

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-512

ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(10)
空力試験機HC-020

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	齊藤 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 建二 ^{**}

* 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HC-020の設計	1
3. 性能試験	3
4. あとがき	9
附図（設計点の流れ状態，翼配備）	10

ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(10)

空力試験機HC-020*

大山 耕一** 菅原 昇** 斉藤 喜夫**

1. はしがき

通産省工業技術院の大型工業技術研究開発制度による航空機用ジェットエンジン第2期研究開発の一環として、高圧圧縮機空力試験機HC-020の試作研究を行った。

HC-020は将来予想されるファンエンジンの大型化・高効率化に対処するため、圧縮機の高圧力比・大容量化をはかった空力試験機であって、第1期の研究開発で試作研究された高圧圧縮機空力試験機HC-20¹⁾を原型とし、速の入口側に1組の動翼および静翼を追加し圧力比と空気流量の増大をはかった。(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	
Re	: 翼入口レイノルズ数	
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	$\theta = T_i / 288.2$
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HC-020の設計

既存の軸流圧縮機に新規の段を追加する場合、圧縮機の入口側に追加する場合と出口側に追加する場合とがある。前者では圧力比および空気流量ともに増大するが、既成の部分が新規の段を追加後も空気力学的に相似の条件で作動するよう、追加された段による温度上昇に応じて設計回転速度を増大させることが必要であり、回転速度の増加に伴う圧縮機全体の構造強度について検討を要する。後者は空気流量は変わらず圧力比のみが増大し、かつ圧力比の増加は前者ほど大きくはない。圧縮機の出口側に新規の段を追加する部分以外に変更する部分は少く、構造強度上の問題も少ない。

HC-020は前者の場合であって、ファンエンジンの大型化に備えて圧縮機の高圧力比・大容量化をはかり、既存の高圧圧縮機空力試験機HC-20(軸流式12段, 設計圧力比12.4)を原型としてその入口側に動翼および静翼を1組(0段と称する)追加した。(図1)

* 昭和58年1月5日受付

** 原動機部

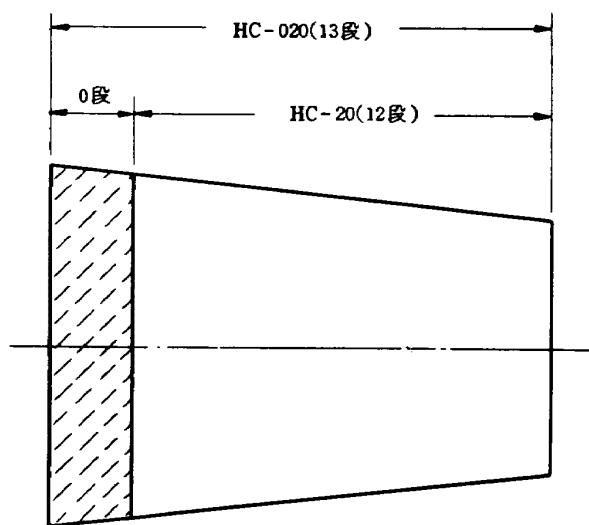


図1 空力試験機HC-020の構成

このように既存の多段軸流圧縮機に新規の段を追加する場合、最も重要なことは両者のマッチングを良好に保ち最適の状態で作動させることである。HC-020はこの点に注意して空力設計を行い、0段の設計のみならず、その影響を受ける1～12段の内部流れ状態も解析検討し、最も適当と思われる入口案内翼および0段の流れ状態ならびに翼配備を決定した。

設計上の要点は次のとおりである。

- i) 原型の試験機翼列(1～12段)が0段追加後も追加前と同じ特性を発揮するよう、空力的に相似の条件より設計仕様を定めた。すなわち、0段追加により1段入口では流入空気の温度および圧力が上昇するわけであるが、1段動翼入口の流入マッハ数および修正回転速度が当初の空力設計値と等しくなるように設計回転速度を定めその他の設計諸元を決定した。
- ii) 0段追加による試験機全体の設計圧力比は15.6と指定された。従って原型の試験機(HC-20)の設計圧力比12.4との比1.26が0段の設計圧力比となり、設計点での0段の断熱温度効率を0.86と想定して0段による温度上昇を23°Cとした。これより設計回転速度は原型より3.8%増加させ、13700rpmとした。
- iii) 設計回転速度の増大に伴い、設計空気流量は原型より21.5%の増加となった。その影響を受けて0段入口の流路断面積を増加させることが必要

となり、試験機入口外径の増大およびボス比の減少をもたらした。

- iv) 設計点での0段動翼先端の相対流入マッハ数を1段動翼の場合($M_1' = 0.95$)と同程度に抑えるため、入口案内翼出口の流れ様式は剛体型よりも更にうず度の強い様式とし、接線方向分速度 C_u の半径方向分布を次式の如く与えた。

$$C_u = Ar^n \quad n = 1.2, \quad A: \text{定数}$$

- v) 0段静翼に1～4段と同様の可変静翼機構を採用したので、可変静翼段は入口案内翼および0～4段となった。

表1に原型の試験機HC-20と0段追加の試験機HC-020の設計要目を示す。

回転速度の上昇に伴い、1段以降の各段仕事量(温度上昇)はHC-20の場合に比べて約7.7%増加し、圧力もそれにつれて上昇した。図2に設計点における各段の温度上昇を、図3に各段の圧力上昇を示す。

以上述べた諸点を考慮して設計した入口案内翼および0段ならびに1～12段翼列の入口・出口における流れ状態(流入角, 流出角, 軸流速度, 流入マッハ数, 拡散係数)を附図1に、入口案内翼および0段翼列の翼配備(喰違い角, 翼のそり角, 弦節比, 翼厚比)の半径方向分布ならびに翼型, 翼数を附図2に示す。

図4はHC-020の断面を示したものであって、0段および0段より前の部分(入口ベルマウス, 入口ケーシング, 入口案内翼, スピンなど)は新規に設計製作し、それ以外は既存のHC-20の部品を使用した。

表1 試験機の設計要目

項目 \ 機種	HC-20	HC-020	備考 (両機種比較)
段数	12	13	0段追加
修正回転速度	13200rpm	13700rpm	3.8%増
圧力比	12.4	15.6	0段圧力比1.26
修正空気流量	19.0kg/s	23.1kg/s	21.5%増
ロータ周速(Tip)	336m/s	362m/s	7.7%増
入口外径	500mmφ	516mmφ	3%増
入口ボス比	0.6	0.55	8%減
可変静翼	入口案内翼 1～4段	入口案内翼 0～4段	

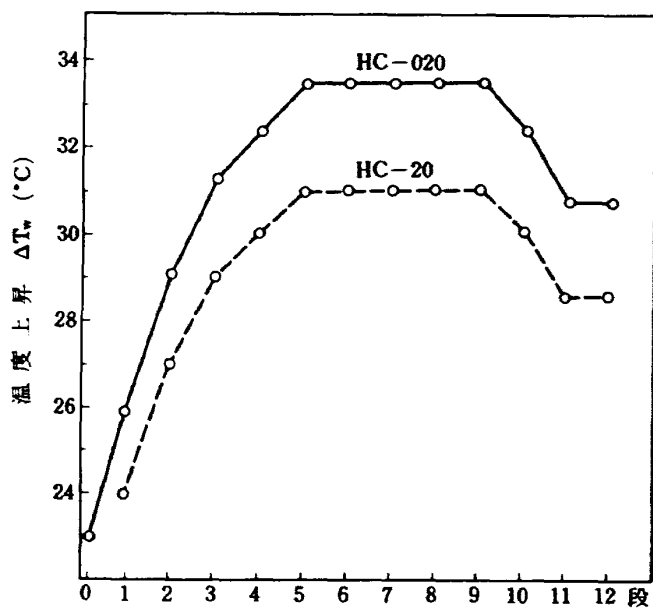


図2 各段の負荷配分 (温度上昇)

