

UDC 621.452.322.037

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-339

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

大山耕一・松木正勝・鳥崎忠雄

1977 年 12 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当 者
基本計画・設計	松木正勝* 鳥崎忠雄**
空 力 設 計	大山耕一* 松木正勝 村島完治***
構 造 設 計	鳥崎忠雄 村島完治 大山耕一

* 原動機部

** 航空機公害研究グループ

*** 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*

(1) 空力試験機 (HC-10) の設計

大山 耕一** 松木 正勝**
鳥崎 忠雄***

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1次試作エンジンFJR-710/10用高圧圧縮機空力試験機 (HC-10) の設計を行なった。

高圧圧縮機のようにエンジン内部に位置し前後にある他のエンジン要素と正しくマッチングの取れることを要求される流体機械の設計では、基本的な計画・設計、空力設計および構造設計は相互に密接な関係があつて、それぞれの部門で充分検討され調和のとれた設計を行なうことが必要である。HC-10はこのような考えのもとに検討を重ね設計されたのであるが、空力性能の研究を目的とした試験機であるので、本報告では基本的な計画・設計および構造設計の詳細は割愛し主として空力設計について報告する。

2 設計の基本方針

当研究所原動機部では既に十余年にわたつてジェットエンジン要素の基礎研究を続けてきており、圧縮機についても圧縮機翼列、空力性能および構造強度の各部門にわたつて理論的および実験的研究を進め、圧縮機の設計に関する総合的な資料と経験を蓄積してきた。

ターボジェットエンジン用多段軸流圧縮機の設計についてはこれまでにかなりの経験と成果を得てきたがいずれも圧力比が5程度までの固定静翼の圧縮機の場合であり、圧力比が10以上と高くなり可変静翼および抽気機構を必要とする高圧力比の多段軸流圧縮機については我国では設計の経験が全くなく未知の問題が多くあつた。したがつてHC-10の設計では、基本計画・設計で細部的な問題点まで検討を重ね、空力設計および構造設計ではこれまでの研究成果および技術的な蓄積を基盤として設

計する方針をとり、設計要目を満足すると共に全運転範囲にわたつて安全な作動範囲を確実に得ることを第一の目標とした。すなわち、基本計画・設計ではファンエンジンFJR710/10の一要素として圧縮機に要求される性能および諸元について検討し基本的な計画ならびに概念設計を行なった。空力設計においては要求される圧縮機性能を満足するような圧縮機の諸元すなわち段数、翼配備 (各段翼列の翼数・翼型・翼厚さ・弦節比・喰違い角の半径方向分布)、流路形状、可変静翼の段数および角度変化スケジュール、抽気の段および抽気率などを決定した。構造設計では空力設計で決定されたデータに基づいてケーシング、ロータ、動翼静翼、軸受およびシールなど各部品について強度計算、振動解析を行ない高速回転機械として考慮すべき構造上の問題を検討し具体的な設計を行なった。

試験機の空力性能に関係する部分の寸法形状は実機への応用を最も確実ならしめるために実機エンジンと同一にした。

(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	$^{\circ}\text{K}$
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 $\delta = P_{01} / P_{01}^*$	

* 昭和52年9月26日受付

** 原動機部

*** 航空機公害研究グループ

(添 字)

- 0 : よどみ点
- 1 : 圧縮機の動翼入口
- 2 : 動翼出口, 静翼入口
- 3 : 静翼出口
- R : 動 翼
- s : 静 翼
- u : 接線方向
- z : 回転軸方向
- * : 設 計 点
- ' : 相対的な値

3 設 計 要 目

試作エンジン FJR-710/10 は図 1 に示すように 2 軸のファンエンジンであり, 高圧圧縮機は入口では低圧系ダクト出口と接続し, 出口では燃焼器入口に接続している。またロータは高圧タービンと直結されている。試験機の空力性能に関する部分はエンジンと同一の寸法形状とすることにしたので, エンジンの一要素として要求される条件から設計要目は次のように決定した。

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	11.8	
試験機入口軸流速度	126	m/s
入 口 外 径	490	mm
入 口 ポ ス 比	0.57	

4 空 力 設 計

ファンエンジン用高圧圧縮機は起動から設計回転速度に至る全運転範囲にわたって効率よく安定した作動範囲が要求される。しかし静翼固定のままでは低速領域で安定した作動範囲が得られないので可変静翼あるいは抽気などの手段が必要となり, 空力設計の過程で off-design 特性を解析検討して可変静翼あるいは抽気についての諸元を決定せねばならない。

従って高圧力比の圧縮機の空力設計では, 設計要目を満足するよう圧縮機の形状, 段数, 各段の翼配備などを決定することのほかに, off-design で安定した作動範囲が得られるよう可変静翼の段数およびその角度変化量あるいは抽気の段および抽気率などを定め具体的な操作方法を求めめることも必要である。

本報ではこれら的事を考慮しつつ流線解析法によって設計した概要について述べる。

4.1 段 数

現在就航している輸送機のファンエンジン用高圧圧縮機の段数と圧力比の関係を図 2 に示す。1 段当りの平均温度上昇 ΔT_w は 26 °C 前後である。設計圧力比 11.8 に対して 12 段では $\Delta T_w = 28.5$ °C, 13 段では 26.3 °C となる。HC-10 は前述のようにファンエンジン用高圧圧縮機として最初の設計試作であるので, まず設計要目を満足しかつ安全な作動範囲を確実に得ることを第一の目的として 13 段とした。

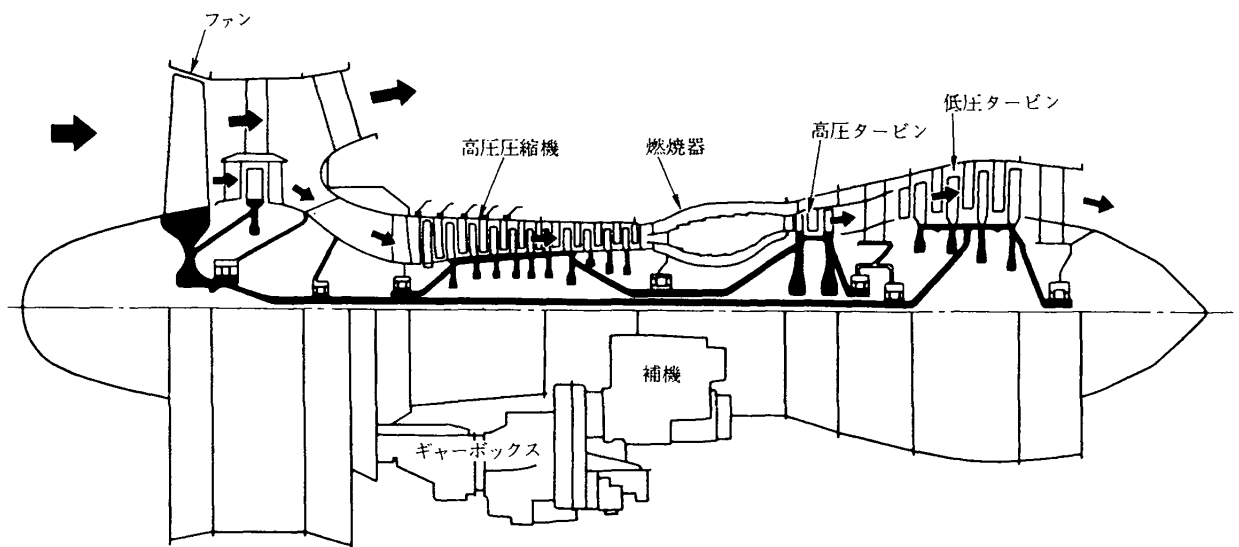


図 1 2 軸ファンエンジン

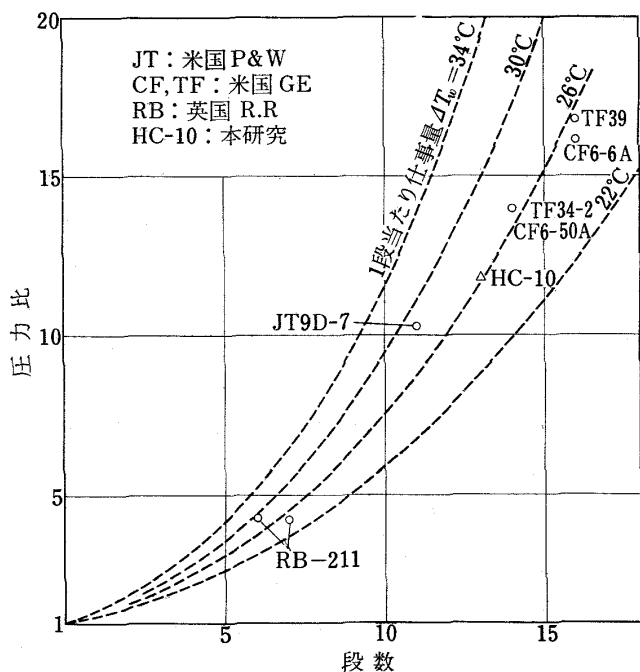


図2 ファンエンジン用高圧圧縮機の段数と圧力比

4.2 流路形状

HC-10の対象としているエンジンは図1に示すような2軸ファンエンジンであって高圧圧縮機の外側にギャボックス・補機およびファンダクトが配置される関係から外径寸法が制限され、入口ダクトはファン出口から内径側へ彎曲して圧縮機入口に達する形状となっている。また圧縮機出口は燃焼器入口に直結する構造であるので出口の内外径は燃焼器入口と同一寸法でなくてはならない。このような条件とともに各段の負荷配分について検討し、平均半径がほぼ一定の流路形状を採用することとした。平均半径一定の場合は前段後段の負荷をほぼ同等に与えることができ、必要に応じて中間段の負荷を無理なく高められること、後段で翼高さが極端に減少しないので翼端隙間・翼高さ比の増大に伴う損失の増加を抑制できるなど高圧力比の多段軸流圧縮機に有利な特徴がある。

4.3 各段の仕事配分

多段軸流圧縮機が off-design で作動する場合、低速では前段で正失速、後段で負失速からチョークしやすい。また高速では後段で正失速しやすいが中間段ではほぼ設計流入角近傍で作動し失速しにくい。従って各段の仕事配分は前段及び後段で少なく中間段で多くすることにしたが、可変静翼の影響も考慮する必要がある。入口案内翼および1~4段を可変静翼とした場合、その影響は低速で作動するとき大きく、各段翼列に対する流入角の変化は図3の例に示すように4段動翼までに著しく現われ

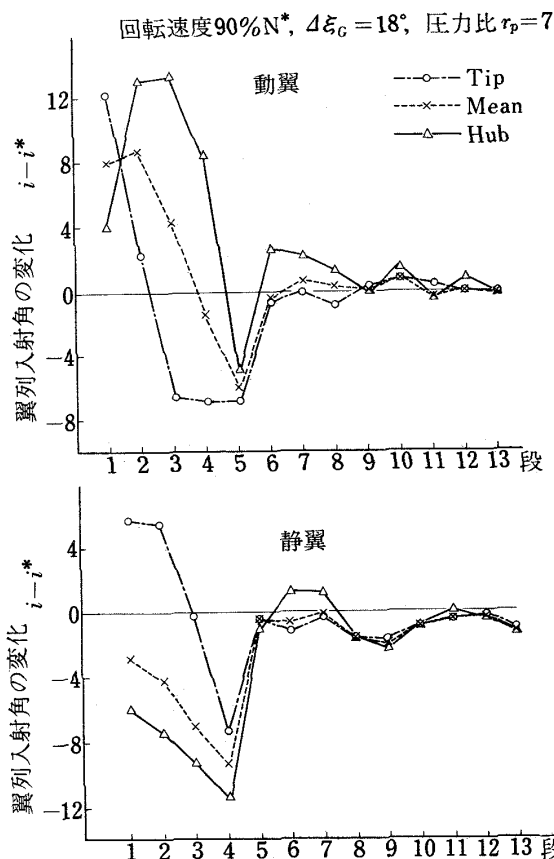


図3 off-design における入射角の変化 (計算値)

て5段以後は影響が少ない。これらの点を考慮し各段の平均半径における温度上昇は図4(a)のように5段より8段まで大きくとり前段後段で漸次減少する山形の配分となった。

