

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-510

ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(8)
圧縮機性能に及ぼす流れ様式の影響

大山 耕一 ・ 菅原 昇 ・ 斉藤 喜夫

1983年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当 者
研 究 企 画	鳥崎 忠雄 [*] , 松木 正勝 ^{***} , 大山 耕一 [*]
試 験 機 設 計	大山 耕一 [*]
定 常 性 能 計 測	菅原 昇 [*]
非定常現象の監視計測	斉藤 喜夫 [*]
空 気 源 運 転	小倉 五郎 [*] , 下平 一雄 [*]
データ処理装置の保守	西尾 健二 ^{**}

* 原動機部

** 航空機公害研究グループ

*** 日本工業大学（元 航空宇宙技術研究所）

目 次

1. まえがき	1
2. 空力試験機および試験装置	1
3. 試験結果	6
4. あとがき	11
附図（設計点の流れ状態，翼配備）.....	11

ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(8)

圧縮機性能に及ぼす流れ様式の影響*

大山 耕一** 菅原 昇** 斉藤 喜夫**

1. まえがき

多段軸流圧縮機の空力設計において各段翼列出口の流れ様式を選定する場合、一般に設計点での性能および作動状態に重点をおいて検討され、自由うず形と剛体形の混合形が速度分布および翼配備に無理が少なく効率も良いなどの理由から広く用いられてきた。ところで、高圧力比の多段軸流圧縮機は静翼固定のままでは低速低流量域での作動範囲が全く得られないので、その対策として可変静翼機構を備え、その操作によって漸く安定した作動範囲を確保し運転操作を可能にしている。航空機用ガスタービンエンジンの場合は、設計点性能のみならず起動および加速・減速特性の良好であることを要求されるので、圧縮機の低速低流量域における作動範囲の拡大および特性の向上は一般の圧縮機が単独で運転される場合よりも更に重要である。このような場合の空力設計では、設計点のみならず低速での作動状態まで考慮し、設計点性能に悪影響を及ぼさない範囲で、低速低流量域での可変静翼の効果になるべく良好な流れ様式を検討することが必要であろう。

本研究ではこのような観点から、さきに試作研究を行った高圧圧縮機空力試験機HC-20¹⁾の前段翼列を流れ様式の異なる翼列と交換し、空力試験機HC-20改として試験研究を行い、流れ様式による圧縮機特性の変化を比較検討し作動特性に及ぼす影響を調べた。

(記号)

N : 回転速度	rpm
P : 圧力	kgf/cm ²
T : 温度	°K

ρ : 密度	kg/m ³
G : 空気流量	kg/s
r_p : 圧力比	
η_{ad} : 断熱効率	
C : 流速	m/s
M : マッハ数	
r : 半径	mm
α : 絶対流れ角	deg
β : 相対流れ角	deg
ξ : 翼列の喰違い角	deg
σ : 翼列の弦節比又は翼応力 (kgf/mm ²)	
φ : 翼のそり角	deg
t/c : 翼厚比	

試験機入口状態の補正係数

θ : 温度補正係数	$\theta = T_{0i} / 288.2$
δ : 圧力補正係数	$\delta = P_{0i} / 1.0332$

(添字)

0 : 流れのよどみ点
i : 試験機入口
d : 試験機出口
z : 回転軸方向
u : 円周方向
R : 動翼
S : 静翼
1 : 動翼入口
2 : 動翼出口, 静翼入口
3 : 静翼出口
* : 設計点

2. 空力試験機および試験装置

[空力試験機HC-20改]

圧縮機性能に影響を及ぼす諸因子の中で、特に流れ様式の影響を受けやすいのは流れの動翼に対する相対流入マッハ数 M'_1 、および可変静翼機構の利き

* 昭和57年11月25日受付

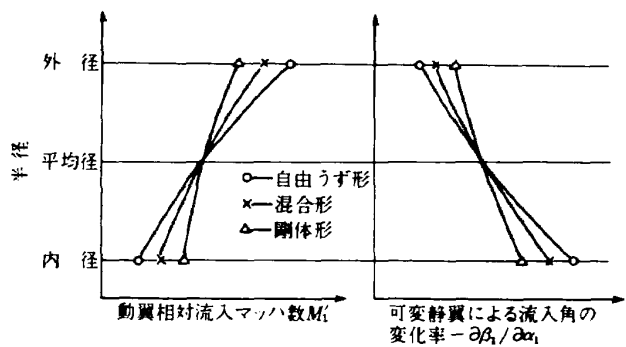
** 原動機部

具合を示す係数 $\partial\beta_1/\partial\alpha_1$ である。 M_1' は高速運転の際に動翼先端で高くなり翼列性能の低下および損失の増大を招きやすいので、過大とならぬよう注意する必要がある。 $\partial\beta_1/\partial\alpha_1$ は可変静翼機構の操作によって生ずる静翼流出角とその下流にある動翼の相対流入角の変化の割合であって、半径方向になるべく大きな差の生じないことが望ましい。図 1 (a) は平均半径で同一の条件とした場合、流れ様式に対する M_1' と $\partial\beta_1/\partial\alpha_1$ の半径方向分布の一般的な傾向を示す。剛体形のように外径側で大きな旋回速度をもつ流れ様式の方が動翼先端の M_1' が低く $\partial\beta_1/\partial\alpha_1$ の半径方向の差も少いので、これらの点に関しては好ましいことがわかる。しかし同図 (b) に示すように軸流速度分布は内外径での差が大きくなり、また静翼の振れは混合形よりも大きくなるなど有利でない傾向も存在する。このように長所短所が交錯するので最適の流れ様式は一定したものではなく、圧縮機の使用目的や設計条件に応じて変化する。従ってエンジンの一要素として圧縮機に要求される特性に良く適応した設計を行うためには、流れ様式が圧縮機性能に及ぼす影響を検討しておくことが必要である。

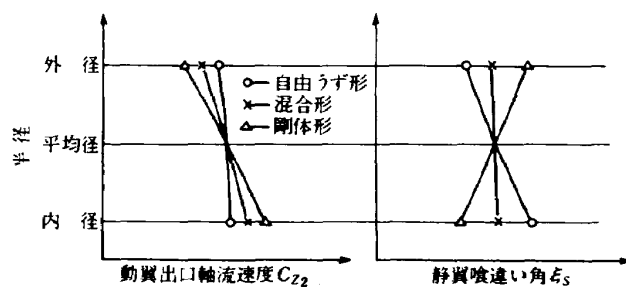
HC-20 改はこのような目的から、さきに試験研究を行った空力試験機 HC-20 を利用し、その翼列

の一部を流れ様式の異なる翼列と交換した空力試験機であって、可変静翼機構を有する圧縮機の特性に流れ様式が及ぼす影響を調べることにした。HC-20 改の設計上の要点は次のとおりである。

- i) HC-20 改は翼列出口の流れ様式以外は HC-20 と変わらず、設計点での回転速度、圧力比、空気流量、各段の仕事配分など、空力的な設計仕様および流路形状ならびに翼の構造・材料・寸法などすべて HC-20 と同一にした。
- ii) 流れ様式が圧縮機の性能や作動範囲に及ぼす影響はボス比の小さい前段では顕著であるが、ボス比の大きい後段では影響が小さくてあまり問題とならないので、流れ様式の変更は入口案内翼および 1~3 段に限定した。
- iii) 流れ様式の選定方針としては、剛体形あるいはそれ以上に外径側で旋回速度の大きい流れ様式を選び $\partial\beta_1/\partial\alpha_1$ の半径方向の差を小さくするとともに M_1' の低下をはかることとし、1 段動翼先端の相対流入マッハ数を 0.9 以下に抑える (HC-20 は 0.95) ことを設計条件として流れ様式を決定した。その結果、HC-20 の流れ様式は混合形の特殊な場合である流出角一定であったのに対し、HC-20 改では旋回速度 C_u の半径方向分布を $C_u = Ar^n$ として、入口案内翼出口では剛体形 ($n=1$) よりも更に強い旋回を与えて $n=1.4$ とした。これに続く 1, 2 段静翼出口では n を漸次減少させて 3 段静翼出口で $n=1$ とし、流れ様式の変更によって翼列内の速度分布に急激な変化の生じないようにした。図 2 に各段静翼出口における流れ様式を示す。流れ様式の変更によって動翼に



(a) M_1' , $\partial\beta_1/\partial\alpha_1$ の半径方向分布



(b) C_{22} , ξ_s の半径方向分布

図 1 流れ様式の影響

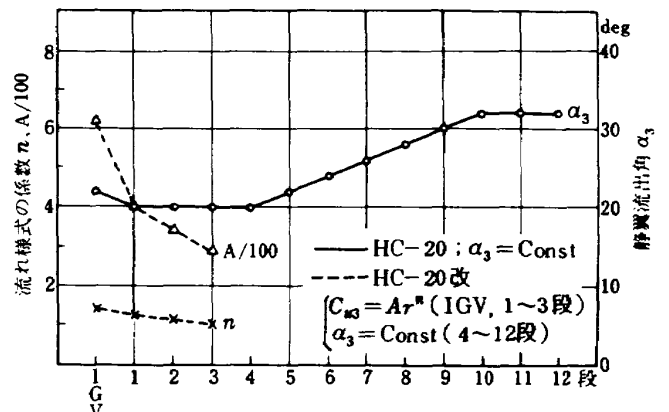


図 2 各段静翼出口の流れ様式

対する相対流入マッハ数は低下し、1段動翼先端では0.87となった。図3に設計点における各段翼列の流入マッハ数を示す。軸流速の半径方向の変化は図4に示すようにHC-20の場合よりも増大し、翼列の喰違い角は図5に示すように動翼では外径側、内径側ともに増加し、静翼では外径側で増加し内径側では減少して捩れの生じたことが目立つ。

$\partial\beta_1/\partial\alpha_1$ は図6に示すように、HC-20の場合よりも外径側で小さく内径側で大きくなって半径方向の差が減少した。従って可変静翼機構を操作して可変静翼の喰違い角を変化させた場合に、動翼相対流入角の変化は内径側と外径側との差がHC-20の場合よりも縮小するので、可変静翼の喰違い角を大きく増加させる低速運転時において動翼出口圧力が内径側で極端に低下するのを抑制し、低速低流量域における圧縮機特性の改善に役立つものと予想された。

流れ様式の変更によって交換した入口案内翼および1~4段翼列の設計点における流れ状態(流入角, 流出角, 軸流速度, 流入マッハ数, 拡散係数の半径方向分布)を附図1に、翼配備の状態(喰違い角,