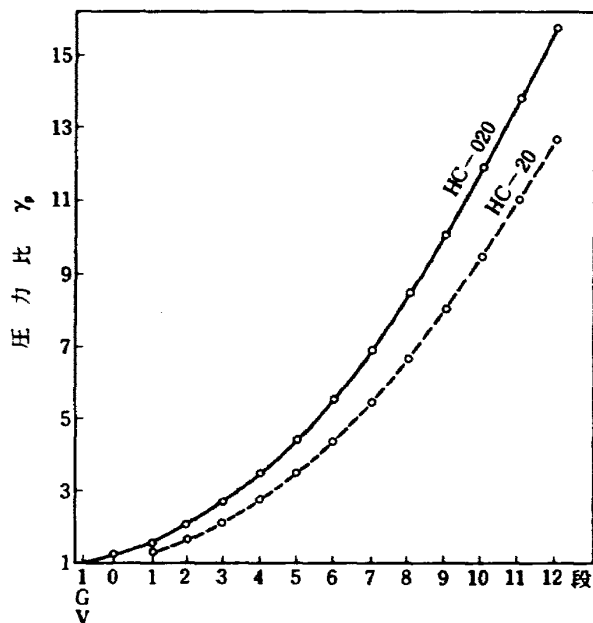


図3 各段の圧力上昇

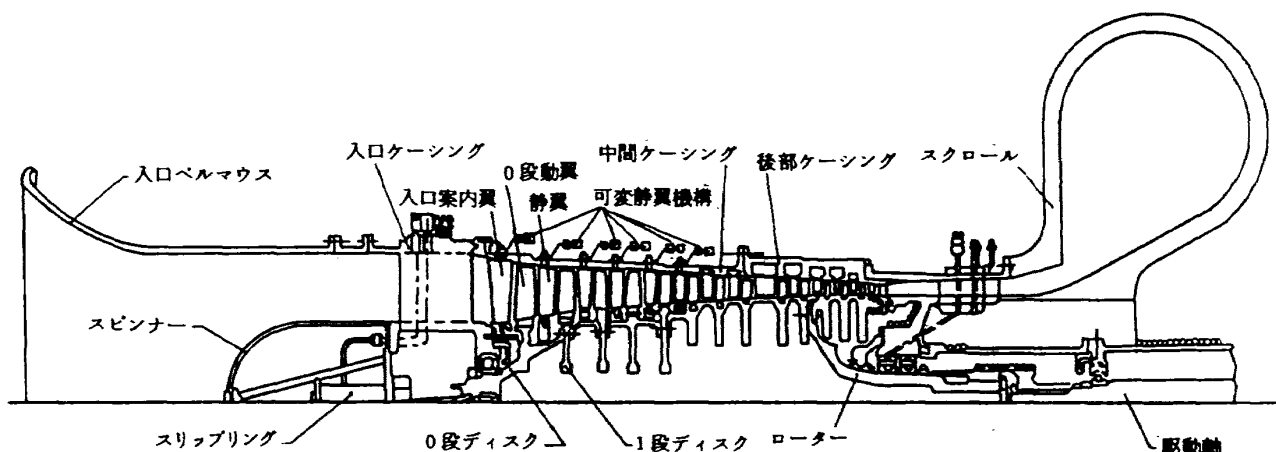


図4 高圧圧縮機空力試験機HC-020断面図

3. 性能試験

3.1 試験装置

HC-020の試験計測には、さきに使用したHC-20の試験装置²⁾を全面的に活用し、0段追加に伴って新規に必要な計測センサのみを追加した。図5に試験装置の概要を、図6に計測センサの配置を示す。

可変静翼機構は空力試験機HC-20と同様に、可変静翼各段の翼列がリンクによって連結され、1対の油圧アクチュエータの操作により同時に全部の可変静翼取付角度(喰違い角)を変化させることができる機構である。各段の取付角度の変化率は図7に

示すように可変静翼リングを連結する各段のレバーの長さの比で定まり、回転速度に関係なく一定である。図8に可変静翼各段の取付角度変化率を入口案内翼の取付角度変化量 $\Delta\epsilon_{IGV}$ に対する割合で示す。また可変静翼の操作スケジュールは図9に示すように回転速度に対する入口案内翼の取付角度変化量 $\Delta\epsilon_{IGV}$ の関係で定めた。起動および67.5% N^* 以下の低速領域では、1~4段可変静翼の角度変化量がHC-20の場合と同一の角度変化量となるように操作することとし、 $\Delta\epsilon_{IGV}$ はHC-20の場合よりも6°大きく46°とするとともに、70% N^* 以上では回転速度の上昇に応じて漸次減少させ設計回転速度では0°とした。

