

UDC 533. 6. 011. 55:
533. 6. 013. 152/2

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-363

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

大山 耕一

1978 年 8 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. はしがき, 記号	1
2. 設計方針	1
3. 空力設計	2
3.1 流路形状	2
3.2 段数および仕事配分	2
3.3 流入マッハ数と流れ様式	4
3.4 可変静翼および抽気	5
3.5 翼型・翼配備	6
4. 試験機の形状および予想性能	8
5. むすび	8
附図（設計点の流れ状態, 翼配備）	9

項 目	担 当 者
空 力 設 計	大 山 耕 一 *
構 造 設 計	大 山 耕 一, 永 野 進 **

* 原 動 機 部

** 石川島播磨重工業(株)

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

大山 耕一*

1. はしがき

通産省工業技術院の大型工業技術研究開発“航空機用ジェットエンジンの第1期研究開発”におけるエンジン要素研究の一環として、第2次試作エンジンFJR 710/20用高圧圧縮機空力試験機HC-20の設計を行なった。

HC-20の設計においては、さきに実施した第1次試作エンジン用高圧圧縮機空力試験機HC-10の設計および試験研究の成果ならびに技術的経験を取入れ、圧縮機の高負荷および性能の向上を目指した。また、実機エンジンへの適用に備えキャビンエア用およびタービン冷却用抽気の試験も行えるよう計画した。

[記号]

C	: 流速	m/s
D	: 拡散係数	
i	: 翼列の入射角	deg
M	: マッハ数	
N	: 回転速度	rpm
r	: 半径	m
r_p	: 圧力比	
T	: 温度	°K
G	: 流量	kg/s
t/c	: 翼厚比	
α	: 絶対流れ角	deg
β	: 相対流れ角	deg
σ	: 弦節比	
φ	: 翼のそり	deg
ξ	: 翼の喰違い角	deg
θ	: 温度補正係数	$\theta = T_{01} / T_{01}^*$
δ	: 圧力補正係数	$\delta = P_{01} / P_{01}^*$

(添字)

0	: よどみ点
1	: 動翼入口
2	: 動翼出口, 静翼入口
3	: 静翼出口
IGV	: 入口案内翼
R	: 動翼
S	: 静翼
u	: 接線方向
z	: 回転軸方向
m	: 平均半径の位置
*	: 設計点
	: 相対的な値

2. 設計方針

第2次試作のファンエンジンFJR 710/20は第1次試作エンジンFJR 710/10とほぼ同形で(図1)⁽¹⁾, エンジンを構成する各要素の性能向上をはかりエンジン推力は約11%増強して5,000 kgに計画された。その結果、高圧圧縮機に課せられた設計条件は次の通りである。

[第1次試作高圧圧縮機との相違点]

- 設計圧力比は約5%増加して12.4とする。第1次試作の試験研究の結果を検討し、各段翼列の負荷配分を合理化して段数の減少をはかること。
- ファン出口から圧縮機入口に至るダクトの流路形状をさらに円滑にし圧縮機入口の流れ状態を改善するため入口外径を10mm増加させダクトの曲りをゆるやかにする。
- キャビンエア用としては埃および油分などがなるべく混入しない清浄な空気を必要とするので抽気は流路の内径側より行なうこと。タービン冷却用などの抽気は外径側より行なう。

*昭和53年8月5日受付

**原動機部

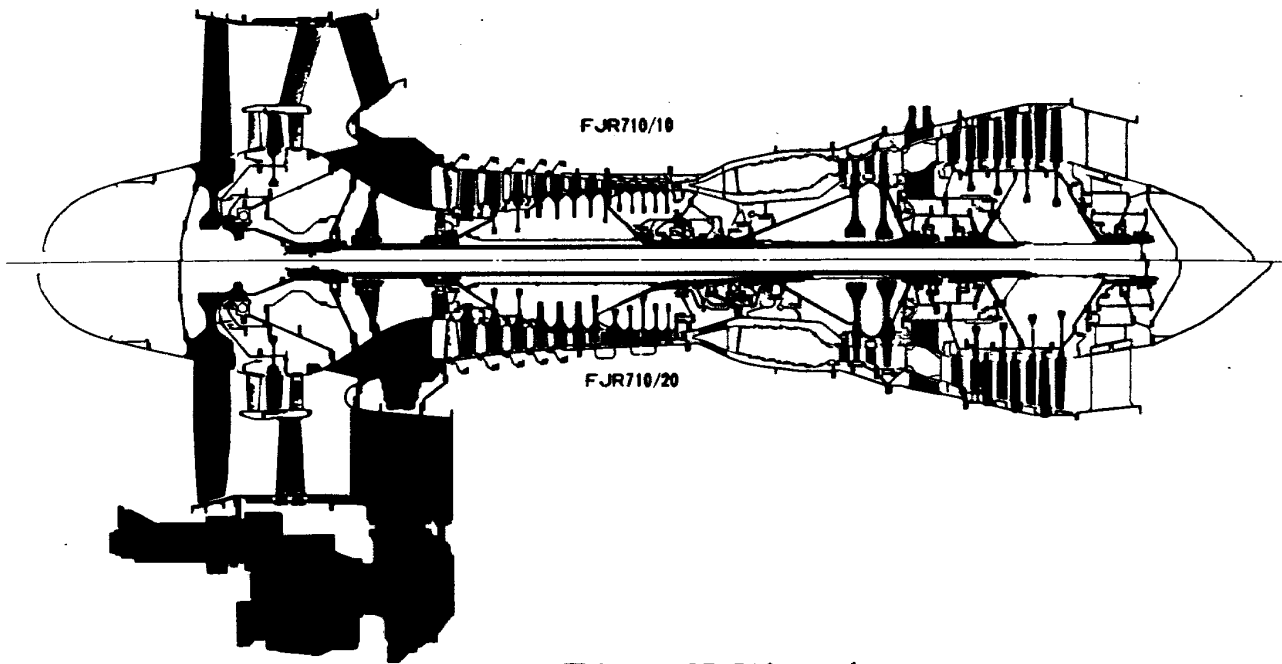


図1 FJR 710 エンジン

〔第1次試作高圧圧縮機と同一の条件〕

圧縮機の全長，出口の内径および外径，修正回転速度，修正空気流量，可変静翼の機構および段数などは第1次試作の場合と同一にすること。

これらの同一条件はいずれも隣接する各エンジン要素を設計する場合に重要な因子であって，これらが共通であることは第1次試作のエンジン部品と互換性を有することを意味しており，第1次および第2次の各試作エンジン要素を相互に使用する場合のあることも考慮して設計を行なう必要がある。

HC-20は上記の諸条件を満たすと共に，空力性能に關係する部分は第1次試作エンジンの空力試験機 HC-10⁽²⁾の場合と同様に試験データが確実に実機へ応用されることを目標とし，実機エンジンの高圧圧縮機と同一寸法に製作することとして設計要目を定めた。

設計要目

修正回転速度	13200 rpm
修正空気流量	19.0 kg/s
圧力比	12.4
最大周速（1段動翼先端）	346 m/s
試験機入口軸流速度	130 m/s
" 入口外径	500 mm
" 入口ロス比	0.6

3. 空力設計

HC-20の空力設計は前述の設計方針に従い，計算は

HC-10の場合と同様に流線解析法を用いて行なった。本報ではその概要について述べる。

3.1 流路形状

HC-20は設計条件として圧縮機の全長，出口の内径および外径，空気流量がHC-10の場合と同様に与えられており，流路形状に影響を及ぼすような因子としては入口外径が10mm増加して500mmとなったことである。そのために入口ダクトの曲率がゆるやかになったのに伴い入口の軸流速度をHC-10よりも約3%増加させて130 m/sとした。その結果，入口ロス比は約5%増えて0.6となり平均半径が入口から出口に向って僅かに減少する流路形状となったが，ほぼ平均半径一定に近くHC-10とよく似た形状となった。

3.2 段数および仕事配分

(段数)

HC-10の試験結果に対する検討および内部流れの解析から，HC-10の負荷配分では中間段および後段翼列の負荷にまだ若干の余裕があることがわかった。これよりHC-20の設計では各段翼列の負荷配分を適当に行なうことによって段数をHC-10よりも1~2段減少できるとの見通しが得られた。

すなわち，前段のうち1~2段動翼は低速運転でひどい正失速となるので負荷の増大は期待できないが，3~4段では失速が改善される傾向にあるので翼列の負荷を幾分増加できる。中間段では全運転範囲にわたってほぼ設計流入角に近い状態で作動しているので翼列負荷をさ

らに大きくできる。後段の翼列は低速運転では負失速あるいはチョーク状態となり、高速運転の小流量側では正失速となる。一般に負失速は作動範囲にほとんど影響を及ぼさないし、チョークは翼列負荷の多少にあまり関係がない。また後段の正失速はその影響を受ける下流の段が少ないので作動範囲および性能全体に及ぼす影響が他の段よりも小さいなどの理由で、後段は前段よりも翼列の負荷を大きくして差支えないことがわかった。段数を1段減少させて12段とした場合、図2に示すようにHC-20の1段当り平均温度上昇 $(\Delta T_w)_{HC20}$ はHC-10の平均温度上昇 $(\Delta T_w)_{HC10}$ よりも約11%増加して29.2°C、2段減らして11段とした場合は約21%増加して31.9°Cとなる。

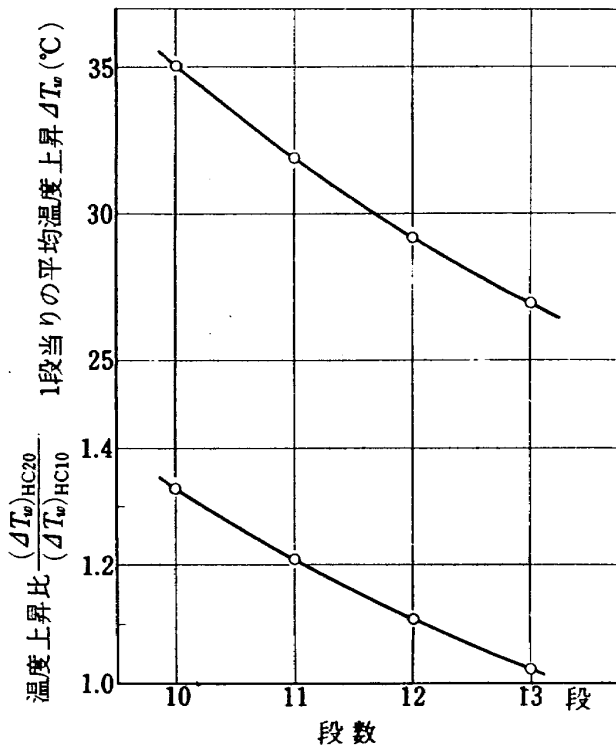


図2 段数と温度上昇 (HC-20)

(仕事配分)

各段の仕事配分は次のようにして決定した。

まず、試験機を可変静翼機構を備えた1~4段と固定静翼を備えた5~12段に分けて考え、両者に全圧力比を配分し、それぞれの圧力比を満足するよう各段に仕事量の配分を行なった。すなわち、圧縮機が静翼固定のままで作動できる限界に近い圧力比4.5を固定静翼段の圧力比として与えた。その結果、可変静翼段の圧力比は2.76となった。

次に各段の仕事配分を行なった。設計点での各段温度上昇 ΔT_w を図3(a)に示す。固定静翼段については前述の検討結果を反映させ、HC-10の温度上昇分布に対して中間段および後段ともほぼ同程度に3~4°Cの増加を行ない、下流への影響がない最終段では特に多くし5°Cの増加を行なった。可変静翼段の全温度上昇はHC-10の場合よりも6°C増加した。その増加配分は1~2段ではなるべく小さくし、大部分は3~4段に割当てることとした。

図3(b)に設計点における各段の圧力上昇を示す。

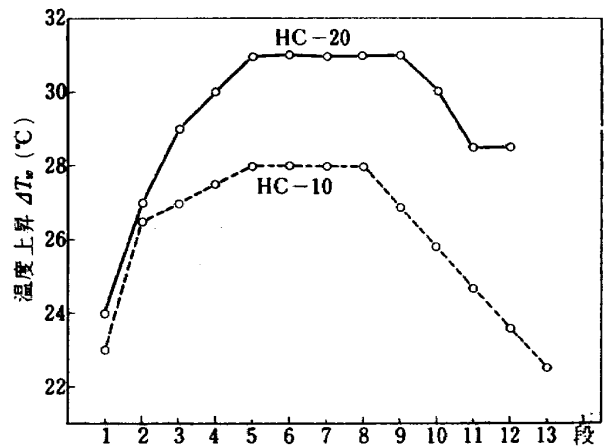


図3(a) 各段の温度上昇 (平均半径, 設計点)

一方、HC-20はキャビンエア用の抽気を内径側より行なうため、抽気段静翼には翼弦長を通常の2倍程度に大きくした中空翼を採用する必要があること、全長をHC-10と同一寸法に指定されていることなどから構造的には段数を1段だけ減らすことが必要充分な条件となった。航空エンジン用圧縮機としては軽量小型化をはかりなるべく段数を減らすのが望ましいわけであるが上述のような空力設計および構造設計の両面から検討した結果、本試験機では所要の性能および作動範囲を確実に得るため段数の減少は必要最小限に抑えることにし12段とした。

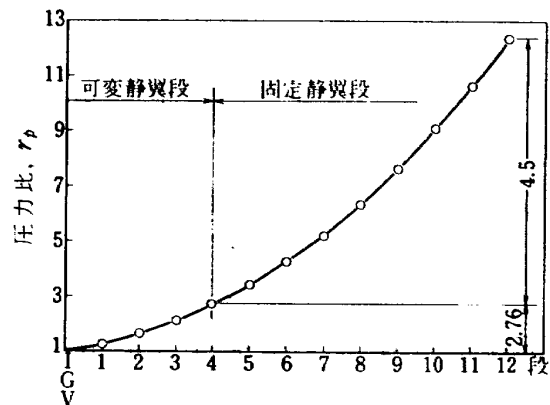


図3(b) 各段の圧力上昇 (設計点)

3.3 流入マッハ数と流れ様式

(流入マッハ数)

HC-10では翼列の相対流入マッハ数を0.9以下に抑えるため入口案内翼および前段静翼出口の流れ様式は剛体形よりもさらに渦度の強い様式を採用した。そのため軸流速度が外径側で小さく内径側で大きい無理な速度分布となる難点があった。流入マッハ数を0.9以上とし各種の流れ様式について検討した結果、流入マッハ数の上限を0.95程度まで許容すると軸流速度分布に無理のない流れ様式を選択することができ、翼の設計製作も簡単になるなど有利な点のあることがわかった。また将来のジェットエンジン用圧縮機はさらに軽量小型化と低価格を目指して段数の減少をはかる傾向にあり、HC-20のように圧力比12程度の場合は段数も10以下を目指すこととなろう。そのためには翼列の負荷も一層増やす必要があるし、流入マッハ数も当然増加せねばならない筈である。このような流れ様式を選択および将来の高負荷圧縮機に対する設計上の試みなど考慮して、HC-20では翼列流入マッハ数の上限を0.95とした。