翼のそり, 弦節比, 翼厚比の半径方向分布, および翼型, 翼数)を附図2に示す。5段以降の流れ状態および翼配備はHC-20¹⁾と同一である。

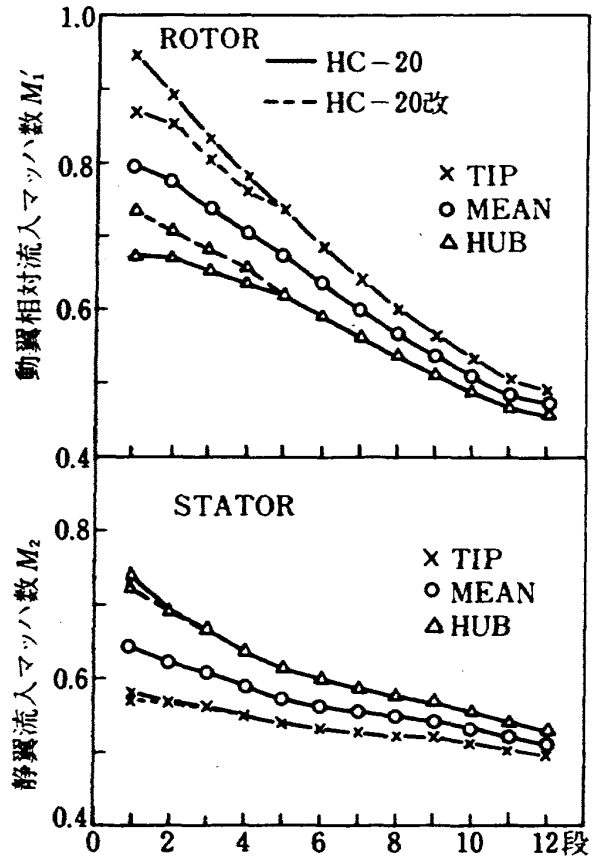


図3 各段翼列の流入マッハ数

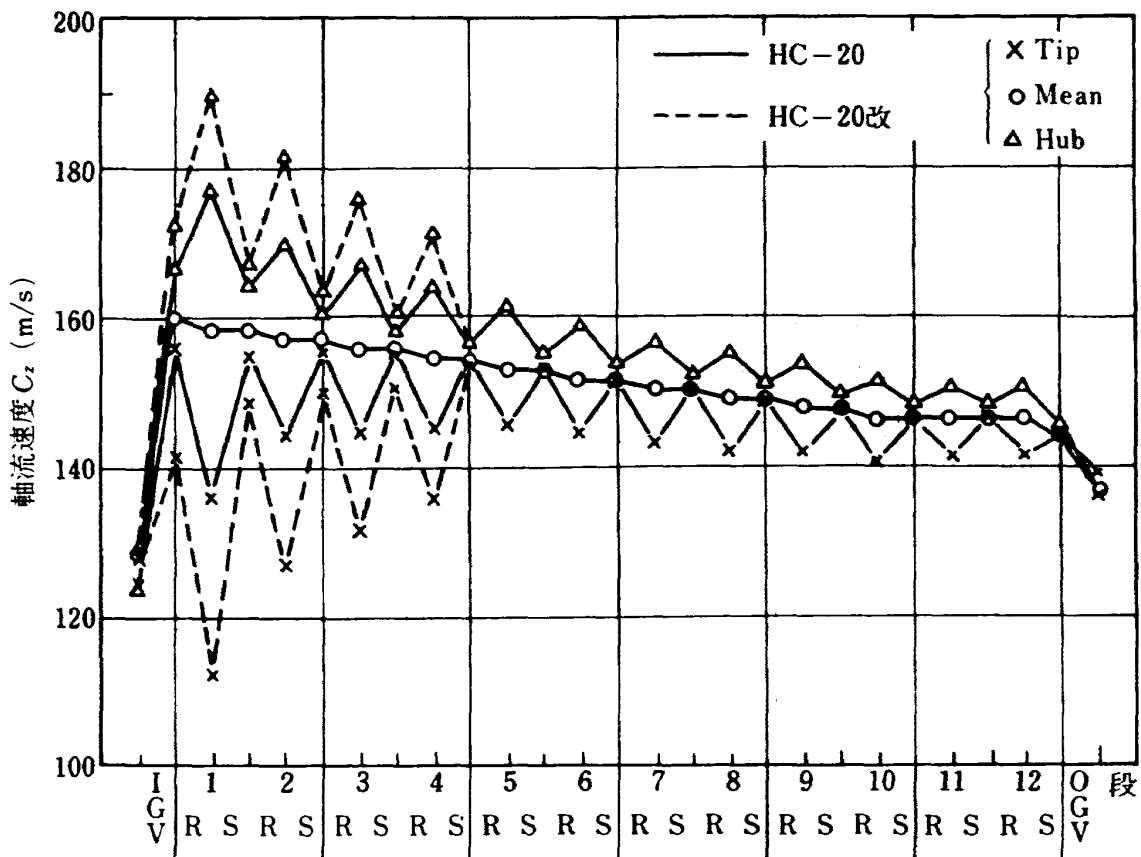
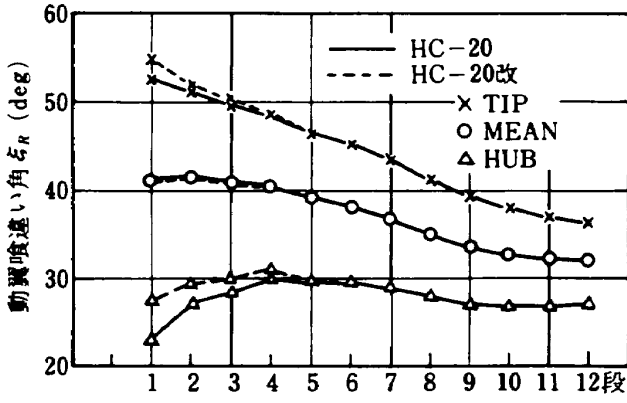
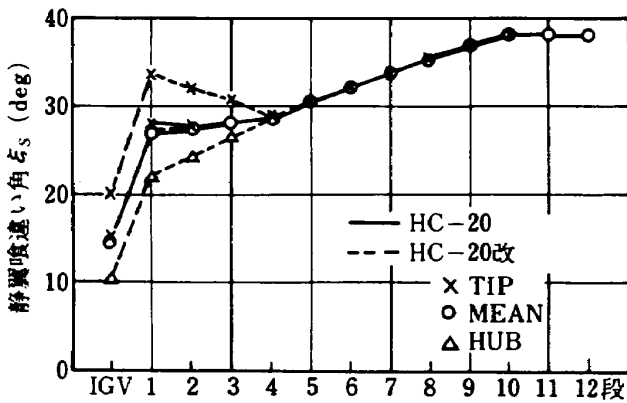


図4 各段の軸流速度分布

図7に可変静翼各段の角度変化率を示す。HC-20の場合はAおよびBの角度変化率で試験研究を行ったが、HC-20改の場合はBを用いて試験を行い、HC-20の試験結果と比較検討することとした。