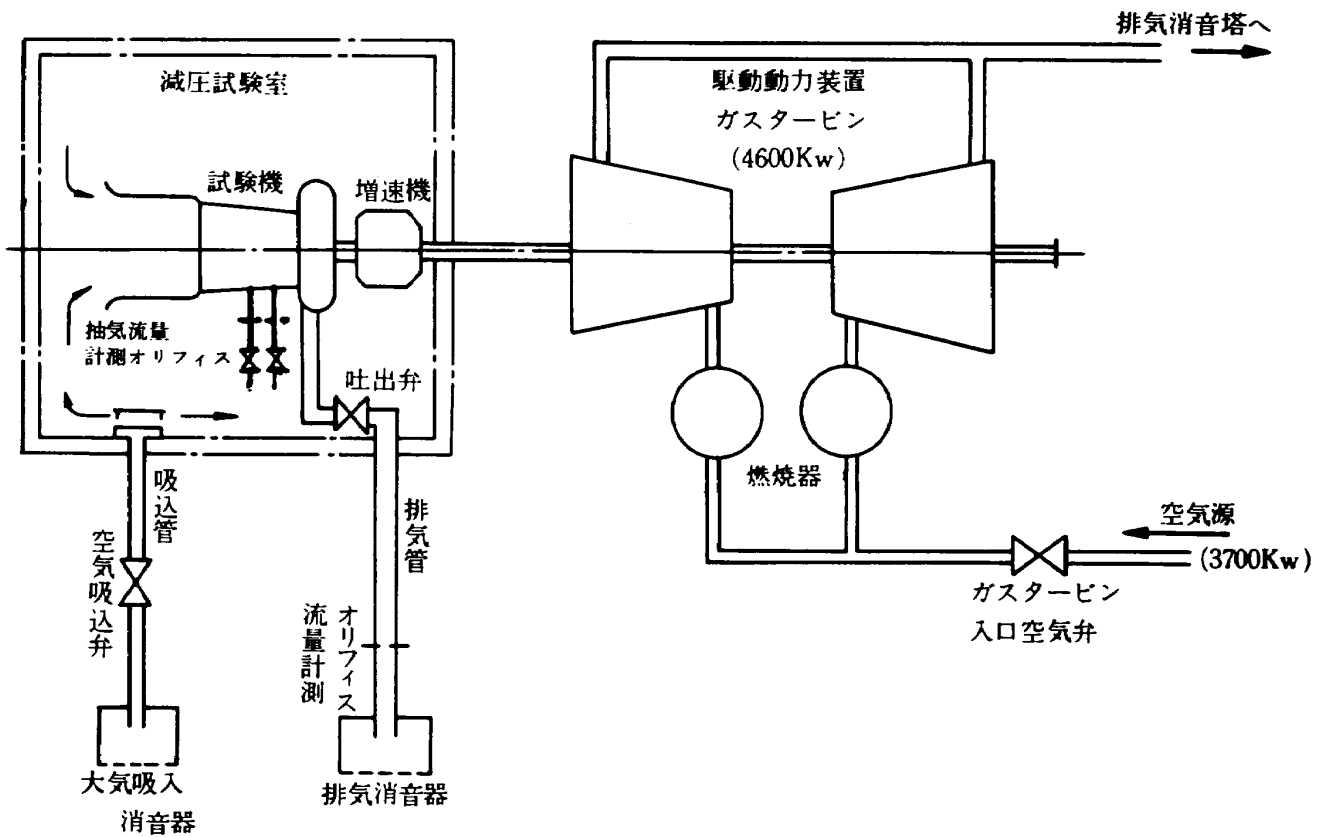


図 5 試験装置系統図

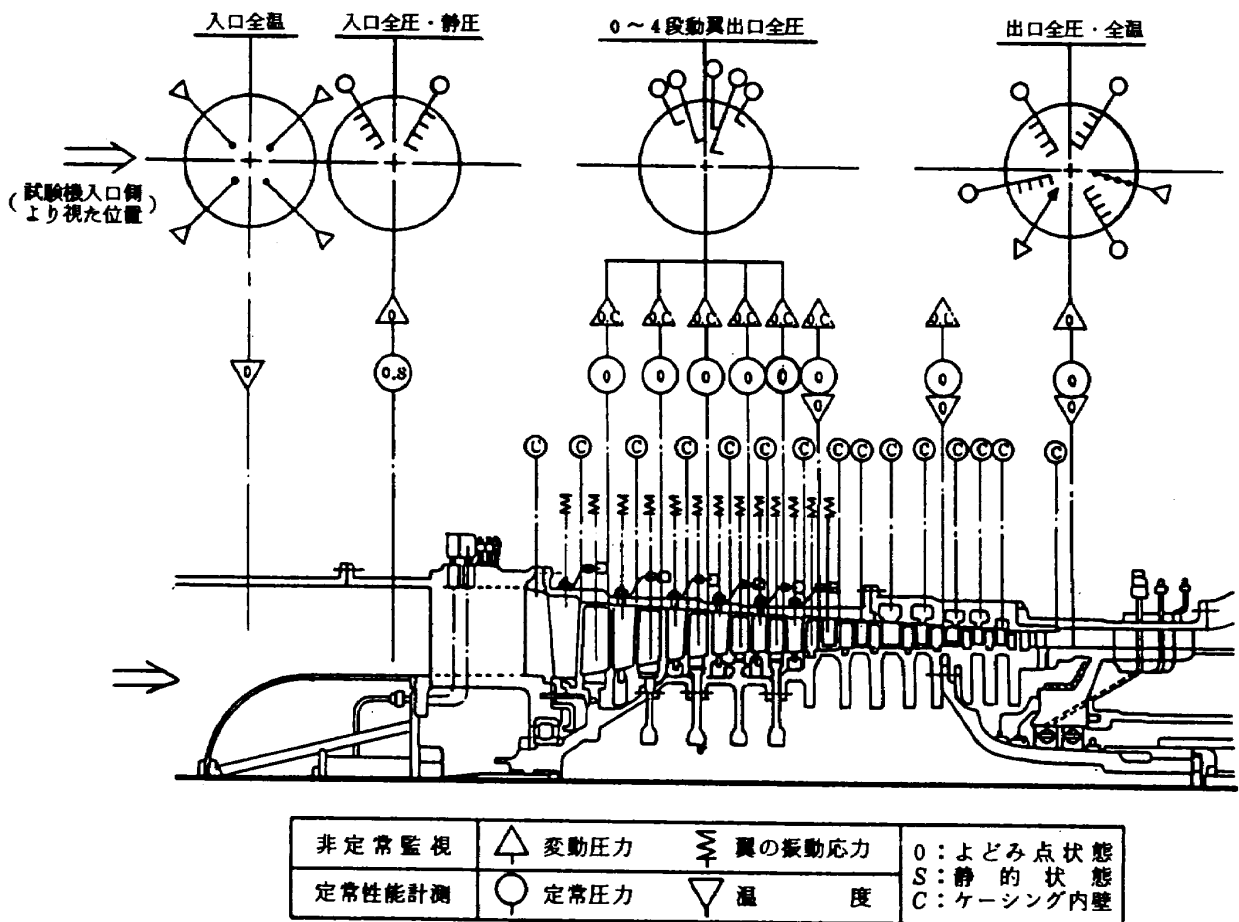


図 6 試験機内部の性能計測・監視センサ配置

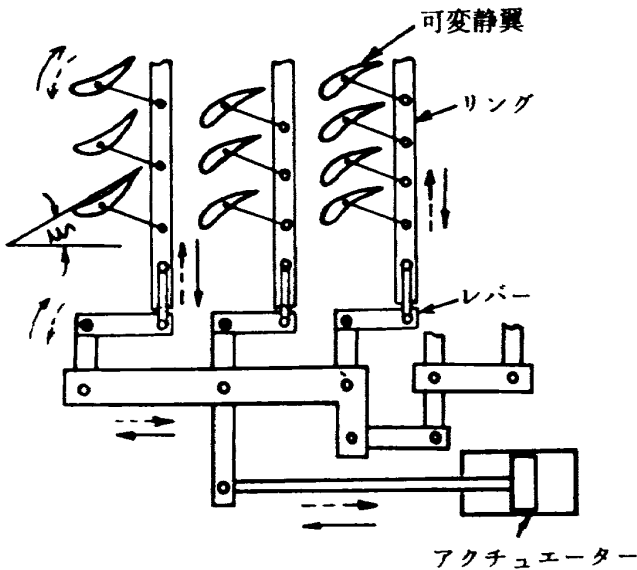


図7 可変静翼のリンク機構略図

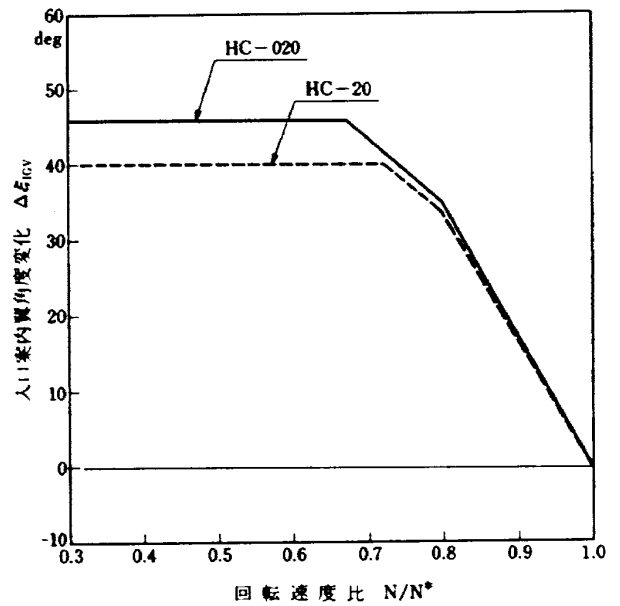


図9 可変静翼操作スケジュール

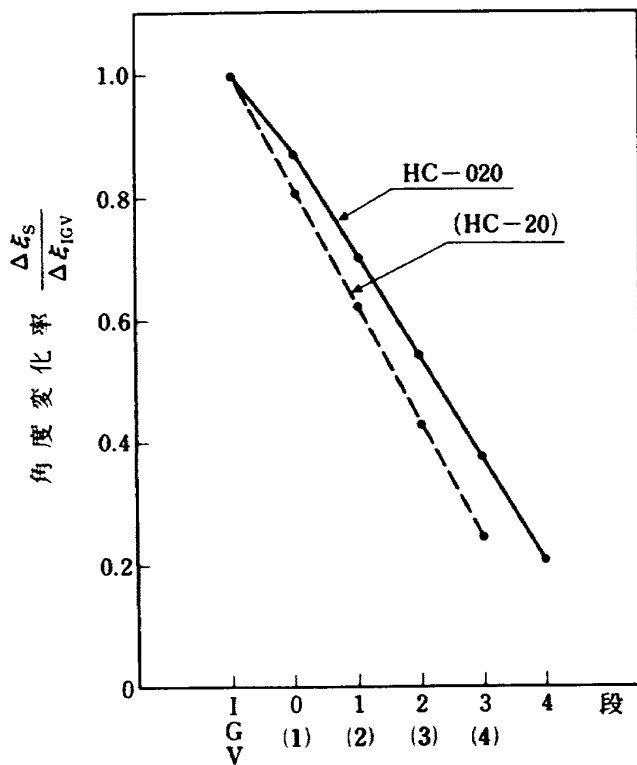


図8 可変静翼各段の角度変化率

3.2 試験結果

性能試験は可変静翼を図9に示す操作スケジュールに従って操作し、起動から設計回転速度に至る全運転範囲にわたって、非定常現象の監視計測を行いながら試験計測を行った。

(非定常現象の監視計測)

運転中に試験機内部に発生する非定常現象の監視、試験機の安定作動範囲の確認および安全の確保など

の目的で、図6に示すように圧力変動および翼振動応力計測用のセンサを配置し監視計測を行った。

圧力変動の測定用としては、歪ゲージ型圧力センサを試験機の入口、0～5段、9段および試験機出口の外径側流路壁面(ケーシング内壁)に配置し、旋回失速およびサージ発生を監視を行った。試験の結果、回転速度が約60%N*以下の低速低流量域では旋回失速の発生が認められたが、それより高速の領域では作動範囲内での旋回失速はないことが確認された。

翼振動応力の測定は翼列が失速・振動しやすい前段に重点をおき、歪ゲージを入口案内翼および0～6段動翼・静翼の翼表面に貼付し、動翼歪ゲージの出力信号はスリップリングを介して外部へ取出し、振動応力を監視計測した。試験機の運転は翼振動応力が予め定めた制限値以下の範囲で行い試験計測を行った。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 は安全率であって $K_s = 4$ とした。入口案内翼、0段の動翼・静翼以外の翼については、 σ_L は空力試験機HC-20

の場合と同様である。各翼の振動応力の制限値を次表に示す。

各翼の σ_L (単位 kgf/mm^2)

	入口案内翼	0段	1段	2段	3段	4段	5段	6段
動翼	—	8	8	8	8	5	5	5
静翼	5	5	5	5	5	5	5	5

50 ~ 60 % N^* の低流量域では動翼の振動応力が増大し、試験機の作動範囲は翼の応力制限値によって限定されたが、その他の運転範囲では各段翼列とも翼の振動応力はサージ発生に至るまで制限値より

十分小さく安定した作動状態であった。

(定常性能の計測)

HC-020 の全体性能計測は HC-20 の場合と同様に、試験機入口状態は 1 点計測の熱電体 (クロメル・アルメル) 4 本により入口温度、および 4 点くし型ピトー静圧管 2 本により入口全圧・静圧の半径方向分布を計測し、これより流れの密度および軸流速度の半径方向分布が得られた。また試験機出口状態は 4 点くし型熱電対 (クロメル・アルメル) により出口温度の半径方向分布、および 4 点くし型ピトー管により出口全圧の半径方向分布を計測した。これ

