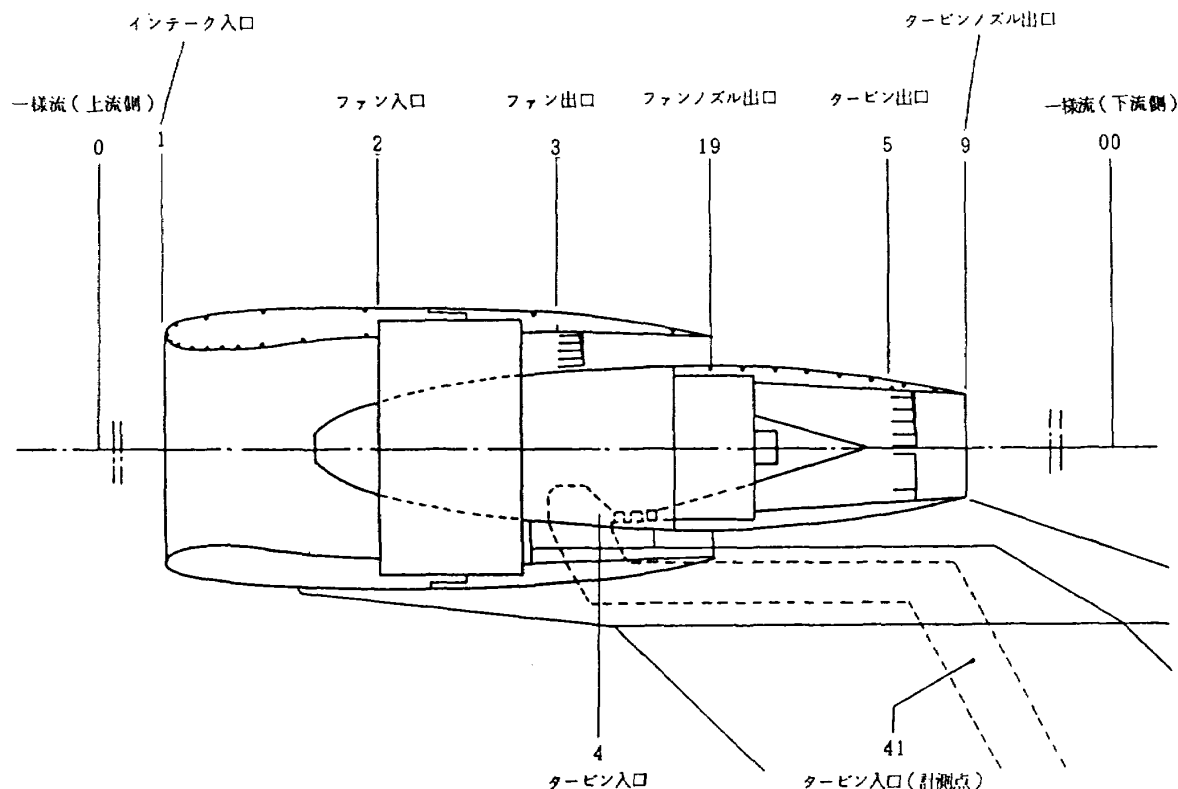


図-16 データ処理の位置基準

表-4 重み係数

(1)

RAKE 1	PT	w	RAKE 2	PT	w	RAKE 3	PT	w
	1	0.08363		1	0.08333		1	0.06783
	2	0.07755		2	0.07755		2	0.06290
	3	0.07150		3	0.07150		3	0.05799
	4	0.06542		4	0.06542		4	0.04025
0.35574	5	0.05763	0.35574	5	0.05763	0.28852	5	0.05955

(2) タービンノズル

RAKE 4	PT	w
	1	0.3929
	2	0.2954
	3	0.1978
	4	0.1003
1.0	5	0.0136

また、タービン流については、レークが一组だけであるので各総圧管が受け持つ面積に比例した重みを持たせ、ファン流と同様にして計算する。

5.1 ファン流量

流量 \dot{m} は、密度を ρ 、速度を V 、断面積を A とすれば、一次元流れを仮定して、

$$\dot{m} = \rho \times V \times A \quad (5-1)$$

で表わせる。これを測定データを用いて書き直す。

総圧を PH_3 [bar]、静圧を PS_3 [bar]、総温度を T_3 [K]、空気の比熱比 $\gamma = 1.4$ とすれば、各測定点毎の流量 \dot{m}_{3k} [kg/sec] は、

$$\dot{m}_{3k} = \sqrt{\frac{1.4}{g \times R \times T_3}} \cdot \frac{PT_3 \times M \times w}{(1 + 0.2M^2)^3} \quad (5-2)$$

と書き換えられる。但、 R は気体定数、 w は面積に関する重み係数であり、マッハ数 M は、総圧と静圧を用いて次のように表わすことができる。

$$M = \sqrt{5 \left(\left(\frac{PT_3}{PS_3} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - 1 \right)} \quad (5-3)$$

この流量の式 (5-2) を基に、ファン内に設けたレーク上の各測定点毎の流量が算出される。更にレーク毎に積分し、3組のレークを合算すればファ

ン流量 \dot{m}_3 が得られる。

また、タービン流量 \dot{m}_5 も、総圧 PT_5 [bar]、静圧 PS_5 [bar]、総温度 T_5 [K] を用いて同様にして得られる。

5.2 総推力

TPS の推力は、ファンとタービンによる内部流体の運動量の変化とみることができ、流れの各点における流量と流速がわかれば計算によって求めることができる。(実際は限られた位置でしか流れの状態はわからないので、理想的な一次元流れを仮定して推力の近似値を求める。)

前項で流量を求めることができたので、ここでは流速の求め方について述べる。ある点でのマッハ数 M がわかれば、その位置における流速 V は、音速を a として、 $V = a \times M$ で表わされる。

a をその位置における総温度 T を用いて表わせば V は、次のように書き換えることができる。

$$V = M \sqrt{\frac{1.4 \times g \times R \times T}{1 + 0.2 M^2}} \quad (5-4)$$

ファン排気流の速度 V_{19_i} [m/sec] 及びタービン排気流の速度 V_{9_i} [m/sec] は、単位系を揃えて整理すれば、

$$V_{19_i} = 20.045 M_{19_i} \sqrt{\frac{T_3}{1 + 0.2 M_{19_i}^2}}$$

$$V_{9_i} = 20.045 M_{9_i} \sqrt{\frac{T_5}{1 + 0.2 M_{9_i}^2}} \quad (5-5)$$

のように表わされる。ここで i は理想的状態を示す。

これは排気流が一様流静圧まで理想的に膨張したと仮定しているのので、理想排気速度と呼ばれる。マッハ数 M_{19_i} 、 M_{9_i} も同じく理想排気マッハ数と呼ばれ、次のように表わされる。

$$M_{19_i} = \sqrt{5 \left(\left(\frac{PT_3}{PS_{00}} \right)^{\frac{2}{7}} - 1 \right)}$$

$$M_{9_i} = \sqrt{5 \left(\left(\frac{PT_5}{PS_{00}} \right)^{\frac{2}{7}} - 1 \right)} \quad (5-6)$$

ここで、 PS_{00} は TPS の下流の一様流静圧である。排気流の速度が得られたので、推力の定義に基づいてファン総推力 FG_{3_i} [N]、タービン総推力 FG_{5_i} [N] は、

$$FG_{3_i} = \dot{m}_3 \times V_{19_i}$$

$$FG_{5_i} = \dot{m}_5 \times V_{9_i} \quad (5-7)$$

のように求められる。TPS の総推力 FG_i [N] は、両者の和として、

$$FG_i = FG_{3_i} + FG_{5_i} \quad (5-8)$$

この理想推力に対して実推力は、

$$FG = C \times FG_i \quad (5-9)$$

で表わされる。この C は、別の方法(推力検定)で測定して得る補正係数である。本報告の中では、仮に $C = 1$ として推力を表示し議論する。

5.3 ラム抗力

TPS の総推力は排気流の持つ運動量として定義される。これと、インテークから流入する一様流空気を持つ運動量との差が TPS の発生する推力である。この流入空気を持つ運動量を一般にラム抗力と呼び、次のように定義している。即ちラム抗力 D_{RAM} [N] は、ファン流量 \dot{m}_3 [kg/sec]、一様流速度 V_0 [m/sec] を用いて、

$$D_{RAM} = \dot{m}_3 \times V_0 \quad (5-10)$$

のように表わされる。

5.4 正味推力

総推力からラム抗力を引くことにより TPS が純粋に発生する推力を得ることができる。これを正味推力(ネット推力)と呼ぶ。正味推力は、

$$\text{正味推力} = \text{総推力} - \text{ラム抗力}$$

である。

5.5 標準化

TPS のように動力を伴う装置の性能を表わす時、標準状態(1気圧、15℃)に換算する場合が多い。

標準化する項目は、回転数、流量、推力、ラム抗力等で、以下のように風洞一様流総圧（PT₀ [bar]）、及び総温度（T₀ [K]）で無次元の修正係数を作り、これを用いて標準化する。

温度に関する標準化係数： θ

$$\theta = \frac{T_0}{273.15 + 15.0} \quad (5-11)$$

力に関する標準化係数： δ

$$\delta = \frac{PT_0}{1.01325} \quad (5-12)$$

① 回転数の標準化

$$N_{corr} = N / \sqrt{\theta} \quad (5-13)$$

② 流量の標準化

$$\dot{m}_{corr} = \dot{m} \sqrt{\theta} / \delta \quad (5-14)$$

③ 推力の標準化

$$FG_{corr} = FG / \delta \quad (5-15)$$

$$F_{NET_{corr}} = F_{NET} / \delta \quad (5-16)$$

6. 試験内容

試験装置、計測関係については既に述べたのでここでは風洞試験について述べる。

6.1 無風時におけるTPS特性試験

この試験は、風洞通風前に(1)予めTPSの各回転数における作動状態のチェック、(2)計測系統のチェック、及び(3)無風時特性データの取得の3つの目的で行われた。この試験で重要なことは、安全に作動させるためのTPS運転の範囲を把握することである。

6.2 通風時（遷音速）における特性試験

本特性試験の主眼となる試験である。一様流マッハ数は0.5、0.6、0.7、0.8の4種類である。各マッハ数においてTPSのウィンドミル状態の特性を調べるためにマッハスイープを行った。この試験では、各マッハ数における最低回転数を知ることが

できる。すなわち、この回転数以下ではTPSを作動させることができない。次に各マッハ数において、TPSの回転数を、ウィンドミル回転数より徐々に上げ、所定の回転数（4万回転、4万5千回転、5万回転、5万5千回転、6万回転、6万5千回転、MAX回転の7種類）に設定して、各種の特性データを取得した。回転数の設定は、高圧配管系に設けた調節弁の弁開度を遠隔で制御することによって行なった。

2基のTPSについてこれらの試験を行ったが、更にS/N 5581については次の迎角 β 試験も実施した。

6.3 通風時（遷音速）における迎角特性試験

TPS（ナセル）の迎角特性を調べる目的でこの試験を実施した。本試験に使用した測定部は、半載模型用測定部で、この測定部では迎角を床面に対して水平に取る構造になっている。ナセルは横滑り角 β を取ったように見えるのでここでは β と言う表現を用いる。