(a) 動翼の喰違い角



(b) 静翼の喰違い角

図5 各段翼列の喰違い角

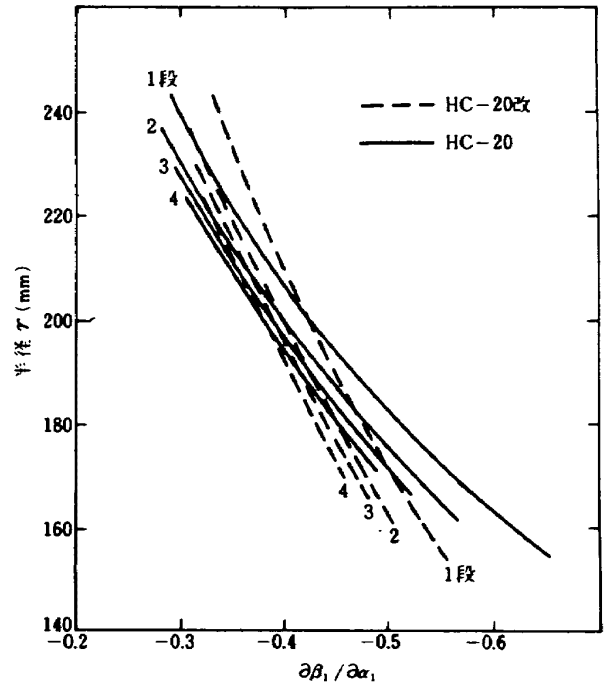


図6 $\partial\beta_1/\partial\alpha_1$ の半径方向分布

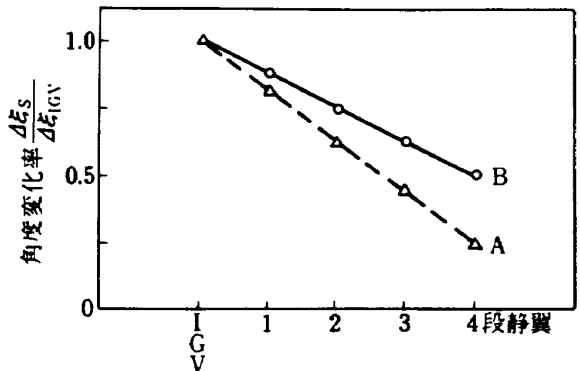


図7 可変静翼各段の角度変化率

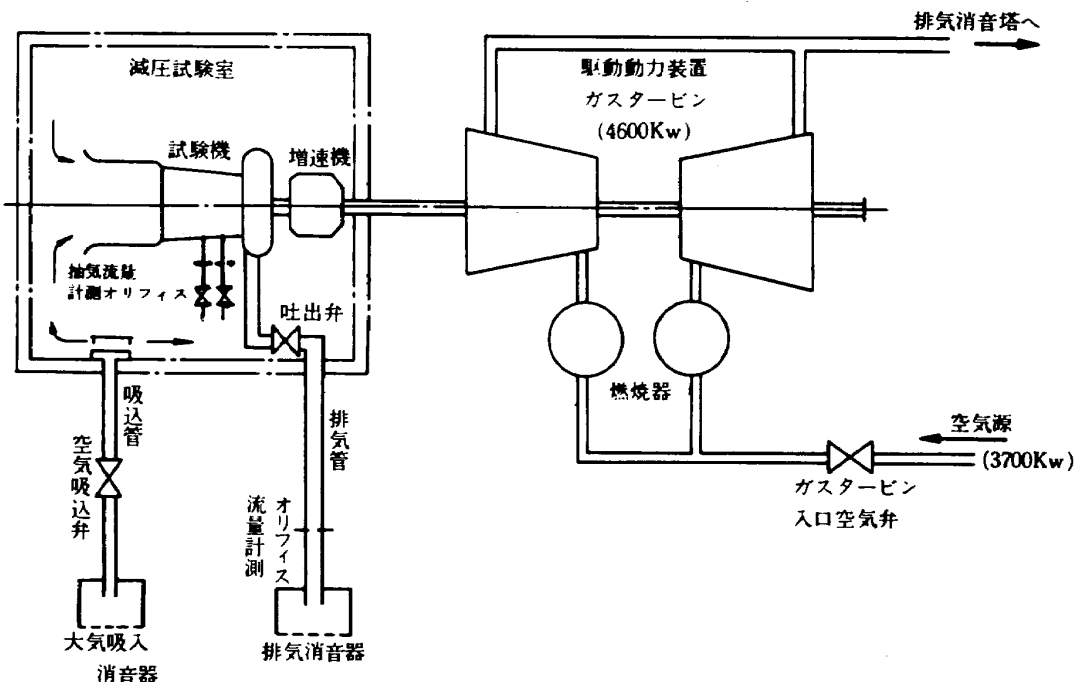


図8 試験装置系統図

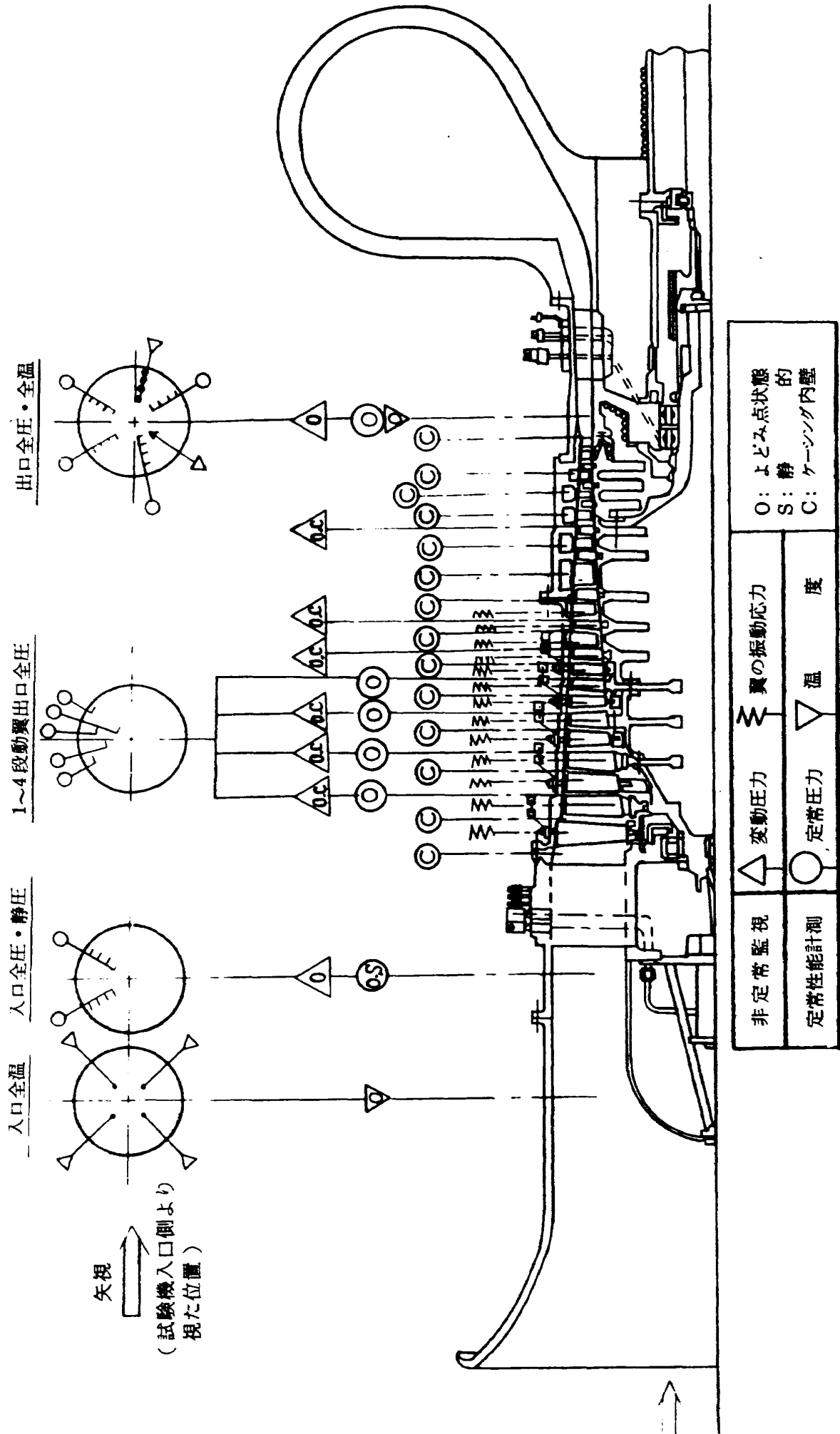


図9 試験機の計測配置図

〔試験装置〕

試験はHC-20の場合と同一の条件で行うこととし、試験装置および計測機器はすべてHC-20の試験²⁾で使用したものをそのまま使用した。図8に試験装置の系統を、図9に試験機内の計測および監視センサの配置を示す。

3. 試験結果

HC-20改の試験はHC-20の場合と同じ条件で試験計測を行い、流れ様式の影響が比較検討しやすいようにはかった。すなわち回転速度が70%N*以上ではHC-20の性能試験と同様に試験機入口圧力を減圧し、また可変静翼の操作スケジュールもHC-20の場合と同一にし図10の基準スケジュールに従って操作した。

3.1 非定常現象の監視計測

〔旋回失速の監視〕

試験中は試験機内の流れの状態を把握するため、試験機入口から出口ダクトまでの壁面静圧の変動を監視計測した。変動静圧の測定には歪ゲージ型の圧力センサ(最大使用圧力は前段用2kgf/cm²、後段用5kgf/cm²)を用いた。試験の結果、旋回失速の発生する領域は試験機回転速度が約53%N*以下の範囲にあり、HC-20の場合(約60%N*以下の範囲で旋回失速が発生)より低速領域にあることが確認された。

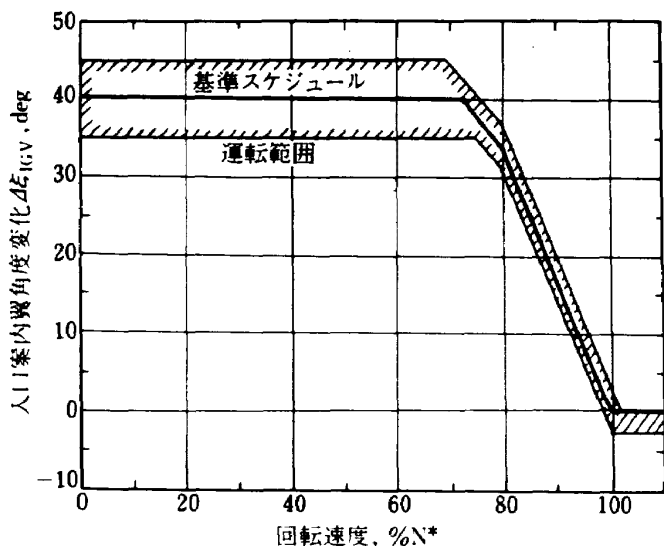


図10 可変静翼操作スケジュール (回転速度と可変静翼角度変化量)

〔翼振動応力の監視計測〕

翼振動は翼表面に貼付した歪ゲージにより監視し、翼振動応力が制限値以下の範囲で試験を行った。翼振動応力の制限値 σ_L は、翼に1次曲げ振動が発生した場合の翼面最大応力の点における振動応力について、次の式で定めた。

$$\sigma_L = \frac{1}{K_s} K_B \sigma_F$$

ここに、 σ_F は材料の疲れ限度、 K_B は翼の製作上の不均一に対する補正係数で $K_B = 0.75$ 、 K_s は安全率で $K_s = 4$ とした。各翼の振動変力の制限値 σ_L を次表に示す。

各翼の σ_L (単位 kgf/mm²)

	入口案内翼	1段	2段	3段	4段	5段	6段
動翼	—	8	8	8	5	5	5
静翼	5	5	5	5	5	5	5

図11に回転速度が30~70%N*における、動翼の振動応力の平均振幅と回転速度との関係を示す。翼振動は主として1次曲げ振動であり、旋回失速の発生している領域(約7000rpm以下)で振幅が比較的大きいが、制限値よりは十分に小さな値となっている。静翼の振動も動翼とほぼ同様な傾向を示すが、振動応力は全領域で制限値より十分に小さい。70%N*よりも高速の領域では動翼・静翼ともに振動応力は小さく、サージ発生点に至るまで制限値より十分に低い値を示し、運転上の支障となることはなかった。

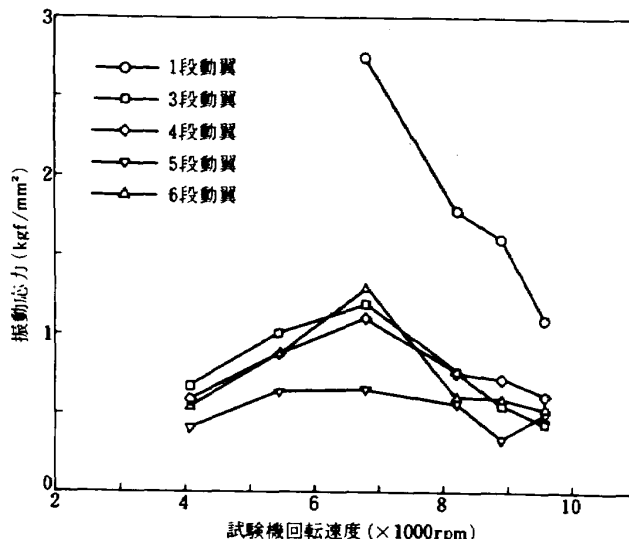


図11 動翼の振動応力

3.2 定常性能の計測

図12にHC-20改の全体性能を示す。比較のためHC-20の試験計測値²⁾を併記した。試験中に駆動軸系が不調となり、高速運転では振動増大のため試験計測は困難となった。そのため75%N*より高速の領域では吐出弁絞り一定の条件で一本の作動線に沿って計測し、各回転速度における性能を測定するに止まり、試験は主として流れ様式の影響が顕著に現われ安定作動範囲が拡大し圧縮機特性の向上が期待できる低速低流量域について実施することとした。

設計回転速度での作動点はHC-20の性能曲線とほぼ一致していること、回転速度の低下と共に流れ様式および可変静翼角度変化率の影響が現われ作動点はHC-20の場合よりも低流量側へ移動していることがわかる。

図13は設計回転速度での作動点における外径側流路壁面の各段出口静圧分布を示す。HC-20改の静圧分布は計画どおりHC-20の場合と全般的に一致しており、流れ様式を変更した前段の部分と変更