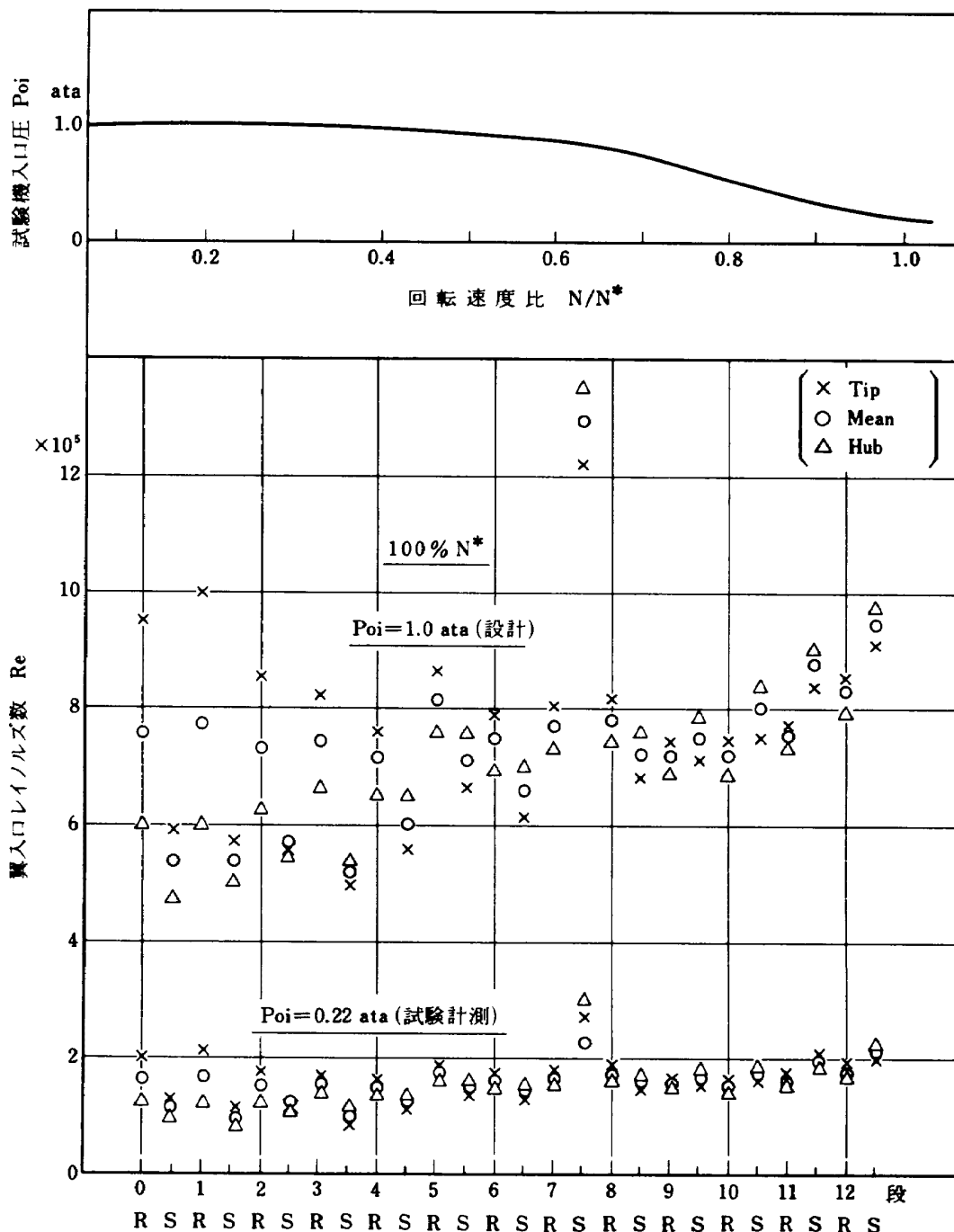


図 10 試験機入口圧と各段翼列の翼入口レイノルズ数

らの各計測点の平均値を算出して入口空気流量、圧力比、断熱効率などを求めた。

内部流れ計測としては、0～4段の各段5枚の静翼について、それぞれ異なる半径位置の翼前縁に1点ずつ全圧測定孔を設け、0～4段の動翼出口全圧の半径方向分布を測定した。また各段静翼の外径側流路壁面(ケーシング内壁)に静圧孔を設けて段間の静圧上昇を測定し、各段の空力的なマッチングを調べた。

回転速度が70%N*以上の高速領域では空力試験機HC-20の場合と同様に、駆動動力の不足を補うため回転速度の上昇と共に試験機入口圧力を漸次減少させて試験計測を行った。このために各段翼列入口のレイノルズ数は著しく低下し、設計回転速度では設計値の約0.2となった。図10に回転速度に対する試験機入口圧と設計回転速度における各段翼列の翼入口レイノルズ数を、図11に全運転範囲の性能を示す。圧縮機性能に及ぼす低レイノルズ数の影響は、先に試験研究を行ったHC-20の場合と同様に空気流量および圧力比の低下ならびに作動範囲の縮小をもたらし、設計性能を確認することはできなかった。

図12は各回転速度における外側ケーシングの流路壁面静圧分布を示す。低速から設計回転速度まで全運転範囲にわたって各段の圧力は順調に上昇しており、失速やチョーキングによる圧力低下など特に問題となるような現象は見当らない。図13は試験機出口の半径方向圧力および温度分布を示す。出口全圧は低速領域では若干外径側で低く内径側で高いが、80%N*以上の高速領域では反対に外径側で高く内径側で低くなる傾向にある。その偏差はいずれも平均出口全圧の±1.5%以内に安定しており、実用上差支えない程度のものである。出口温度の半径方向分布も圧力分布と同様の傾向を示し、低速領域では内径側が高く高速領域では外径側が高くなる傾向にあるが、その偏差は平均出口全温の±1%以内であり、全般的にはほぼ一様な温度分布が得られた。

図14は設計回転速度における0～4段動翼出口および試験機出口の半径方向全圧分布を示す。参考のためほぼ同じ条件で計測した空力試験機HC-20の試験結果を併記した。0段は圧力比が設計値1.26より幾分高い状態で作動している場合であるが、出口圧力は半径方向におおむね一様でほぼ設計通りの圧力分布および性能が得られている。また1段以降

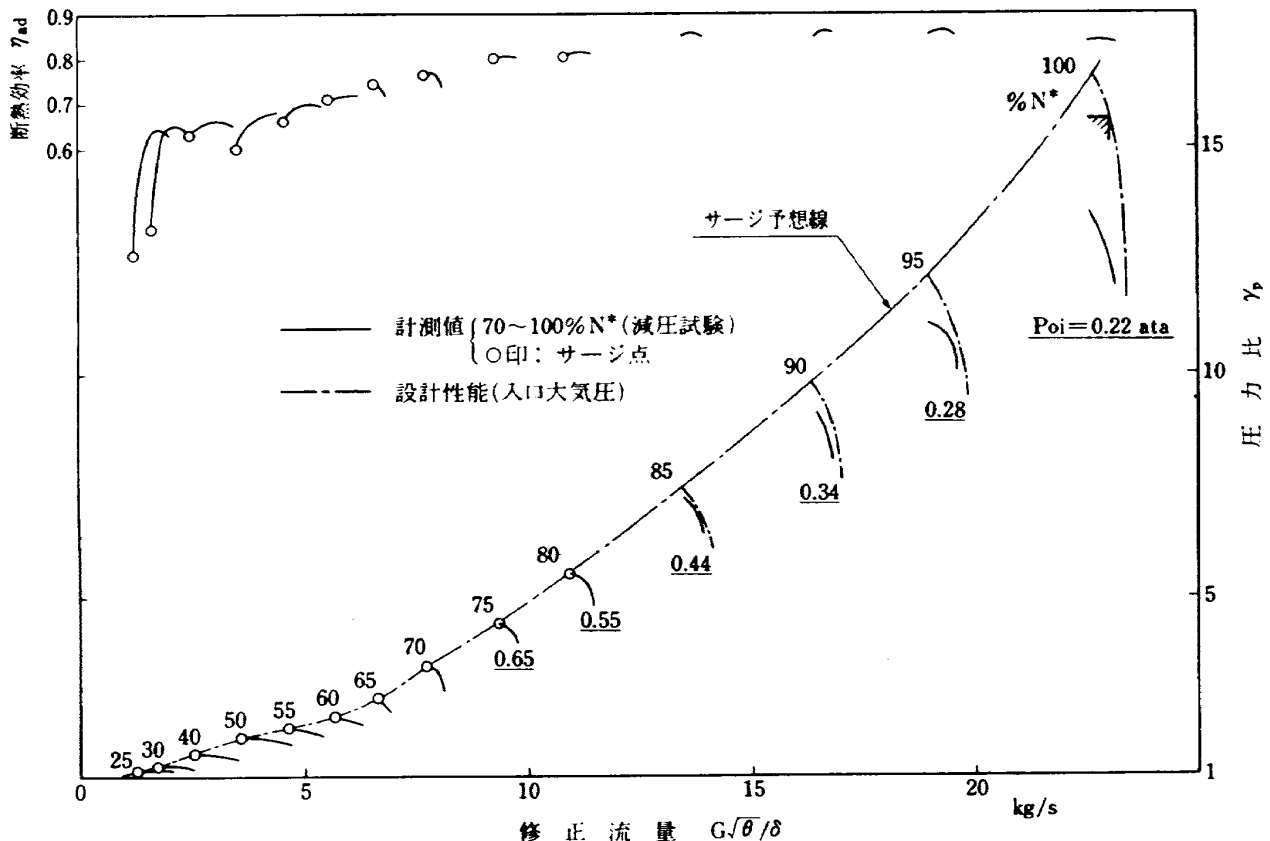


図11 HC-020の全体性能

試験機出口までの半径方向圧力分布はHC-20 単独の試験結果と全く類似のパターンを示しており0段の影響による圧力分布の悪化は知見されず、0段と1段以降の各段翼列との空力的なマッチングは良好