(流れ様式)

静翼出口の流れ様式として半自由うず形を中心に種々の様式について検討を重ねた結果、各段とも半径方向に流出角一定の流れ様式を採用することとした。この様式は静翼の振れが非常に少ないのが特徴である。半自由うず形の特別な場合にも静翼の振れが少ない様式が得られるが、本設計では設計製作をより簡明化する方向を目指し流出角一定の様式とした。図4に各段静翼の流出角および喰違い角の分布を示す。

流出角の選定については、各段ともほぼ50%反動度を基本的な条件とし、その上に各段それぞれの条件を考慮して決定した。すなわち入口案内翼では1段動翼の流

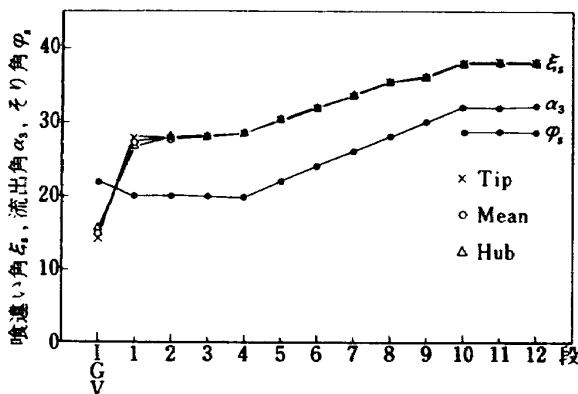
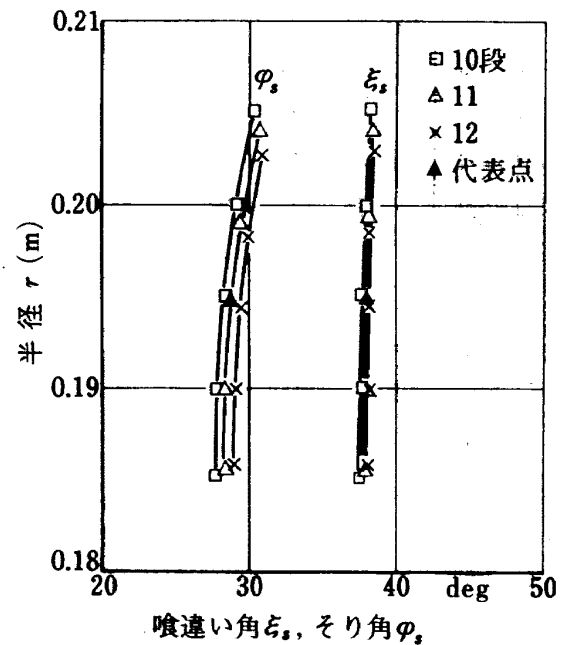


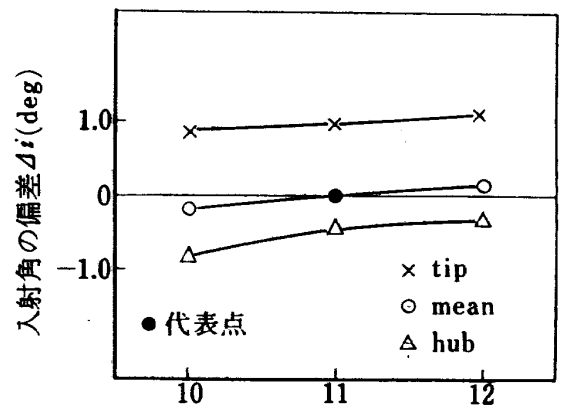
図4 各段静翼出口の流れ様式

入マッハ数を0.95以下に抑えるため22°に与えられ、前段静翼は可変静翼機構を備え喰違い角を30°以上も変化させねばならないので流出角はあまり大きくない方が望ましいことから20°一定とした。また、中間段では軸流速度の減少に応じて流出角を漸増させてゆき、後段では翼型一定・振れなし静翼への試みとして32°一定とした。

各段の喰違い角は図に示すように1段静翼で約1.5°の振れがあるのを除いてほぼ一定であり、全般に振れが非常に少ないので近似的に振れなし静翼として取扱っても差支えない程である。これは翼を設計製作する場合に工程の簡素化が得られ有利な条件となるものである。10



(a) 喰違い角, そり角の分布 (静翼流出角一定)



(b) 入射角の偏差 (翼型一定・振れなし静翼)

図5 10~12段静翼の翼配備

～12段静翼では図5(a)に示すように喰違い角およびそり角の半径方向分布は各段いずれも同じ傾向であり、またその偏差も小さい。そこで、10～12段静翼については11段静翼の平均半径における喰違い角およびそり角を代表値に選び、各段共通に翼型一定・振れなし静翼の条件で設計することとした。その結果、11段の平均半径以外の位置では各段静翼とも最適入射角から外れて作動するわけであるが、その偏差は図5(b)に示すように±1°以内であり、流出角は $32 \pm 0.1^\circ$ とほぼ一定し、かつその影響を受ける下流の段が少ないことから圧縮機全体の性能および作動範囲に及ぼす影響は無視できる程度のものである。

3.4 可変静翼および抽気

(可変静翼)

可変静翼の機構および段数は設計方針の中でHC-10と同一にすることを指定されているので、ここでは各可変静翼段の角度変化の割合および回転速度に対する角度変化の関係について検討した。

入口案内翼の角度変化量に対する各可変静翼段の角度変化量の割合 $\Delta\epsilon_s / \Delta\epsilon_{ICV}$ はHC-10の場合には図6の破線に示すように入口案内翼から2段まで順次減少させ、2～4段は共通に0.8であった。この角度変化率を用いて設計回転速度より低速で運転する場合、各段翼列入射角の設計入射角に対する偏差 $\Delta i = i - i^*$ は一般に図7(a)の破線に示すように4～5段動翼では負となって図(b)の如く温度上昇の減少すなわち段間圧力上昇の低下を招く傾向にあり、試験結果から極端な場合には段間圧力比1以下すなわちタービンとして作動している場合もあることがわかった。HC-10の性能試験の結果では75% N^* 以下の低速領域で断熱効率が全般的に低く0.75以下となったが、その原因は主として上述の角度変化率の影響によるものと考えられ、これを改善して可変静翼段

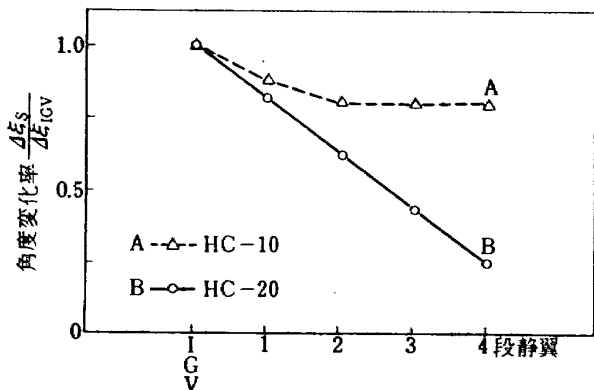


図6 可変静翼段の角度変化率

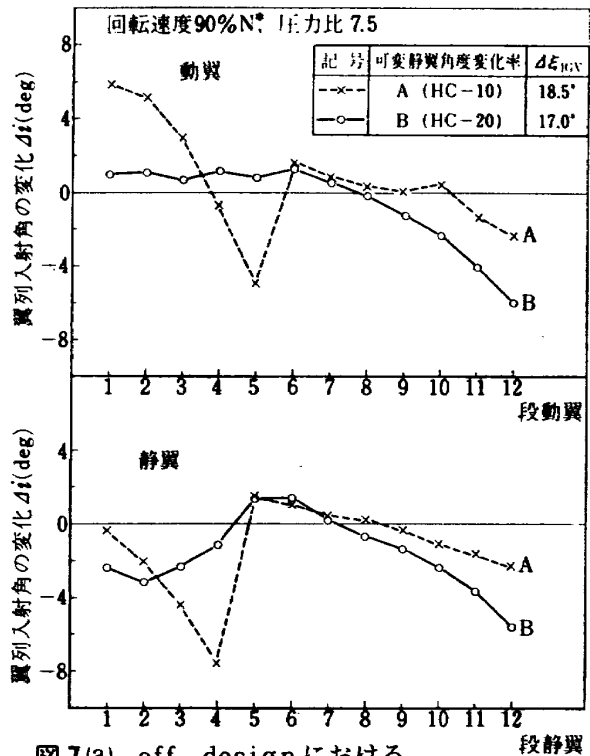


図7(a) off-designにおける入射角の変化(平均半径の計算値)

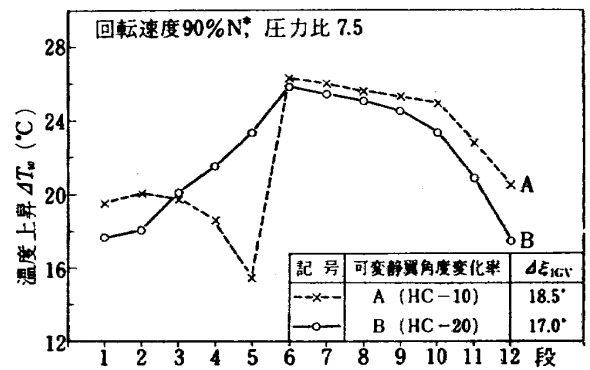


図7(b) off-designにおける各段温度上昇(平均半径の計算値)

の負失速をなくすると低速領域の性能はかなり向上するであろうと推定された。HC-20の角度変化率はこのような検討を経た後に図6の実線に示すように入口案内翼から4段静翼まで直線的に減少する関係を与えた。これによって、図7に実線で示すように前段の翼列入射角をなるべく均等化して極端な正および負の失速を避け、失速による損失の増大を抑制すると共に圧力比の向上が得られるものと期待される。

図8は回転速度と入口案内翼の角度変化量との関係を示す。off-designでの内部流れの解析結果より図の実線に示すように与えられ、HC-10の場合よりも僅かに低い値となった。この関係は一応の目安となる計画値であって性能試験により確認する必要がある、最終的には性能試験の結果より判断して最適値を決定すべきものである。

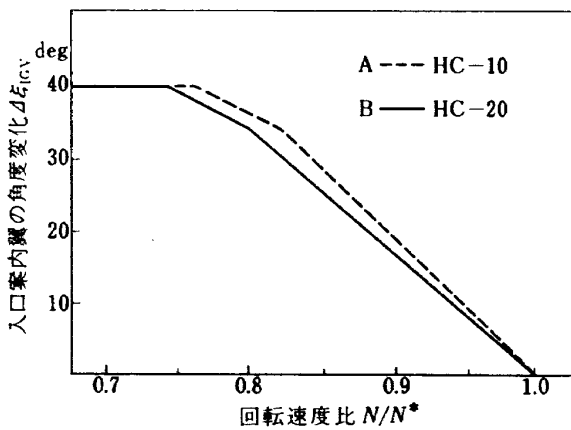


図8 回転速度と入口案内翼の角度変化

(抽 気)

HC-20 は可変静翼のみで全運転範囲にわたって安定した作動範囲を確保できるよう計画したので抽気なしで運転可能なわけであるが、設計方針で要求されているようにキャビンエア用として内径側からの抽気を、またタービン冷却その他の用途に使用される場合あるいは抽気による性能および内部流れ状態への影響を調べる場合など考慮し後段の外径側からの抽気を計画した。

キャビンエア用抽気的位置は、成層圏を飛行中の状態で客室にほぼ大気圧の空気を供給できることを条件として抽気段を定めることにし、図3(b)より圧力比5の7段静翼を抽気位置に選定した。内径側より抽気するために7段静翼は翼弦長を通常翼の約2倍に大きくした精密铸造の中空翼とし、内径側翼端に吸込口のある構造とした。図9(a)に示すように翼端の腹側を切欠いて吸込口の流路面積を拡げると共に流れの動圧を利用して抽気しやすいようにはかった。抽気量は翼断面の流路面積×翼数で定まり多くは期待できないが、抽気率3～3.5%の見込みである。

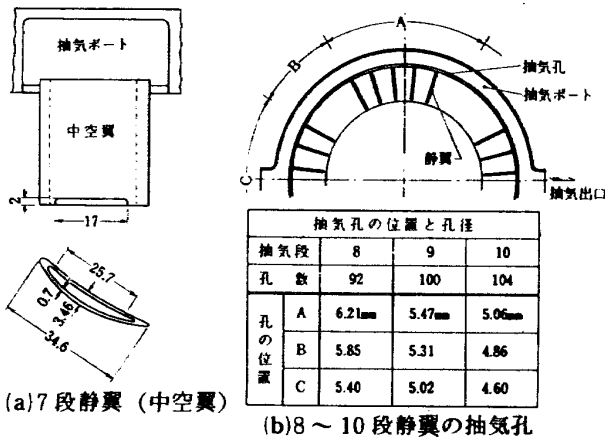


図9 抽気段と抽気孔

外径側からの抽気は8～10段静翼の外径側シュラウドに抽気孔を設けて行なうこととし、各段それぞれ図9(b)に示すようにシュラウドの外側に設けた抽気ポートを経て軸対称の位置にある2個の抽気出口より抽出する構造とした。

抽気孔はシュラウドの各静翼中間位置に1個ずつ設け、設計回転速度において抽気率5%となるよう各段ごとに孔の直径を定めた。また、抽気の円周方向分布はなるべく一様となるのが望ましいので、図に示すように各段ごとに3種類の孔径をえらび、抽気出口に近い位置(図のC)の抽気孔は小さく、出口より遠い位置(図のA)の抽気孔は直径を大きくし、各抽気孔の流量がほぼ均等になるよう計画した。

3.5 翼型・翼配備

(翼 型)

相対流入マッハ数の高い1～4段動翼では二重円弧翼を、その他の動静翼では亜音速で性能のよい翼型として円弧カンバーにNACA 65系翼型の厚み分布を乗せた翼型を採用した。入口案内翼には増速翼列の翼型として資料の整備されているNACA 63系翼型を用いることとした。

(弦節比)

高圧力比の多段軸流圧縮機ではoff-designでの作動条件が厳しく、前段および後段の翼列は正失速あるいは負失速のチョーク間近の状態で作動していることが多いので各段翼列の弦節比は過大過小とならぬよう注意した。

前段翼列の弦節比は平均半径で1.2～1.3、中間段および後段では1.35とし、ポス比の小さい入口案内翼および前段の翼では半径方向に翼弦長を変化させ弦節比の急激な変化を避けた。

(翼弦長、翼厚さ)