各段での温度上昇は半径方向にほぼ一定とし流入マッハ数の高い前段動翼先端部では損失の増加に見合うだけ仕事量を増加補正した。図4(b)は設計点における各段の圧力上昇を示す。



図4(a) 各段の温度上昇

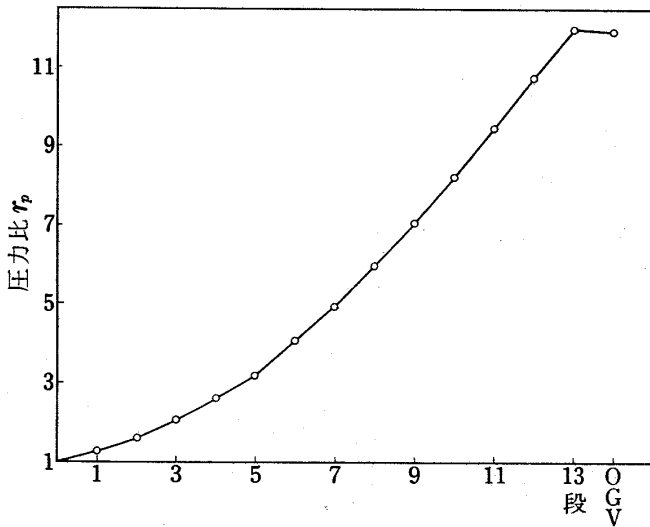


図4 (b) 各段の圧力上昇

4.4 各段の流れ様式

静翼出口の流れ様式としては一般に自由渦形に比べて動翼先端の相対流入マッハ数が低く、軸流速度分布および翼配備に無理がない半自由渦形が用いられている。剛体形は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のであまり採用されない様式であるが、動翼相対流入マッハ数を低く抑えられること、可変静翼の場合は取付角度の変化に対する軸流速度の変化率が大きいので低流量域での作動範囲を得やすいなどの利点がある。

HC-10 の設計では動翼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出口では剛体形よりも更に渦度の強い様式とし、下流に向って渦度を漸次緩和してゆき中間段以後は自由渦形とした。

静翼出口の円周方向分速度を $C_u = Ar^n + \frac{B}{r}$ で表わすと、各段の A, B, n の分布を図 5 に示す。

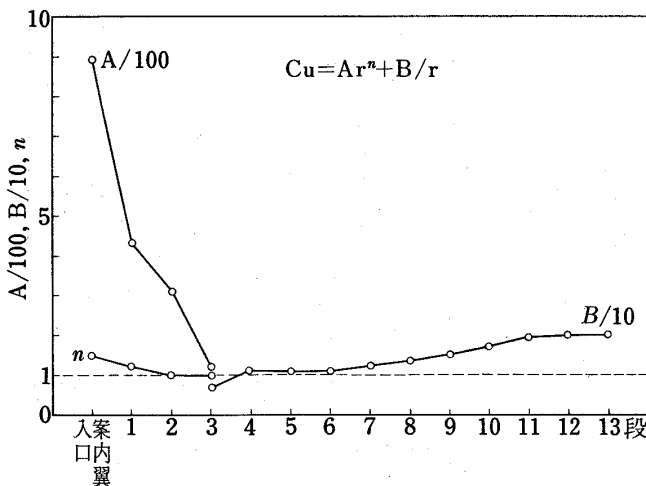


図5 各段静翼の流れ様式

4.5 可変静翼および抽気

航空用エンジンは軽量で機構はなるべく簡素であることを要求されるので、可変静翼の機構は単純で段数は最小限度に止めることが必要である。多段軸流圧縮機が静翼固定のままで作動できる限界は圧力比が 4.5 程度までであるので、図 4 の圧力上昇分布から判断して 6 段以後は圧力比 4 程度となって静翼固定のままで作動できると判断し、入口案内翼および 1 ~ 4 段静翼の取付角を可変とすることにした。

可変静翼の機構は図 6 に示すようにリンク機構によって全部の可変静翼が連結されており、1 対の油圧アクチュエーターの操作によって同時に角度変化する構造とし

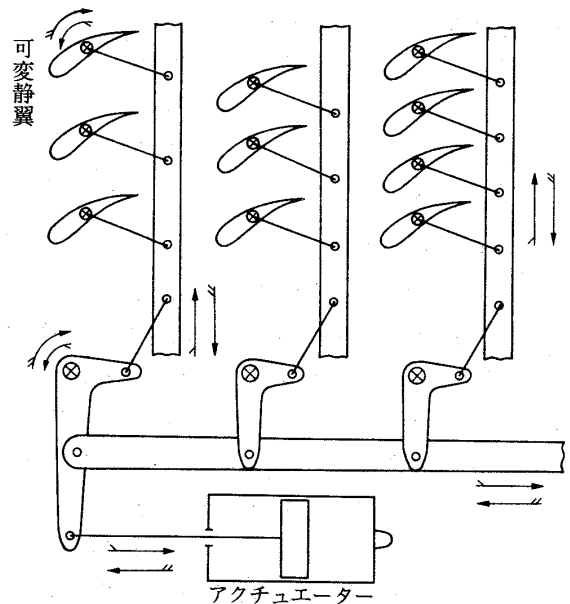
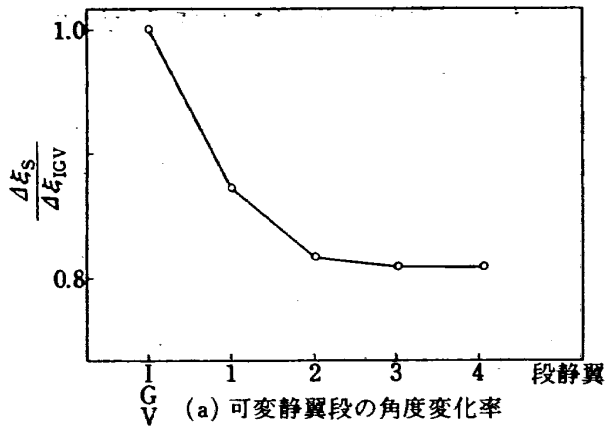


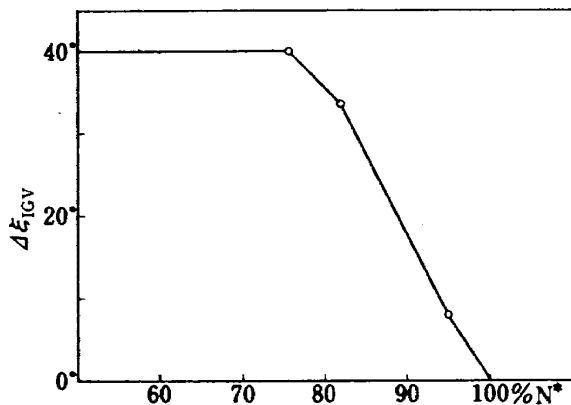
図6 可変静翼のリンク機構

た。各段の角度変化量の比率はリンクのレバー比で与えられて一定であり、回転速度に応じて角度変化量は適当に変化せねばならない。図 7 (a) は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を、(b) 図は回転速度と入口案内翼の角度変化量との関係である。

本試験機は可変静翼のみで低速での作動範囲は確保できるように計画したので抽気なしで運転可能なわけであるが、エンジンの一要素として組込まれた場合のマッチングの問題、あるいは抽気が与圧室用空気その他の用途に使用される場合を考慮し抽気も可能となるよう計画した。抽気は 6 段および 9 段静翼の外径側シュラウドに抽気孔を設けて行うこととし、各静翼の中間に 6 段では直径 2.6 mm, 9 段には直径 4 mm の抽気孔を設けた。これによって 6 段では入口空気量の 1 ~ 1.3 %, 9 段では 3 ~ 4 % の抽気が可能である。



(a) 可変静翼段の角度変化率



(b) 回転速度と入口案内翼(IGV)角度変化

図7 可変静翼角度変化スケジュール

4.6 翼型, 翼配備

(翼型)

相対流入マッハ数の高い前段動翼では2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NACA65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NACA63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1~1.3, 中間段および後段では1.2~1.4程度とし, 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。

各段翼列の翼枚数については翼列間の干渉などの影響は考慮せず, 弦節比と翼弦長より定めた。したがって隣接する翼列で翼数が同一の場合も生じた。

(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

表 1 HC-10 翼配備 (平均半径)

翼列	翼型	翼数	そり角 (deg)	噴流角 (deg)	弦節比	翼弦長 (mm)	厚み比	翼列流入レイノルズ数	備考
IGV	NACA 63系	38	1.40	13.5	1.10	35	0.07	2.95×10 ⁶	IGVのそりはC ₁₀ .
1.R	二重円弧	28	22.5	37.0	1.00	43.0	0.07	6.7	
S	NACA 65系	46	29.5	28.0	1.25	33.0	0.07	5.0	
2.R	二重円弧	38	23.0	37.5	1.10	35.6	0.06	6.5	
S	NACA 65系	56	34.0	30.0	1.20	26.0	0.07	4.4	
3.R	二重円弧	44	25.0	39.0	1.10	31.3	0.06	6.4	
S	NACA 65系	68	37.5	32.0	1.15	21.5	0.07	4.1	
4.R	"	56	26.0	39.3	1.15	26.5	0.06	5.9	
S	"	76	39.5	29.7	1.24	19.5	0.07	4.3	
5.R	"	64	26.5	40.5	1.20	23.0	0.06	5.9	
S	"	76	37.5	28.5	1.24	20.0	0.08	4.9	
6.R	"	76	28.0	40.9	1.20	20.0	0.06	5.7	
S	"	80	37.5	30.0	1.30	19.8	0.08	5.3	
7.R	"	86	28.5	40.5	1.25	18.0	0.06	5.7	
S	"	80	35.1	31.5	1.30	20.0	0.08	5.9	
8.R	"	98	28.8	38.2	1.27	16.2	0.06	5.5	
S	"	88	34.0	33.4	1.28	18.1	0.07	6.0	
9.R	"	98	29.0	37.5	1.30	16.2	0.06	5.3	
S	"	100	32.2	35.0	1.32	15.0	0.07	5.5	
10.R	"	110	28.4	36.2	1.31	14.5	0.06	5.6	
S	"	108	25.6	36.5	1.33	13.7	0.07	5.5	
11.R	"	110	28.0	35.0	1.31	14.5	0.06	5.6	
S	"	120	21.5	38.0	1.35	13.7	0.08	6.1	
12.R	"	118	28.0	33.0	1.32	13.7	0.06	5.8	
S	"	120	21.5	39.0	1.35	13.7	0.08	6.6	
13.R	"	118	28.0	32.5	1.33	13.6	0.06	6.1	
S	"	120	21.5	40.0	1.38	13.7	0.08	7.0	
OGV	"	120	49.8	14.3	1.37	13.5	0.07	5.3	

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力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および中間段の静翼では翼先端で $t/c = 0.05 \sim 0.06$ 、翼根部では $t/c = 0.08 \sim 0.10$ の範囲内に入るようにし、後段静翼ではボス比が大きく流入マッハ数の小さいことから翼弦長および翼厚さ一定とした。また可変静翼の機構となっている入口案内翼および 1～3 段静翼では内外径の両端支持とし、固有振動数の増加と振動振巾の低下をはかった。

以上の諸点を考慮しつつ設計した各段翼列前後の流れの状態（流入角、流出角、軸流速度、マッハ数、拡散係数）を附図 1 に、翼配備の状態（喰違い角、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。

5 試験機の形状および予想性能

図 8(a) は HC-10 の断面図である。試験機室に固定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係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 8(b) は可変静翼の角度変化を図 7 のように変化させて運転した場合の予想性能を示す。回転速度の低下と共に可

設計要目	型式	可変静翼付 13 段軸流圧縮機 (可変静翼；入口案内翼，1～4 段静翼)
修正回転速度		13200 rpm
修正空気流量		19.0 kg/s
圧力比		11.8
入口外径		490 mm
入口ボス比		0.57