この試験では、一様流マッハ数0.5として、 β を5度以下でTPSの特性を調べた。

表-5に試験マトリクスを示した。

表-5 TPS特性試験内容

一様流マッハ数 Mo	風洞内圧 PTo [bar]	TPS回転数 Nset [×1000 rpm]							β変化 (*)
		WIND MILL	40	45	50	55	60	MAX	
0.0	1.0	-	○	○	○	○	○	○	-
0.0	0.8	-	○	○	○	○	○	○	-
0.5	0.8	○	○	○	○	○	○	○	○
0.6	0.8	○	○	○	○	○	○	○	-
0.7	0.8	○	○	○	○	○	○	○	-
0.8	0.8	○	○	○	○	○	○	○	-

* β変化 半載模型に照して言うならばα変化に相当する。
 Mo = 0.5、β = 0、1、3、5°； WINDMILL
 Mo = 0.5、β = 5°； NSET = 40~MAX (× 1000 rpm)

7. 試験結果

前節で述べたように、ナセル内部の圧力及び温度の計測値を基に計算して TPS の各種の特性を調べた。以下、本文及び図中で用いる回転数、流量、推力等の値は全て標準化した値である。但、回転数においては、設定回転数を表わす場合には添え字に

set を付記して表示した。レークの測定結果について図-17に、3種類の一様流マッハ数と TPS 回転数における総圧分布特性の例を示す。図では総圧管の位置をファンダクトの半径方向の距離で表わし、ファンの回転軸側を内側 (inner)，回転翼の翼端側を外側 (outer) と表わした。

回転数が低い場合、内側から外側にわたってほぼ

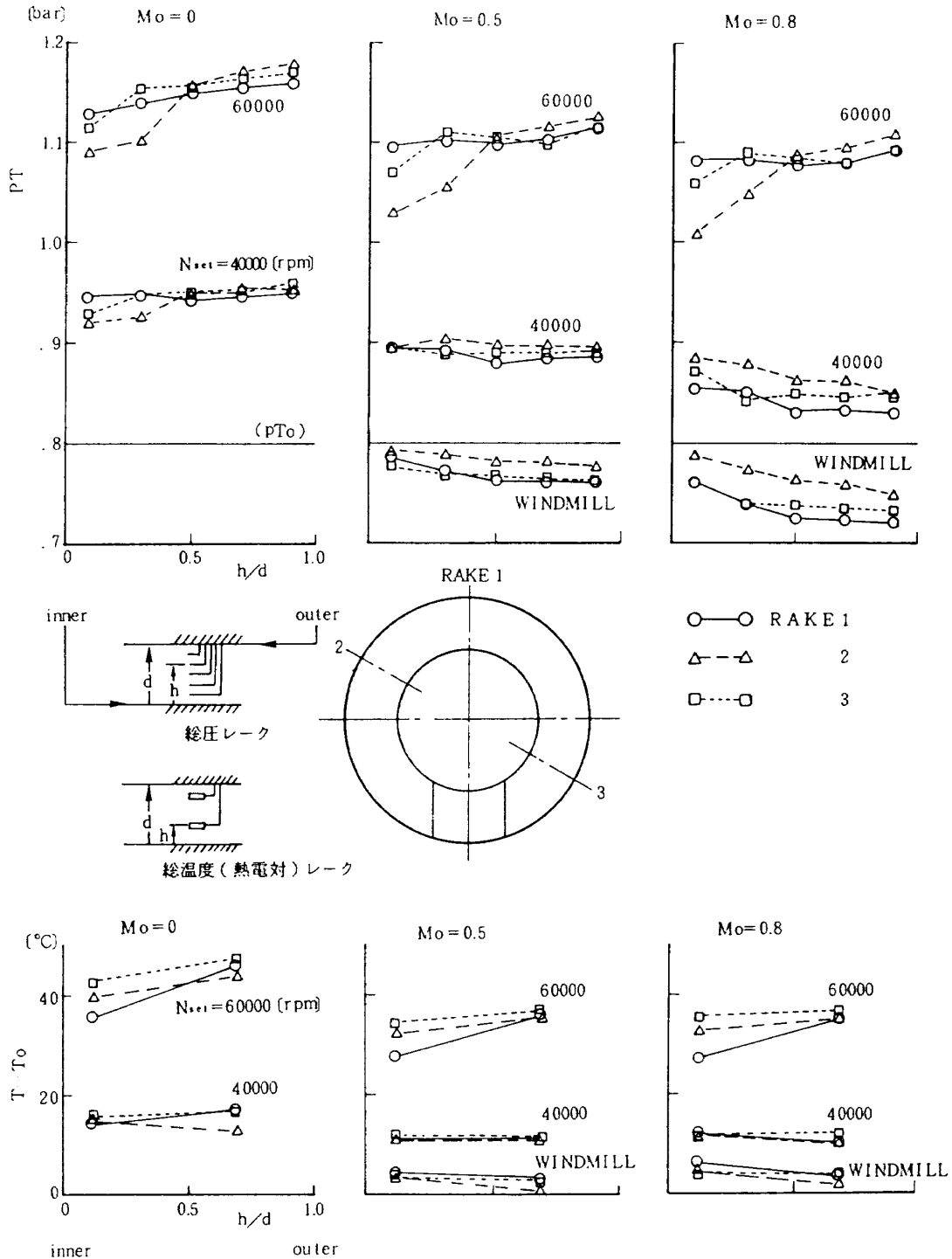


図-17 レーキの測定結果

一様な総圧分布になっているが、高い回転数では、内側で圧力が低下している。3組のレークを比較してみると、一様流マッハ数に依らず、高回転数において内側から $h/d = 0.5$ 付近までは3つ共異なる特性を示すが、その他はほぼ同じような特性を示している。図-18に、レーク1の総圧分布を2基のTPSで比較した。この例に示すように、2基のTPS S/N 5580, S/N 5581 共非常に良く似た特性を持っていることが確認された。

7.1 ナセル内部の圧力、温度の特性

(1) ファン圧力比

ファン圧力比は、ファンの前後の総圧の比をもって定義するが、ファンの前側の総圧は一様流のそれを用いた。後方はファンノズルでのレークの測定値を面積平均した平均値である。一様流マッハ数をパラメータとしてTPSの回転数に対して表わしたのが図-19である。同図(a)は、TPSS/N 5580 の圧力比を表わしたもので、圧力比が1.0以下を示しているのは

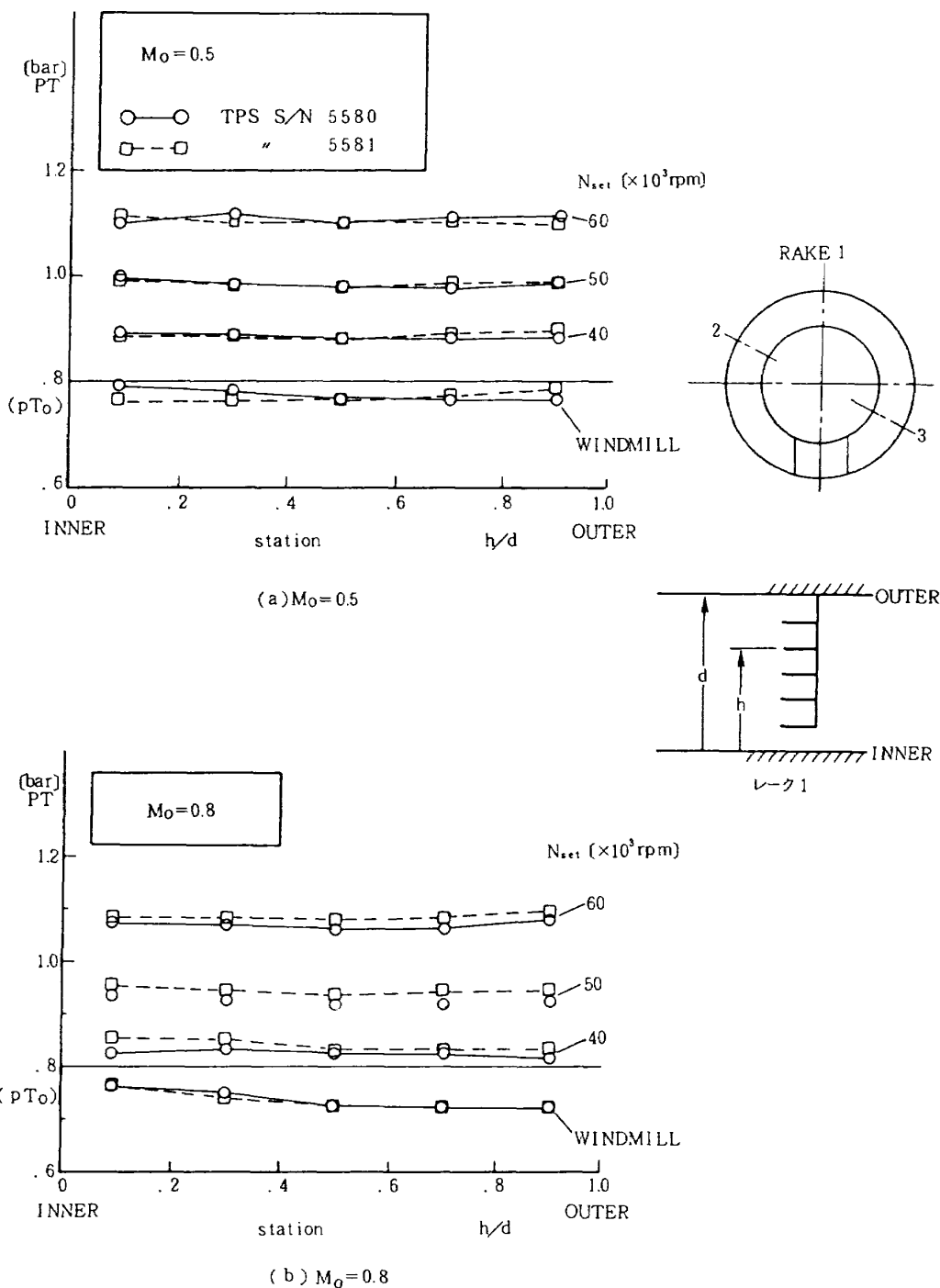


図-18 二基のTPS (S/N 5580, S/N 5581) の比較レーク1における測定結果

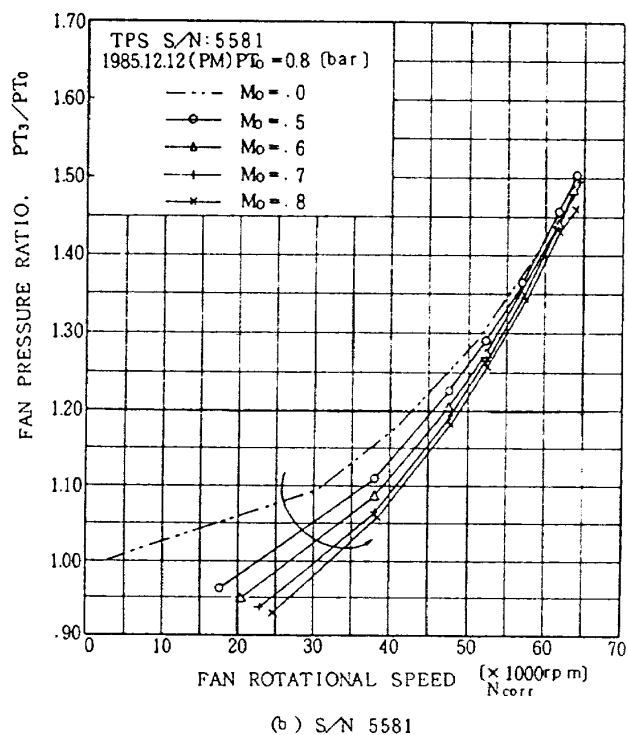
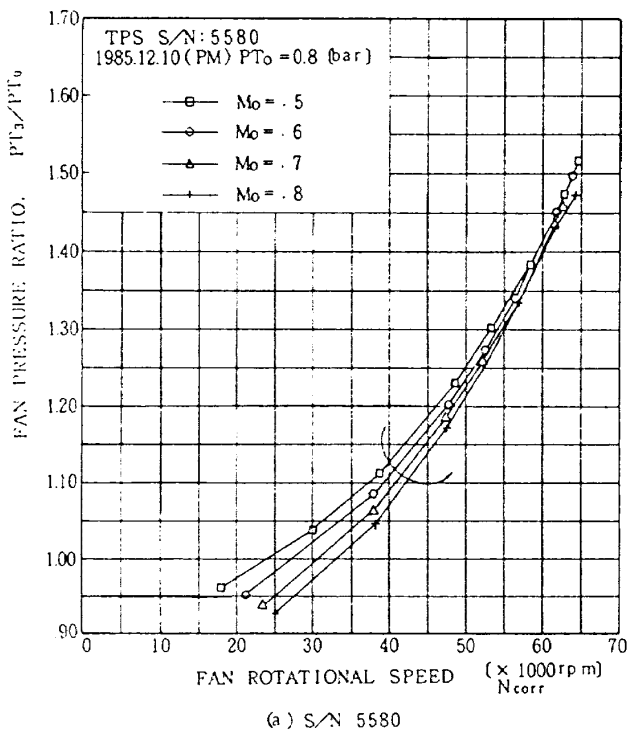