翼弦長および翼厚さは構造および強度上の点から検討して決定した。すなわち、各段翼列の曲げおよび振り振動が運転中共振せぬように固有振動数に注意すると共に、高速運転時の翼に作用する遠心力および空気に十分耐えることに主眼をおいて材質、翼弦長および翼厚さを定めた。

翼厚比として動翼および前段静翼では流入マッハ数の比較的高い翼先端で $t/c = 0.05 \sim 0.06$ 、遠心力および曲げ応力の大きい翼根部では $t/c = 0.08 \sim 0.10$ の範囲に入るようにし、中間段以降の静翼ではポス比が大き

く流入マッハ数が小さいので簡素化をはかり半径方向に翼弦長および翼厚さ一定で $t/c = 0.075 \sim 0.080$ とした。また、可変静翼の機構を備えている入口案内翼および1～4段静翼は内外径の両端支持とし、固有振動数の増加と振動振幅の低下をはかった。

なお、7段静翼は図9(a)に示すように中空翼にして内径側より抽気する構造としたので厚く大きい翼が必要となり、翼弦長34.6mm, $t/c = 0.1$ 一定として所要の抽気率3%を確保するようにした。

(翼数)

各段翼列の翼数はHC-10の場合と同様に翼列間の干渉などの影響は考慮せず、平均半径における弦節比と翼

弦長より定めた。なお、5段以降の静翼は全周を4分割したシュラウドに固定される構造となっているので、翼数は4の倍数とした。

10～12段静翼では翼型一定・振れなし静翼としたので翼数は出口案内翼まで各段とも同数で108枚となった。

以上のべた諸点を考慮しつつ設計した各段翼列前後の流れ状態(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、翼配備の状態(喰違い角, 翼型, 翼のそり角, 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、平均半径での翼配備を表1に示す。

表1 HC-20 翼配備 (平均半径)

翼列	翼型	翼数	そり角 (deg)	喰違い角 (deg)	弦節比	翼弦長 (mm)	厚み比	翼列流入レイノルズ数	備考
I.G.V.	NACA63系	38	1.16	14.6	1.1	36.3	0.070	3.0×10^5	IGVのそりは C_{10}
1.R	二重円弧	36	20.3	41.1	1.2	41.7	0.068	6.9	
S	NACA65系	48	29.0	26.8	1.25	32.5	0.077	4.8	
2.R	二重円弧	46	24.7	41.7	1.25	33.9	0.064	6.4	
S	NACA65系	52	31.2	27.3	1.25	29.9	0.077	5.0	
3.R	二重円弧	51	28.1	40.9	1.25	30.5	0.064	6.4	
S	NACA65系	66	34.2	27.9	1.25	23.5	0.076	4.5	
4.R	二重円弧	62	29.2	40.5	1.30	26.0	0.064	6.2	
S	NACA65系	68	35.1	28.3	1.30	23.7	0.076	5.2	
5.R	" "	63	28.2	39.1	1.35	26.5	0.064	7.1	
S	" "	68	34.8	30.3	1.35	24.5	0.076	6.1	
6.R	" "	75	30.8	38.1	1.35	22.2	0.064	6.5	
S	" "	84	34.1	32.0	1.35	19.8	0.076	5.6	
7.R	" "	80	32.6	36.8	1.35	20.8	0.064	6.7	
S	" "	48	33.4	33.7	1.35	34.6	0.100	11.1	抽気用中空翼
8.R	" "	85	32.7	35.0	1.35	19.5	0.064	6.8	
S	" "	96	32.6	35.3	1.35	17.3	0.075	6.2	
9.R	" "	101	35.1	33.6	1.35	16.4	0.064	6.1	
S	" "	104	30.2	36.6	1.35	15.9	0.075	6.4	
10.R	" "	109	35.5	32.9	1.35	15.2	0.064	6.1	
S	" "	108	28.7	38.0	1.35	15.3	0.080	6.8	
11.R	" "	109	35.1	32.3	1.35	15.1	0.064	6.5	
S	" "	108	28.7	38.0	1.35	15.3	0.080	7.4	
12.R	" "	109	35.7	32.0	1.35	15.1	0.064	7.0	
S	" "	108	28.7	38.0	1.35	15.3	0.080	8.0	
O.G.V.	" "	108	40.2	11.2	1.35	15.2	0.075	5.7	

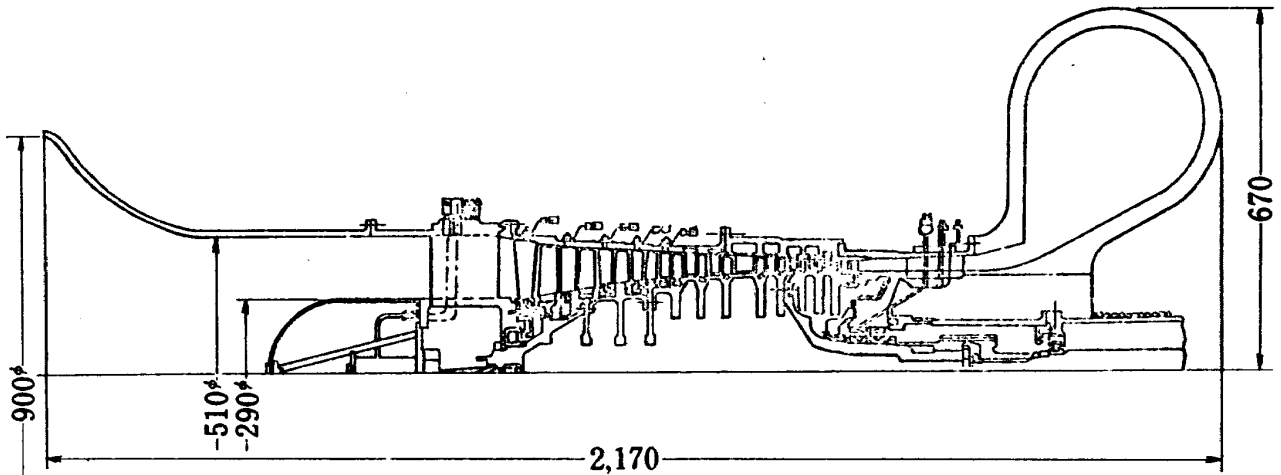


図 10 (a) 空力試験機 (HC-20) 概略図

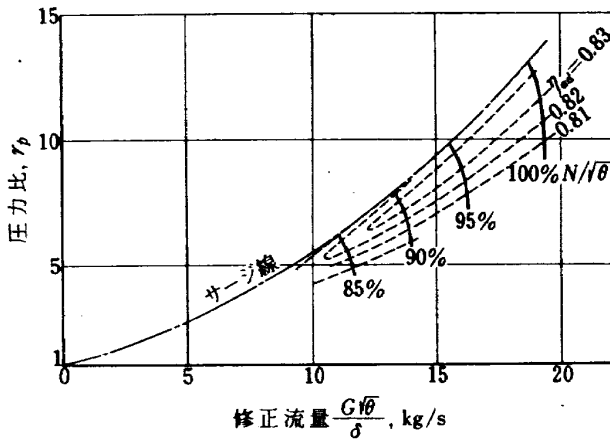


図 10 (b) HC-20 推定性能

4 試験機の形状および予想性能

図10(a)はHC-20の断面図である。HC-10の場合と同様に試験機室に設置して試験を行なうため、実機エンジンの高圧圧縮機に比べて入口ベルマウス、出口スクロール、駆動軸および附帯装置など異なっているが、前節に述べた空力性能に関する部分および可変静翼機構は実機と同一の寸法形状である。図10(b)は可変静翼の角度変化を図8のように変化させて運転した場合の予想性能を示す。

5 むすび

第2次試作の空力試験機HC-20は第1次試作の空力試験機HC-10と同じく試作ファンエンジンFJR 710/20用高圧圧縮機の空力試験機であり、与えられた設計条件には寸法・形状、可変静翼機構、回転速度および空気流量などHC-10と同一の条件が相当あった。そのた

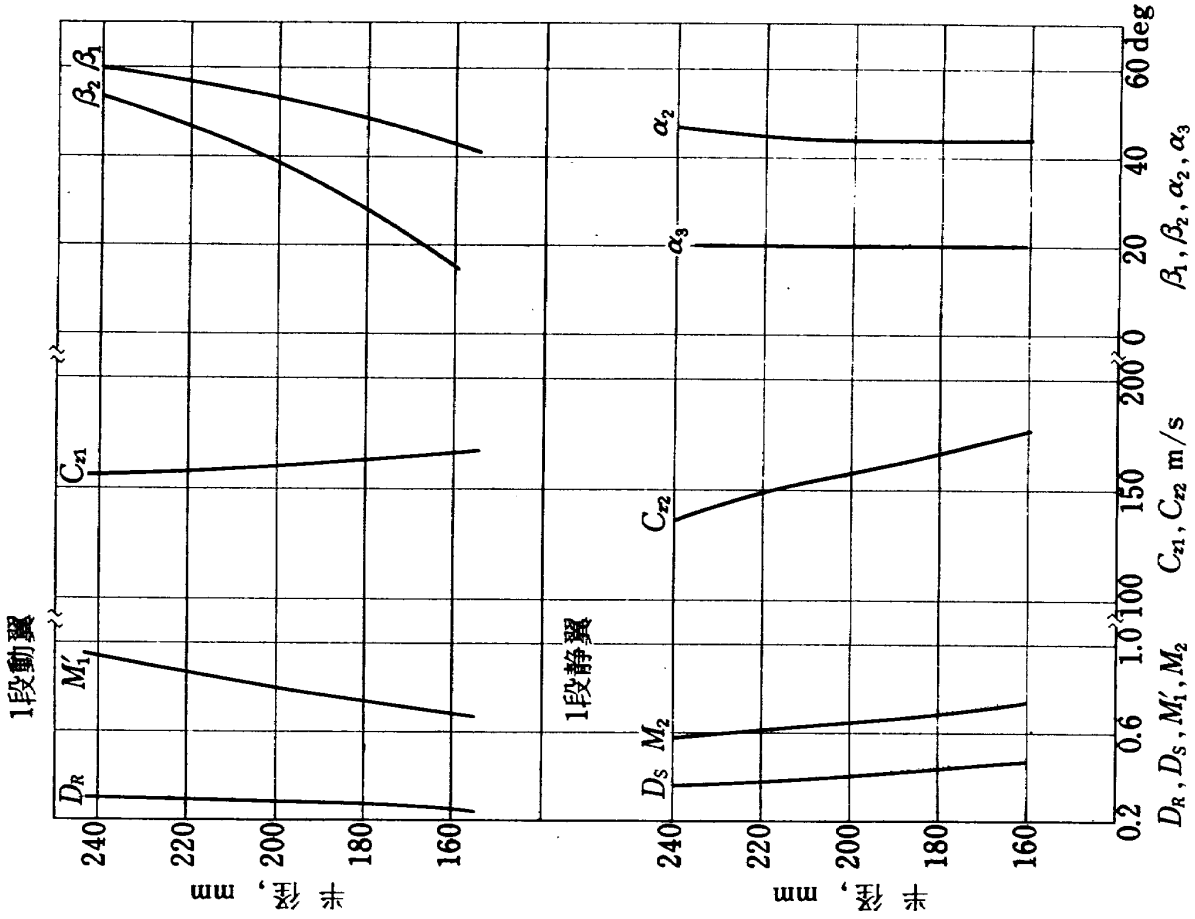
め、両者にはエンジンの一要素として互換性を有するという利点があると同時に、HC-20の設計に際して検討および選択の余地が減少する結果となった。

本設計ではこれらの与えられた条件のもとに、HC-10の設計および試験研究の成果を検討すると共に技術的経験を取入れて翼列の高負荷および低速領域での性能向上をはかり、課せられた設計要目を達成するよう努めた。すなわち、段数、各段翼列の負荷配分および流れ様式、流入マッハ数、可変静翼の角度変化率などについて検討を重ね設計を行なった。その結果、HC-10に比べて、設計圧力比は5%上昇して12.4となったのに対し1段当りの負荷を約11%増加させ、段数は1段減じて12段とした。

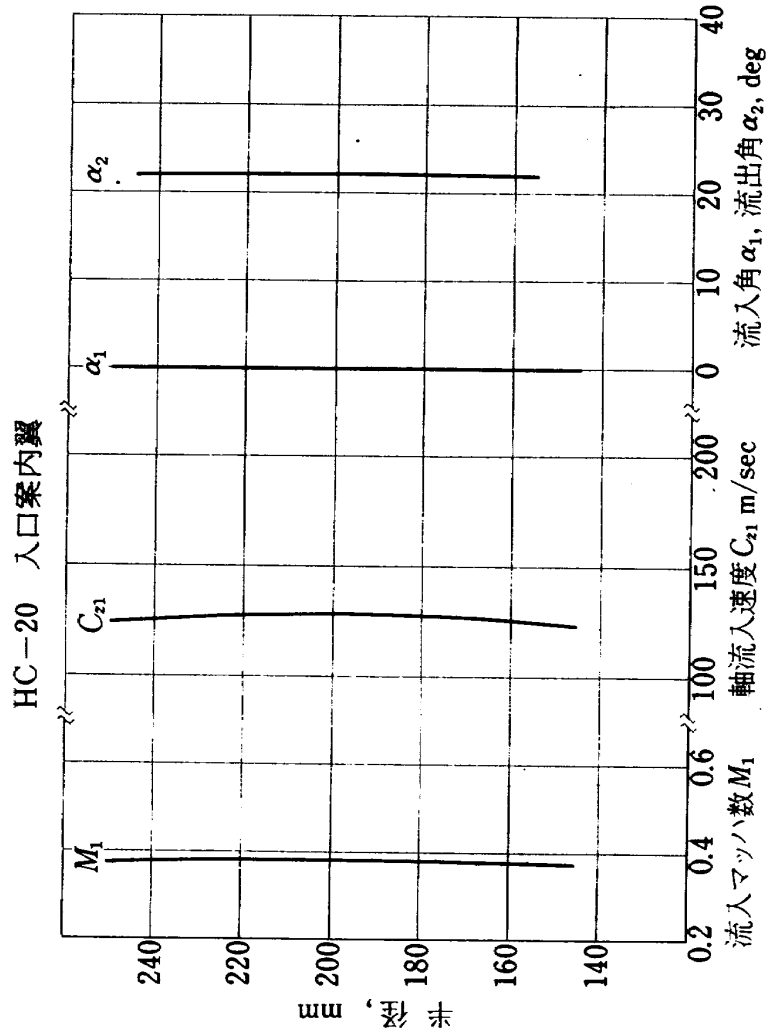
航空エンジン用高圧圧縮機が将来ますます軽量小形化を目指し高速・高負荷への傾向をたどっている現状において、本設計およびその試験結果は試作エンジン用高圧圧縮機の設計に直接適用されるのみならず、今後の高負荷圧縮機研究への基礎資料として役立つものと期待される。