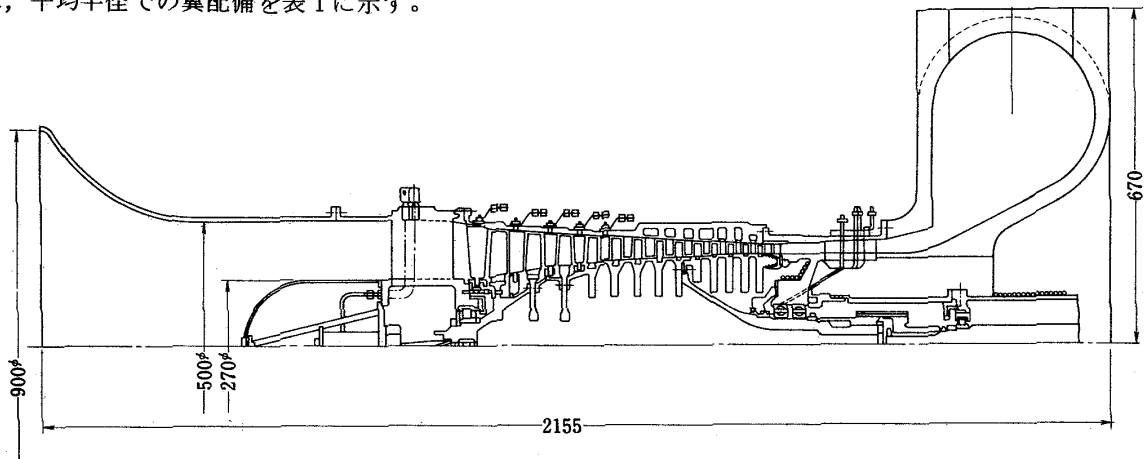


図 8(a) 空力試験機 (HC-10) 概略図

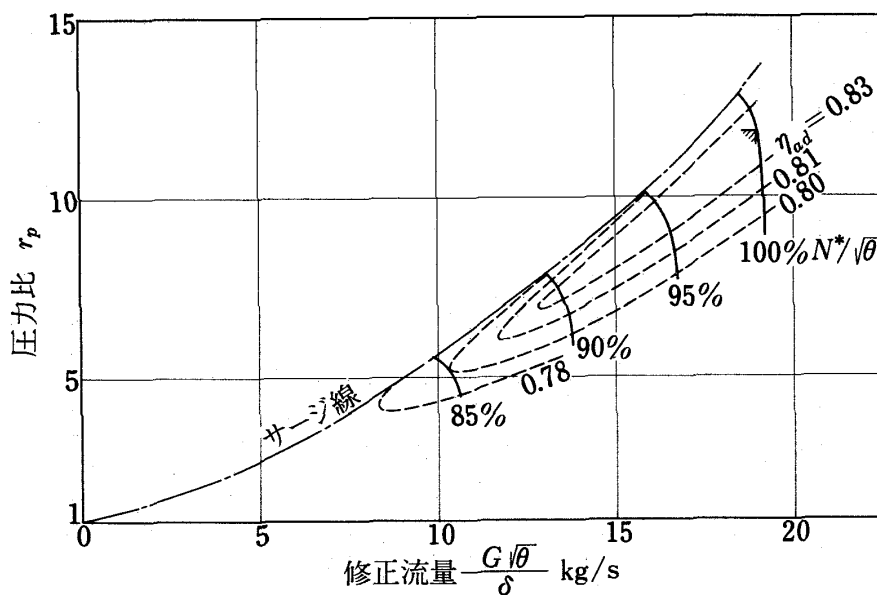


図 8(b) HC-10 推定性能

変静翼の角度変化量が増加し、設計流量に対する流量減少の割合が固定静翼の場合よりも大きく現われている。

6 むすび

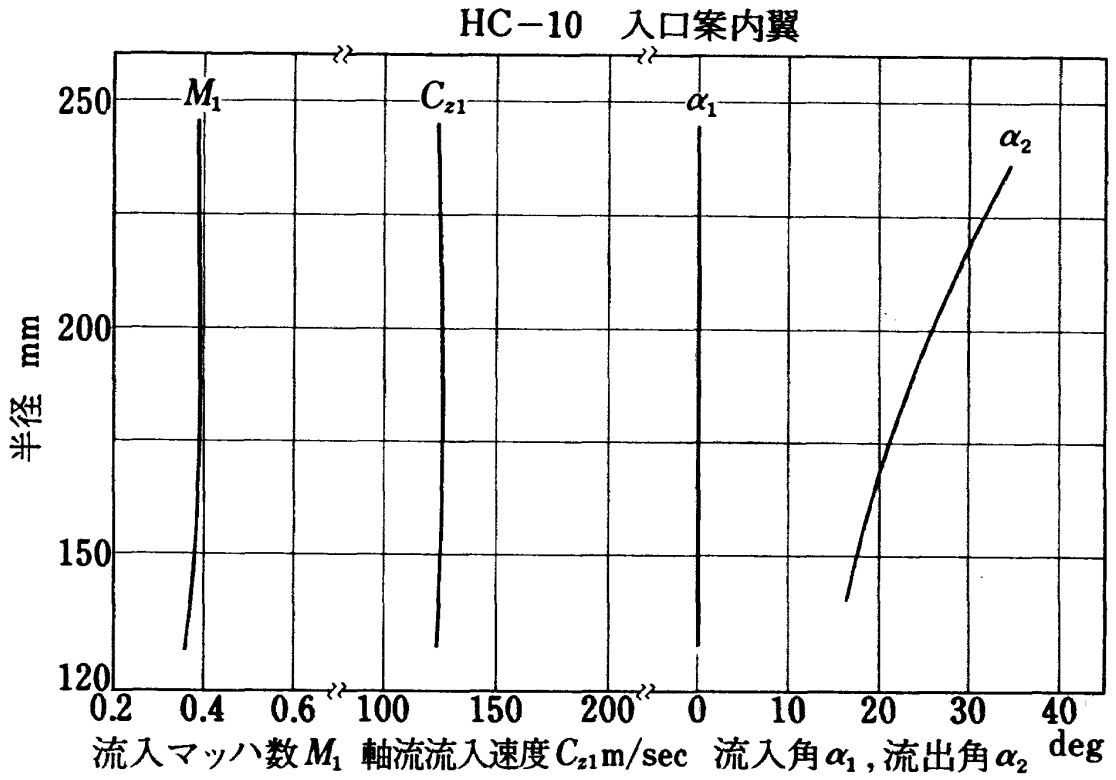
ファンエンジン用高圧圧縮機の空力試験機HC-10の設計を行なった。

我国では最初のファンエンジン用高圧圧縮機であり設計に関する資料および経験の蓄積が充分でなかったため、設計性能を満足すると共に安全な作動範囲を確実に得ることを第1の目標としたが、図2に示すように圧力比に対する段数は現在世界で就航している輸送機用ファンエンジンの高圧圧縮機の水準にほぼ近いものである。

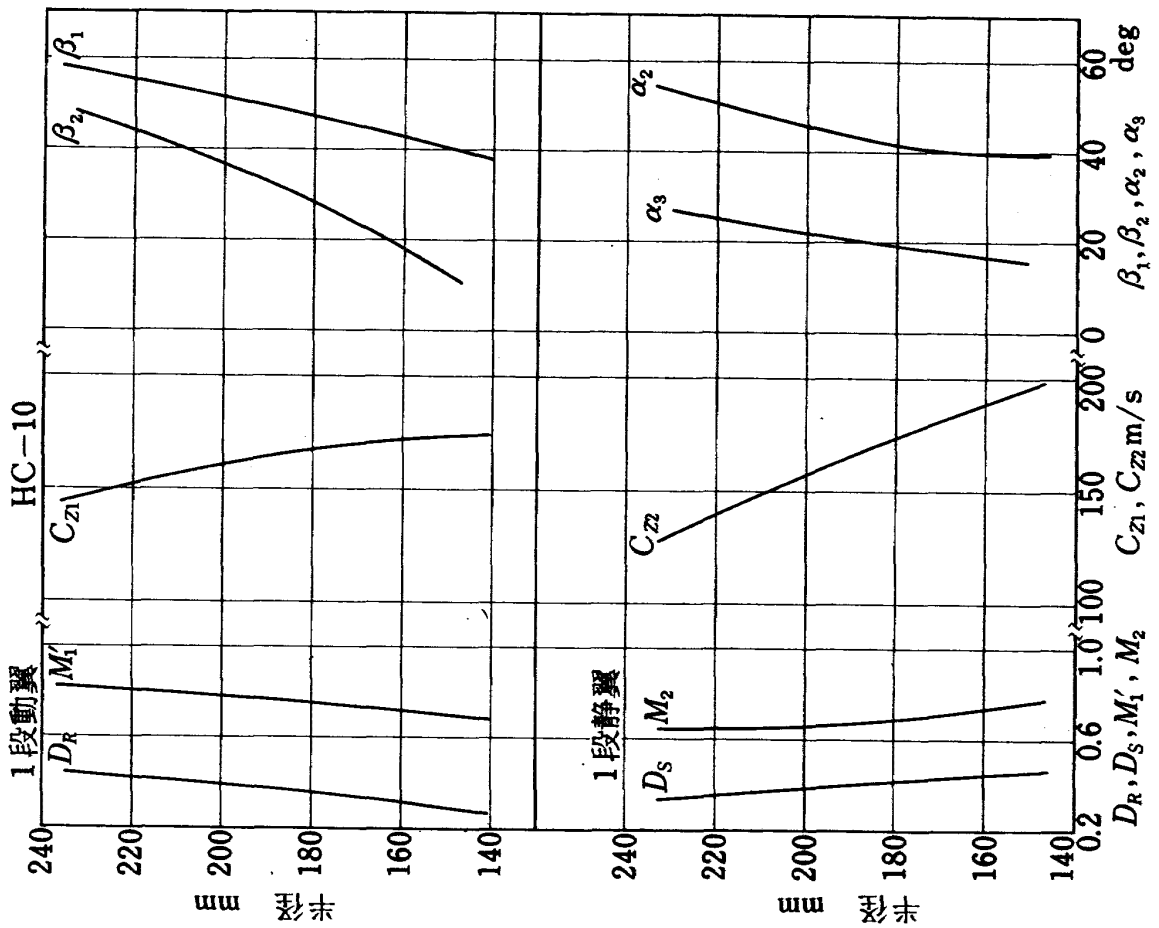
本試験機は設計終了後直ちに製作組立を行ない、試験設備・計測機器の整備後性能試験を実施した。第2報では試験結果について報告する予定である。

7 謝 辞

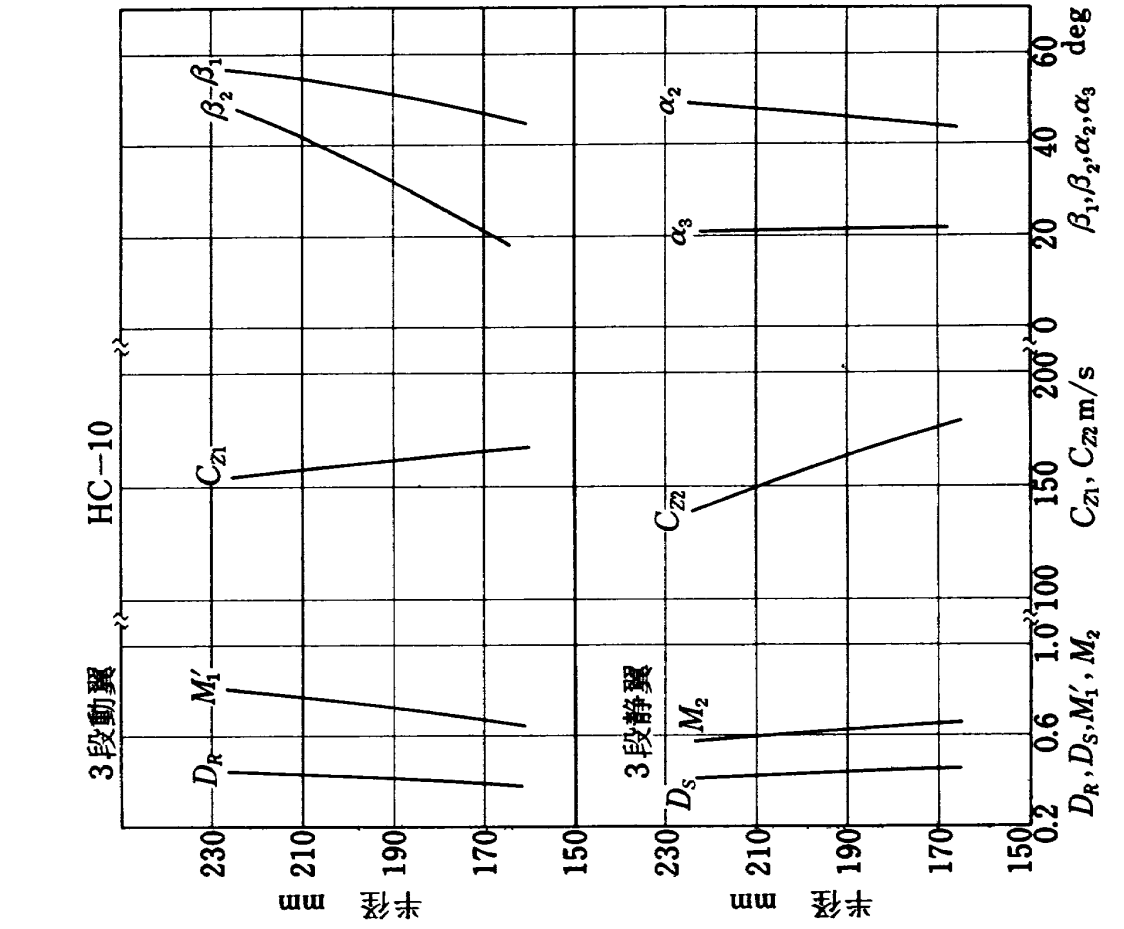
本研究は通商産業省工業技術院の大型工業技術研究開発：航空機用ジェットエンジンの第1期研究開発：におけるエンジン要素研究の一環として、担当開発官室の管理のもとに行なわれた。開発官はじめ御指導、御鞭撻を下された関係各位に深く感謝の意を表します。