図-19 ファン圧力比

ウインドミルである。ウインドミルではファンに流入した空気はそのエネルギーの一部を消費してファンを回転（約2万回転）させるのでその結果総圧が低下して、圧力比が1.0を下まわる。ファン圧力比は、一様流マッハ数が高くなるに従って低くなっている。最高の圧力比は一様流マッハ数が0.5で、回転数65000 rpmの時に約1.5であった。

同図(b)は、S/N 5581の圧力比を表わしたもので、一様流マッハ数に対しても回転数に対してもS/N 5580とほとんど同じ性能であると言える。

(2) ファン温度比

ファン温度比もファン圧力比と同様に、ファンの前後の総温度の比をもって定義するが、前側の総温度として一様流総温度を用い、また、後側の総温度はレークの測定値の平均値を用いた。図-20にファン温度比を表わした。同図(a)はS/N 5580を表わしたもので、一様流マッハ数0.7と比較して0.5あるいは0.6での温度比が大きく離れている。ファン温度比 T_3/T_0 において T_3 はファン回転数と T_0 の大きさに強く依存すると考えられる。一方、比 T_3/T_0 は、 T_0 が一定であれば回転数のみに依存する。ま

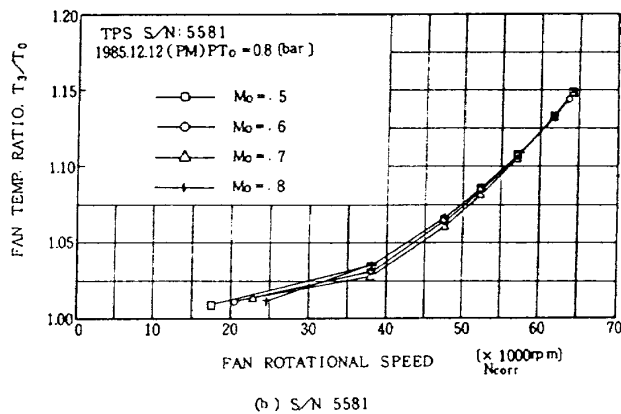
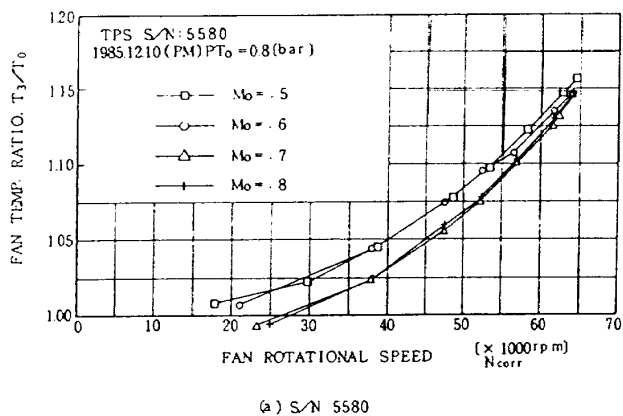


図-20 ファン温度比

た T_0 は風洞制御によって一定に保たれていれば M_0 には依らない。これらの結果は同図(b)に示すように、ファン温度比が一樣流マッハ数にあまり依存しないで回転数に依存して変化していることと一致する。同図(a)に見られる大きな差は次のように考えられる。図-21に示すように、12.10 (PM) のケースでは試験中に T_0 が回転数の上昇と共に上昇し ($M_0 = 0.5, 0.6$), 一方, $M_0 = 0.7, 0.8$ の場合あるいは12.12 (PM) の場合 T_0 はほぼ一定であった。この結果, $M_0 = 0.5, 0.6$ の場合, 各回転数に応じて T_0 が上昇したので比 T_3/T_0 は回転数のみならず T_0 の変化分も含んだものとなり, 他の場合と異なった比を示したものと思われる。また, $M_0 = 0.5$ と 0.6 が同様な値を示しているのは, 回転数55000 rpm 付近まで T_0 は概ね同じ変化の仕方をしていいためと考えられる。

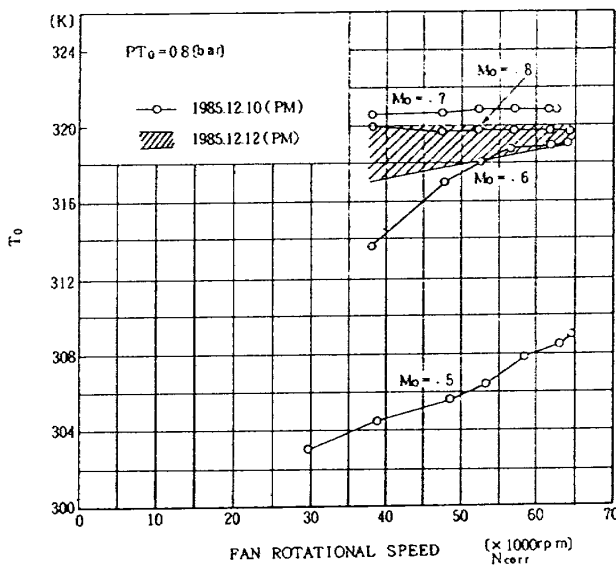
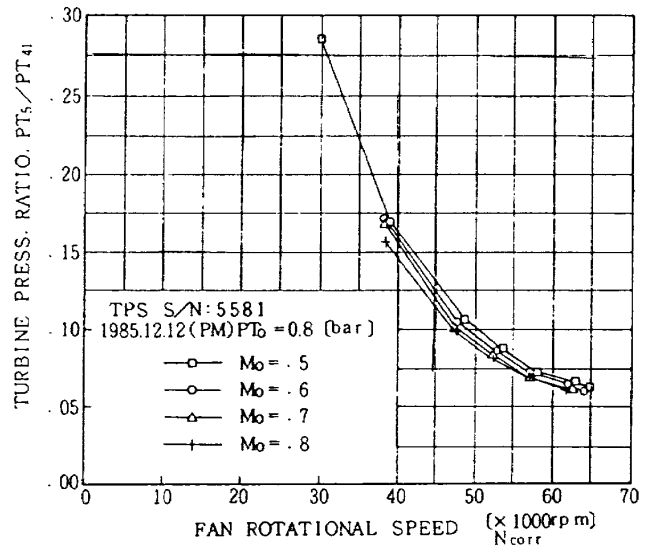


図-21 一樣総温度の変化

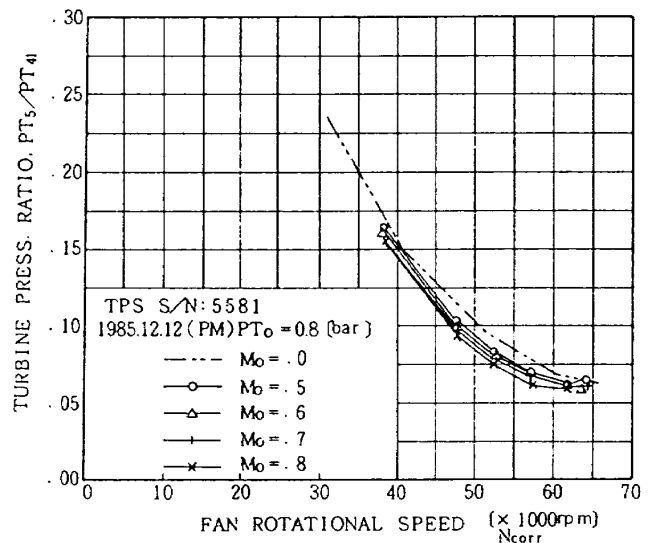
(3) タービン圧力比

ファン圧力比と同じ考え方で、タービンの前後の総圧の比をもってタービン圧力比とした。即ち、タービンの前側の圧力は、ストラット上部の高圧空気ダクト内に設けた総圧管の総圧であり、後側はタービン出口における総圧レークの平均圧力である。両者の比（後側の総圧 / 前側の総圧）は非常に小さくなる。図-22に図すように、タービン圧力比は、一樣流マッハ数の変化に対して大きな変化は見られないが、

高いマッハ数になるほどわずかであるが圧力比が下がる。



(a) S/N 5580



(b) S/N 5581

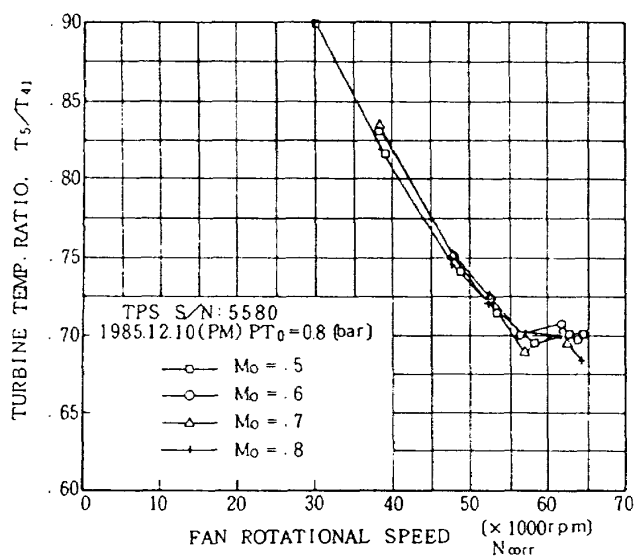
図-22 タービン圧力比

(4) タービン温度比

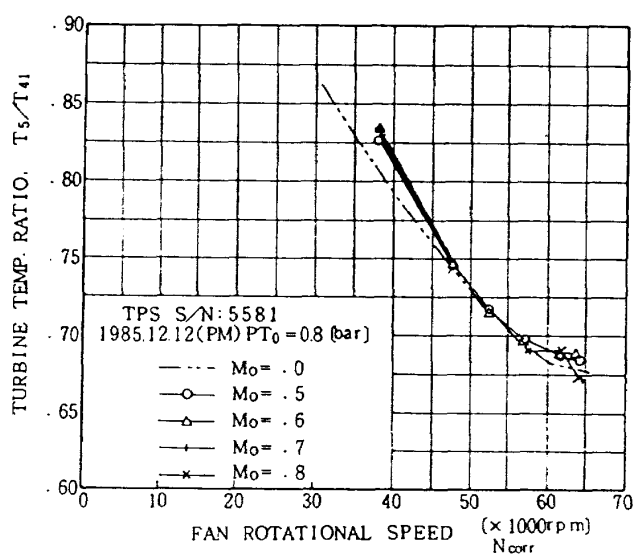
タービンの前後における総温度の比をもって表わす。前側の温度は、タービン前側の圧力と同様、ストラット上部の高圧空気ダクト内に設けた熱電対で計測した。空気源からその計測位置までの配管系において熱の出入りがなければ、この温度はおよそ外気温程度であり、また温度変化も少ない。例えば、12.12 (PM), $M_0 = 0.8$ では 288 K ~ 282 K であった。一方、タービンの後側の温度は、タービン出口における熱電対レークから得た平均温度であるが、