文 献

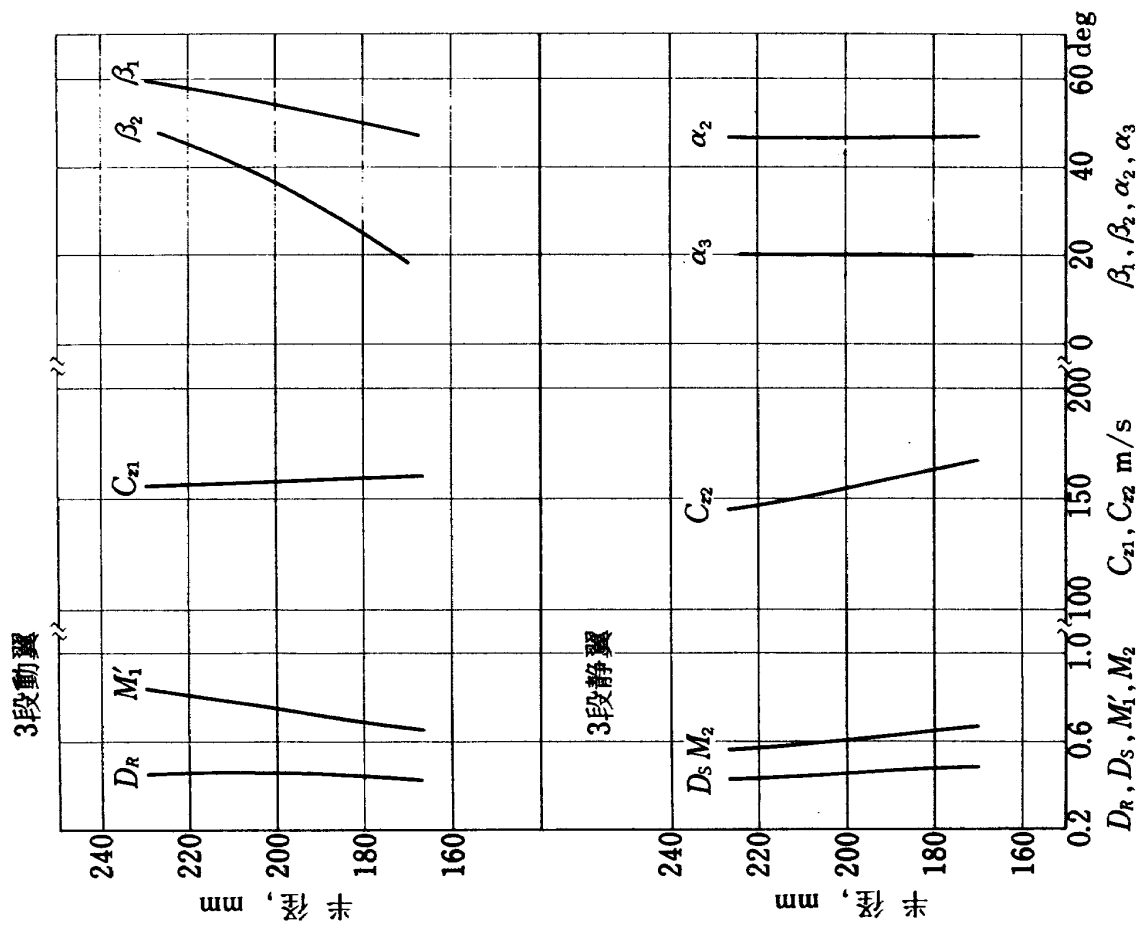
- 1) 航技研原動機部；航空機用ジェットエンジンの研究開発（第1期成果報告）；航技研報告TR-482（1977-1）
- 2) 大山耕一，松木正勝，鳥崎忠雄；ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(1)空力試験機HC-10の設計；航技研資料TM-339（1977-12）「配布先限定」