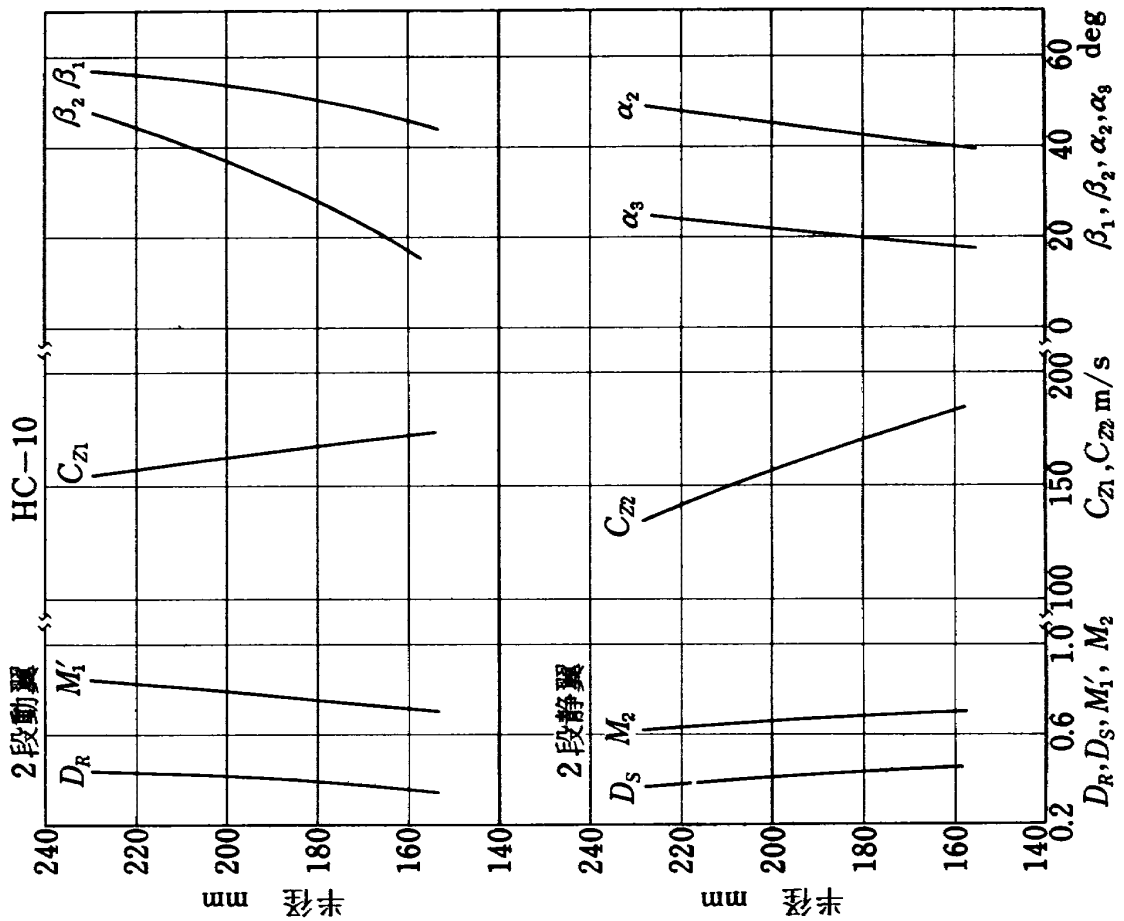
附図 1-1 入口案内翼流れ分布



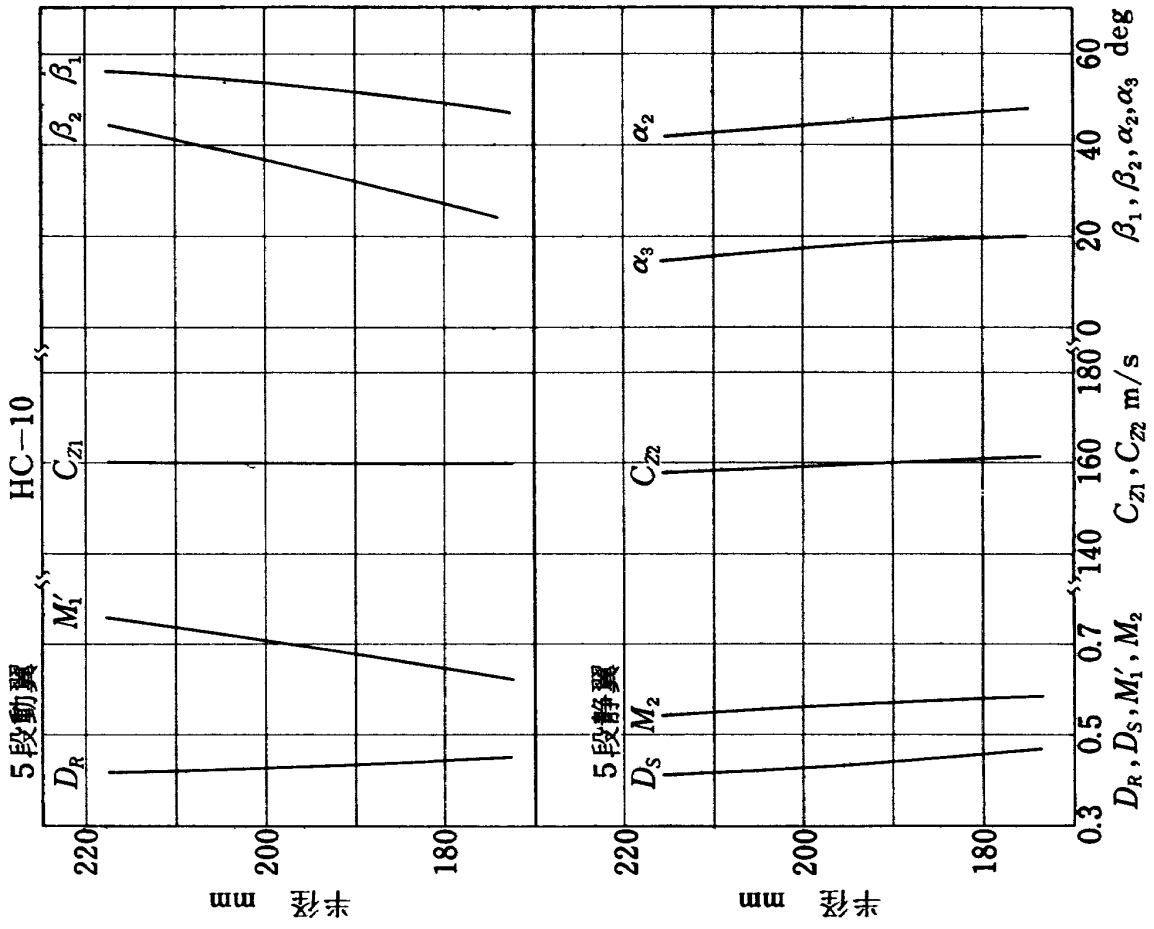
附図 1-2 1 段流れ分布



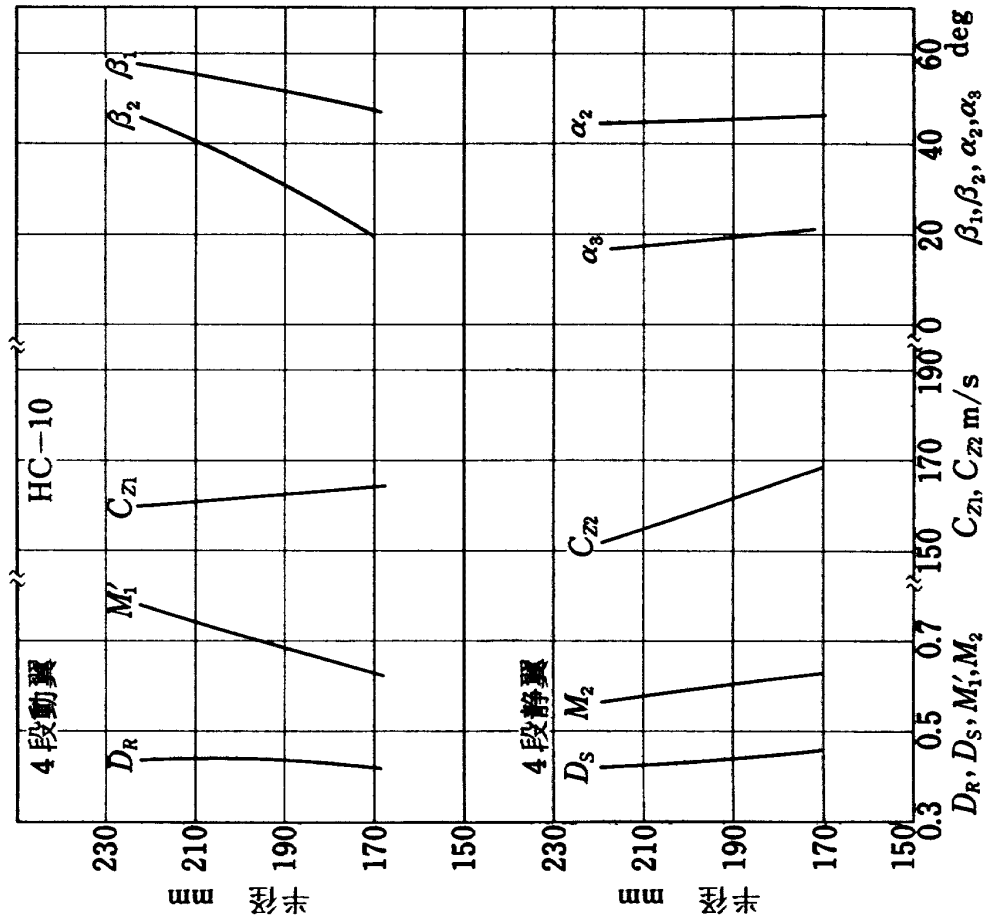
附図 1-3 2 段流れ分布



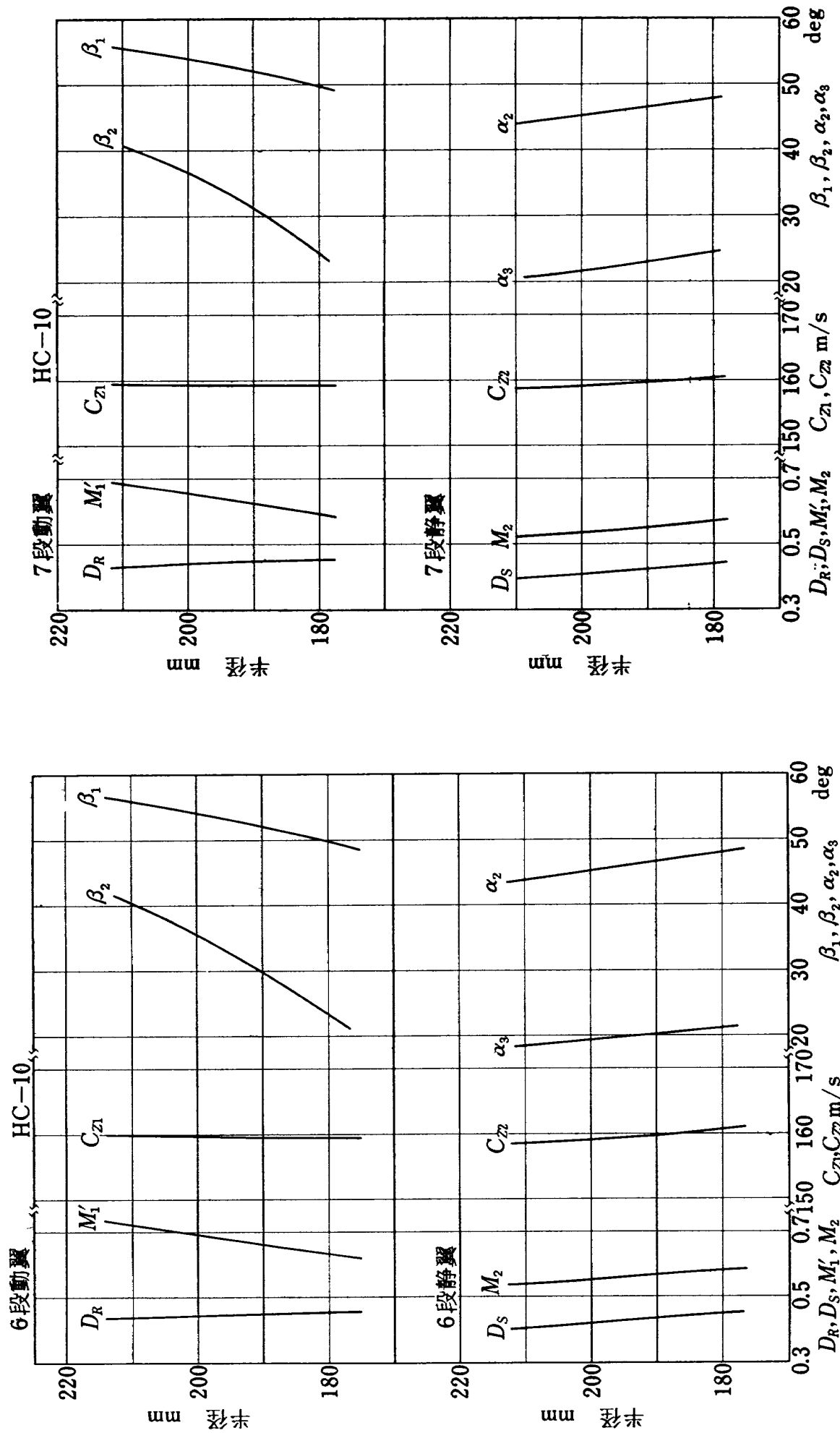
附図 1-4 3 段流れ分布



附图 1-6 5 段流れ分布

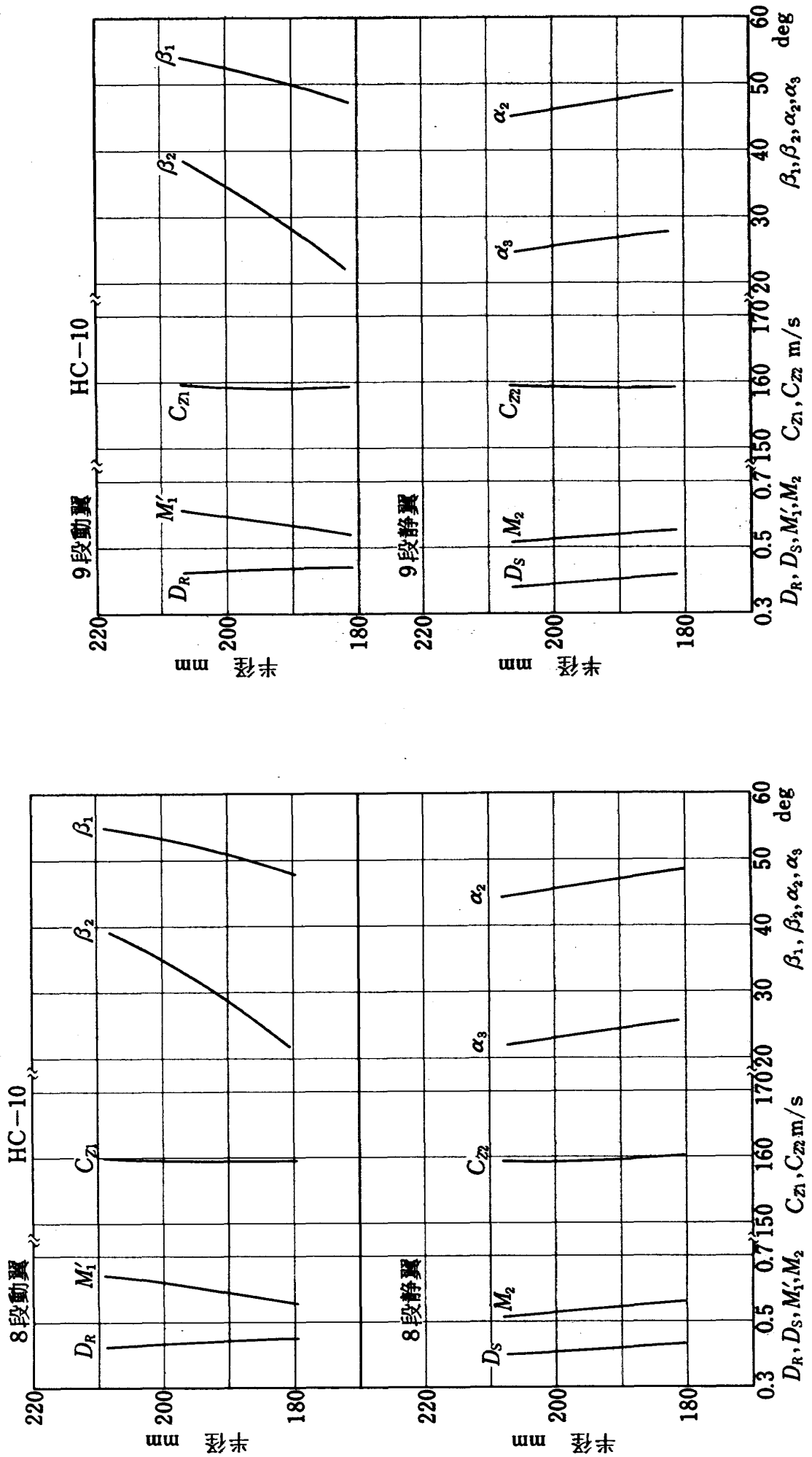