高圧の空気がタービンで膨脹し、回転数の上昇と共にそれは大きく低下する。図-23に示したように、

温度比が0.7付近にまで低下することがわかる。



(a) S/N 5580



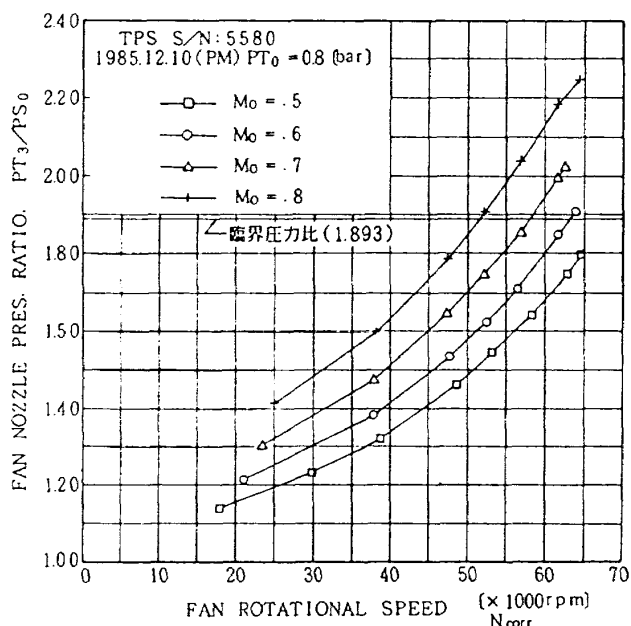
(b) S/N 5581

図-23 タービン温度比

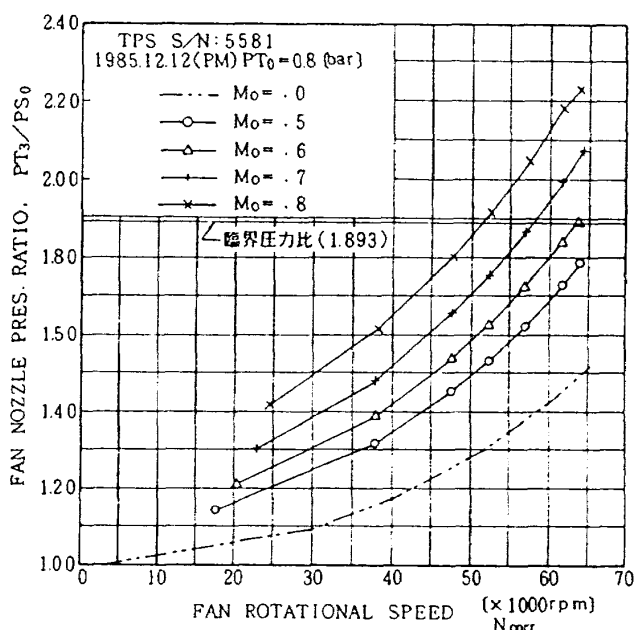
(5) ファンノズル圧力比

ナセルのノズル特性を表すパラメータにノズル圧力比がある。これは、ノズル内の平均総圧と一様流静圧との比で図-24に示すように一様流マッハ数に

依存する。ファンノズル出口の気流静圧は一様流静圧に近い値となるのが一般であるから、ファンノズル圧力比 = 1.893 (臨海圧力比) を境として、ノズル出口の気流は亜音速から超音速へ移る。



(a) S/N 5580



(b) S/N 5581

図-24 ファンノズル圧力比

(6) ファン排気マッハ数

ファン排気マッハ数は、式(5-6)によりノズル圧力比から定められ、ノズル圧力比と同様ノズル

特性を表わすパラメータの一つである。図-25に示すように、高い一様流マッハ数、高い回転数では、排気流が超音速になることがわかる。

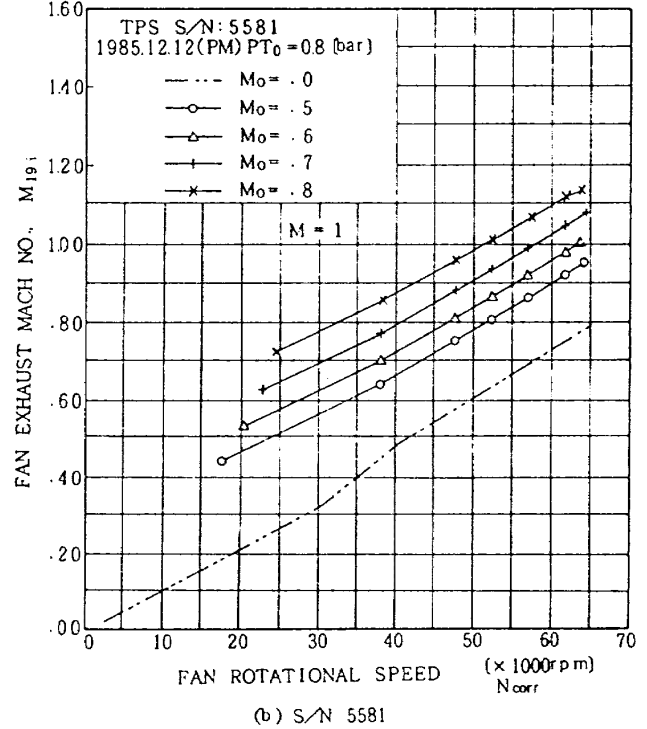
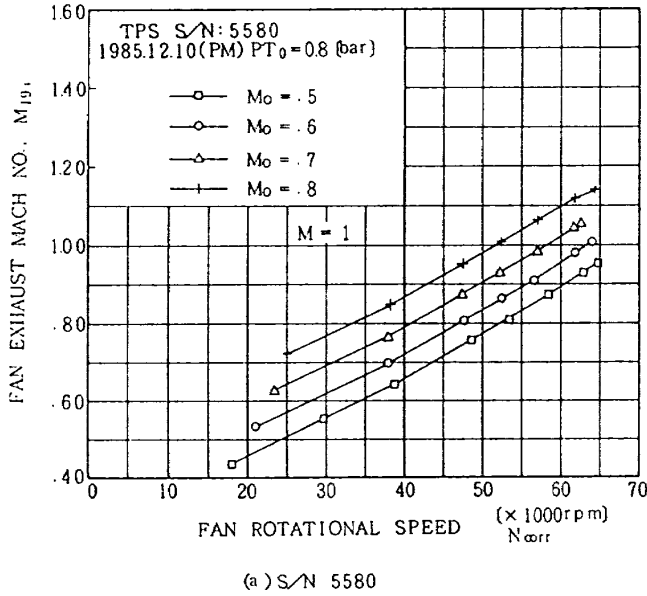


図-25 ファン排気マッハ数

(7) タービンノズル圧力比

タービンノズル圧力比は、タービンノズル内の総圧レークによる平均総圧と一様流静圧との比で表わす。図-26にタービンノズル圧力比を示す。一様流

マッハ数が0.8で臨界圧力比を超えているケースがあり、この場合排気マッハ数が超音速になっていることがわかる。

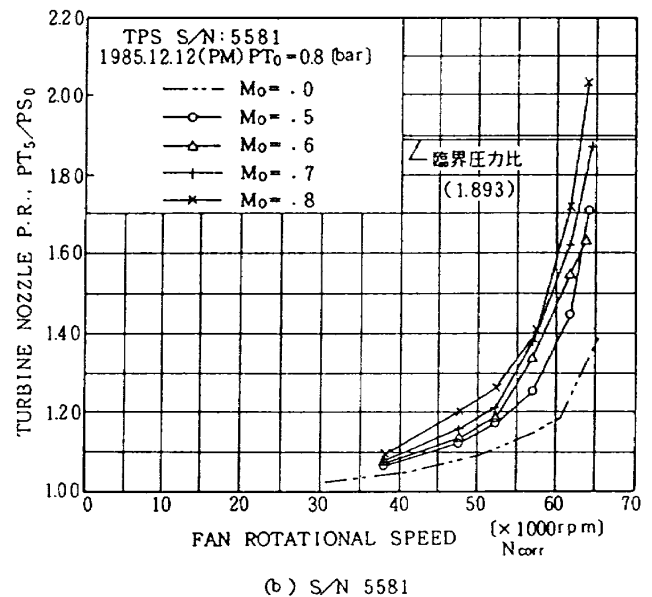
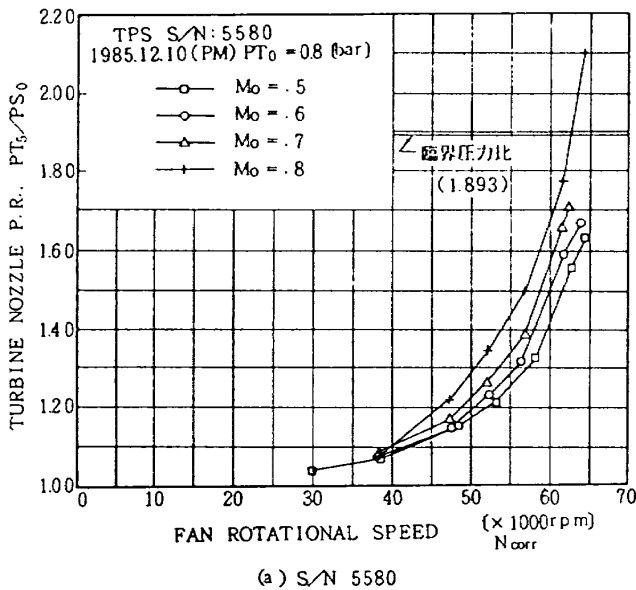