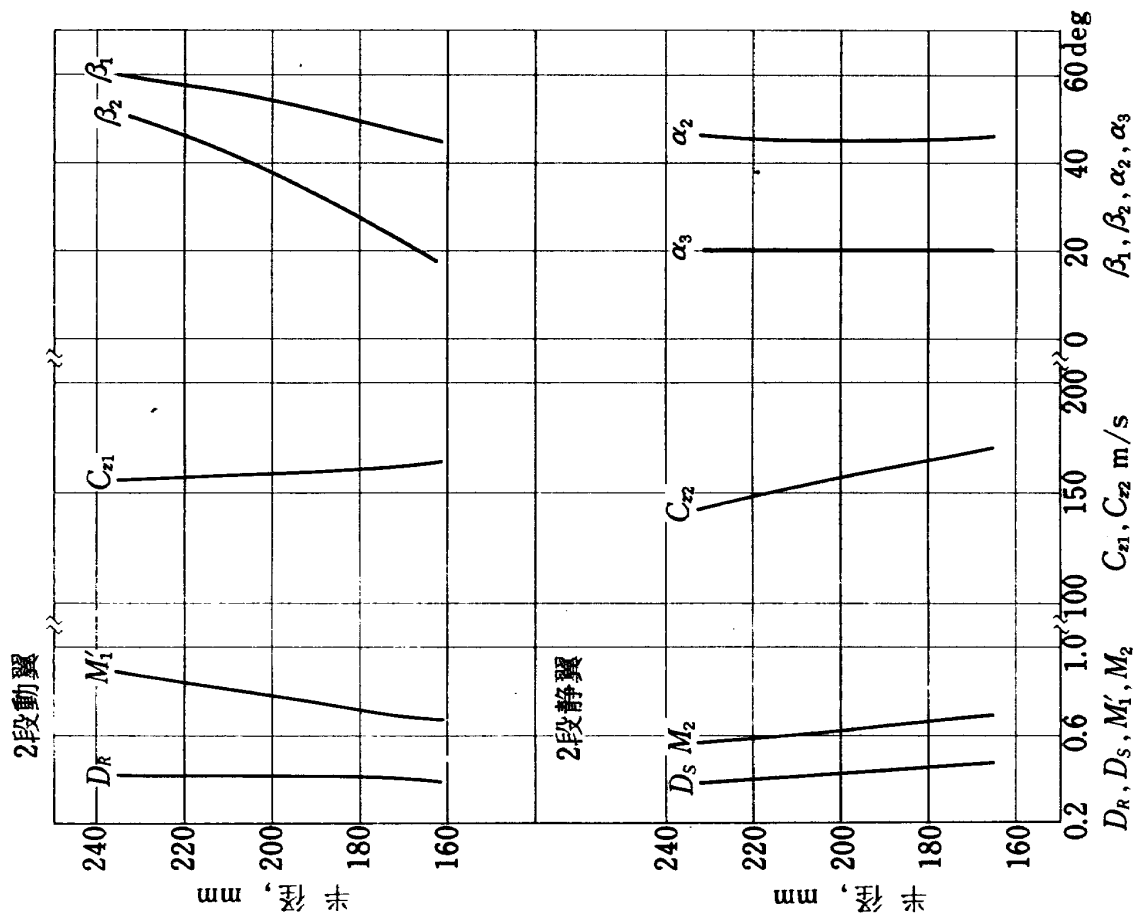
附図 1-2 1 段流れ分布



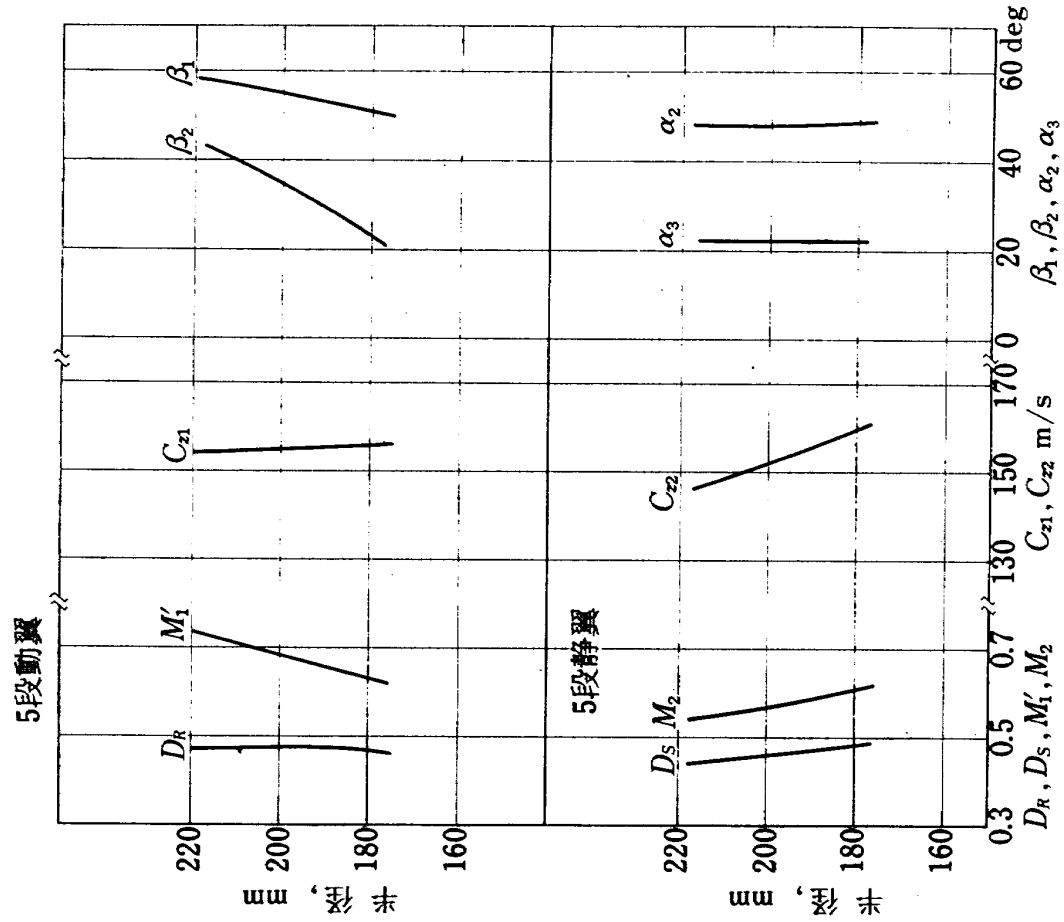
附図 1-1 入口案内翼流れ分布



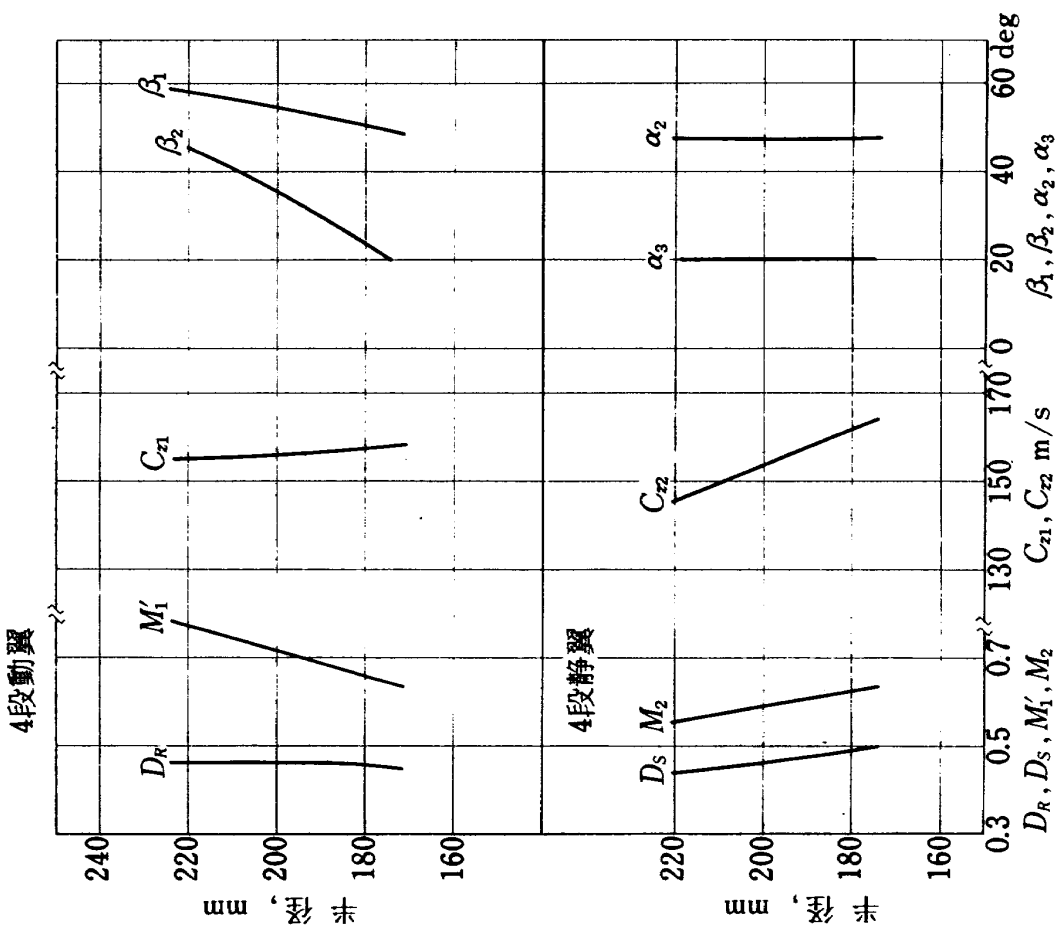
附圖 1-4 3 段流れ分布



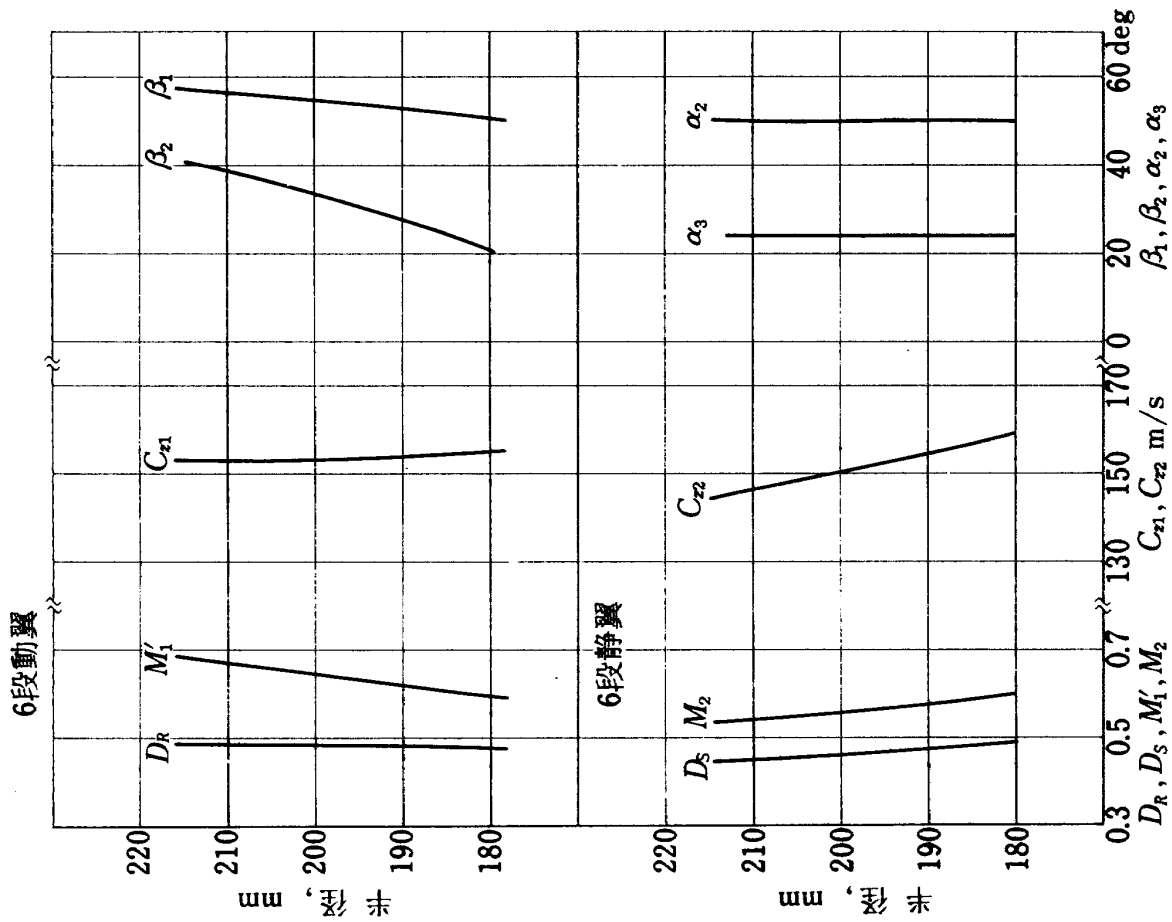
附圖 1-3 2 段流れ分布



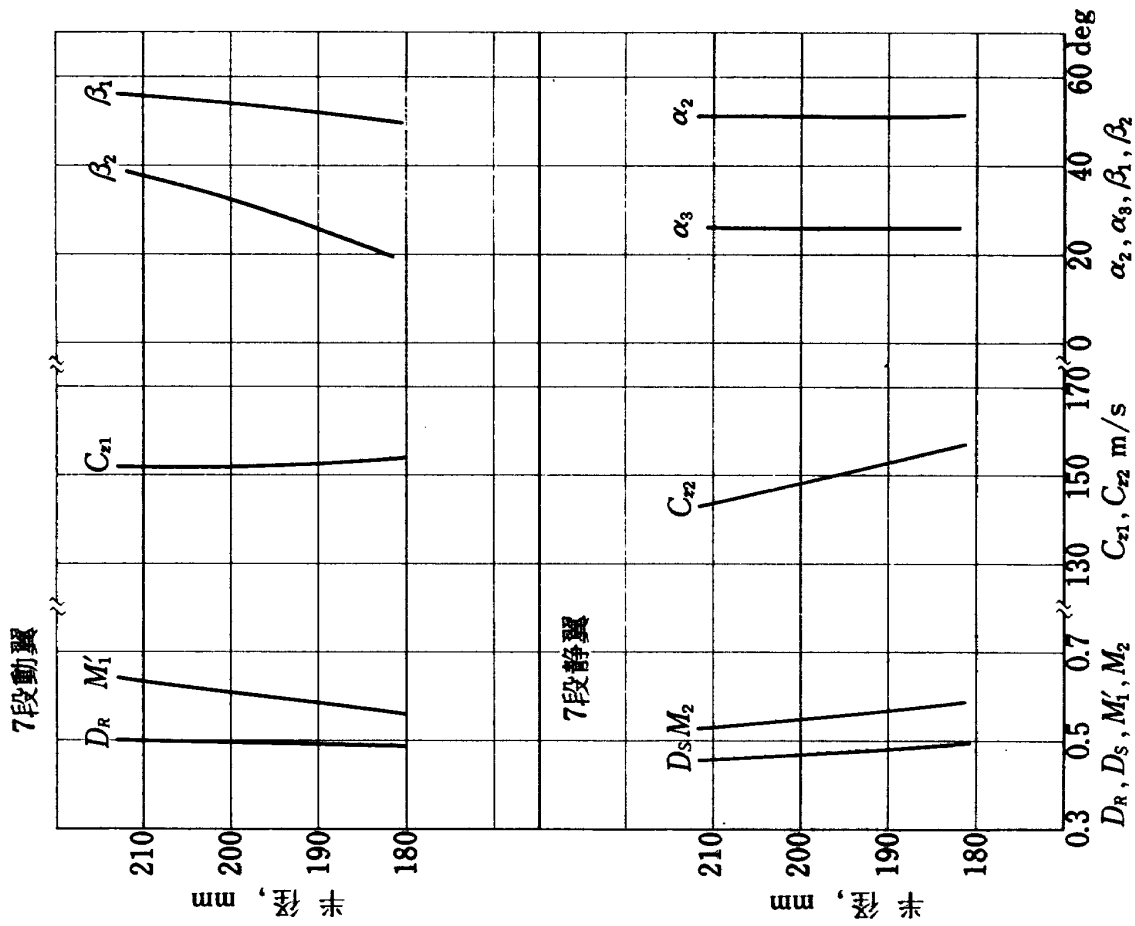
附図 1-5 4 段流れ分布



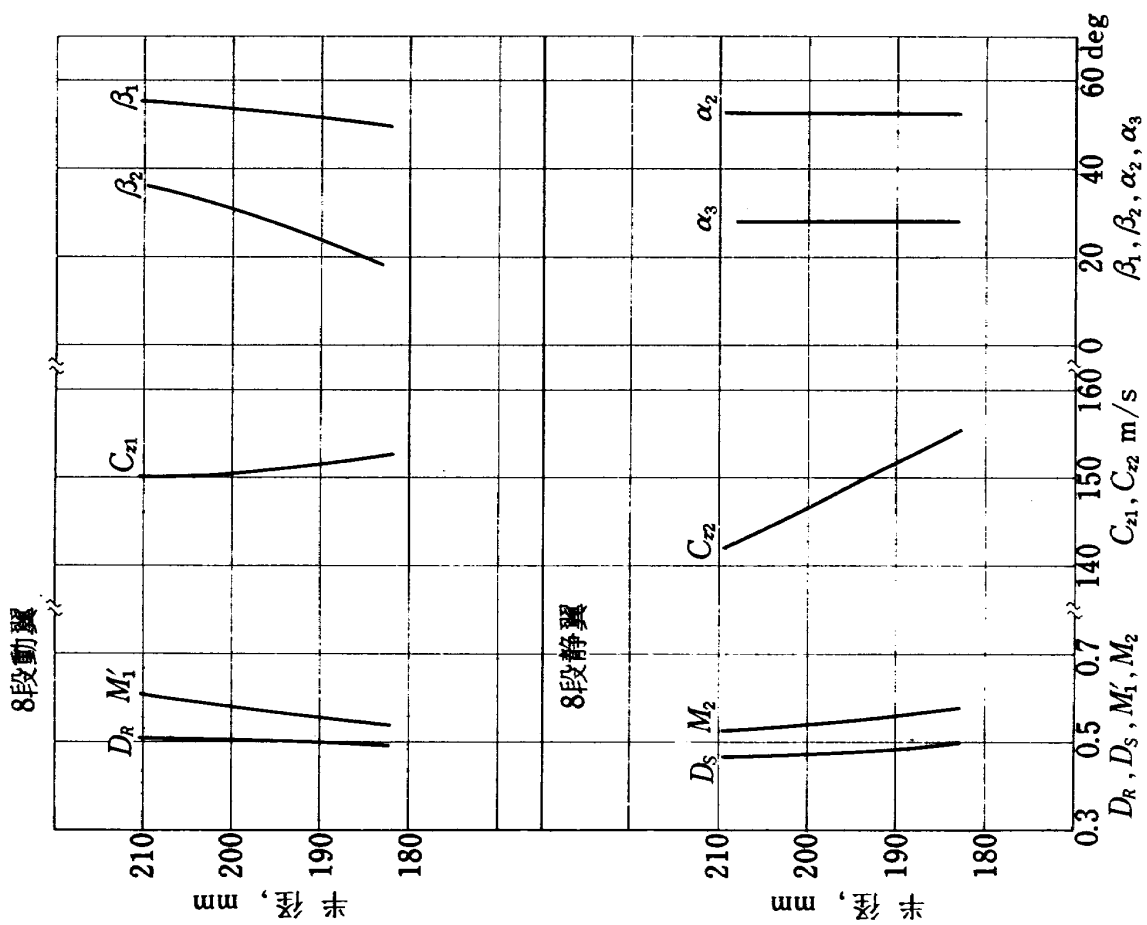
附図 1-6 5 段流れ分布



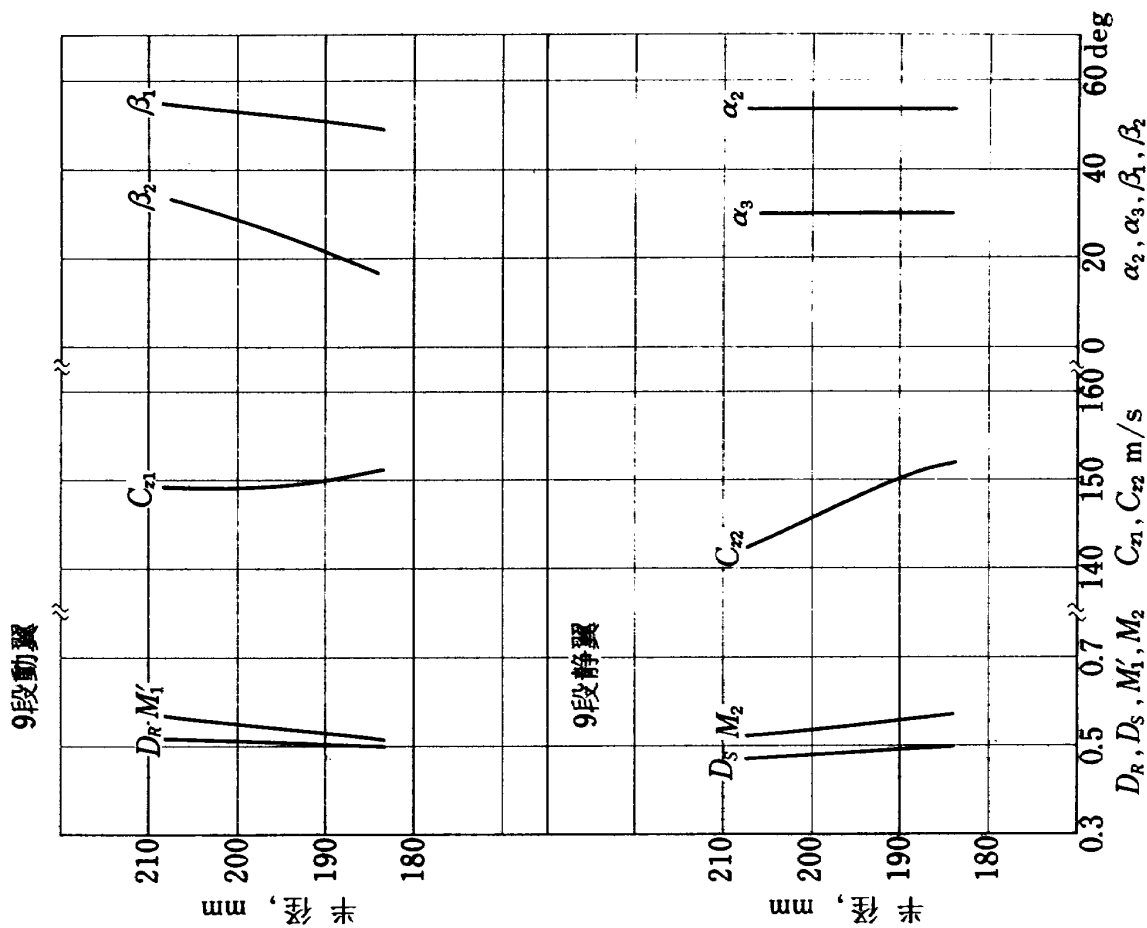
附图 1-7 6 段流れ分布