附图 1-5 4 段流れ分布



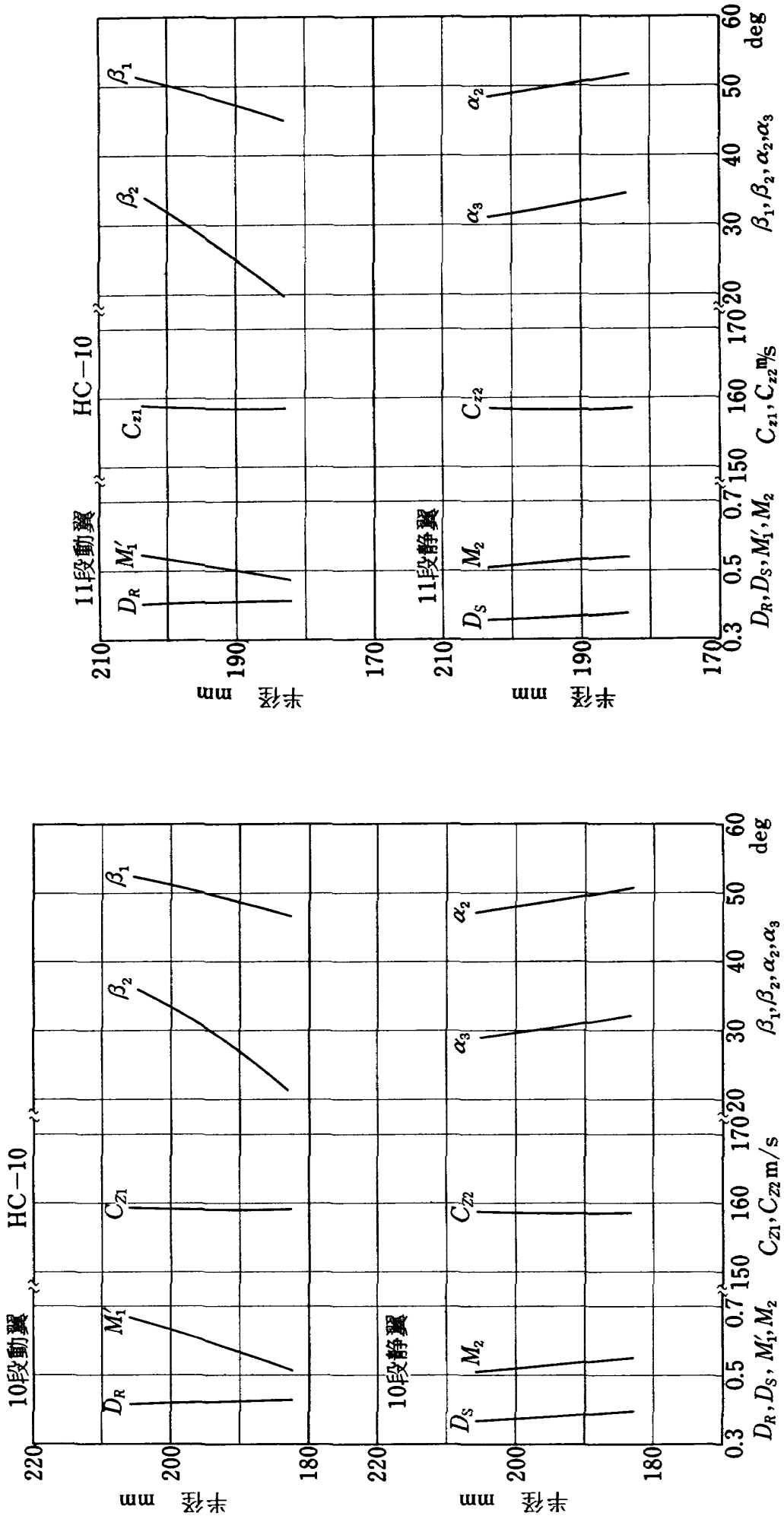
附图 1-8 7 段流れ分布

附图 1-7 6 段流れ分布



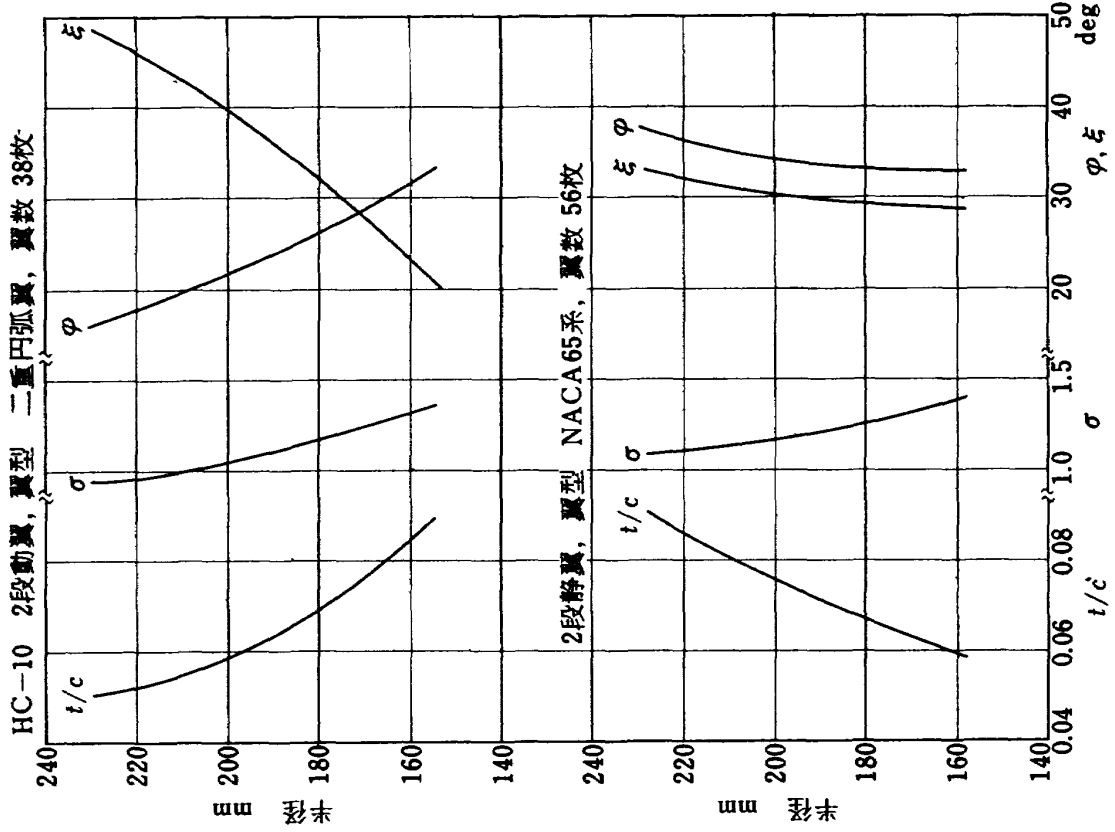
附图 1-10 9 段流れ分布

附图 1-9 8 段流れ分布

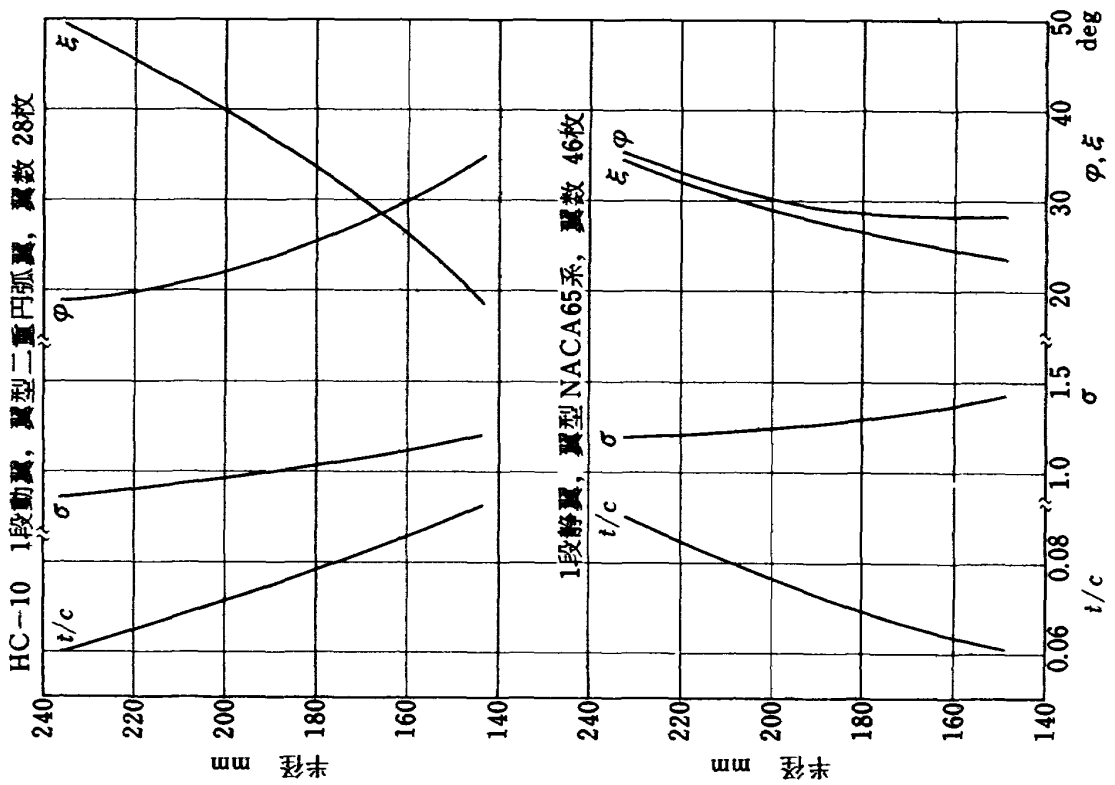


附图 1-12 11 段流れ分布

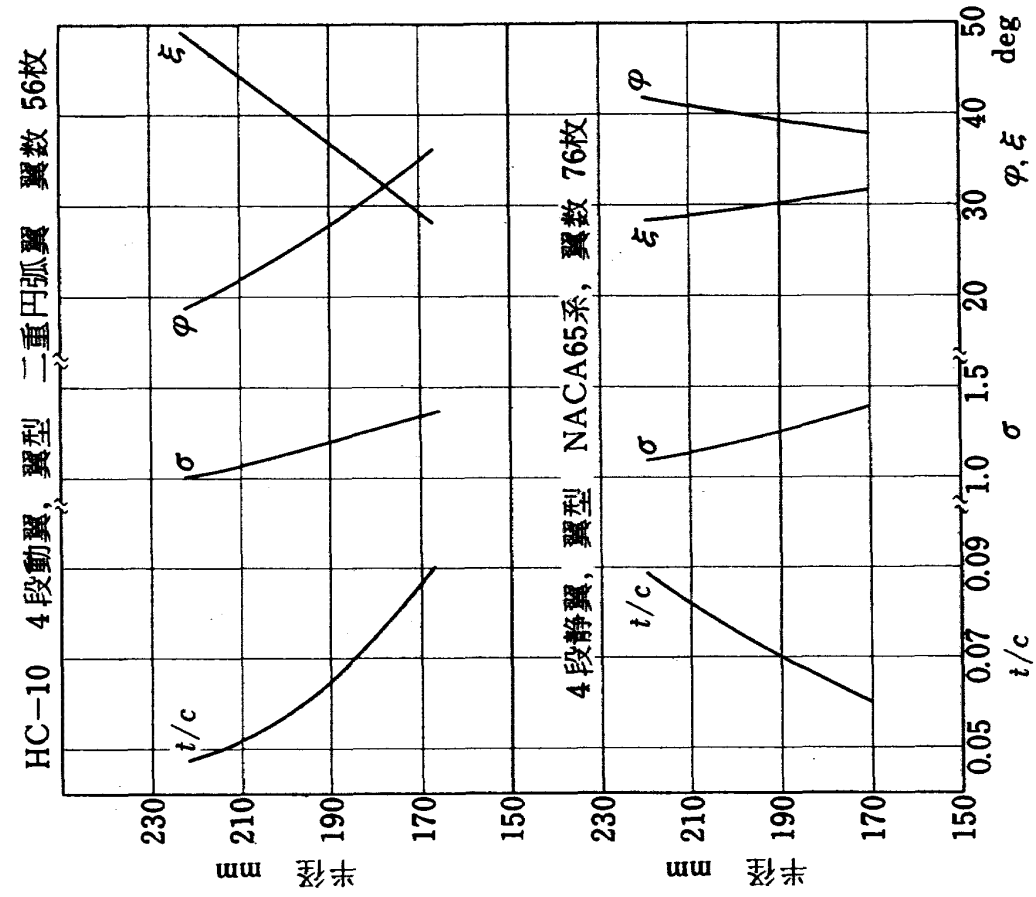
附图 1-11 10 段流れ分布