図-26 タービンノズル圧力比

(8) タービン排気マッハ数

タービンノズル圧力比を用いて (5-6) 式により定められる。図-27に示すように、高い一様流マ

ッハ数、高い回転数においてタービン排気も超音速になることがわかる。

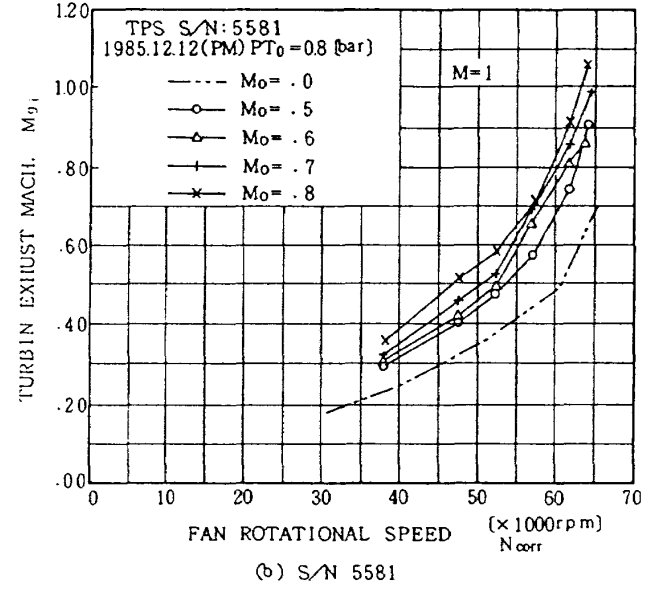
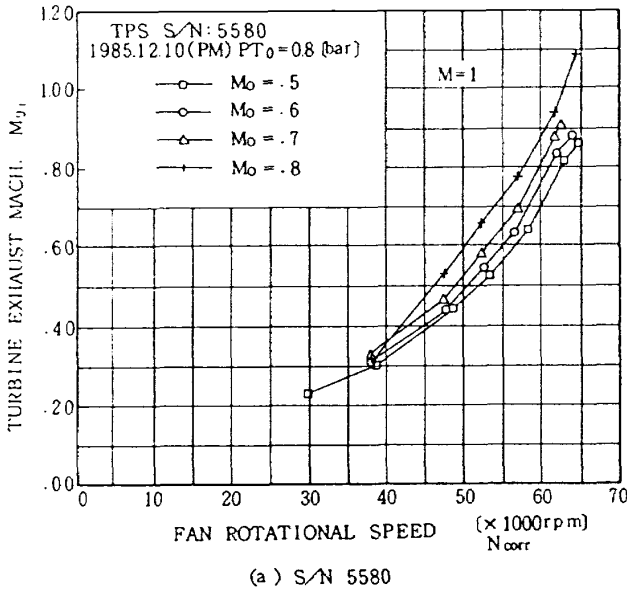


図-27 タービン排気マッハ数

7.2 流量, 推力特性

(1) ファン流量

図-28にファン流量の特性を一様流マッハ数をパラメータとして TPS の回転数に対して示した。ファン流量は一様流マッハ数の増加と共に増加するが、ある一点に漸近していく傾向を示している。Mo = 0.8 において最大回転数 (約 65000rpm) で流量が減少する現象は 2 基の TPS 共に見られる。この現象の原因として考えられることは、この現象がタービン排気流が超音速の場合に符合しているので、このことからファン流にタービン流の影響が及んで流量低下になったものと推定される。

最大流量は、2 基の TPS 共 Mo = 0.7 で最大回転数の時 0.8 kg/sec である。また、無風時での最大流量は 0.75 kg/sec である。

(2) タービン流量

図-29に示したタービン流量の特性図で、ファン流量と異なる点は、タービン流量は、一様流マッハ数に殆ど依存せず、回転数に大きく依存することである。

従ってタービン駆動空気供給系を考える時、一様

流マッハ数の効果を考えなくともよいことを示唆している。タービン流量の最大値は、2 基の TPS 共、一様流マッハ数によるバラツキがあるが、65000rpm において約 0.65kg/sec である。

(3) TPS の総推力

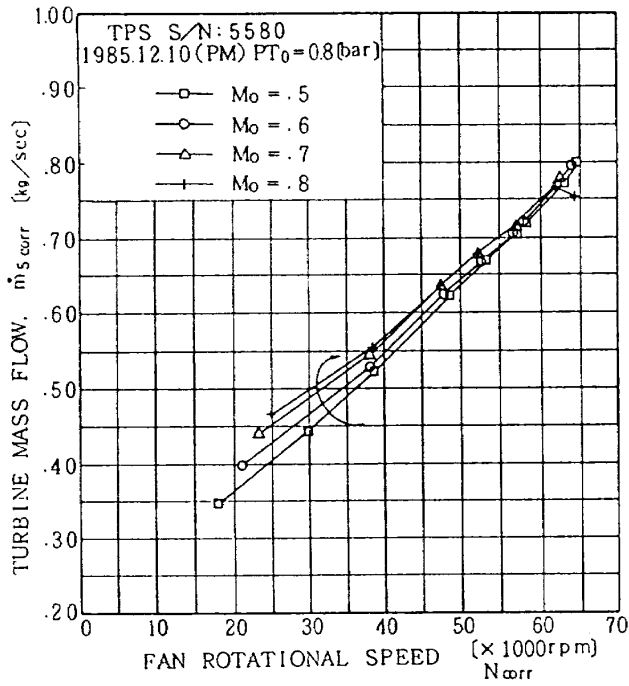
図-30に TPS の総推力の特性図を示した。総推力は一様流マッハ数、回転数と共に増加していることを示している。

2 基の TPS 共同じ傾向を示し、最大値は一様流マッハ数 0.8、TPS の回転数 65000rpm において約 450 (N) である。また、無風時にも、回転数と共に推力は増加し、最大 65000 rpm において約 300 (N) となる。

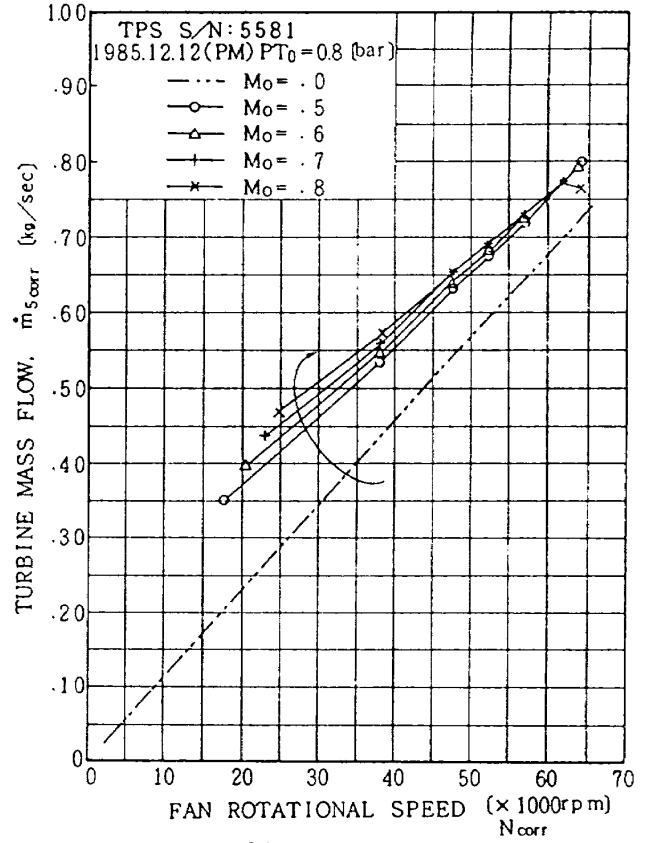
(4) TPS の正味推力

TPS のインテークから吸入される一様流の持つ運動量をラム抗力と呼び、これは (5-10) 式に示したように、ファン流量と一様流速度との積で表される。無風時にはラム抗力がゼロとなる。