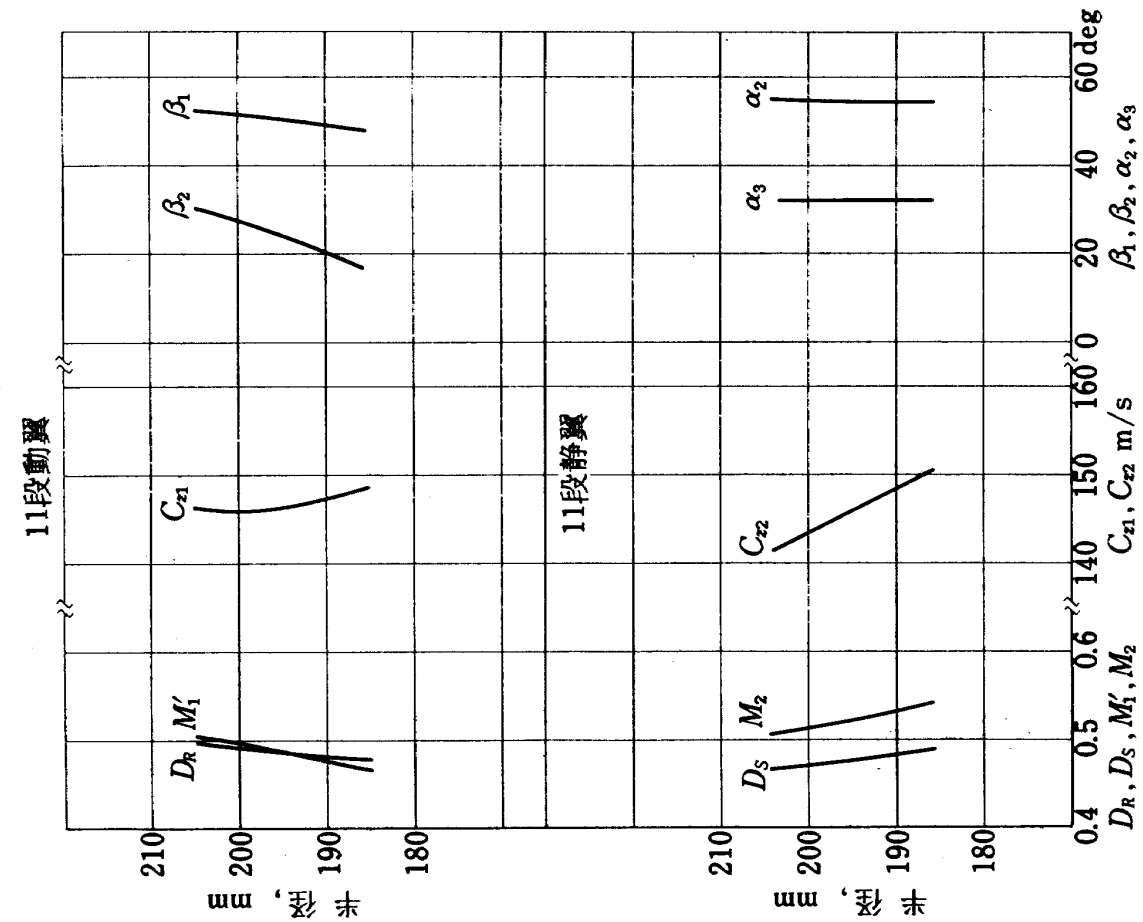
附图 1-8 7 段流れ分布



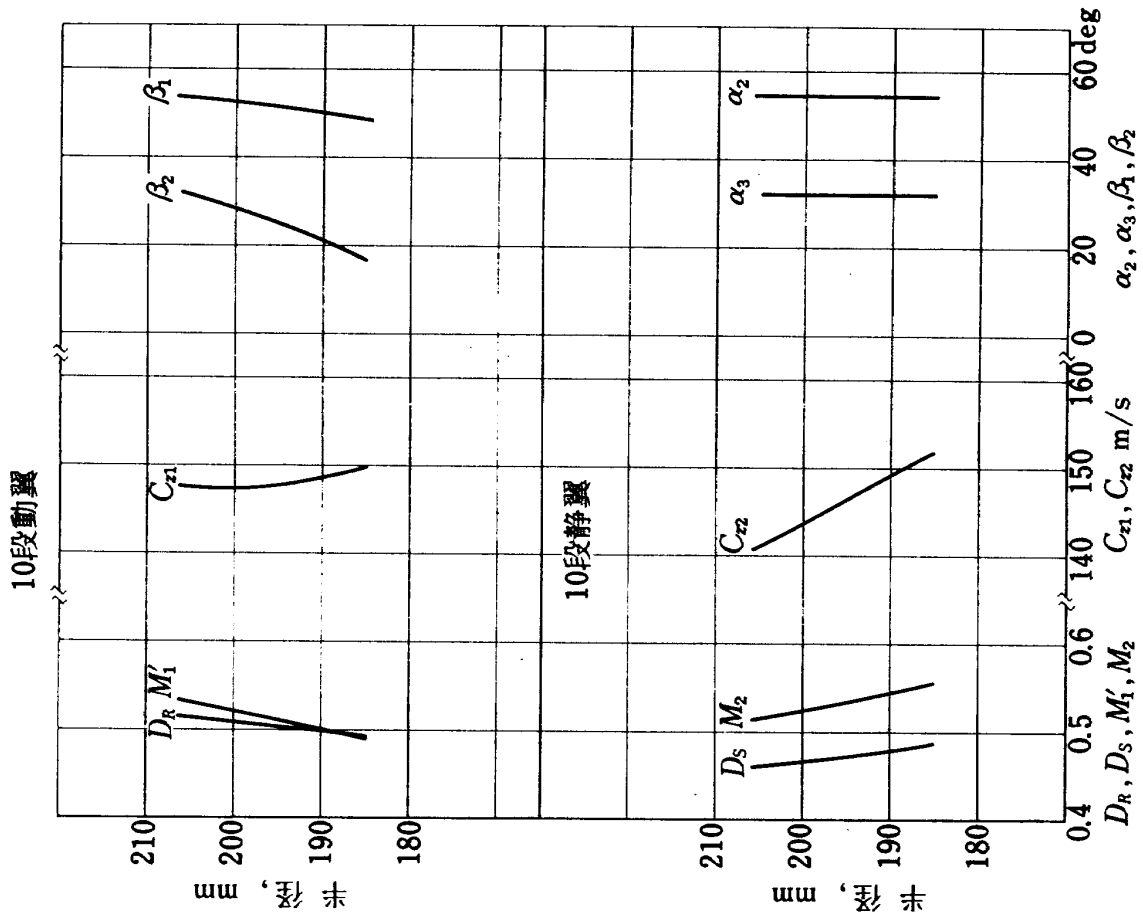
附図1-9 8段流れ分布



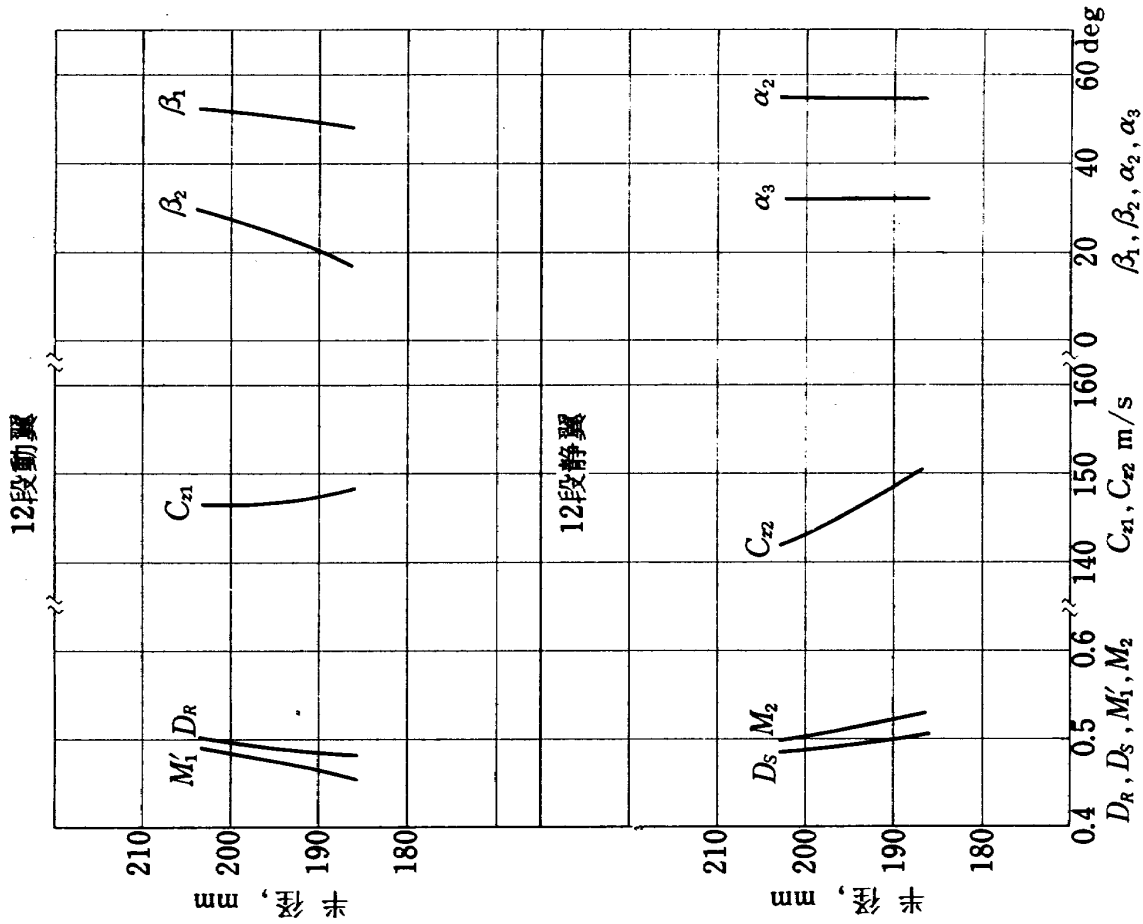
附図1-10 9段流れ分布



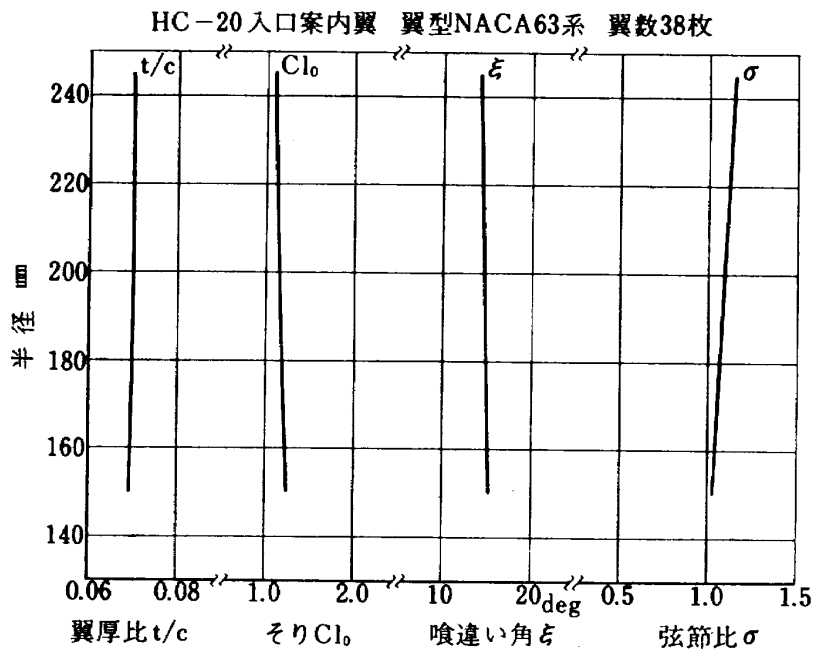
附圖 1-12 11 段流れ分布



附圖 1-11 10 段流れ分布

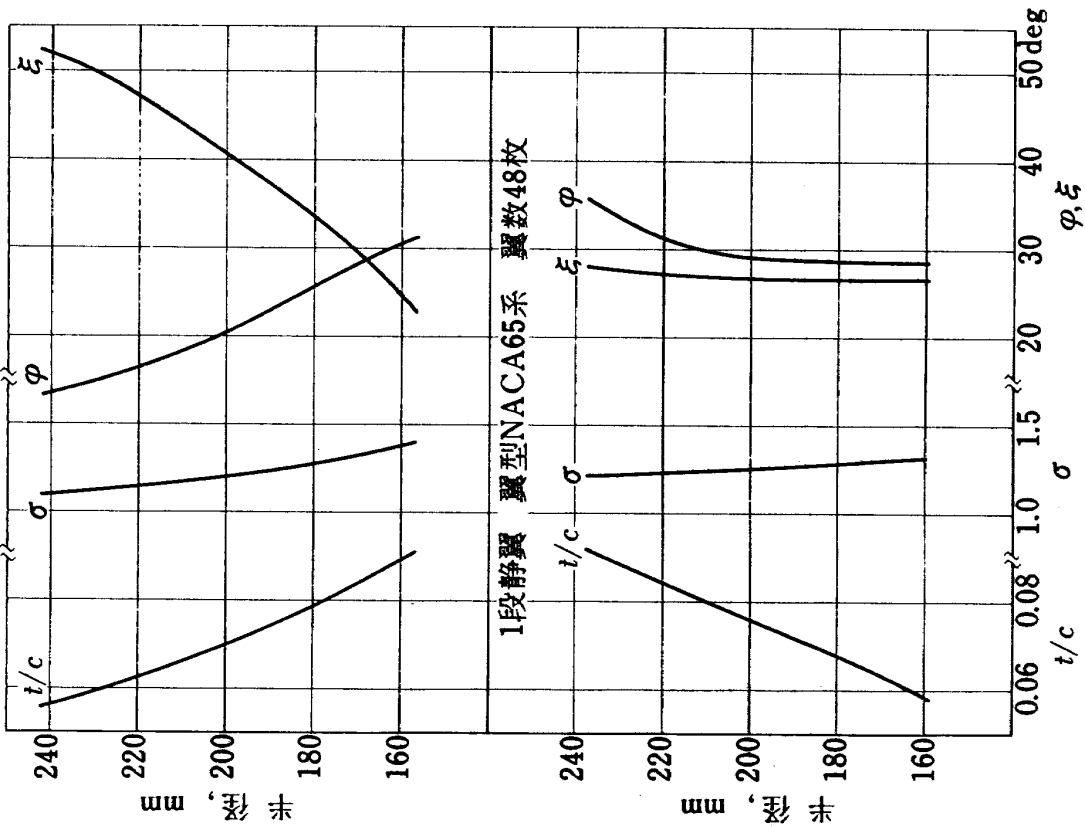


附図 1-13 12 段流れ分布



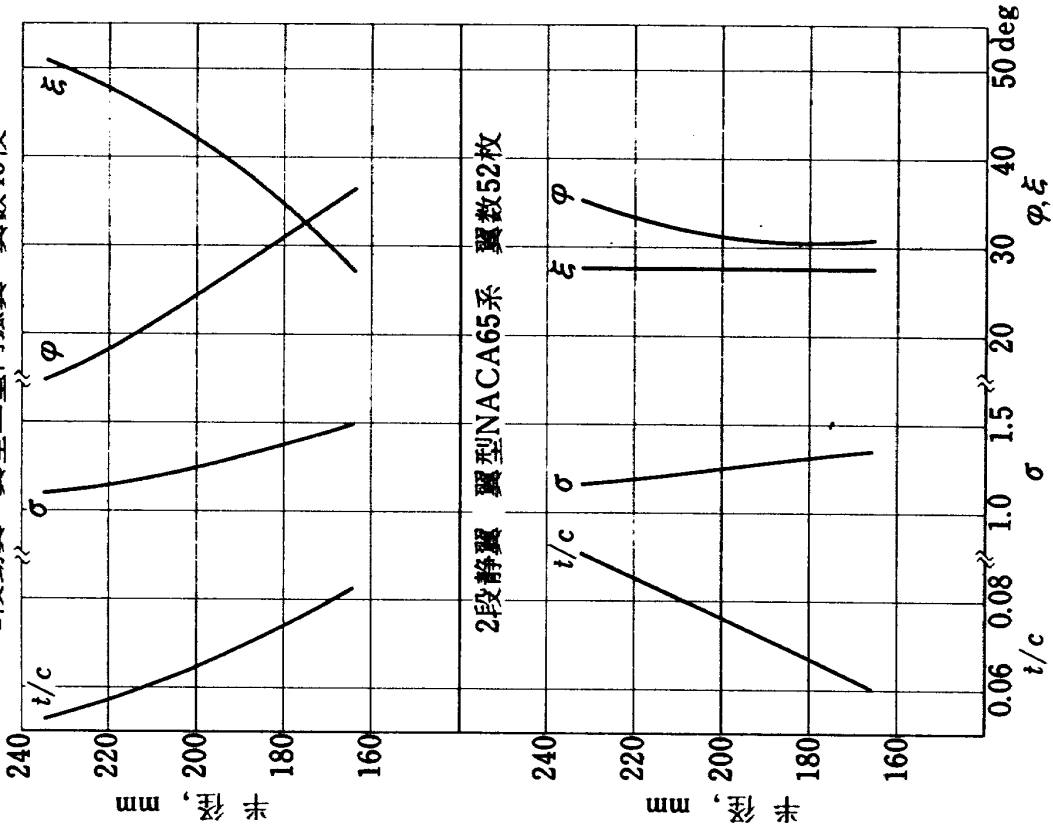
附図 2-1 入口案内翼翼配備

1段動翼 翼型二重円弧翼，翼数36枚