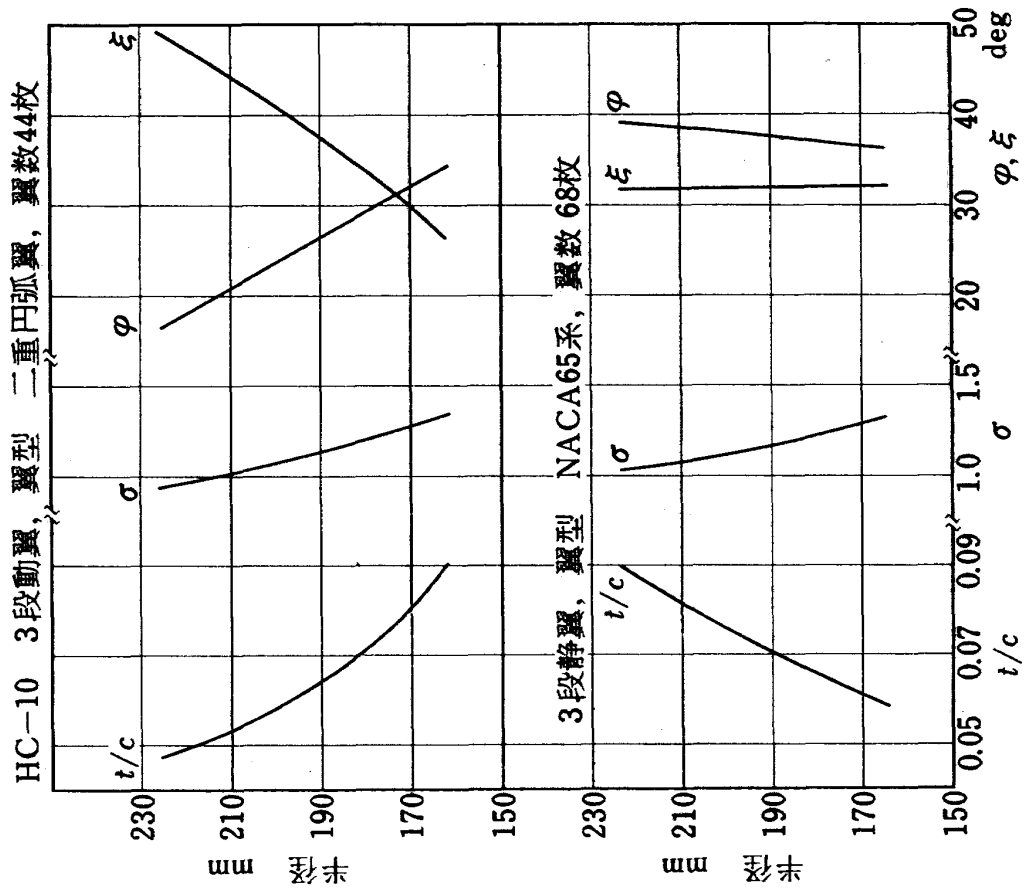
附图 2-3 2 段翼配備



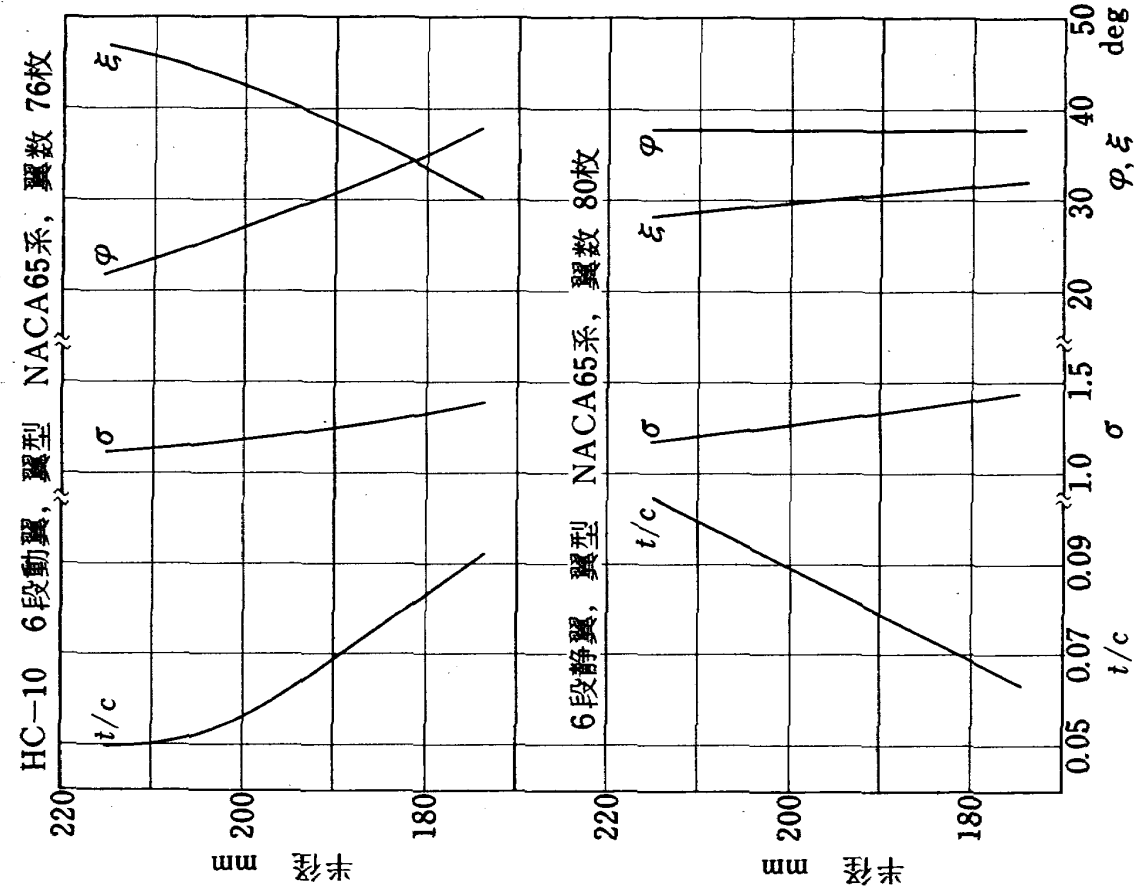
附图 2-2 1 段翼配備



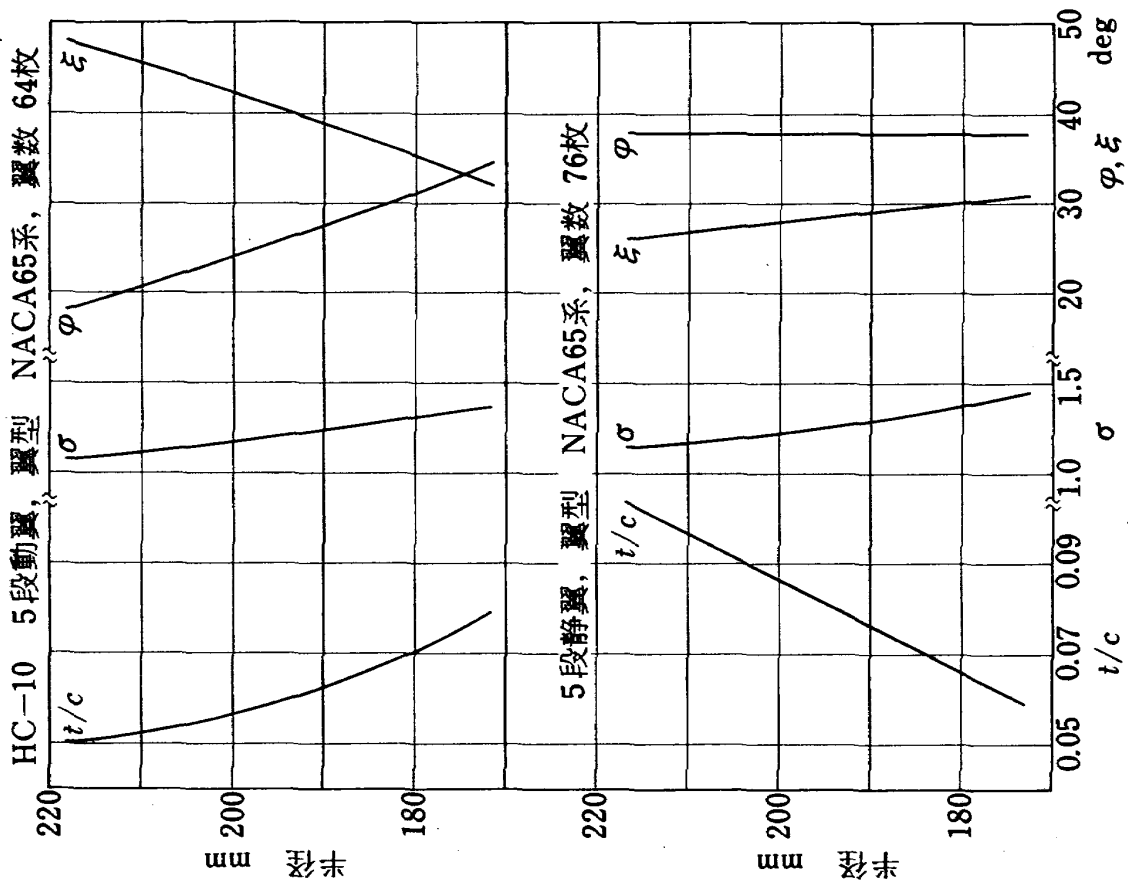
附图 2-5 4 段翼配備



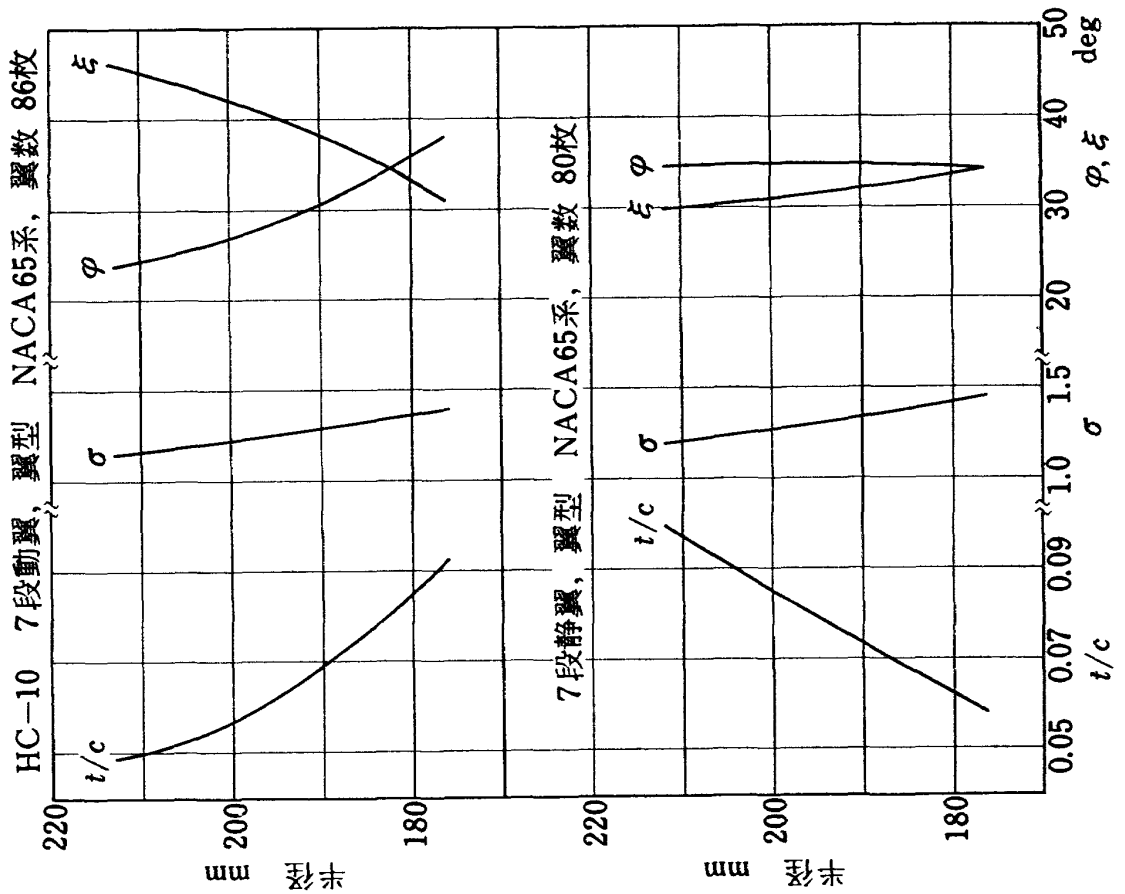
附图 2-4 3 段翼配備



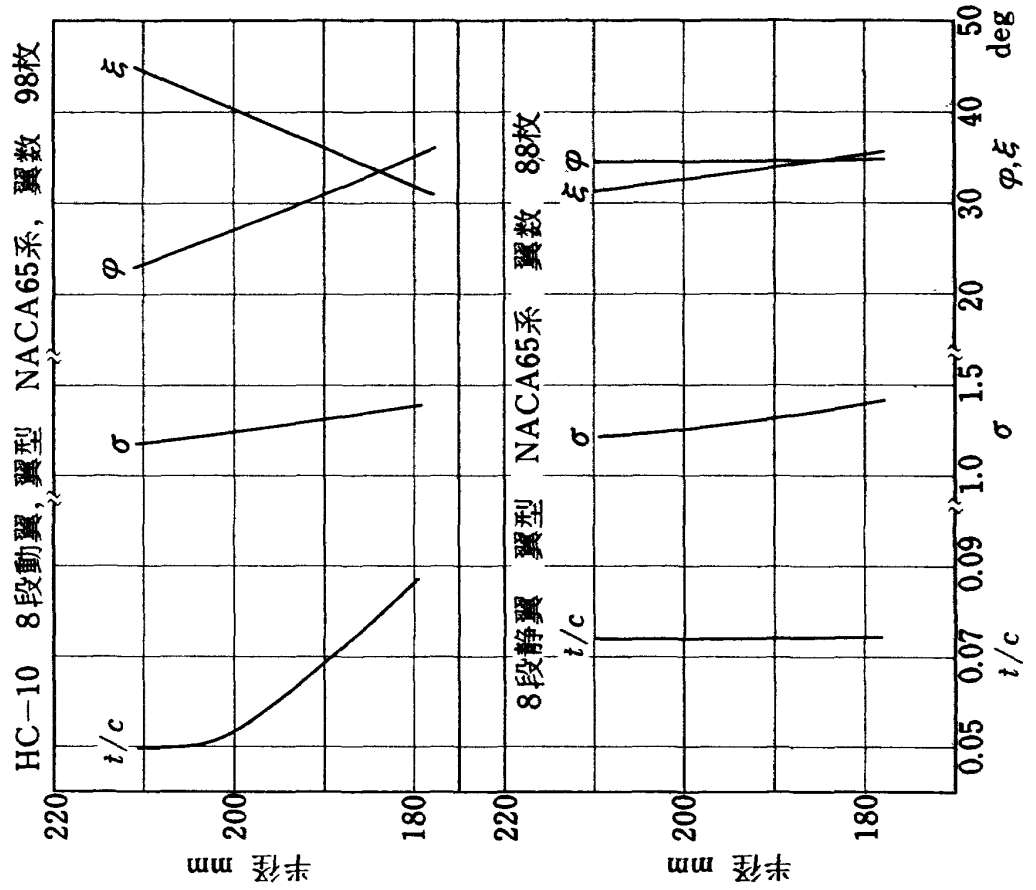
附图 2-7 6 段翼配備