しない後段部分との空気力学的なマッチングは良好と考えられる。1~4段でHC-20改の壁圧がHC-20も幾分高いのは、流れ様式の変更にともないHC-20の場合よりも外径側の軸流速度が減少し、それに伴って壁面静圧が増大したためであって、設計の段階で予測された結果である。

図14(a)は設計回転速度における1~4段出口の半径方向全圧分布を、(b)は試験機出口における全圧および全温の半径方向分布を示す。HC-20とHC-20改の両者はほぼ同じ分布状態を示しており、流れ様式の影響は特に現われてはいない。

これらはいずれも試験機入口圧力を減圧した場合の試験結果であるが、HC-20は実機エンジンに使用されて正規の入口状態で運転し設計性能が確認されていることから判断して、HC-20改も正規の試験条件では設計性能が得られるものと考えられる。

70%N*以下の低速領域における性能ならびに作動範囲を図15に、1~4段動翼出口全圧の半径方向分布を図16に、試験機出口における全圧および

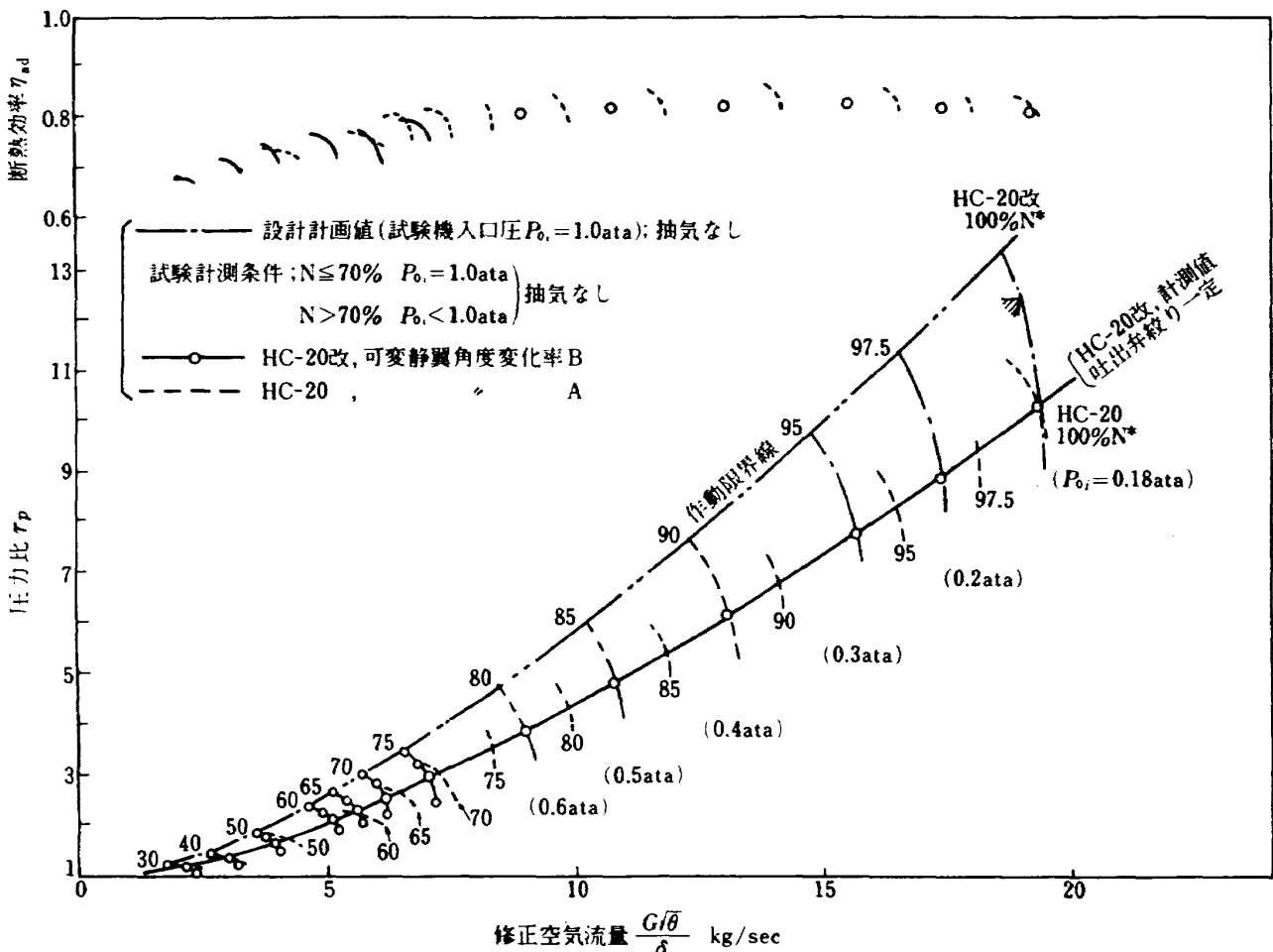


図12 HC-20改全体性能

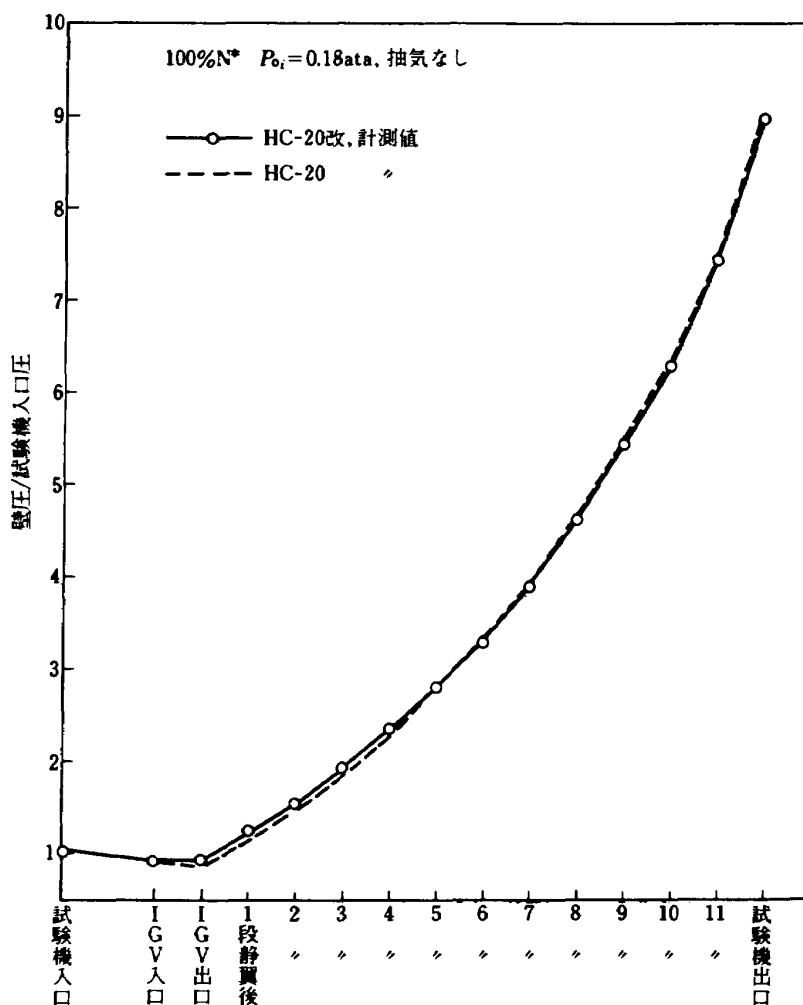


図 13 試験機各段の外径側流路壁面静圧分布

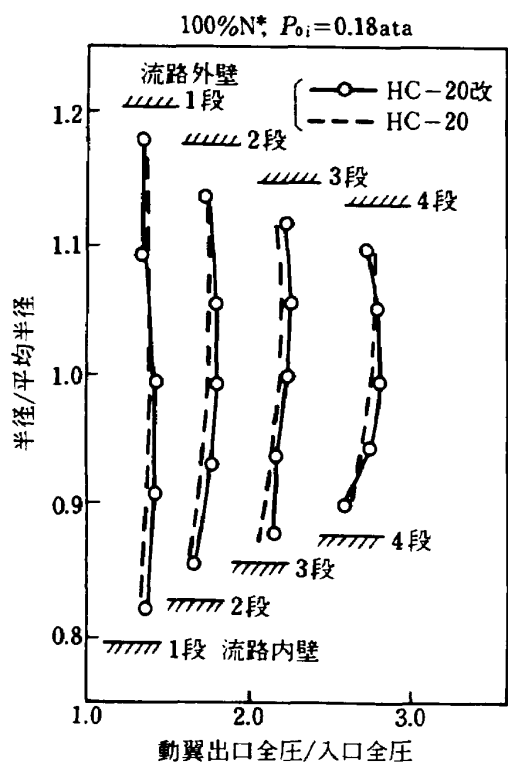


図 14(a) 1～4 段動翼出口の全圧分布

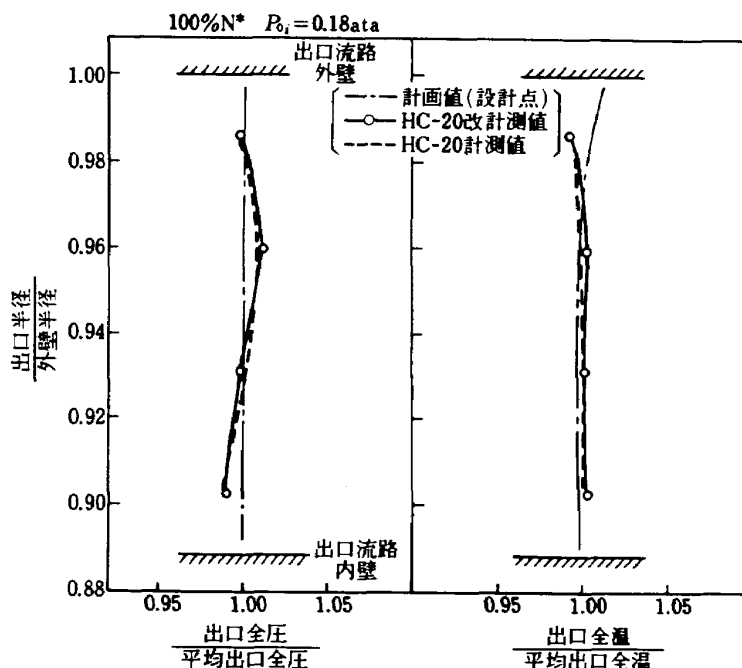


図 14(b) 試験機出口の全圧, 全温分布

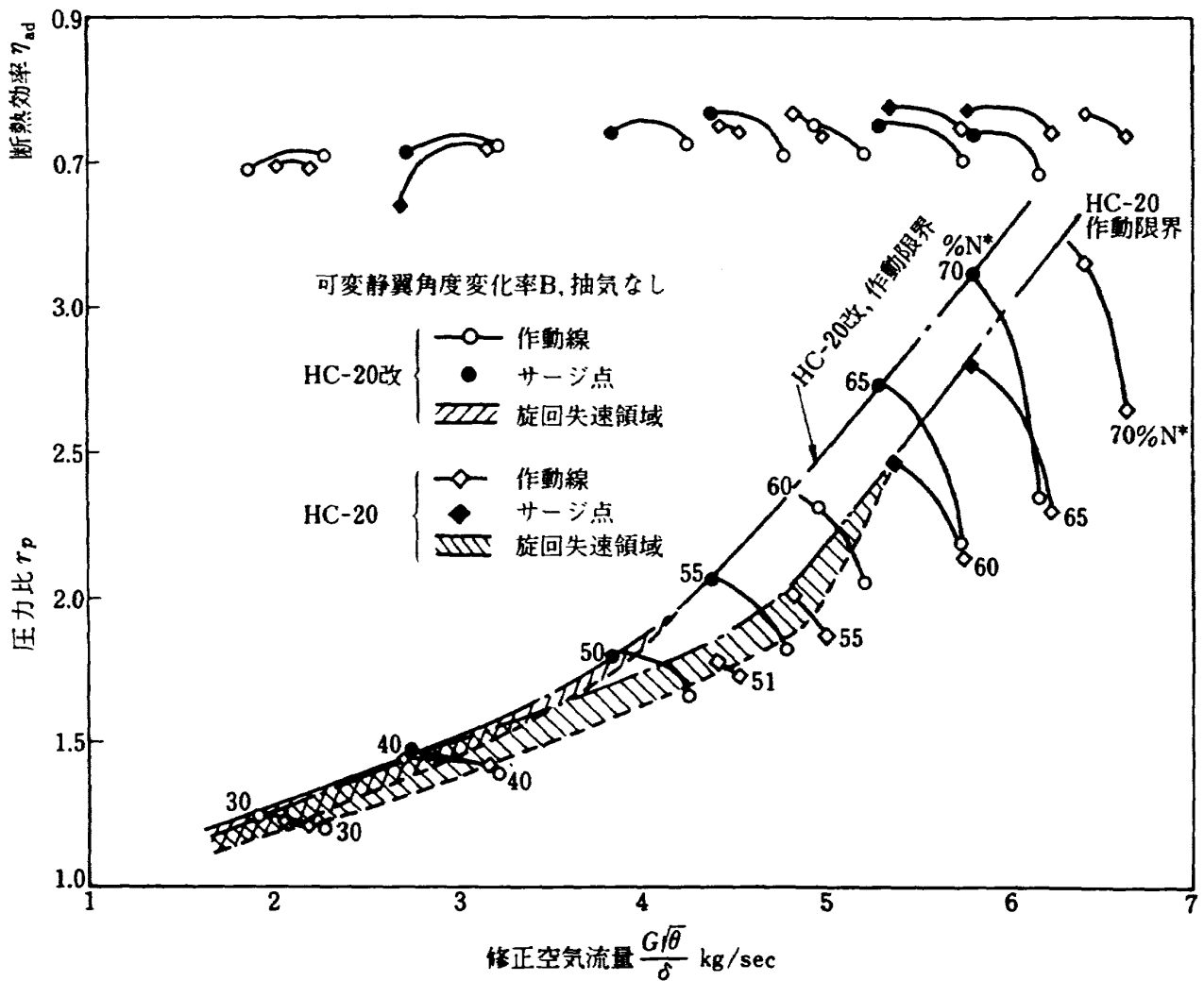


図 15 試験機の低速性能