と判断できる。

以上のべた試験結果より、今回の性能試験は減圧試験であったため低レイノルズ数の影響を受けて設計性能を確認できなかったけれども、次のように結

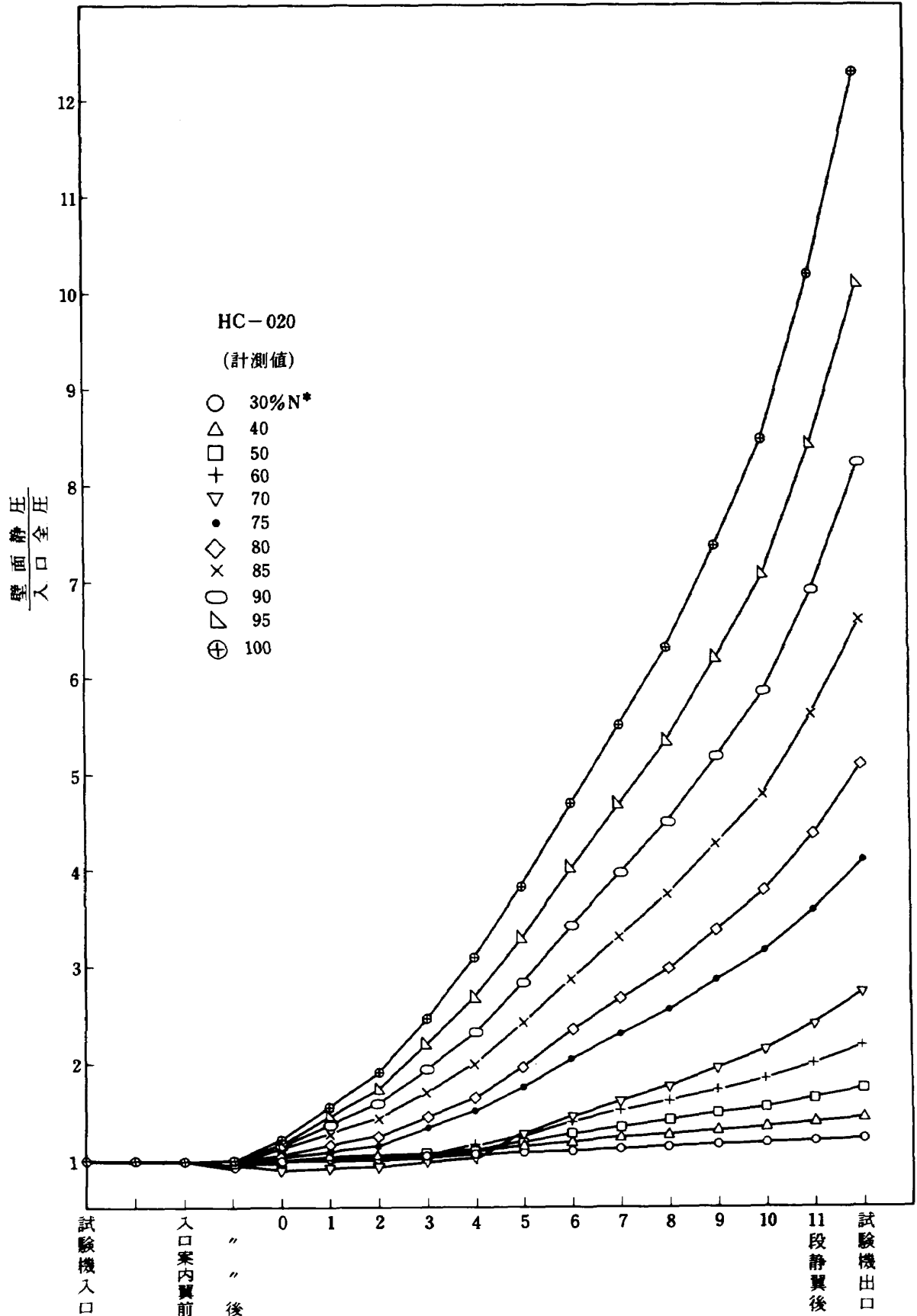


図 12 各段の壁面静圧分布

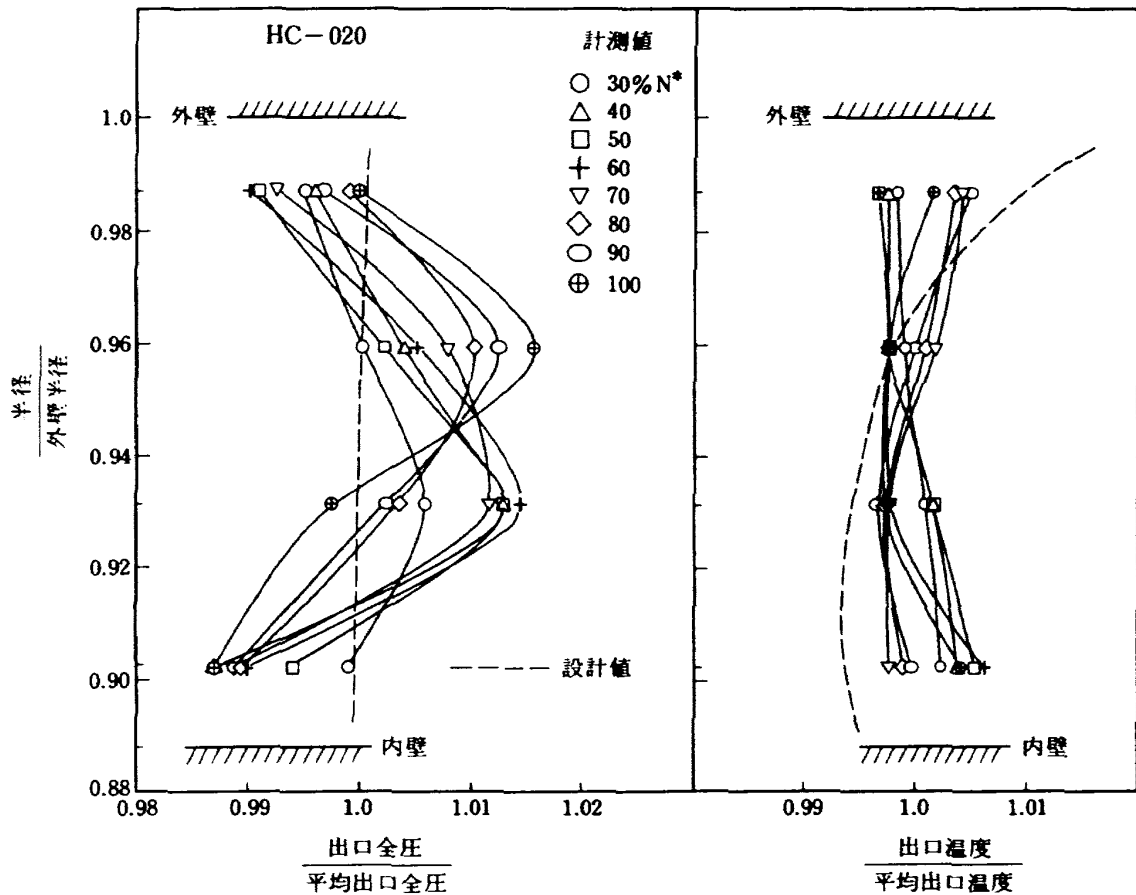


図 13 圧縮機出口全圧・温度の半径方向分布

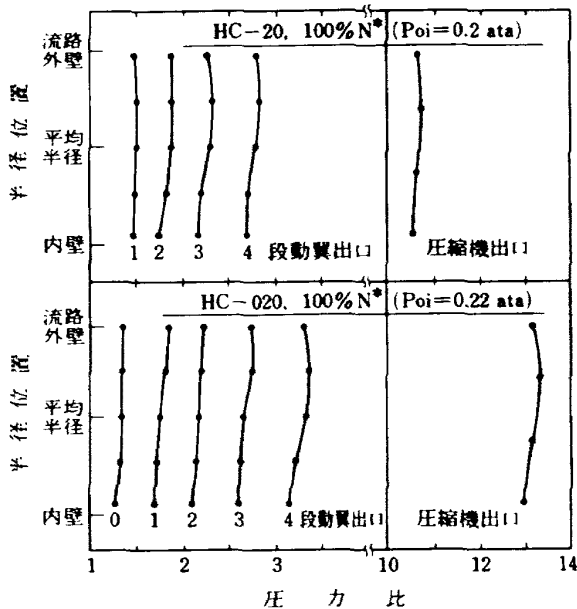


図 14 半径方向圧力分布

論することができよう。

- i) 0段では設計通りの性能が得られ、1段以降の翼列に悪影響を及ぼすような流れの乱れはない。
- ii) 0段と1段以降の各段翼列との空力的なマッチングは良好であり、空力試験機 HC-20 に相当す

る1段以降の部分は0段を装着してもHC-20単独運転の場合とはほぼ同じ状態で作動している。

- iii) HC-20は既に試作エンジン用高圧圧縮機として使用され所定の性能を発揮し、正常な入口圧力では設計性能を満足することが確認されており、かつ0段は設計通りの性能が得られ1段以降の各段翼列に対して悪影響を及ぼしてはいないと認められることから判断して、HC-020は正常な入口圧力のもとでは設計通りの性能が得られるものと考えられる。

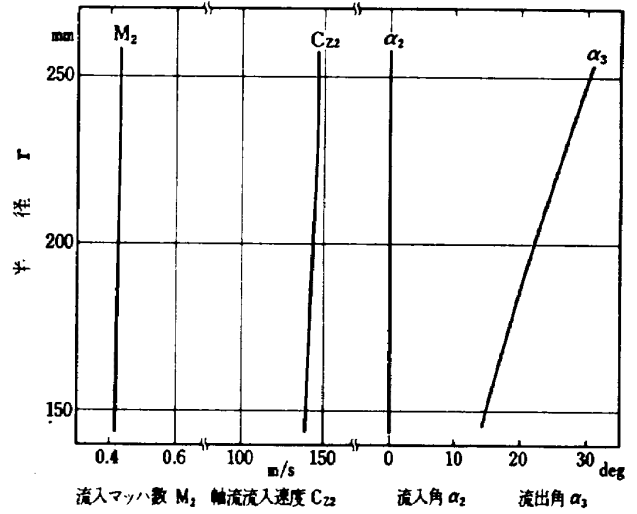
4. あとがき

既存の圧力比の高い多段軸流圧縮機入口に新規の動翼・静翼を1組(0段)追加して圧力比および空気流量の増大をはかるのは初めての試みであり、両者のマッチングの良否が設計上の大きな課題であった。試験の結果、0段と既存の1段以降の翼列とのマッチングはほぼ良好で、起動から設計回転速度までの全運転範囲にわたって安定した作動範囲と性能が得られた。