正味推力は、総推力からラム抗力を差し引いたものとして得られる (図-31)。無風時には総推力 = 正味推力となり正味推力が最大となる。

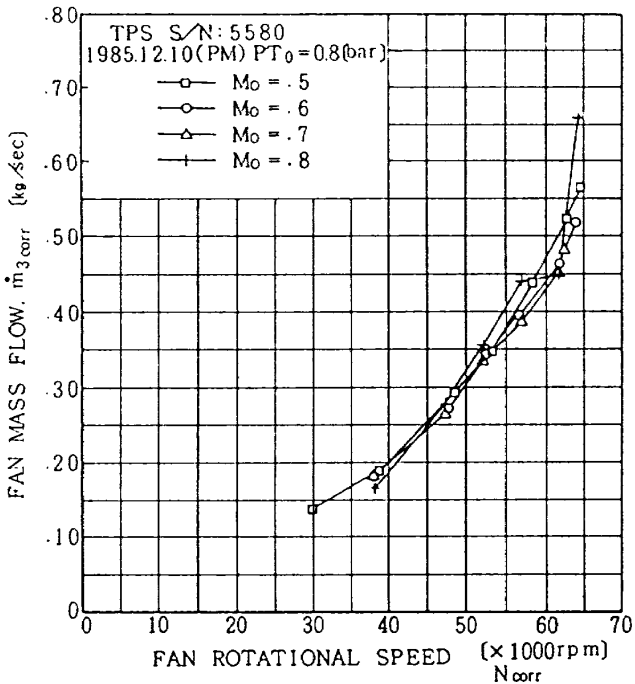


(a) S/N 5580

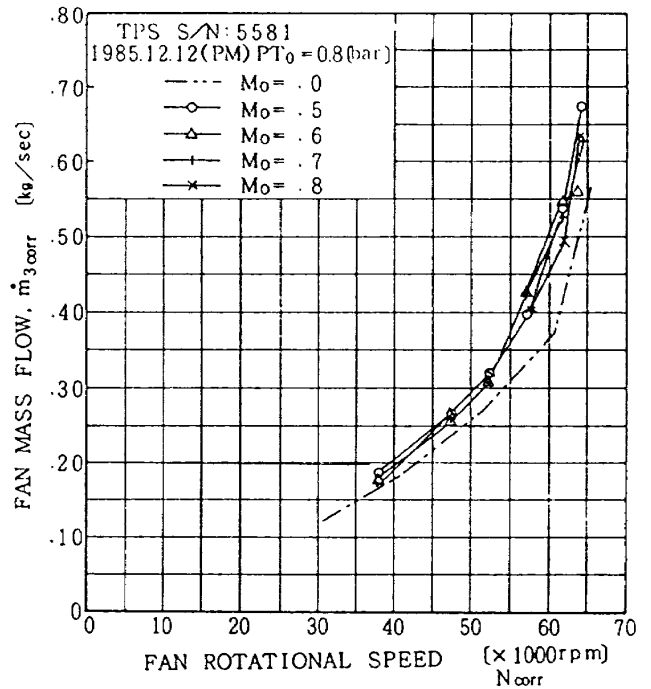


(b) S/N 5581

図-28 ファン流量

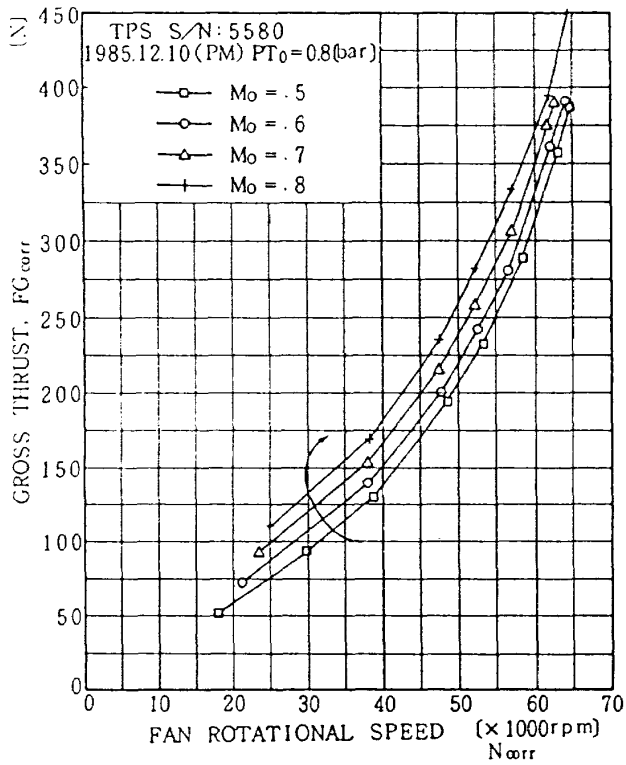


(a) S/N 5580

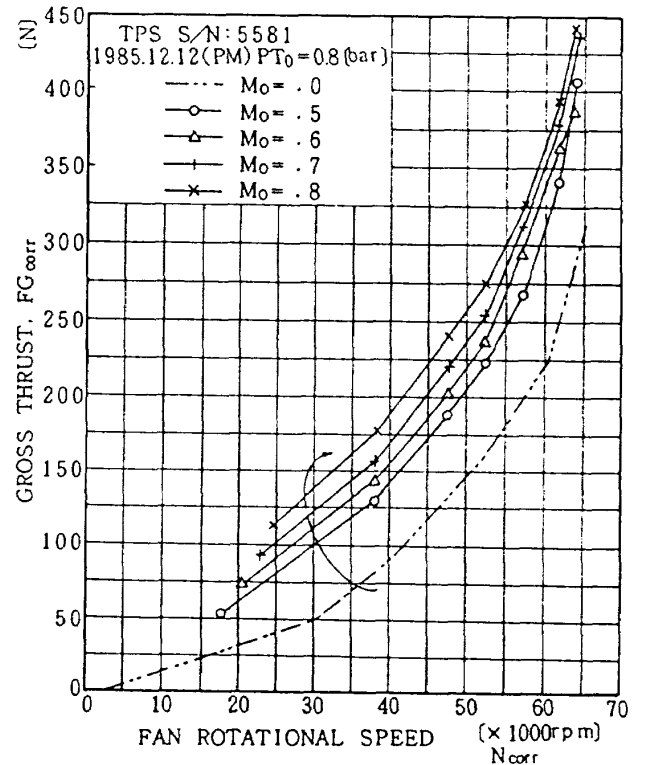


(b) S/N 5581

図-29 タービン流量

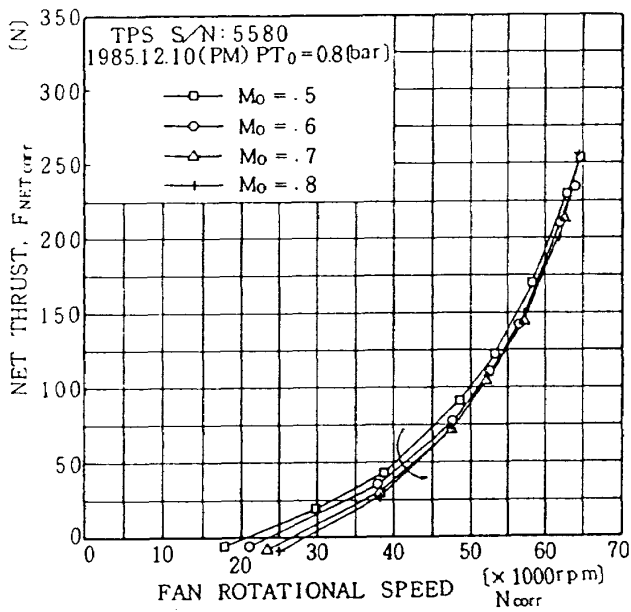


(a) S/N 5580

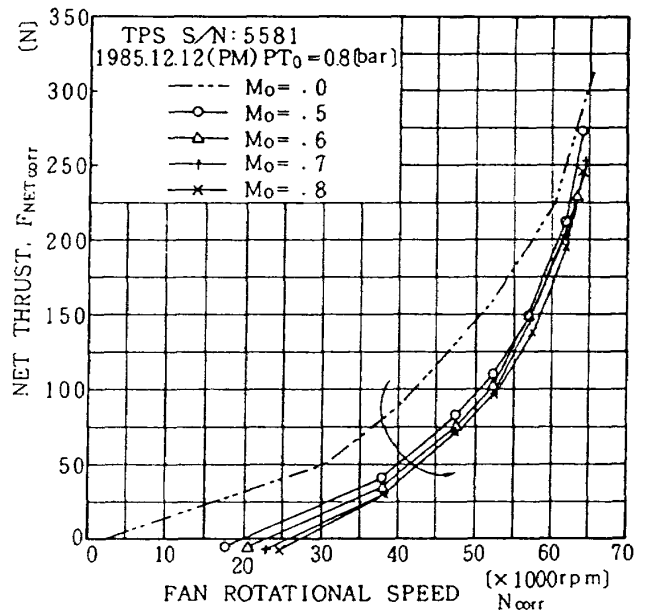


(b) S/N 5581

図-30 TPSの総推力



(a) S/N 5580



(b) S/N 5581

図-31 TPSの正味推力

7.3 TPSの作動特性

4.2節で述べたようにTPSの作動状態の監視及び計測をマイクロコンピュータを中心とするシステムで行った。本節では、作動状態の記録を下に解析を行い2基のTPS、TDIモデル1079Aの作動状態について述べる。

(1) TPSの回転数

風洞試験で要求される動力効果のパラメータは、圧力比、温度比、推力等であり、これらのパラメータをTPSの回転数と関係づけておけばTPSの制御に非常に都合が良い。一方、回転数は、タービン駆動空気圧力（以下駆動圧力と略して記す）を調節することによって制御される。駆動圧力とTPSの回転数を風洞内圧をパラメータにして比較したのが図-32である。同図(a)によれば内圧が0.8 barと1

barでは前者の方が同じ駆動圧力でも高い回転数が得られることを示している。

このことを駆動圧力と内圧の関係（駆動圧力比）で見たのが同図(b)で、これによればTPSの回転数が駆動圧力比だけで決ると言える。

また、高圧空気供給系を設計する観点から見れば、内圧を低くすれば、低い駆動圧力でも所要の回転数が得られるので、TPS付き風洞模型におけるパイロン、ナセル等TPS支持機構及び、高圧空気ダクトの設計は容易になる可能性を意味している。