全温の半径方向分布を図 17 に示す。

HC-20 改と HC-20³⁾ を比較して、回転速度が 40 %N* 以下では図 15 よりみて、性能および作動範囲のいずれも HC-20 改の方が僅か乍ら向上しているようであるが、両者とも旋回失速の状態で作動しており両者の差はあまり目立たない。図 16 の 1 ~ 4 段動翼出口の全圧分布を比較しても、40 %N* 以下は両者とも 2 段動翼出口の内壁側は 1 段動翼出口よりも圧力が低く、いわゆる逆流状態になると考えられ、また図 17 の試験機出口における全圧・全温分布も同じであって、流れ様式の影響は期待できる程のものではない。

50 %N* より高い回転速度では、HC-20 改の作動範囲は HC-20 の場合よりも低流量側へ移動し、かつ旋回失速も減少して安定した作動範囲の拡大していることが認められる。特に HC-20 の場合は 50 ~ 60 %N* の範囲において旋回失速に伴う動翼の振

動応力の影響が著しく、低流量域の作動点では翼の振動応力が制限値に達したために作動範囲の制限されることとなったが、HC-20 改では旋回失速は殆んど消滅し翼の振動応力も小さくてサージ発生点まで安定した作動範囲が得られており、流れ様式の影響が顕著である。図 16 の 1 ~ 4 段動翼出口の全圧分布では HC-20 改の方が内壁側まで圧力分布が均一に近くなり若干改善されていること、4 段動翼による圧力上昇は HC-20 よりも低いことなどに流れ様式の影響が認められるが、その他には両者に際立った差異は認められない。また図 17 の試験機出口における全圧・全温分布もほぼ同じであって、これまでの圧力分布の計測のみで流れ様式の影響を十分に理解することはかなり難しいようである。