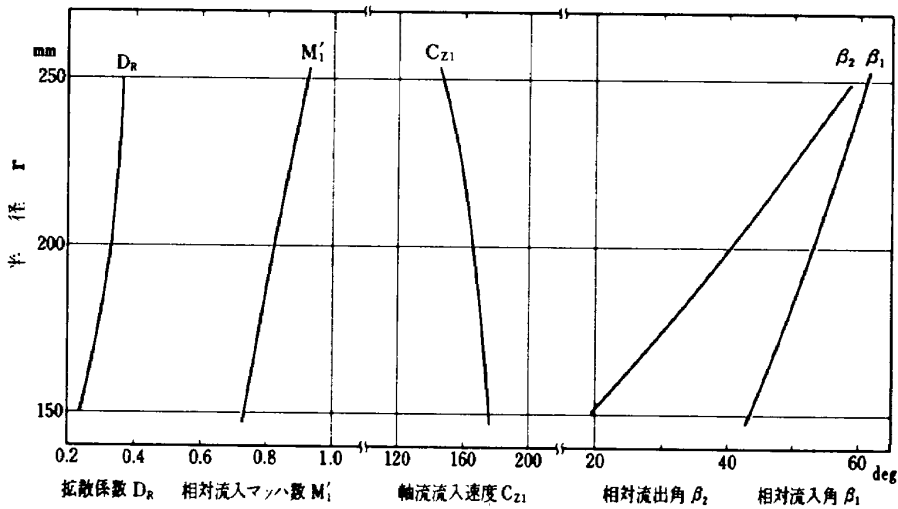
この結果から、エンジンの高圧力比・大容量化に対応した高圧圧縮機を経済的かつ短期間に必要とする場合、既存の圧縮機を原型とし、その入口側に新規の動翼・静翼列を追加して圧縮機の空気流量および圧力比を増大させる方法の有望であることが明らかになるとともに、その設計資料が得られた。

参 考 文 献

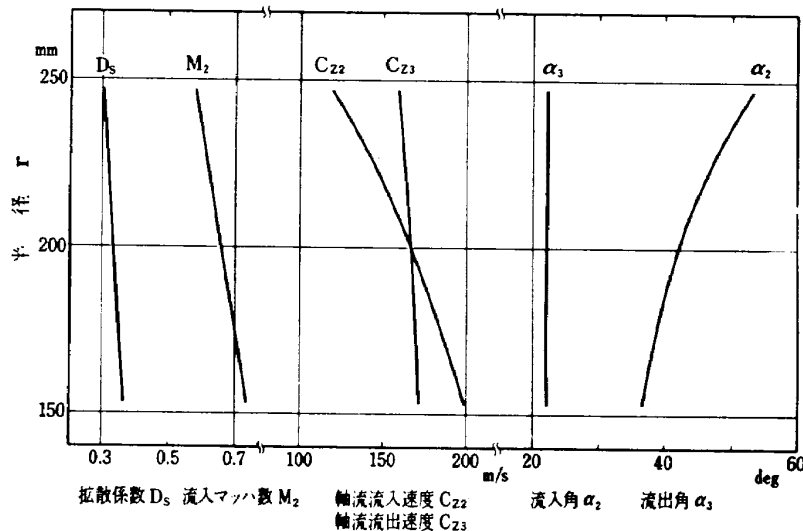
- 1) 大山耕一；ファンエンジン用高圧圧縮機の研究 (3)空力試験機 HC-20 の設計，航技研資料 TM-363 (1978/8)「配布先限定」
- 2) 大山耕一，菅原 昇，斉藤喜夫，他 2 名；ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(4) 空力試験機 HC-20 の性能試験，航技研資料 TM-506 (1983/5)