駆動圧力と回転数の関係を一樣流マッハ数をパラメータに表したのが図-33である。55000rpm以上では一樣流マッハ数には殆ど依らないことがわかる。

また、2基のTPS間にも殆ど差が無いことを示している（同図(a), (b)）。

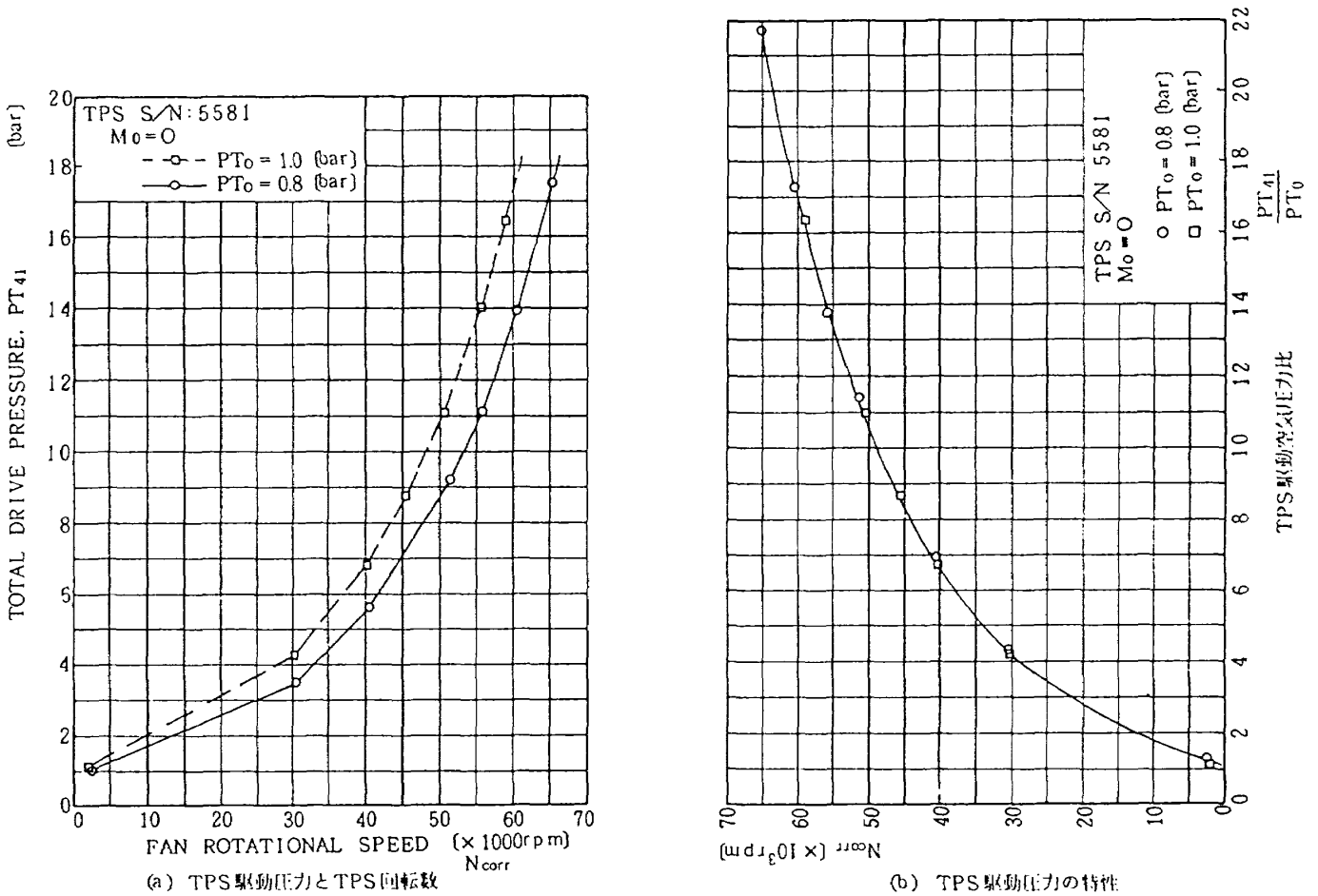


図-32 風洞内圧とTPS駆動圧力

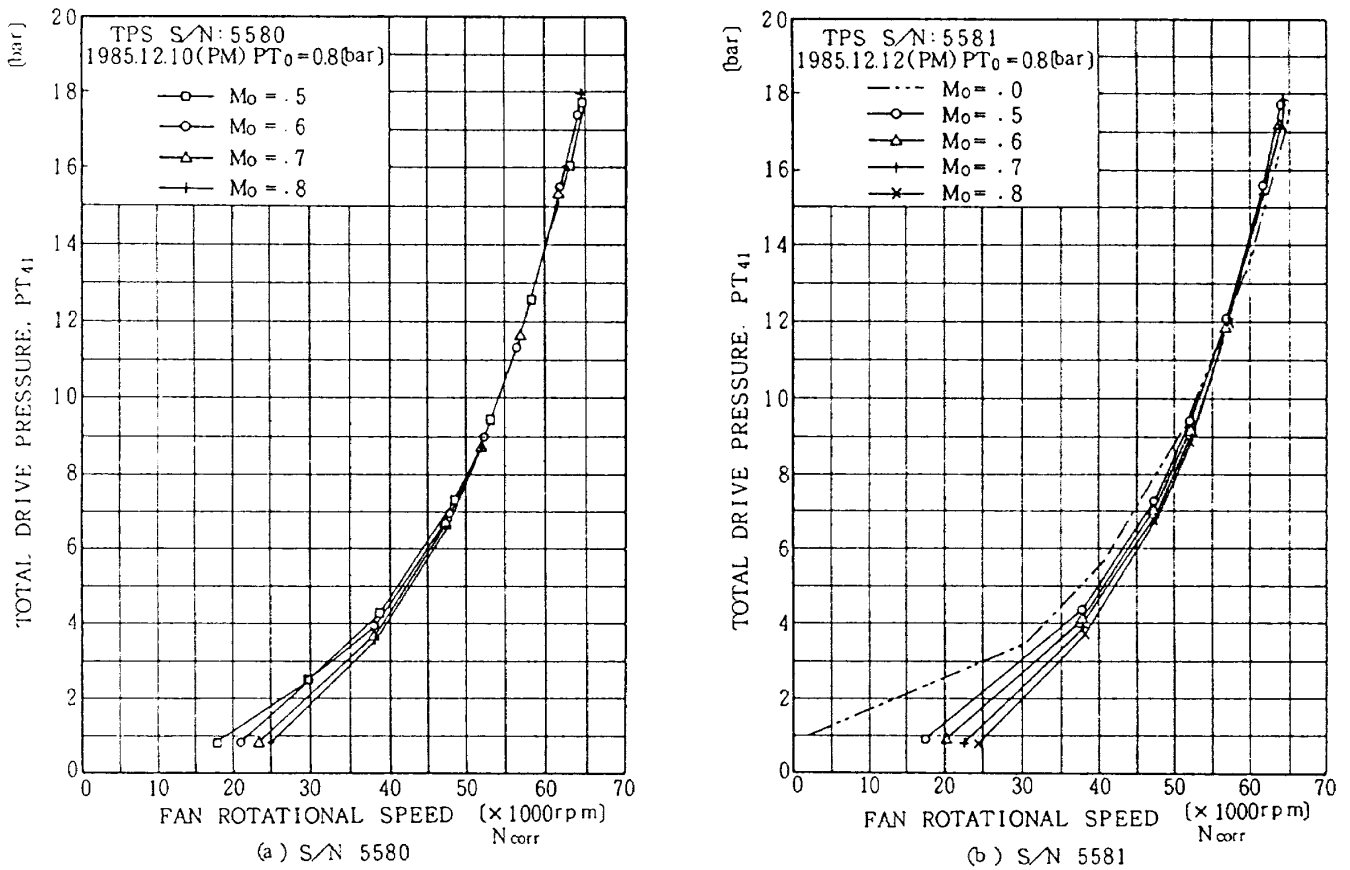


図-33 TPS駆動圧力と一様流マッハ数

(2) 前・後部ベアリングの温度特性

本試験で用いた TPS (TDIモデル 1079A) の構造を図-7に示したが、この TPS には2個のラジアル型のボールベアリングが組み込まれている。

タービンが高圧空気で回転すると、ファンは推力を発生し、この推力は主に前部ベアリングへの荷重となる。これにより、前部ベアリングは TPS の回転数の上昇と共にその温度が上昇する。一方タービン側では、高圧の空気がタービンを回転させる際に膨脹し周囲の温度を低下させるので、それに伴って、後部ベアリングの温度は徐々に低下する。重要なことは、高速で回転し、しかも負荷のかかるベアリングにあっては焼き付きという事態を避けなければならないから、温度監視において、温度の低下より上昇に最大の関心を払う必要がある。

図-34は、無風時における TPS 回転数とベアリング温度の関係を風洞内圧をパラメータにして表わしたものである。ベアリング温度は、その周囲温度の影響を除くために、 T_{ref} として前部ベアリングにおいては一様流総温度 (T_0) を、また、後部ベア

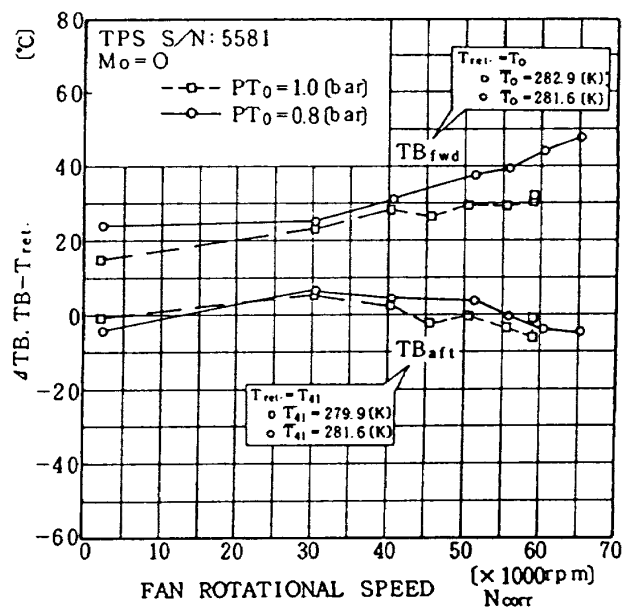


図-34 TPSのベアリング温度と風洞内圧

リングにおいてはタービン駆動高圧空気の温度 (T_{41}) を差し引いた形で表してある。この図からは、後部ベアリング温度は内圧の影響がないようにみえる。前部ベアリングでは内圧 0.8 bar と 1.0 bar とでは温度特性に若干の差があるものの、全体として回転

数の上昇と共に温度が上昇するという合理的な特性を示している。またこの場合最高で一樣流総温度より45℃程度上昇することがわかった。

図-35に、一樣流マッハ数をパラメータとして回転数とベアリング温度の関係を表わす。ベアリング温度は、各マッハ数における T_0 と T_{41} をそれぞれ T_{ref} として差を表わしている。ウインドミルでは前後部ベアリング共ほぼ同じ温度であり、回転数の上昇と共に前部ベアリングの温度は上昇し、後部ベアリングの温度は下降している。また、このベアリング温度の回転数に対する変化の特性は、一樣流マッハ数に依らない。

更に、2基の TPS 共前部ベアリングの温度は、一樣流総温度 +40℃付近まで上昇することがわかる。

rpm)程度であるのに対して、風洞の送風機の回転に基づく振動数は高々 300Hz (600 rpm, 32枚の回転翼)程度である。また、TPS ナセルとその支持系を、片持ち梁の先に重りのついた状態 (幅 230 mm, 厚さ 25mm, 長さ 750 mm の鉄の平板の先に 10kg の重りがついたもの (図-36参照)) として模擬できるとすればその固有振動数は約 26Hz となる。

風洞試験で注意しなければならない点は、空気力学的な振動の他に風洞の送風機の回転に基づく振動によって模型が共振しないようにすることであるが、本試験のように模型自身に振動源を有している場合には複雑な現象となるように思える。ここでは、風洞にセットされた TPS と模型 (ナセル, パイロン, ストラット) の共振とその加速度の大きさについて調べた。振動加速度はストラットの上部に加速度センサーを取り付け加速度 (RMS 値) を測定した。図-36にその取付図を示す。加速度センサーは、ストラット本体に接着剤により固定し、専用の信号線はストラット後縁のカバーの中を通して風洞外に導きチャージアンプを介して A/D 変換してマイクロコンピュータに記録した。

図-37は無風時において、風洞内圧をパラメータにして、回転数と振動加速度を表わしたものである。TPS によってその固有振動数の違いから共振点が少し違っている。S/N 5580 では共振点が 45000 rpm で加速度が 2 G であるが、S/N 5581 ではそれが 50000 rpm, 3.5 G となっている。

図-38は、回転数と振動加速度の関係を一樣流マッハ数をパラメータとして表わしたものであるが、2基の TPS 共に 38000 rpm 付近に共振点があることを示しており、その加速度の大きさが最大 2.5 G 程度である。また、同図(a)では 60000 rpm 付近にも共振点があると思われる。

加速度センサーの取付位置を変えた場合、あるいは、TPS の取付方法が異なる場合等には共振点、加速度の大きさが異なると思われるので個々の試験形態で確認する必要がある。

同じ TPS を用いて行われた STOL 実験機「飛鳥」7%半截模型による遷音速風洞試験⁵⁾でも 40000 rpm 付近で共振点が見られたことから、本 TPS 固有の共振点と考えられる。

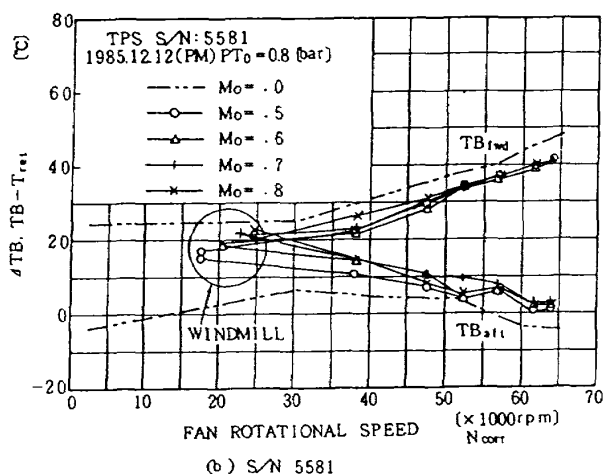
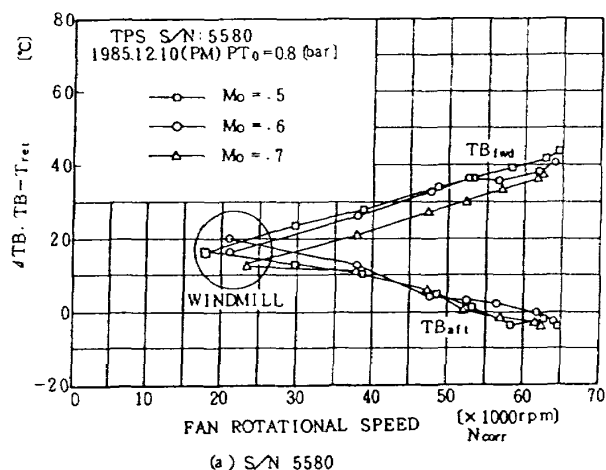