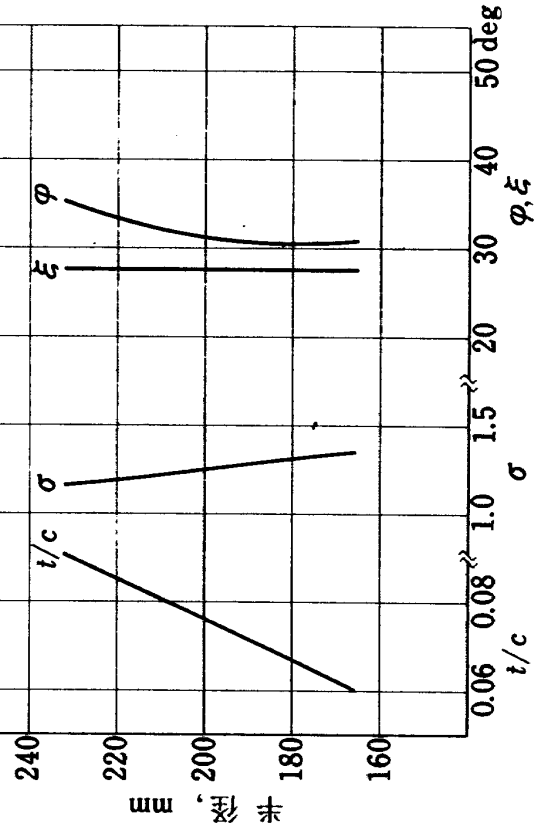


附圖 2-2 1 段翼配備

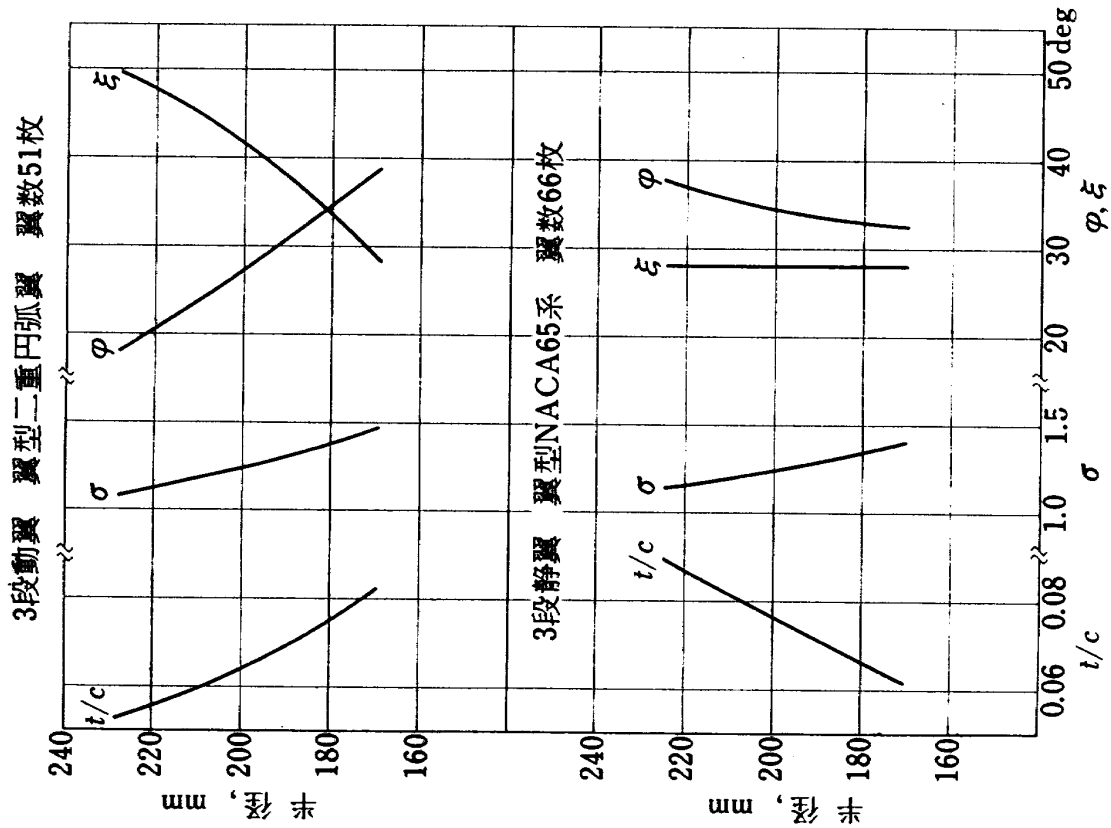
2段動翼 翼型二重円弧翼 翼数46枚



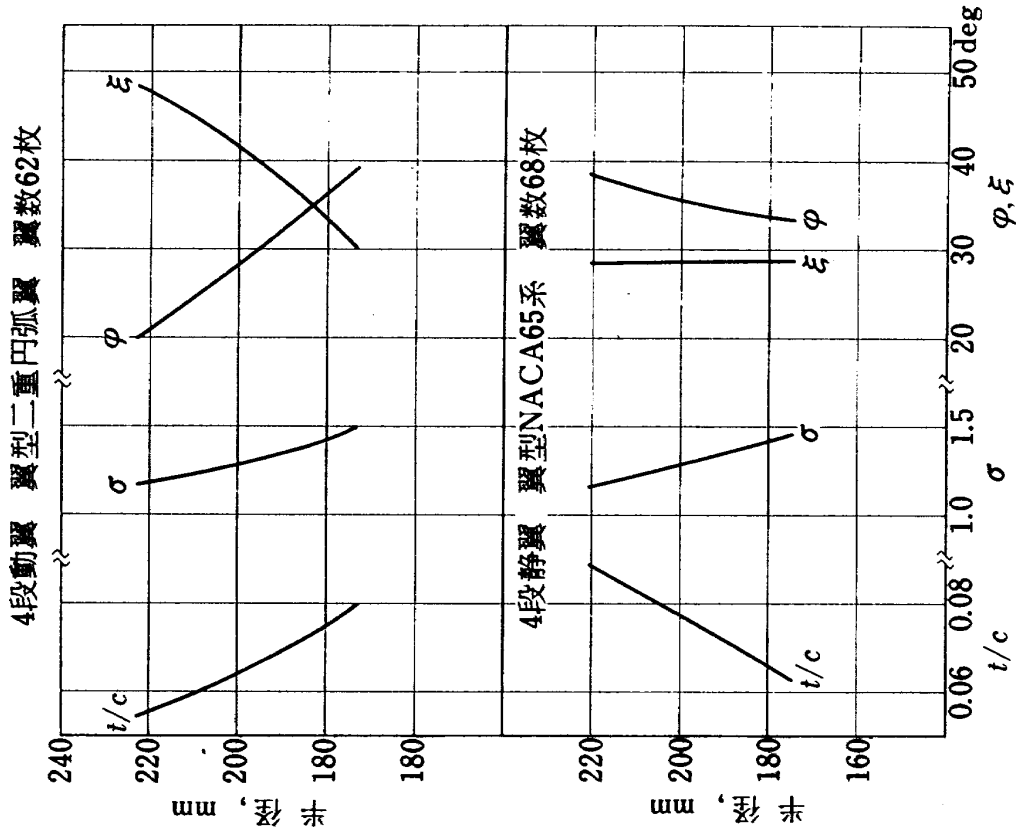
2段静翼 翼型NACA65系 翼数52枚



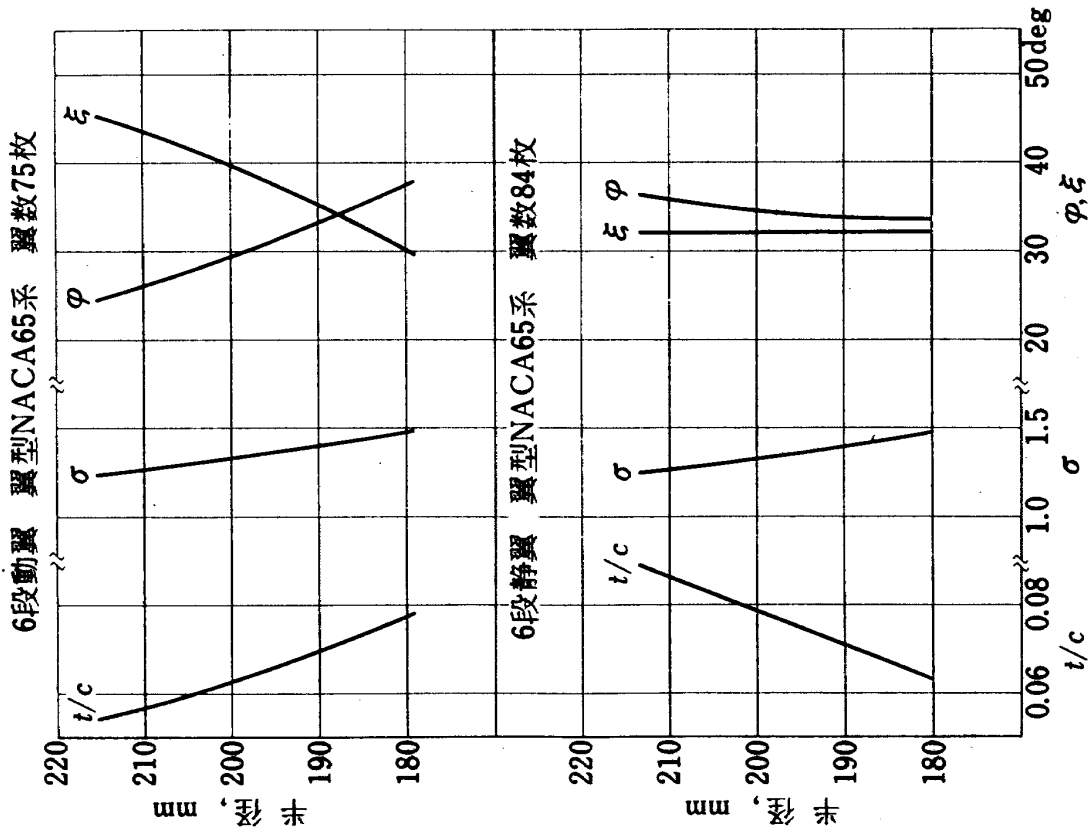
附圖 2-3 2 段翼配備



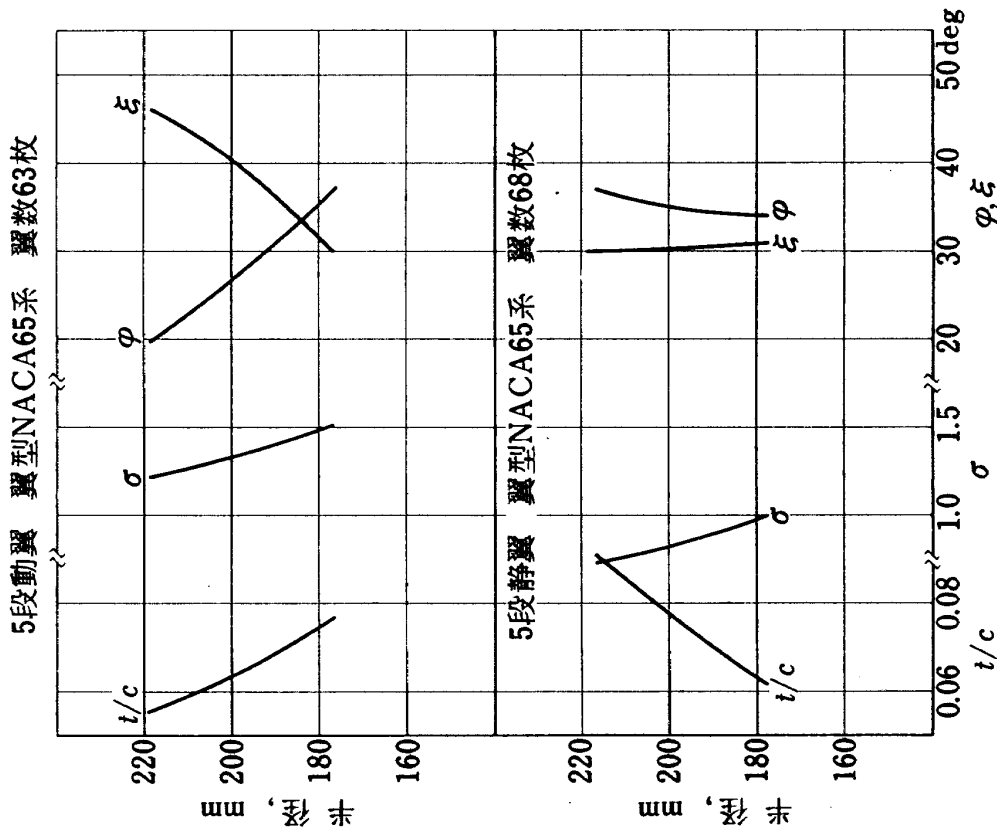
附図2-4 3段翼配備



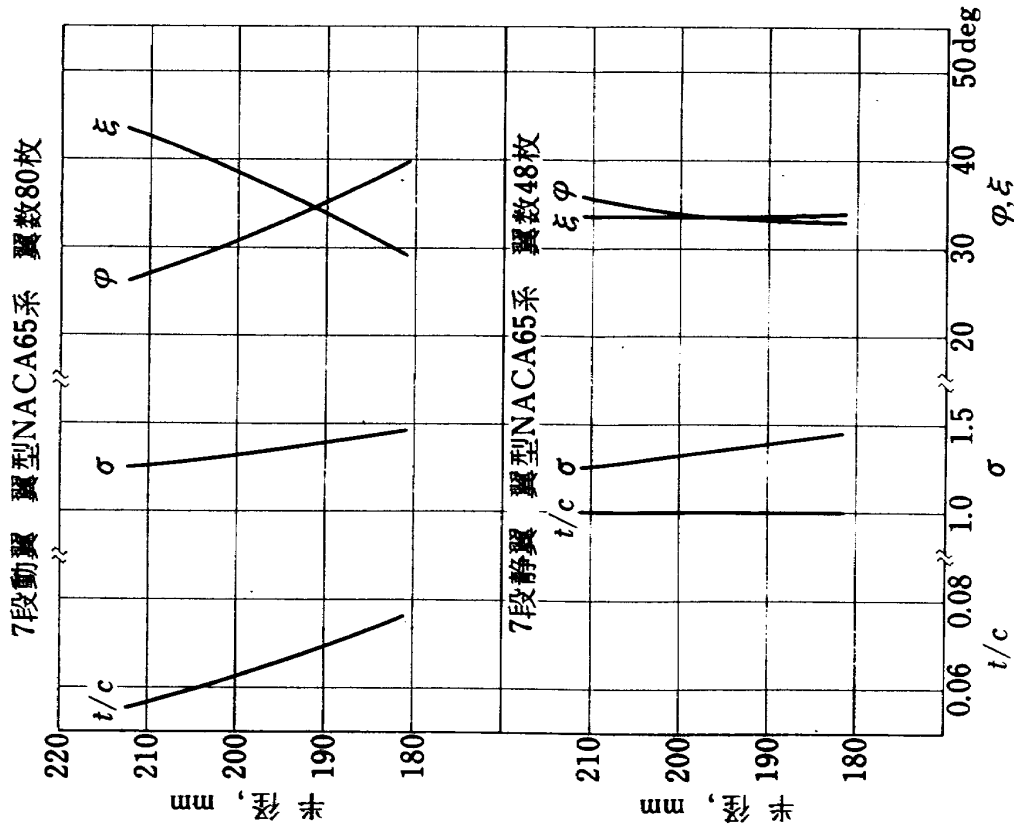
附図2-5 4段翼配備



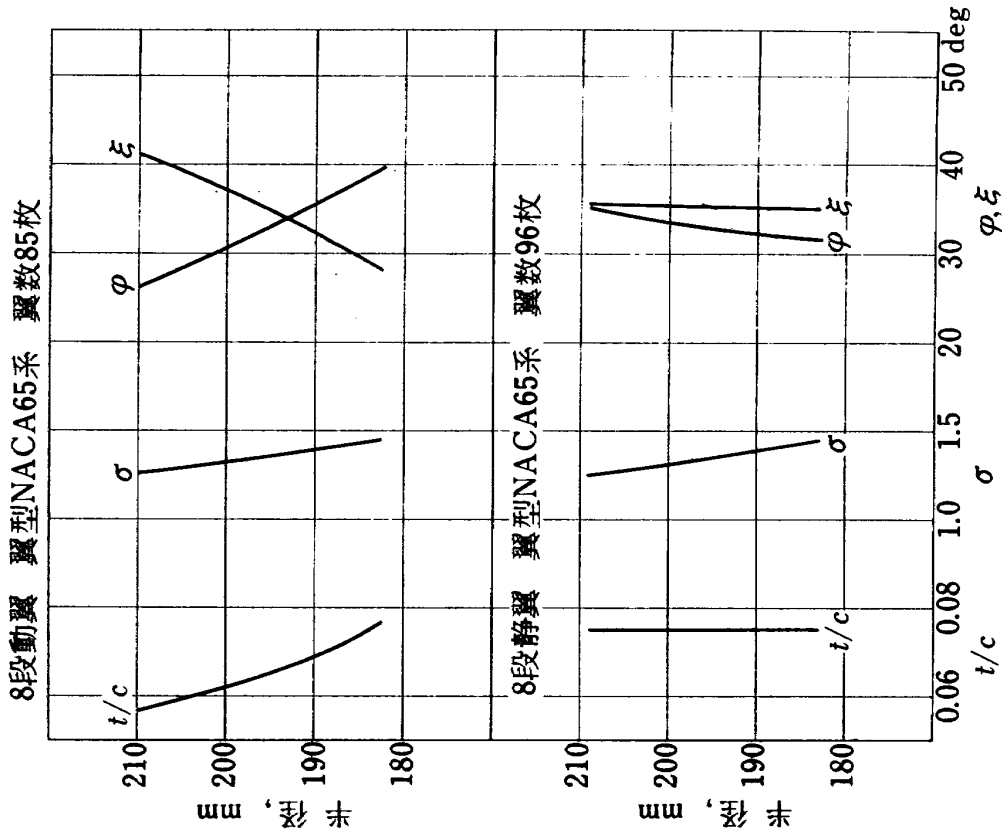
附圖 2-7 6 段翼配備