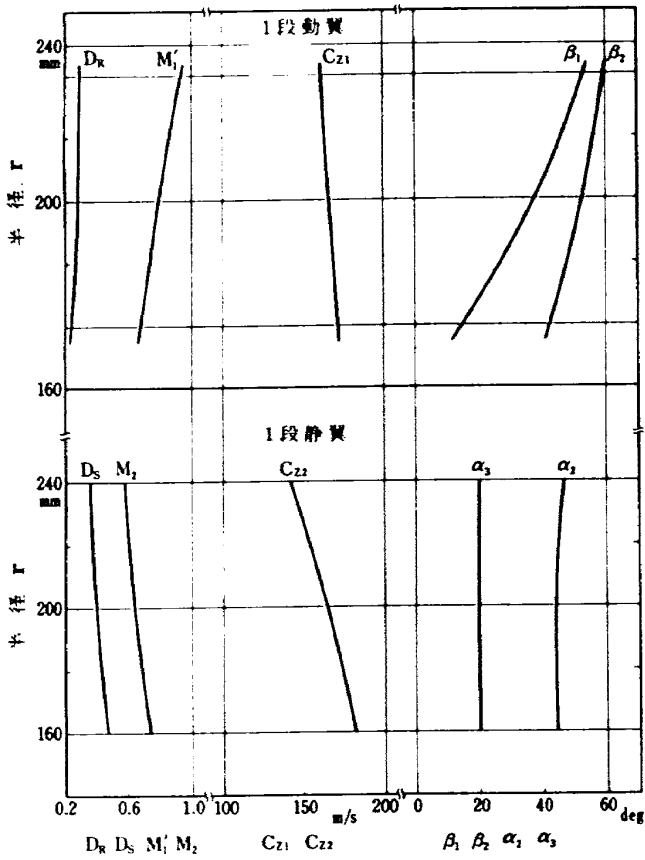
附図 1 - 1 入口案内翼流れ状態



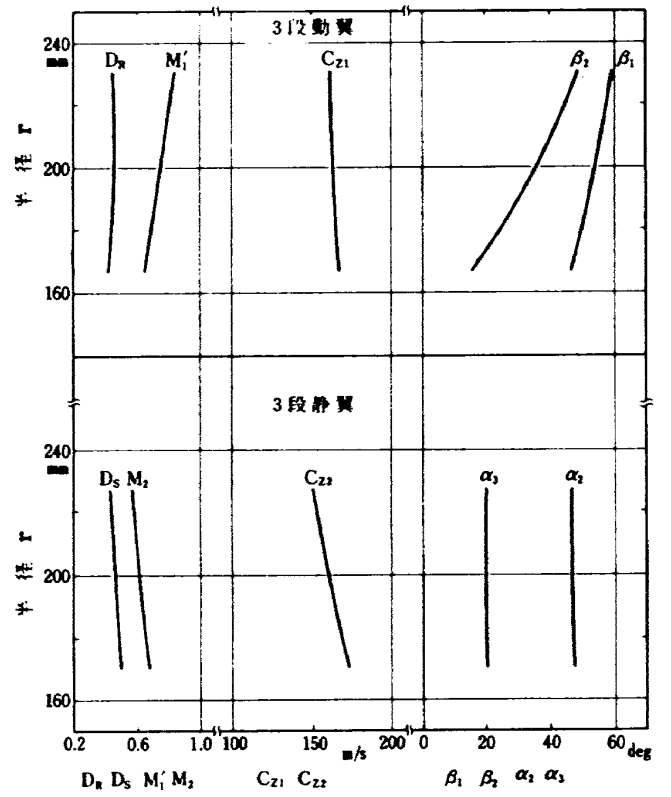
附図 1 - 2 0 段動翼流れ状態



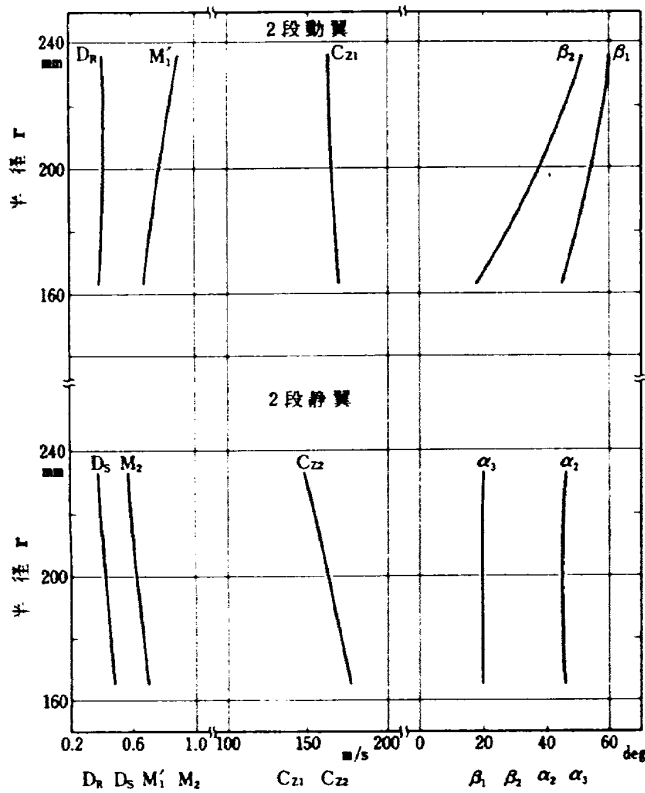
附図 1 - 3 0 段静翼流れ状態



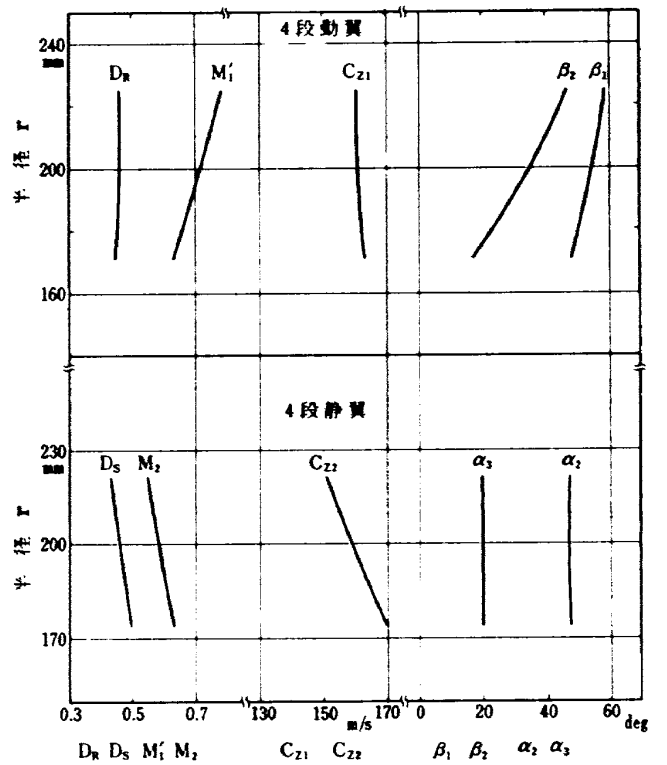
附図 1 - 4 1 段流れ分布



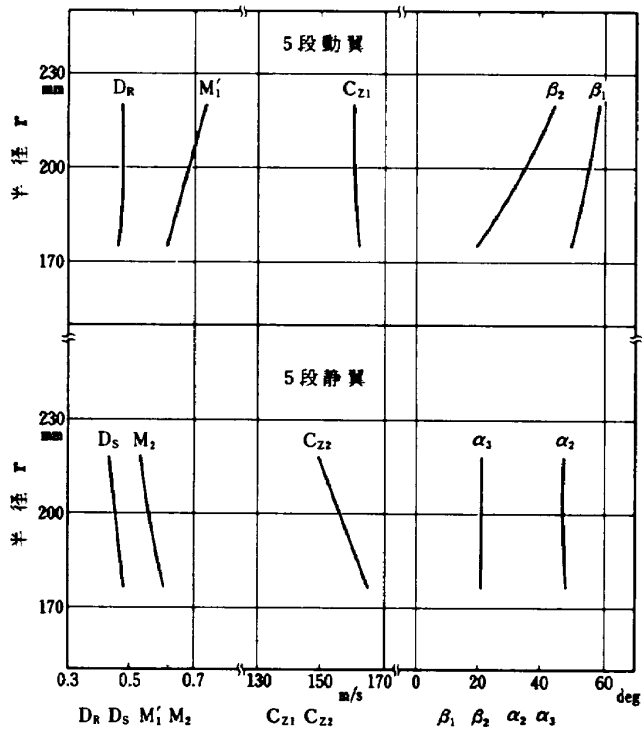
附図 1 - 6 3 段流れ分布



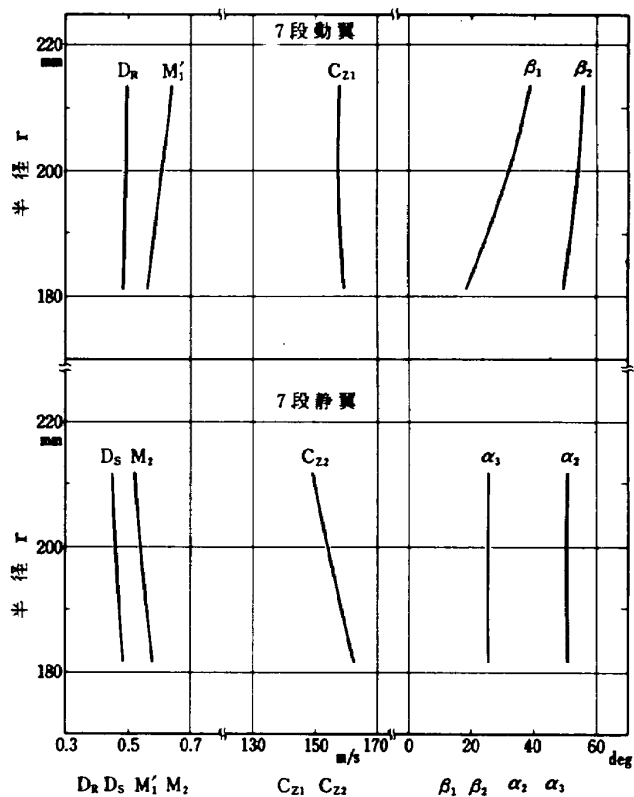
附図 1 - 5 2 段流れ分布



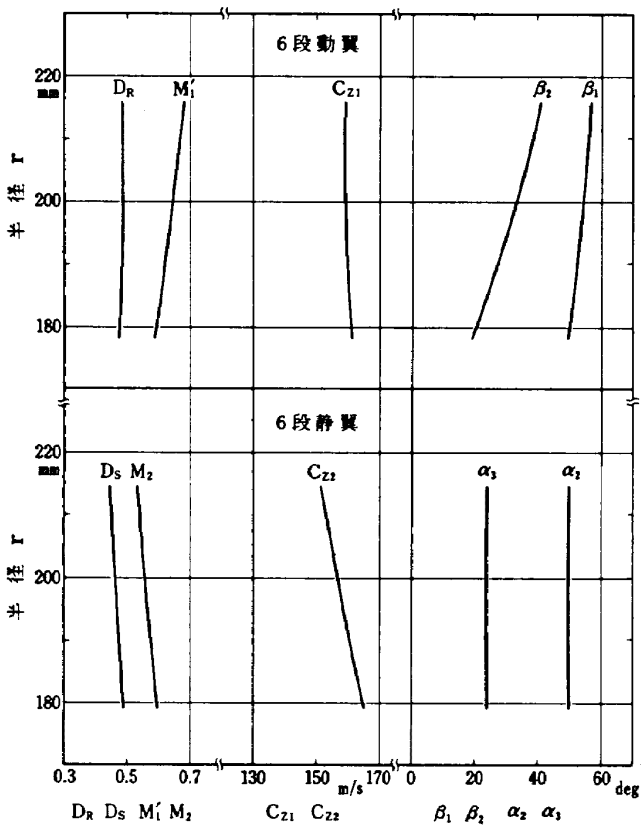
附図 1 - 7 4 段流れ分布



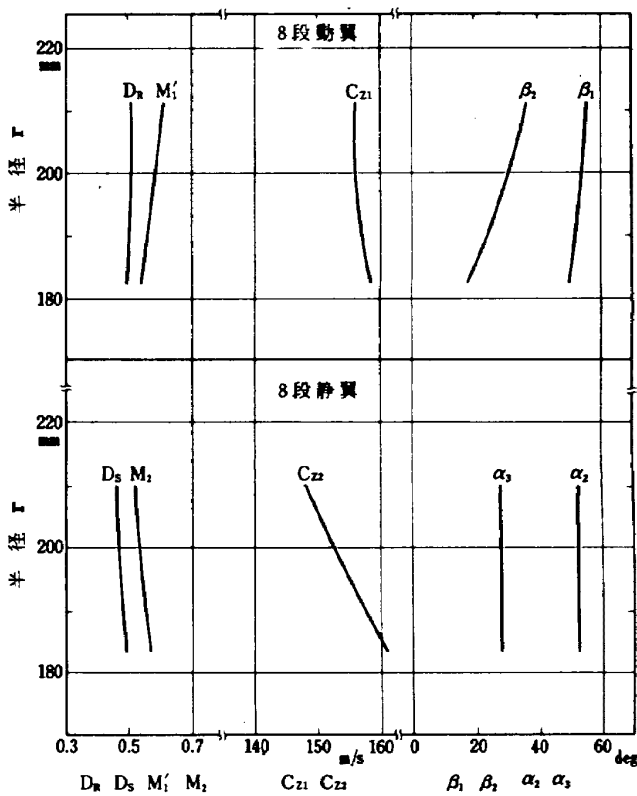
附図 1 - 8 5段流れ分布



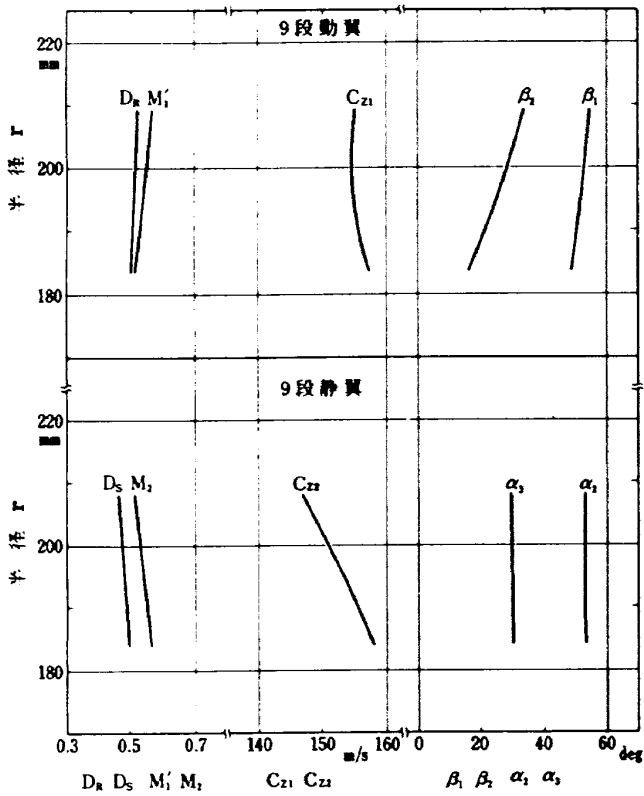
附図 1 - 10 7段流れ分布