図-35 TPSのベアリング温度と一樣流マッハ数

(3) TPS ナセルの振動

TPS の回転数から予想される TPS を含む模型の振動数は、500Hz (30000 rpm) から 1KHz (60000

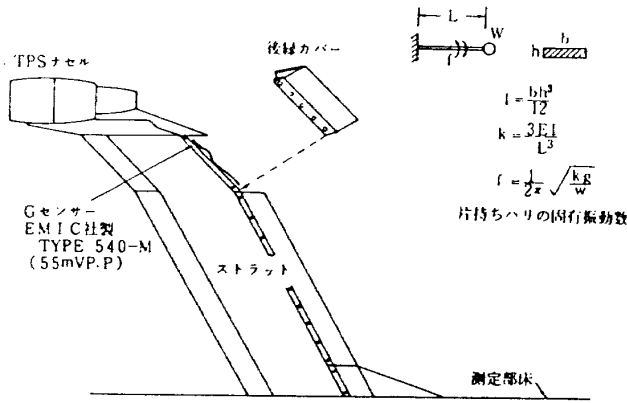


図-36 加速度センサーの取付位置

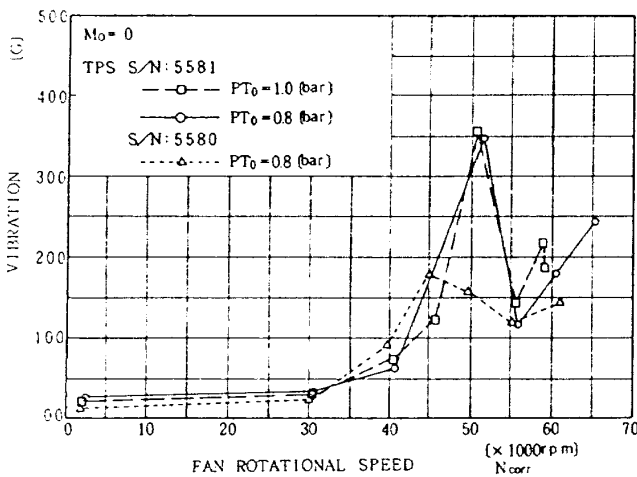
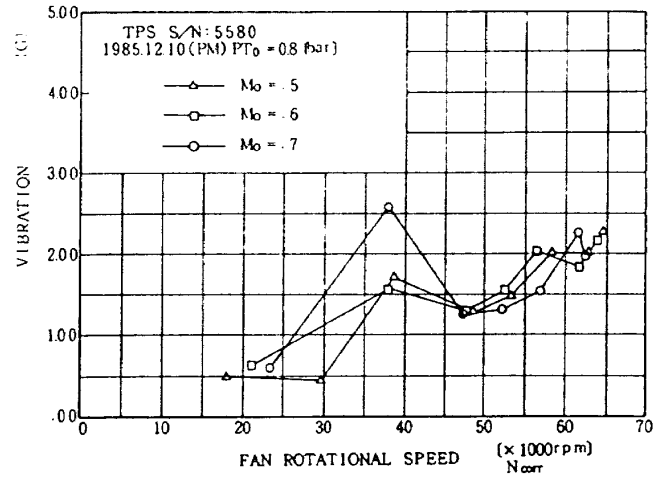
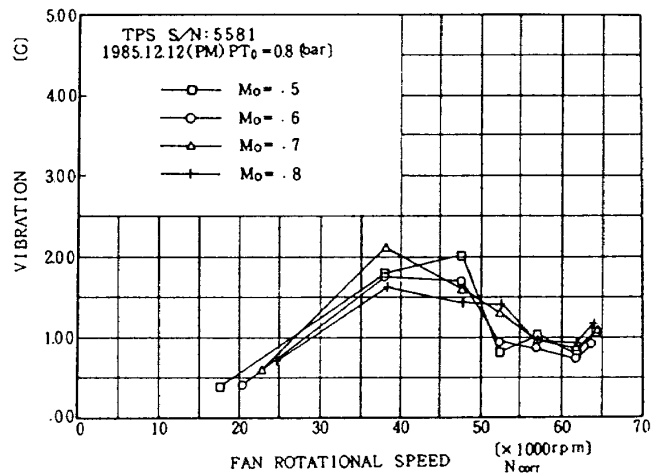


図-37 加速度と風洞内圧



(a) S/N 5580



(b) S/N 5581

図-38 加速度と一様流マッハ数

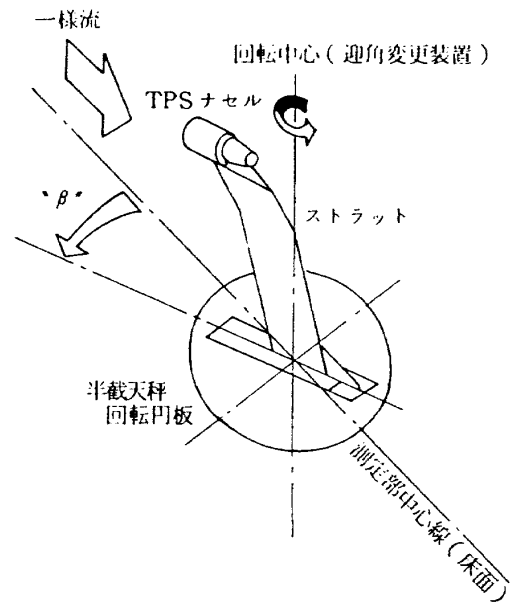
7.4 TPSに迎角を与えた場合

本試験に用いた風洞測定部には、半截模型に迎角を与える為の回転機構がその床面に設けられている。本試験では TPS の特性を迎角 0 度を中心に調べたのでこの迎角特性を調べる試験は、一様流マッハ数 0.5 の場合のみを行った。

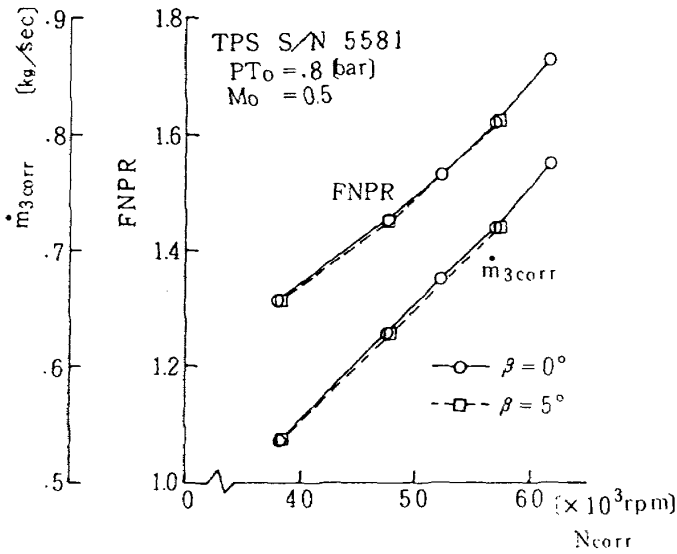
図-39に、TPS ストラットを回転させ迎角 (TPS のパイロンから見れば横滑り角 β に等しいのでここでは β を用いる) を 5 度とった場合の変化を $\beta = 0$ 度の場合と比較した。同図に示した試験条件の範囲では TPS の性能特性に殆ど差異がないと言える。特に、同図(d)に示した作動特性では、そのベアリング温度特性はほとんど同じであり、振動特性においても問題はない。

全機模型に TRS を装着して行う風洞試験では広いマッハ数及び迎角の範囲においてパワー効果を試験するので、例えばインレットディストーションを

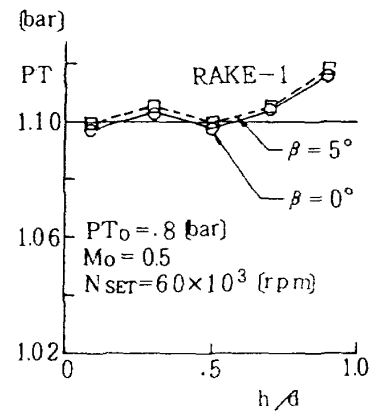
調べる試験ではこの作動特性が重要となると思われる。



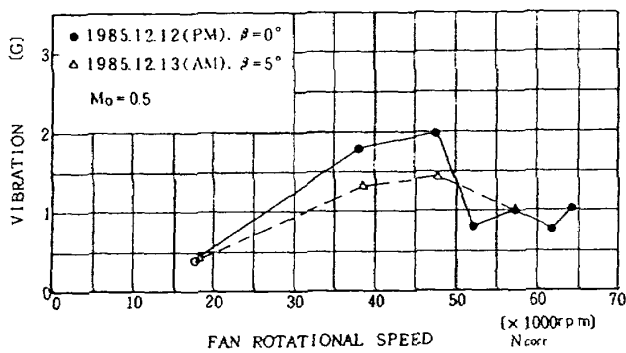
(a) TPS ナセルとストラットの β 変角



(b) ファンノズル圧力比とファン流量の比較



(c) ファンレーク1の総圧の比較



(d) TPSの作動特性の比較

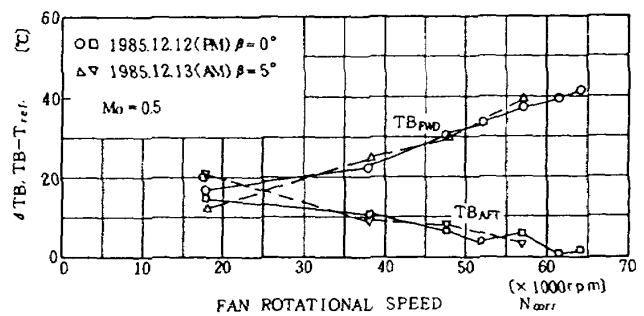


図-39 模型の姿勢角を変更した時の特性

8. まとめ

8.1 TPSの性能特性

TPS特性試験の結果から性能特性を図-40に示すファンマップにまとめる。これは、パワー効果試験のパラメータの一つとして圧力比をファン流量との関数として、一様流マッハ数、TPS回転数をパラメータとして表わしたものである。2基のTPSで僅かの差が見られる。

8.2 TPSの作動特性

TPS特性試験の結果からその作動特性をまとめ

ると次のようになる。

- ① ベアリング温度は、図-35に示されるように、前部ベアリングでは回転数と共に上昇し、後部ベアリングでは逆に下降する。その温度変化は、ウィンドミル回転時と較べて前部ベアリングでは30℃程度、後部ベアリングでは20℃前後である。
- ② 本特性試験におけるTPSナセルの振動は、その共振の回転数は一様流マッハ数にはあまり依存せず、特定の回転数に集中している。その加速度の大きさは高いマッハ数ほど小さくなる。従って無風時とは大きく異なる。

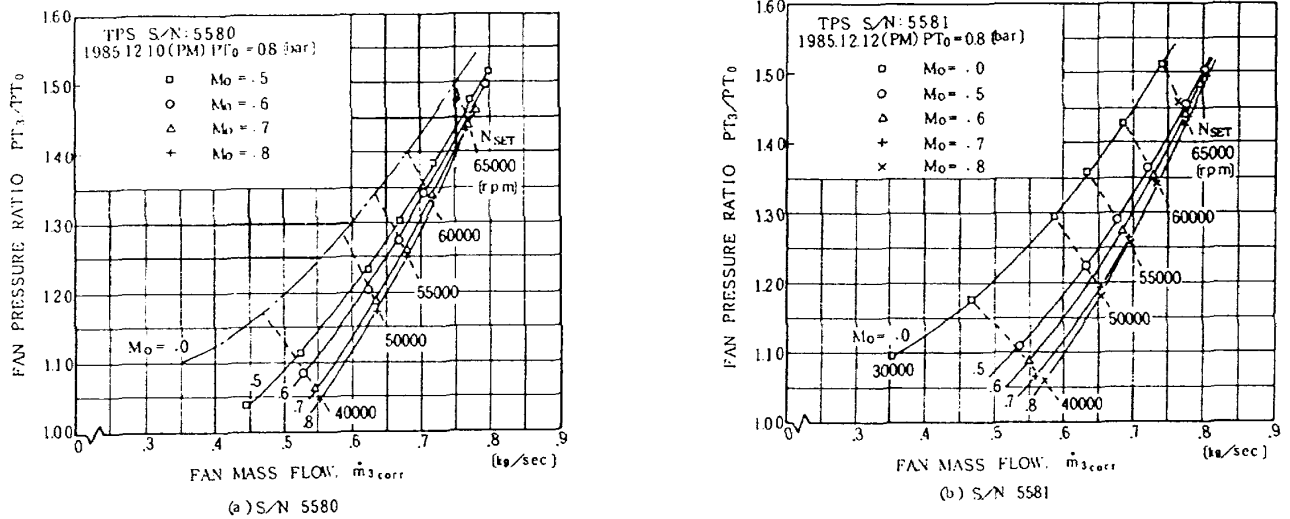


図-40 FAN MAP

参考文献

- 1) AGARD CP-301, 1981
- 2) 浅井, 小池他, 第34回風洞研究会議前刷り集, 1985年5月
- 3) 中村他, 航技研報告TR-811, 1984年5月
- 4) 浅井, 中村他, 第17期日本航空宇宙学会年会講演集, 1986年4月
- 5) 海老原, 鈴木他, 第24回飛行機シンポジウム講演集, 1986年11月
- 6) 浅井, 小池他, 第24回飛行機シンポジウム講演集, 1986年11月

航空宇宙技術研究所報告 968 号

昭和 63 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南 4-2-12

Printed in Japan