多段軸流圧縮機の低速領域における翼振動や旋回失速などの非正常現象は各段翼列を通る流れの状態・可変静翼取付角度の大巾な変化に伴う翼列特性の

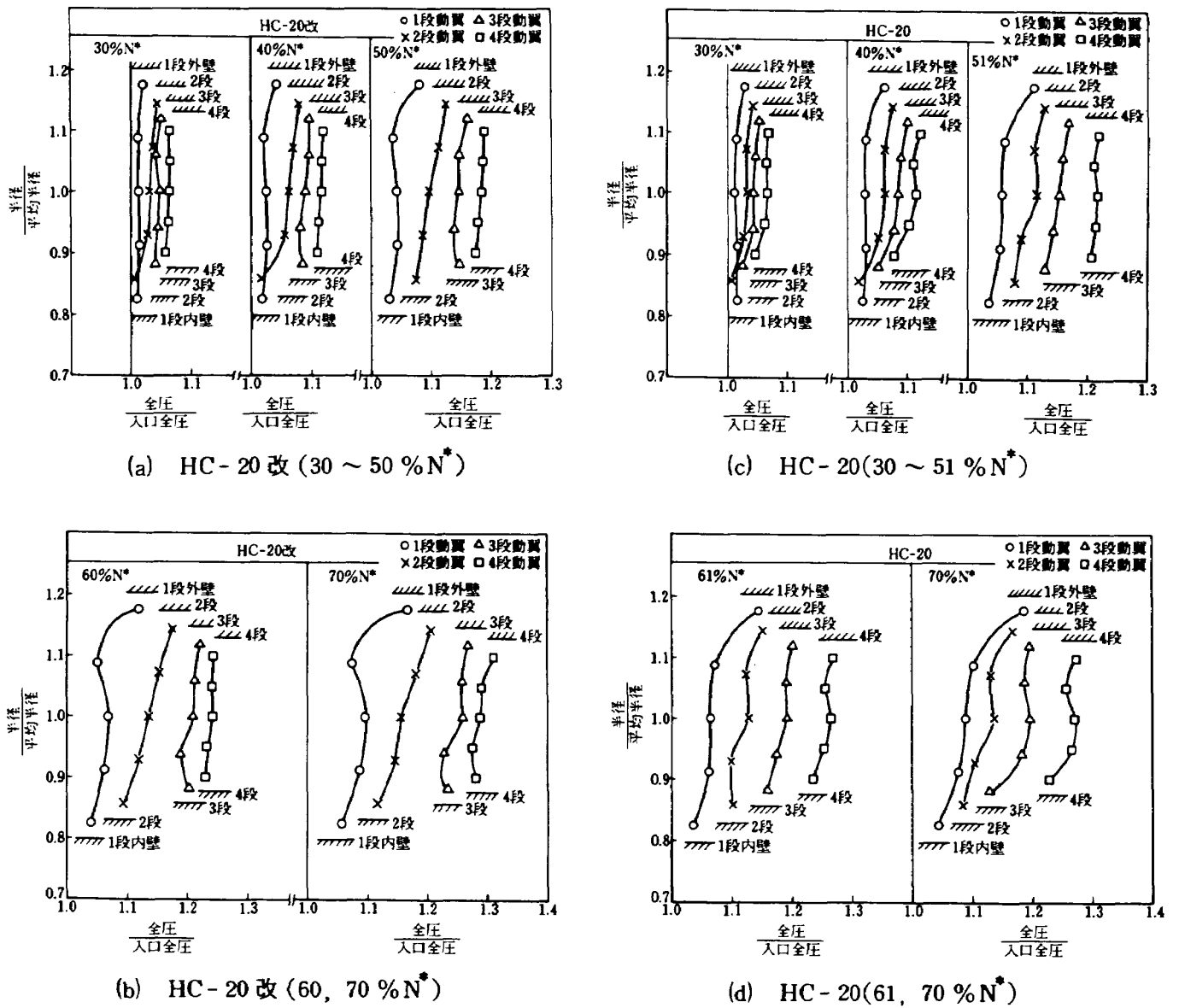


図 16 1 ~ 4 段動翼出口全圧の半径方向分布

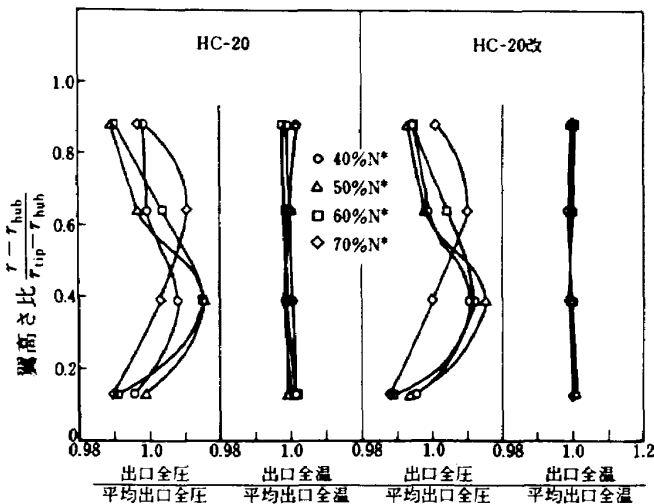


図 17 圧縮機出口全圧, 全温の半径方向分布

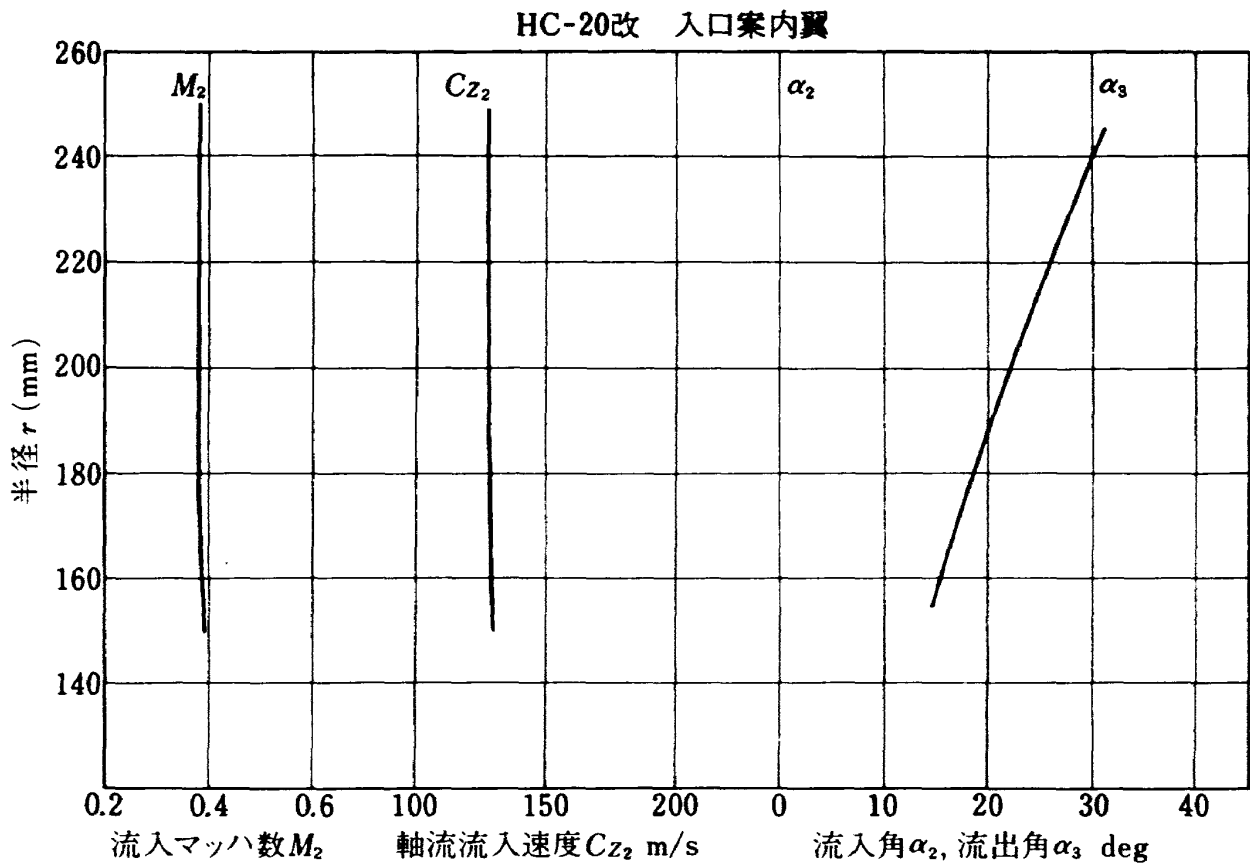
変動および翼列相互の干渉など複雑な因子が影響し合うので、その予測は容易ではない。従って試験計測において各段翼列の前後における流れ状態を綿密に計測することが望まれるが、本研究の試験機は実機エンジン用高圧圧縮機の研究開発に直接応用されることを目的とし、実機の圧縮機と同一の寸法形状に設計製作されたために各段翼列の軸方向間隔が非常に狭く約 2mm 前後であり、内部流れ計測用のセンサ類の挿入・装着は不可能であった。従って本試験では流れ様式が圧縮機特性に及ぼす全般的な影響を明らかにすることに限定され、内部流れの詳細な検討は別の機会を待つこととした。

4. あとがき

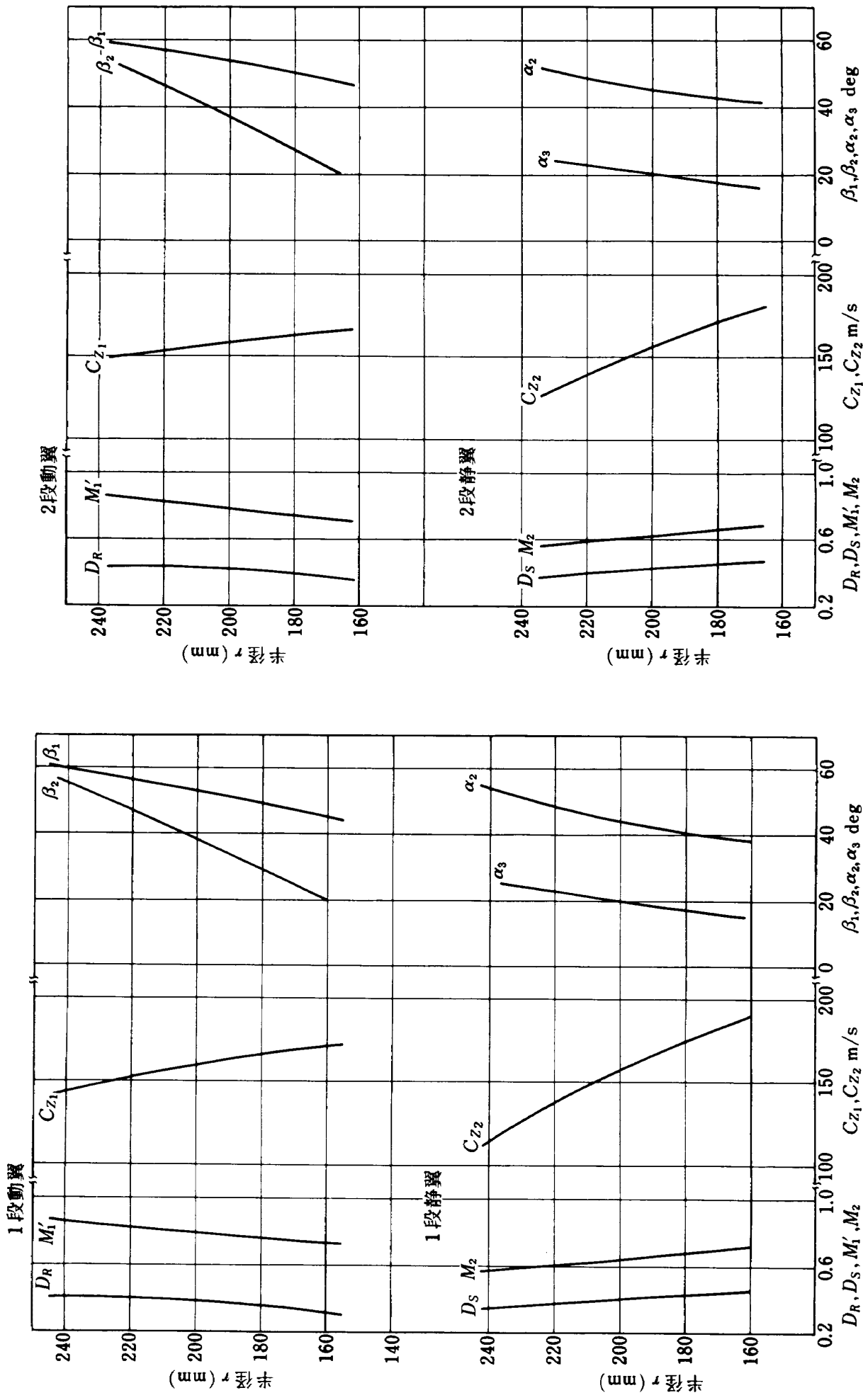
文 献

多段軸流圧縮機の静翼出口における流れ様式としては一般に混合形が広く用いられてきた。しかし、可変静翼機構を有する高圧力比の多段軸流圧縮機の場合、可変静翼の取付角度を大きく変化させて運転を行う低速領域では、混合形よりも更に大きい旋回速度分布をもつ流れ様式の方が圧縮機の作動線が低流量側へ移動し、かつ安定した作動範囲が広く得られることがわかった。従って、起動および加速・減速時の安定作動範囲を低流量側へ拡大する必要がある場合、例えばアイドリング以下でのエンジン出力を更に抑制したい場合などには有効な一方法となろう。

- 1) 大山耕一；ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(3)空力試験機HC-20の設計，航技研資料 TM-363 (1978/8)「配布先限定」
- 2) 大山耕一，菅原 昇，斉藤喜夫，他2名；ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(4)空力試験機HC-20の性能試験，航技研資料 TM-506 (1983/5)
- 3) 菅原 昇，斉藤喜夫，大山耕一；ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(6)空力試験機HC-20の低速性能に及ぼす可変静翼取付角度変化の影響，航技研資料 TM-508 (1983/5)