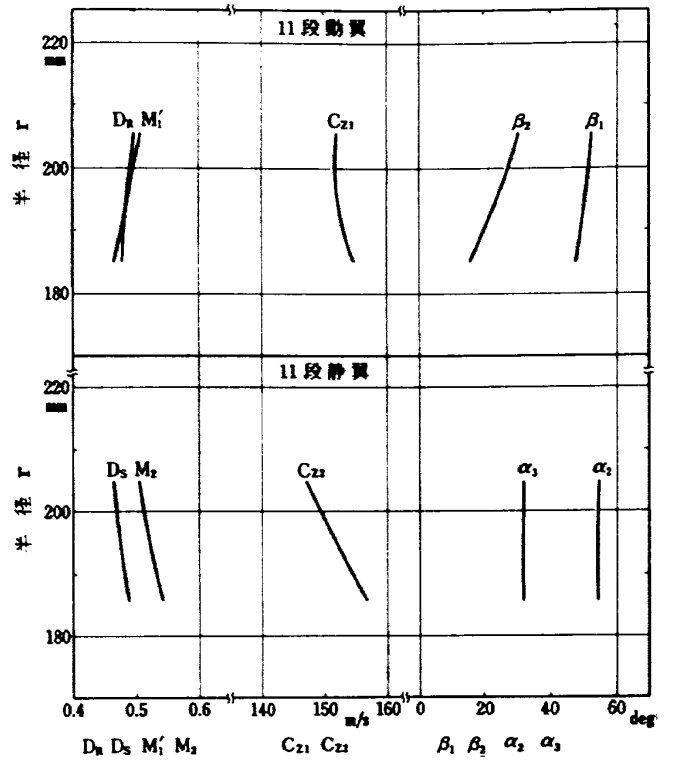
附図 1 - 9 6段流れ分布



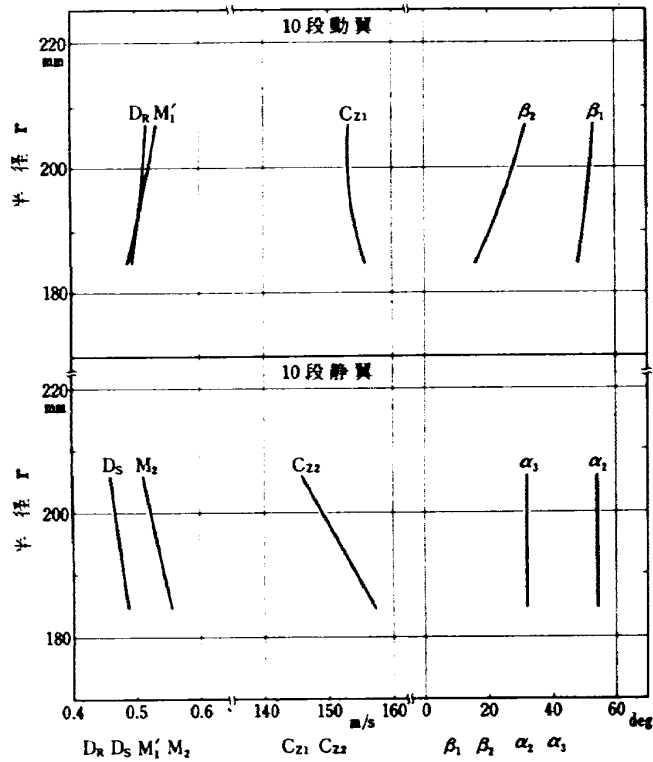
附図 1 - 11 8段流れ分布



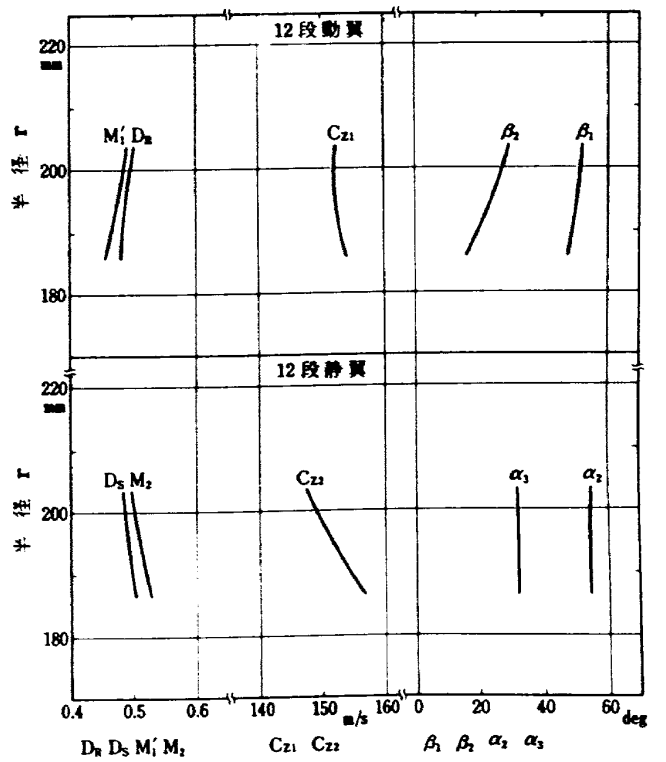
附図 1 - 12 9段流れ分布



附図 1 - 14 11段流れ分布

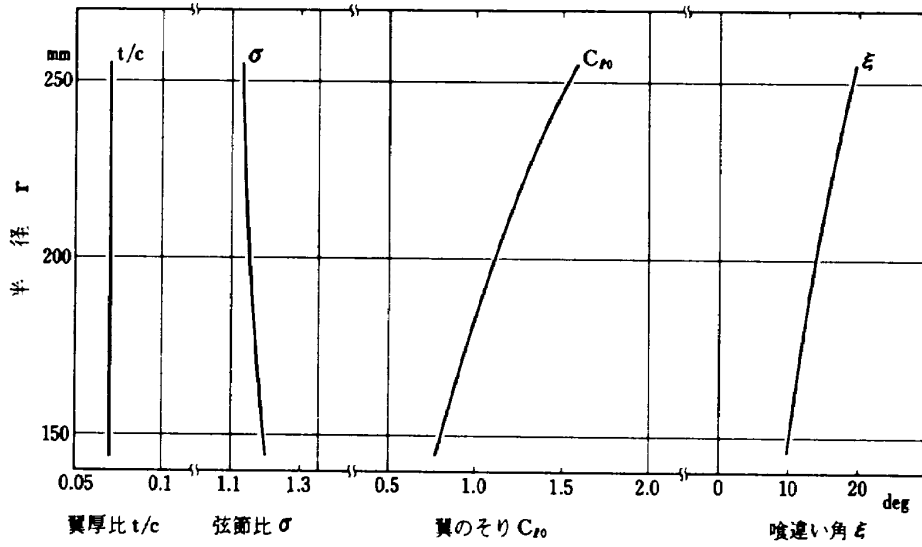


附図 1 - 13 10段流れ分布



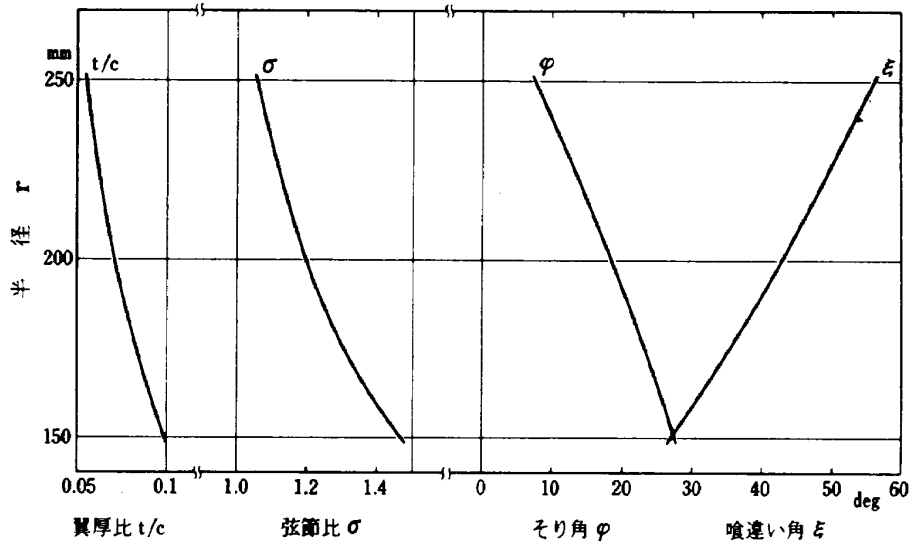
附図 1 - 15 12段流れ分布

入口案内翼 NACA63系翼型 38枚



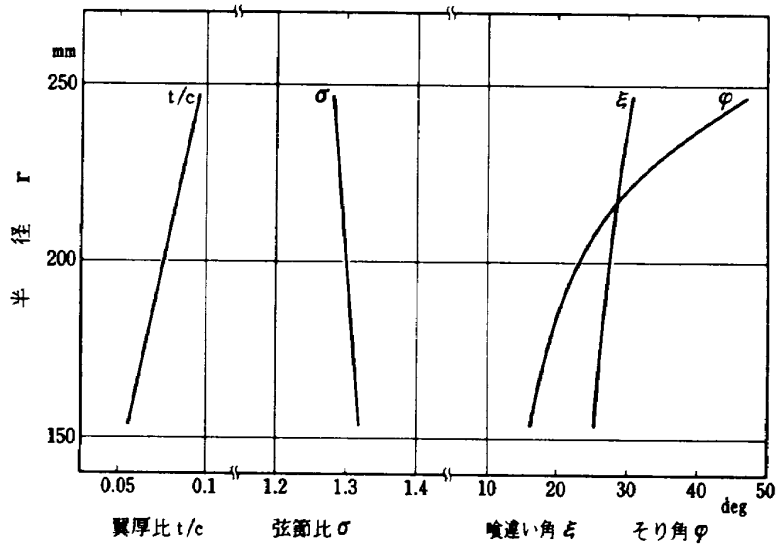
附図 2-1 入口案内翼翼配備

0段動翼 二重円弧翼型 30枚



附図 2-2 0段動翼翼配備

0段静翼 NACA65系翼型 44枚



附図 2-3 0段静翼翼配備

航空宇宙技術研究所資料512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