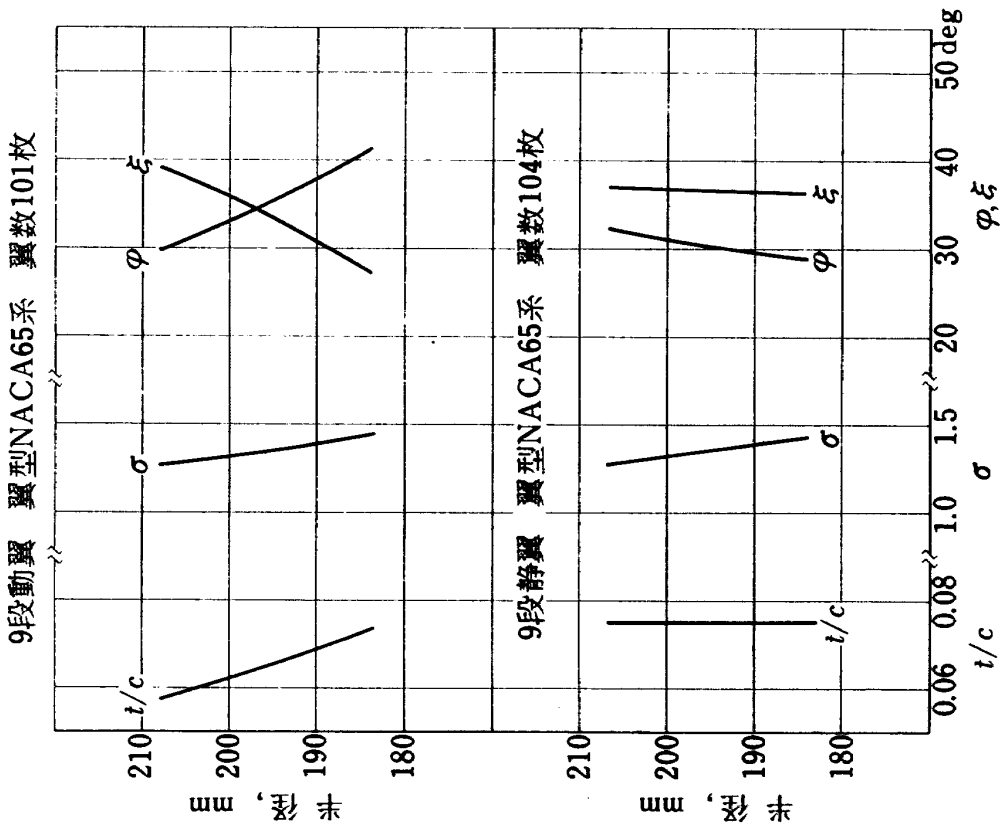
附圖 2-6 5 段翼配備



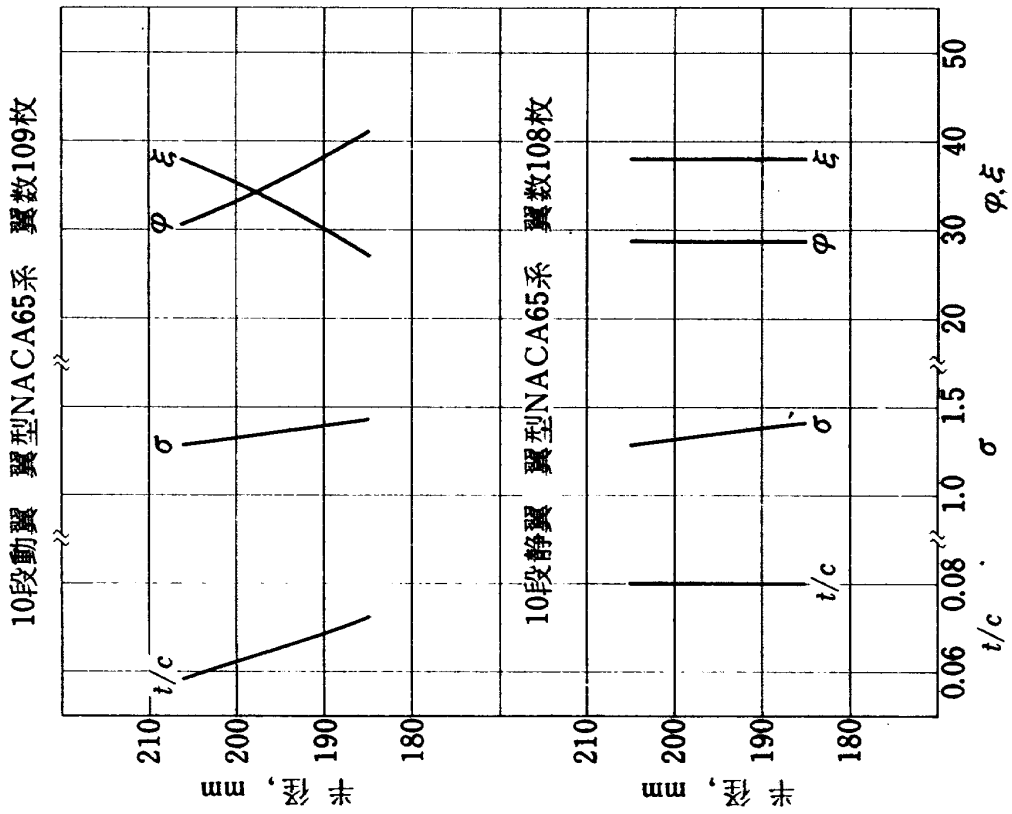
附図 2-8 7 段翼配備



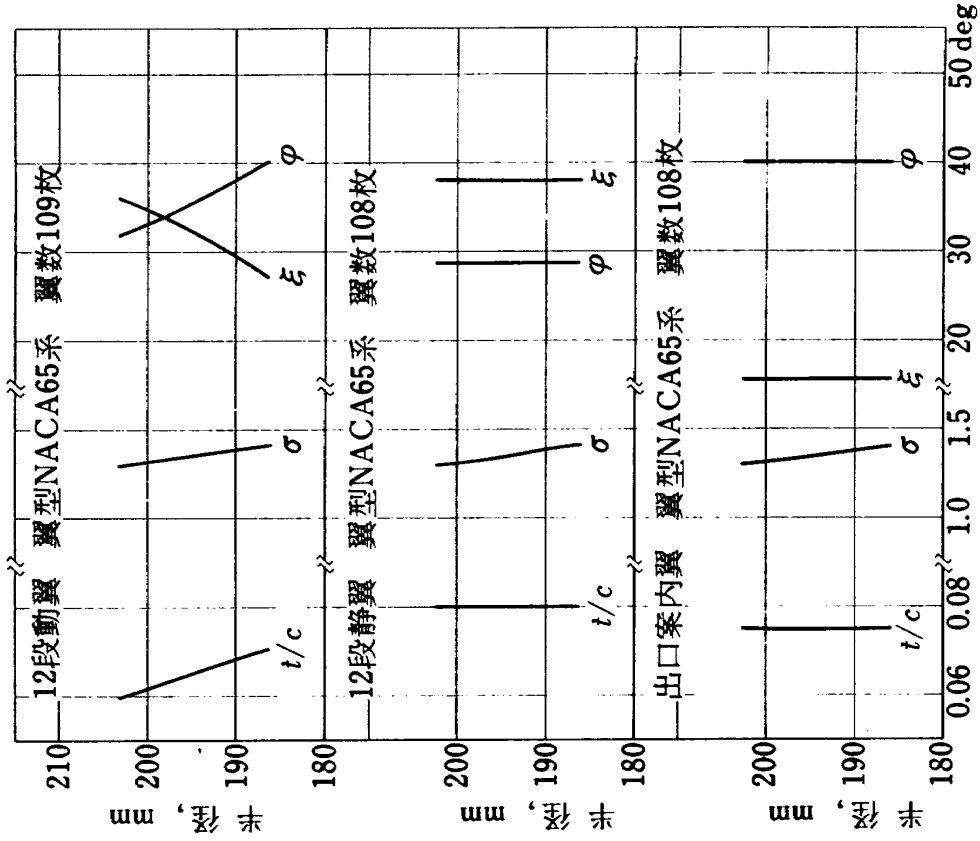
附図 2-9 8 段翼配備



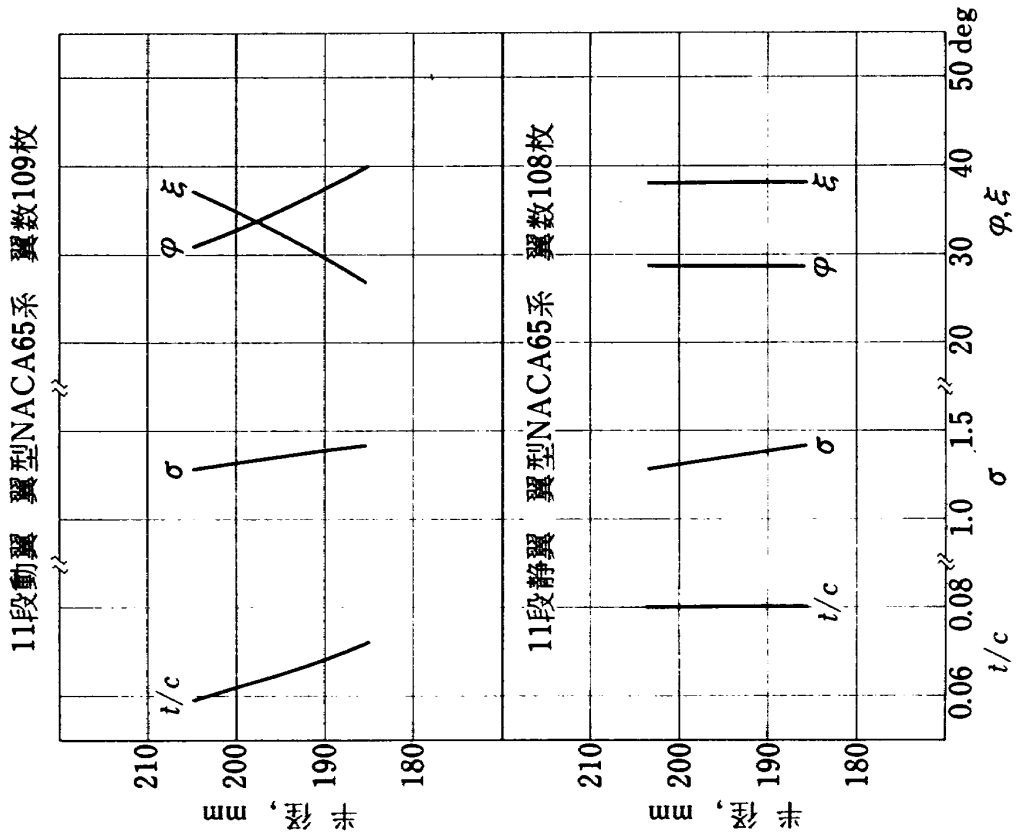
附图 2-10 9 段翼配備



附图 2-11 10 段翼配備



附図 2-13 12 段翼配備



附図 2-12 11 段翼配備

航空宇宙技術研究所資料 363 号

昭和 53 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)千182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2~27~12