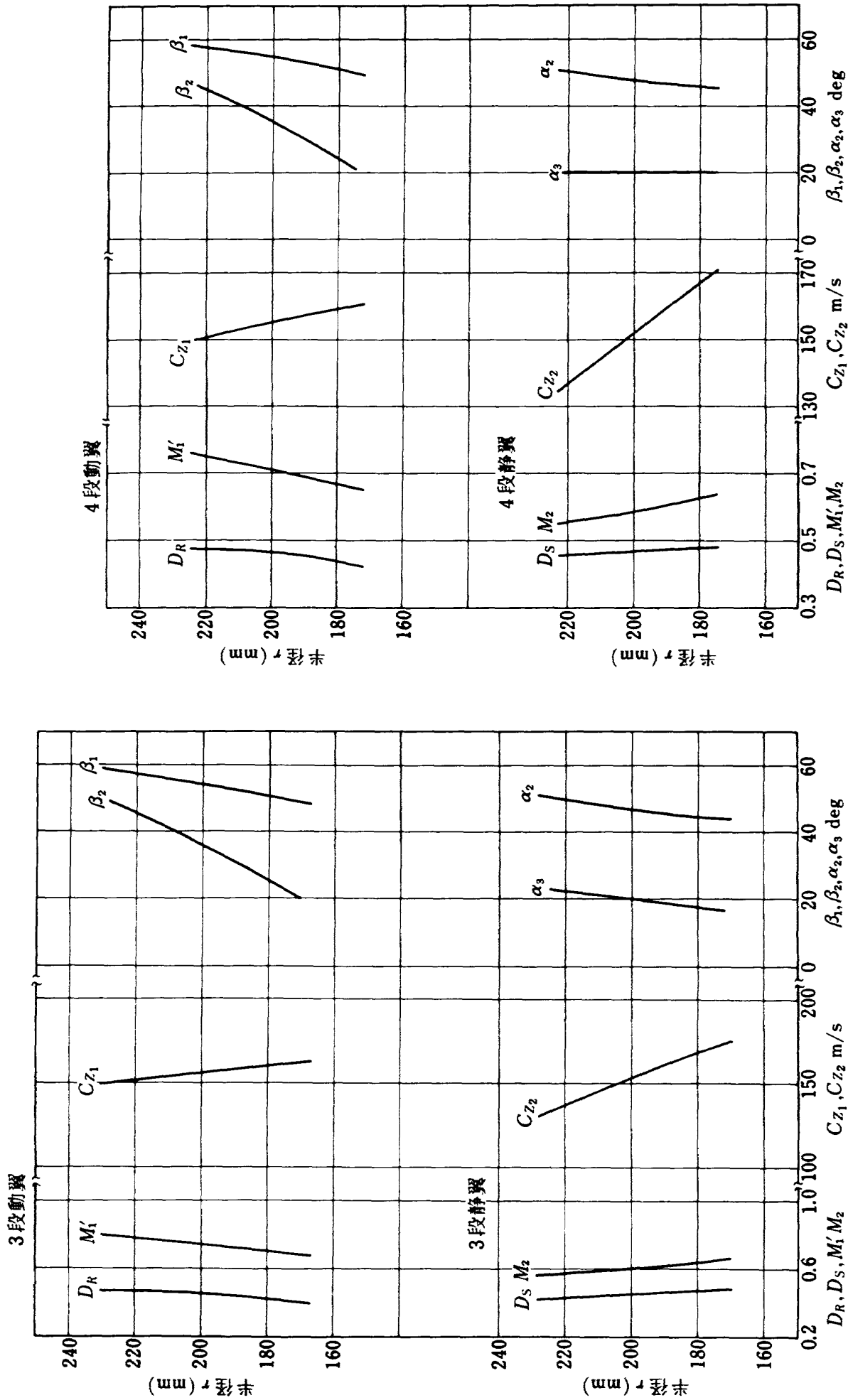


附図 1-1 入口案内翼流れ分布



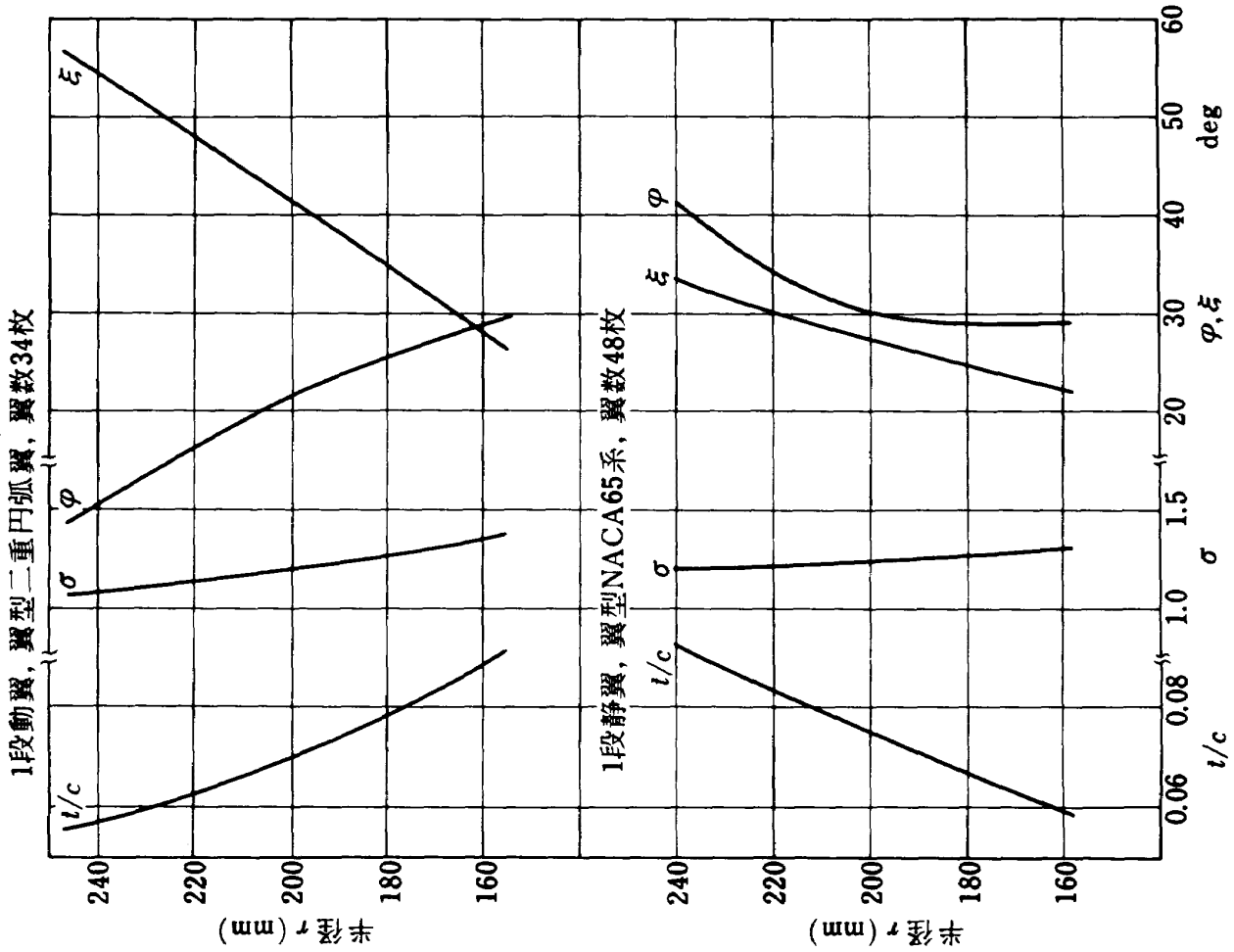
附图 1-3 2 段流れ分布

附图 1-2 1 段流れ分布

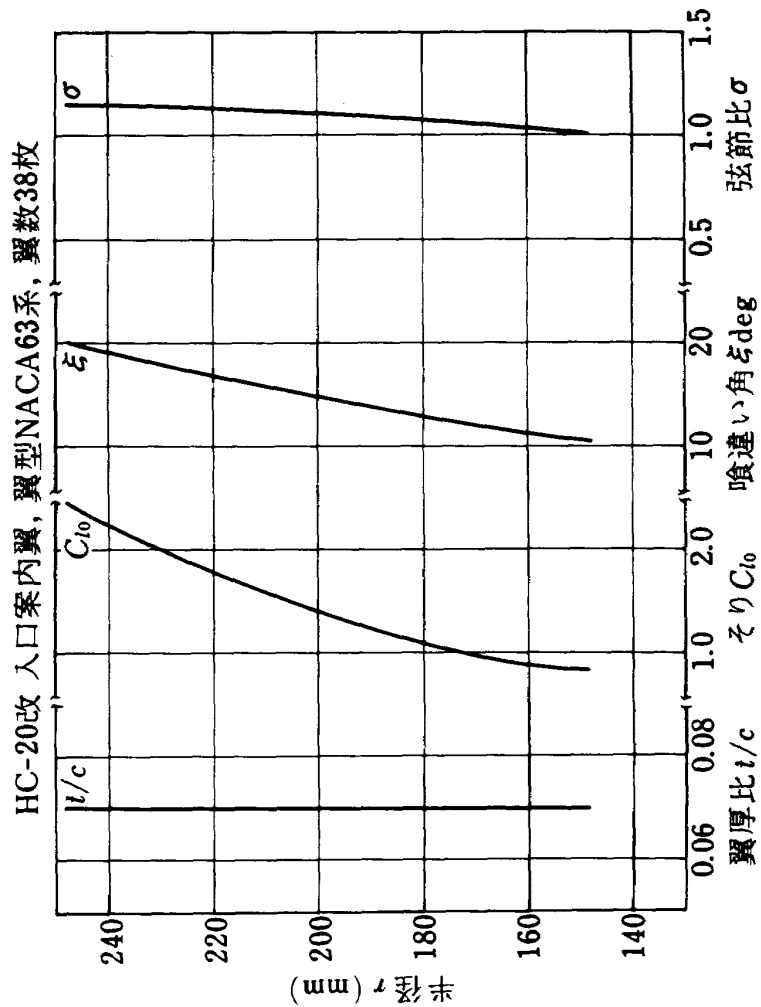


附图 1-5 4 段流れ分布

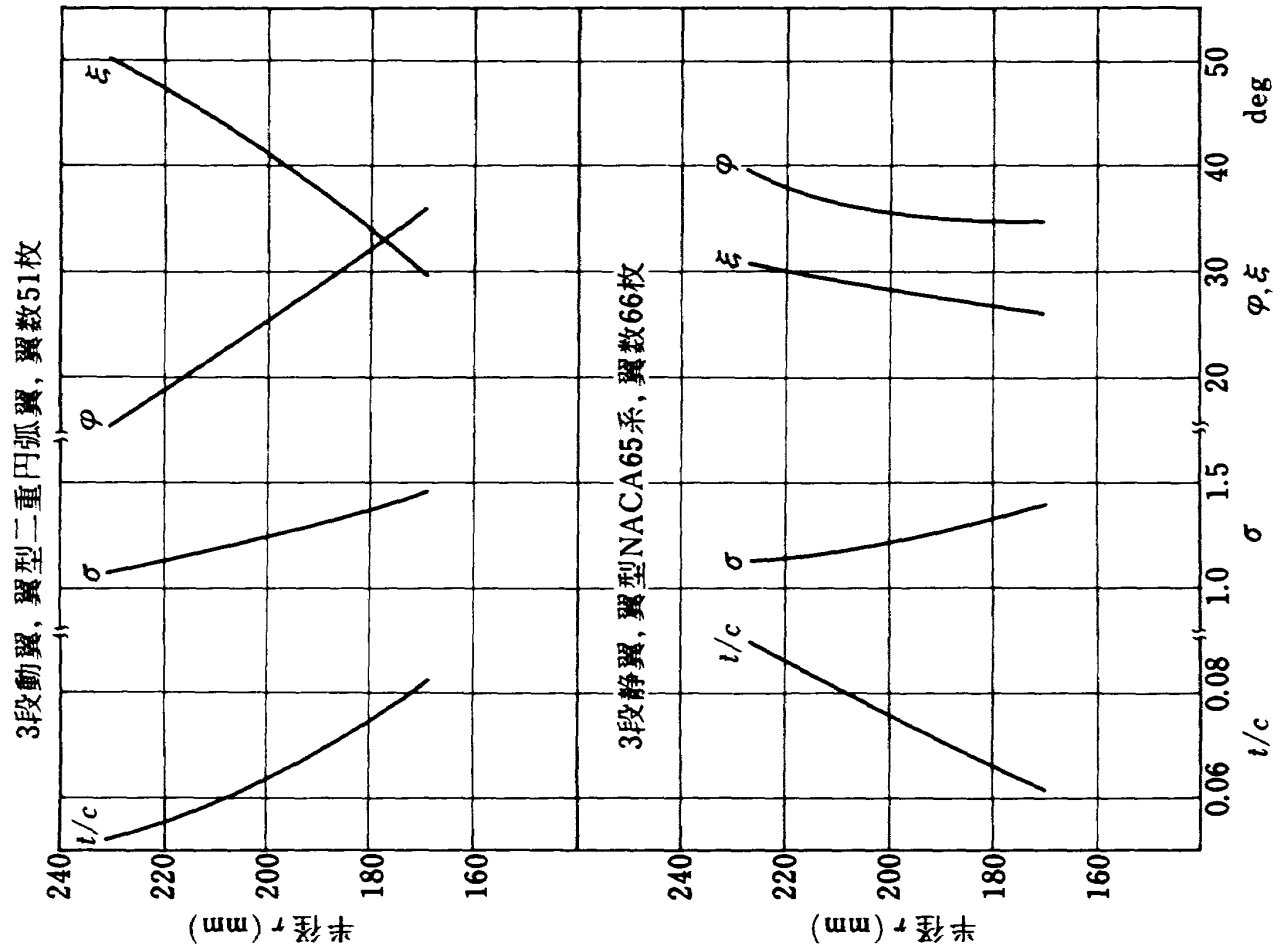
附图 1-4 3 段流れ分布



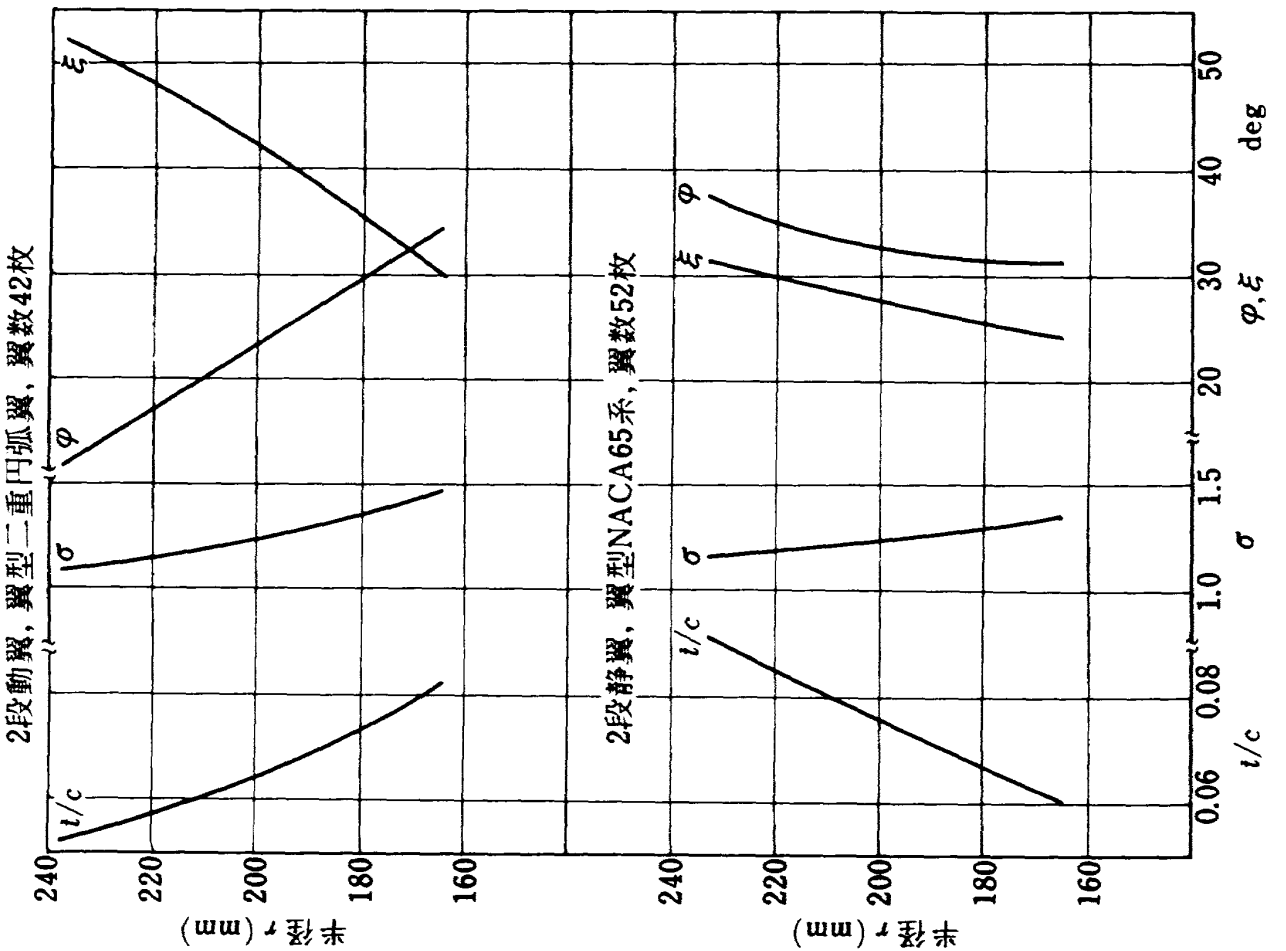
附图 2-2 1 段翼配備



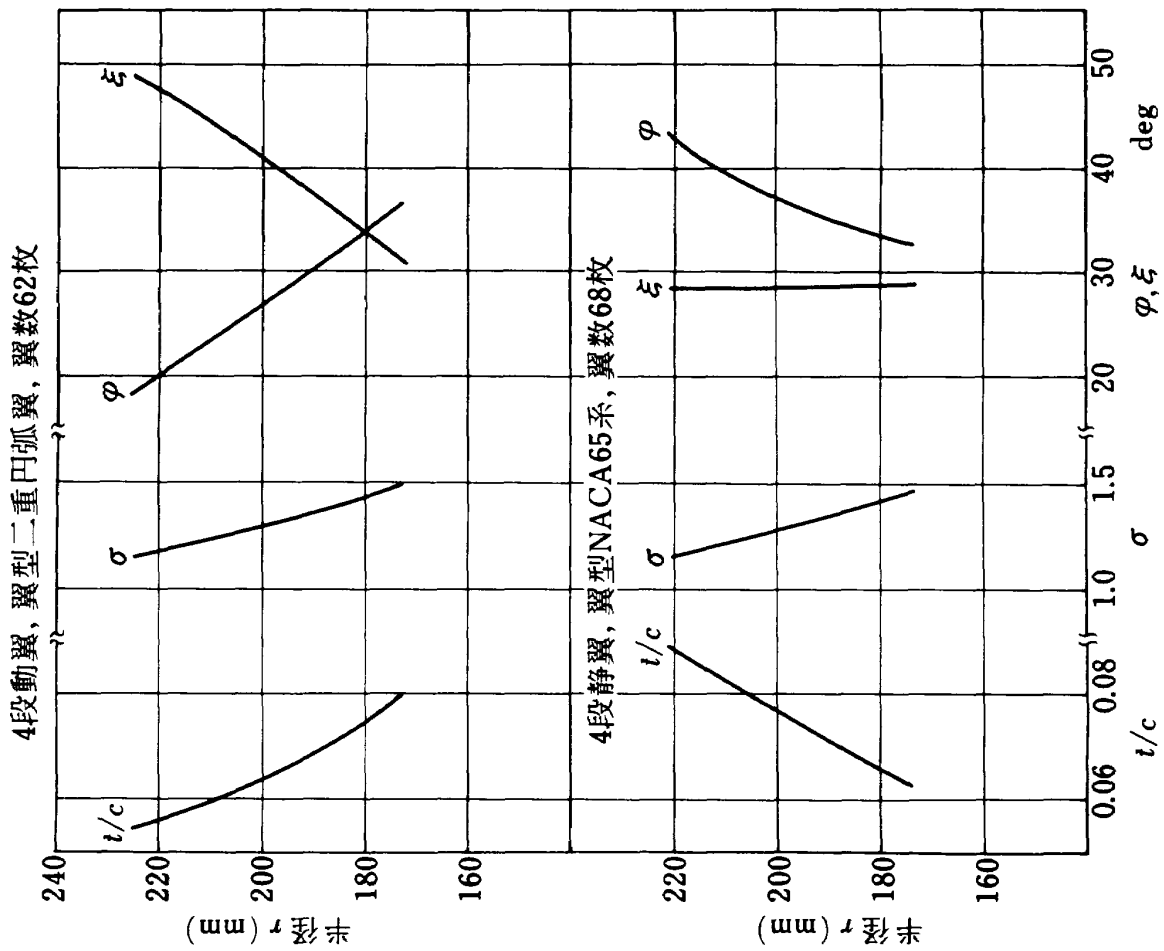
附图 2-1 入口案内翼配備



附图 2-4 3 段翼配備



附图 2-3 2 段翼配備



附图 2-5 4段翼配备

既 刊 資 料

TM-500	燃焼器ライナ冷却構造の比較 —対流加熱—	1983年 3 月	鈴木 和雄, 田丸 卓 下平 一雄, 石井浅五郎
TM-501	低速円環型風胴による研究(1) タービン静翼列間の内壁面圧力分布	1983年 3 月	山本 孝正, 臼井 弘 井上 重雄
TM-502	分子気体力学におけるモンテカルロ・シミュレーション	1983年 3 月	古浦 勝久
TM-503	AE による構造部材の健全性評価のための予備試験	1983年 4 月	祖父江 靖
TM-504	ガスタービン実機燃焼器の部分要素模型による着火試験	1983年 5 月	黒沢 要治, 下平 一雄 石井浅五郎, 田丸 卓
TM-505	吸音ライニングによるファンエンジン低騒音化の研究	1983年 5 月	小林 紘, 鳥崎 忠雄 武田 克己, 渡辺 実
TM-506	ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(4) 空力試験機 HC-20 の性能試験	1983年 5 月	大山 耕一, 菅原 昇 斉藤 喜夫, 小林 紘 田村 敦宏
TM-507	ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(5) 可変静翼取付角の不均一に関する試験	1983年 5 月	菅原 昇, 大山 耕一 小林 紘, 田村 敦宏 斉藤 喜夫
TM-508	ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(6) 空力試験機 HC-20 の低速性能に及ぼす可変静翼取付角度変化の影響	1983年 5 月	菅原 昇, 斉藤 喜夫 大山 耕一
TM-509	ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(7) 空力試験機 HC-20 の低速での抽気性能	1983年 5 月	菅原 昇, 斉藤 喜夫 大山 耕一

航空宇宙技術研究所資料 510号

昭和 58 年 5 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