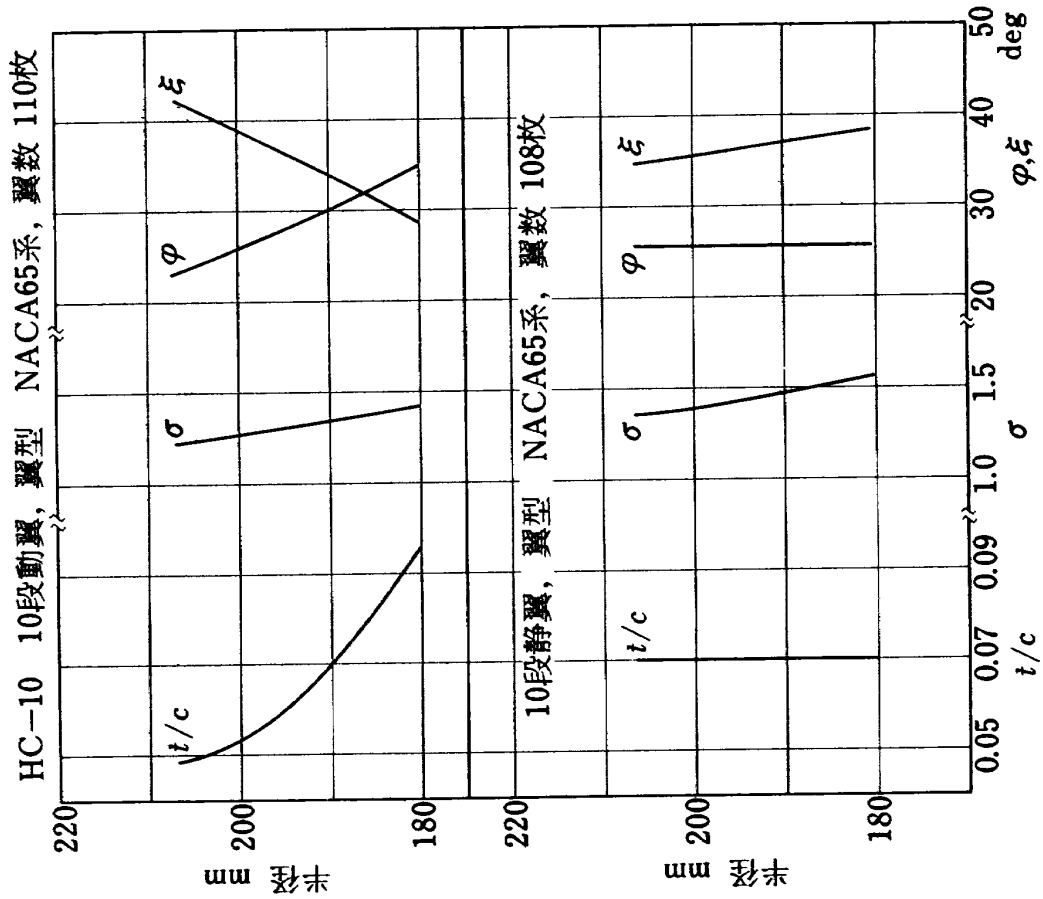
附图 2-6 5 段翼配備



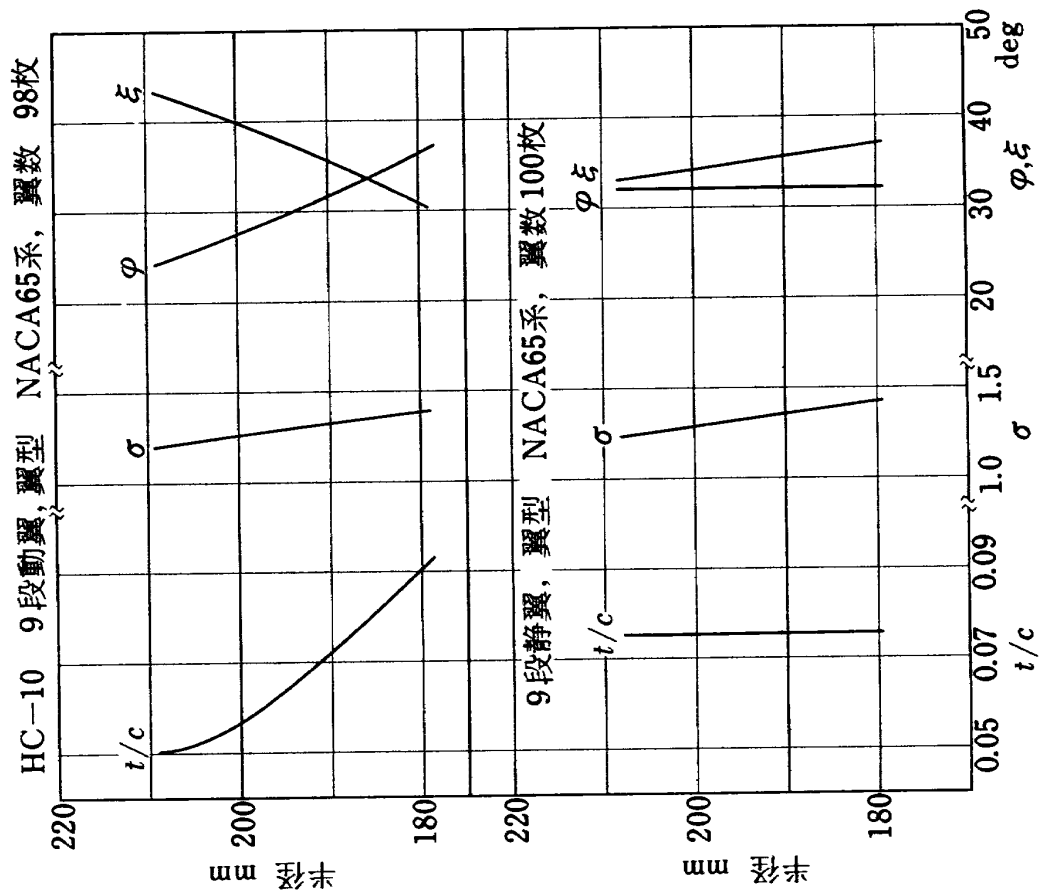
附图 2-8 7 段翼配備



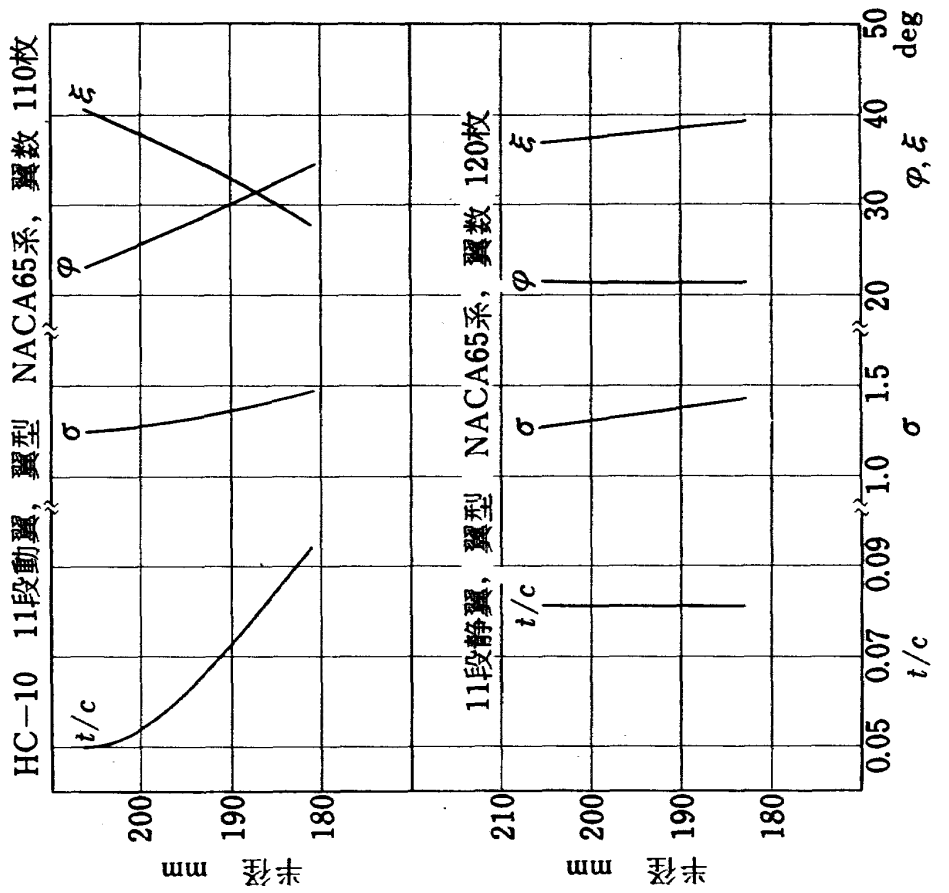
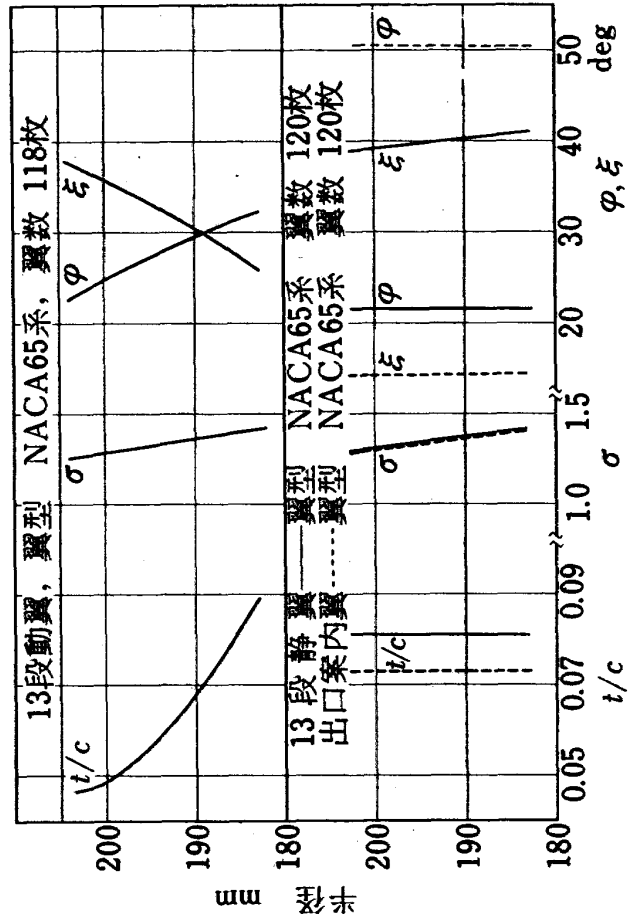
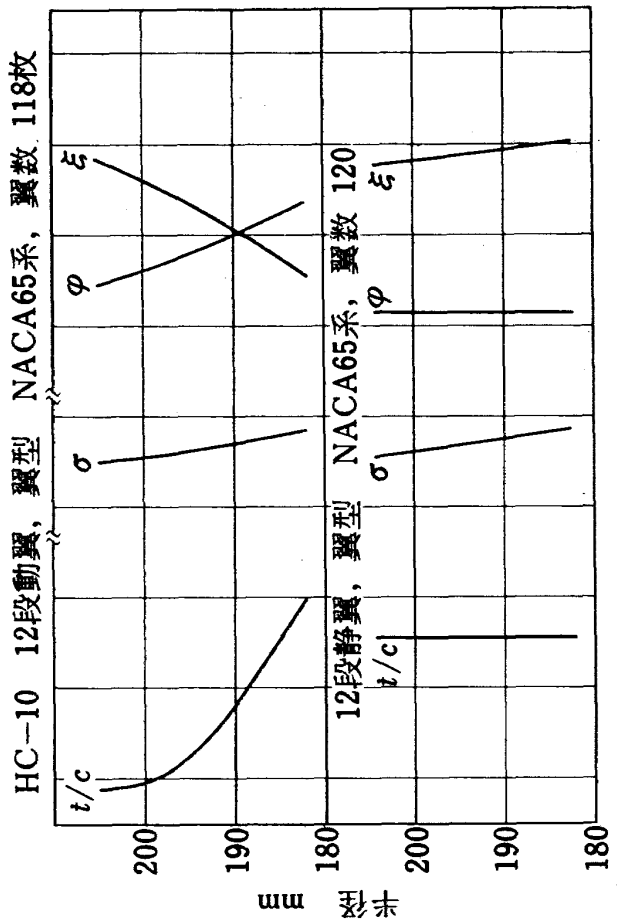
附图 2-9 8 段翼配備



附图 2-11 10 段翼配備



附图 2-10 9 段翼配備



附图 2-13 12,13 段翼配備

附图 2-12 11 段翼配備

昭和 58. 3. 月 4 日

配布番号

171

所属 管理部

河崎 俊夫 殿

空研 部長

配布先限定文献の取扱いについての注意

この文献（航空宇宙技術研究所資料 IV- 339）は
- 配布先限定につき、取扱いには十分注意して下さい。

なお、貴殿の番号は上記番号です。また伝達取の際には全函頭
調査係まで、御連絡下さい。

航空宇宙技術研究所資料339号

昭和52年12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
