

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

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

菅原 昇 ・ 齊藤喜夫 ・ 大山耕一

1983年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

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*

菅原 昇** 斉藤 喜夫** 大山 耕一**

1. ま え が き

ファンエンジン用高圧圧縮機では、静翼固定のままでは安定した作動範囲は設計回転速度近傍の狭い範囲に限られ、その他の領域、特に低速においては安定した作動範囲が得られないため、その対策の一つとして可変静翼を採用している。

可変静翼が圧縮機の性能や作動範囲に及ぼす影響は微妙であり、可変静翼各段の取付角度変化量を適切に選定することが大きな課題となっている。可変静翼各段の取付角度変化量を決定する場合、全運転範囲にわたって、圧縮機が安定した作動範囲を確保するだけでなく、その作動範囲がエンジンの一要素として要求される条件を満足することが重要である。

これらの問題点を第2次試作エンジンFJR710/20用高圧圧縮機として試作された軸流12段の空力試験機HC-20^{1),2)}の場合について検討するため、可変静翼取付角度変化に関する試験を実施した。

試験は可変静翼の効果が大きい70% N^* 以下の低速領域(実際のエンジンの始動からアイドル付近まで)とし、可変静翼各段の取付角度変化の比率および可変静翼の取付角度変化量を変えて行ない、試験機の低速性能に及ぼす影響を調べ、エンジンの一要素としての要求に対する適合性の是非を比較検討した。

本報告はその定常性能の試験結果について述べる。

2. 記 号

N : 回転速度 (rpm)
 P : 圧力 (kg/cm²)

T : 温度 (°K)
 G : 流量 (kg/sec)
 π : 圧力比
 η_{ad} : 断熱効率
 ξ : 翼の食違い角(取付角) (deg)
 δ : 圧力補正係数 ($P_{01}/1.0332$)
 θ : 温度補正係数 ($T_{01}/288.16$)
 r : 半径 (m)

(添字)

IGV: 入口案内翼
 s : 静翼
 t : 外径
 m : 平均半径
 h : 内径
* : 設計点
0 : 流れのよどみ点
1 : 圧縮機入口
2 : 圧縮機出口

3. 試験装置および方法^{2),3),4)}

試験には高圧圧縮機空力試験機HC-20の性能試験²⁾に用いた試験装置を使用した。

3.1 高圧圧縮機空力試験機HC-20^{1),2)}

試験機HC-20は通産省工業技術院の大型工業技術研究開発制度の一つ、「航空機用ジェットエンジンの研究開発」におけるエンジン要素研究の一環として試作された平均半径がほぼ一定の軸流12段のファンエンジン用高圧圧縮機で、入口案内翼および1~4段静翼には可変静翼機構および7~10段には抽気機構を備えている。

図1に試験機HC-20の断面図を示す。試験機の主な設計要目は次の通りである。

* 昭和57年11月16日受付
** 原動機部

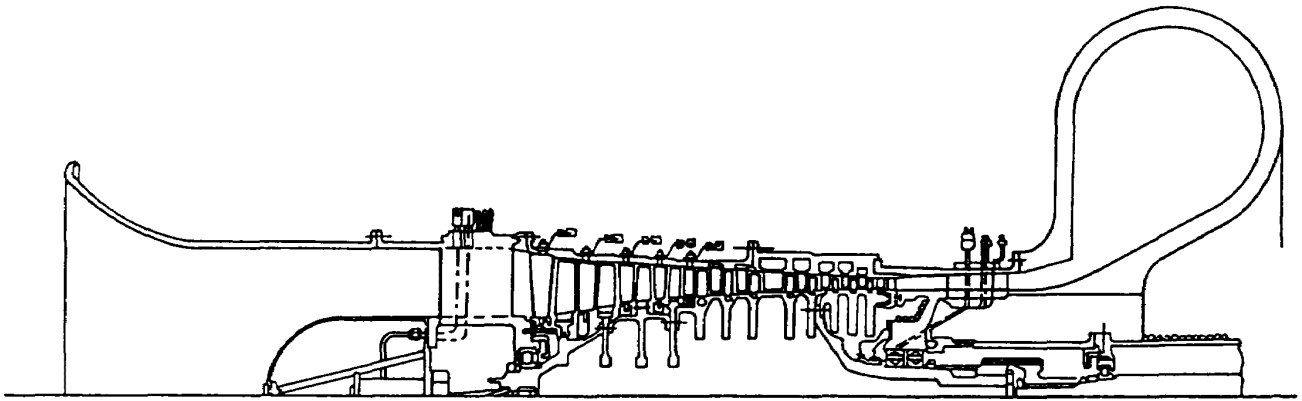


図 1 高圧圧縮機空力試験機 HC-20

型式	軸流 12 段
可変静翼	入口案内翼, 1~4 段静翼
抽気	{ 7 段静翼内壁側抽気 8~10 段外壁側抽気 }
修正回転速度	13200 rpm
修正空気流量	19.0 kg/sec
圧力比	12.4
最大周速 (1 段動翼先端)	346m/sec
試験機入口軸流速度	130 m/sec
入口外径	500mm
入口ボス比	0.6
出口外径	406mm
出口ボス比	0.9

3.2 計測装置

試験機の定常性能計測および非定常現象の監視計測のため、図 2 に示す計測・監視センサーを配置した。

(定常性能計測)

試験機の全体性能計測としては、図 2 に示すように試験機の入口ダクト内に 1 点の全温を測定できる 4 本のクロメル・アルメル熱電対、入口案内翼前方の入口流路内に 4 点の全圧と静圧を測定できる 2 本のくし型ピトー管および出口案内翼の翼弦長 4 倍後方の出口流路内に 4 点の全圧を測定できる 4 本のくし型ピトー管、4 点の全温を測定できる 1 本のくし型クロメル・アルメル熱電対を差込み、それぞれ各計測点の平均値を算出して入口流量、圧力比、断熱効率を求めた。

試験機の内部流れ計測としては、出口全圧、全温の他、1~4 段の各段それぞれ 5 枚の可変静翼に 1 点ずつ半径方向の異なる位置に全圧測定孔を設け、各段動翼出口の全圧を測定した。さらに各段静翼後の外壁面に設けた静圧孔から各段の壁面静圧を測定した。

(非定常現象)

低速の試験では、前段翼列が失速状態にあることが多く、それに起因して翼が共振あるいは強制振動し、翼が破損する場合がある。翼の破損を防止し、試験機の安全を図ると共にサージ、旋回失速等の非定常現象に及ぼす可変静翼の取付角度変化の影響を調べるため、図 2 に示す如く、前段部に重点をおいてセンサーを配置し、非定常現象の監視・計測を行った。

非定常現象の発生は翼の振動応力および試験機内部の変動圧力から検知した。また翼の振動応力および変動圧力は翼破損の防止の他に試験機の作動限界の決定にも用いた。普通、圧縮機の作動限界はサージ点で決定されるが、もし翼振動応力が大きくなり、翼材料の疲労限界応力以上になると、危険なため、翼破損を防ぐ目的で、あらかじめ各段の翼振動応力に表 1

表 1 各計測点の翼振動応力制限値

	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

単位 kg/mm²

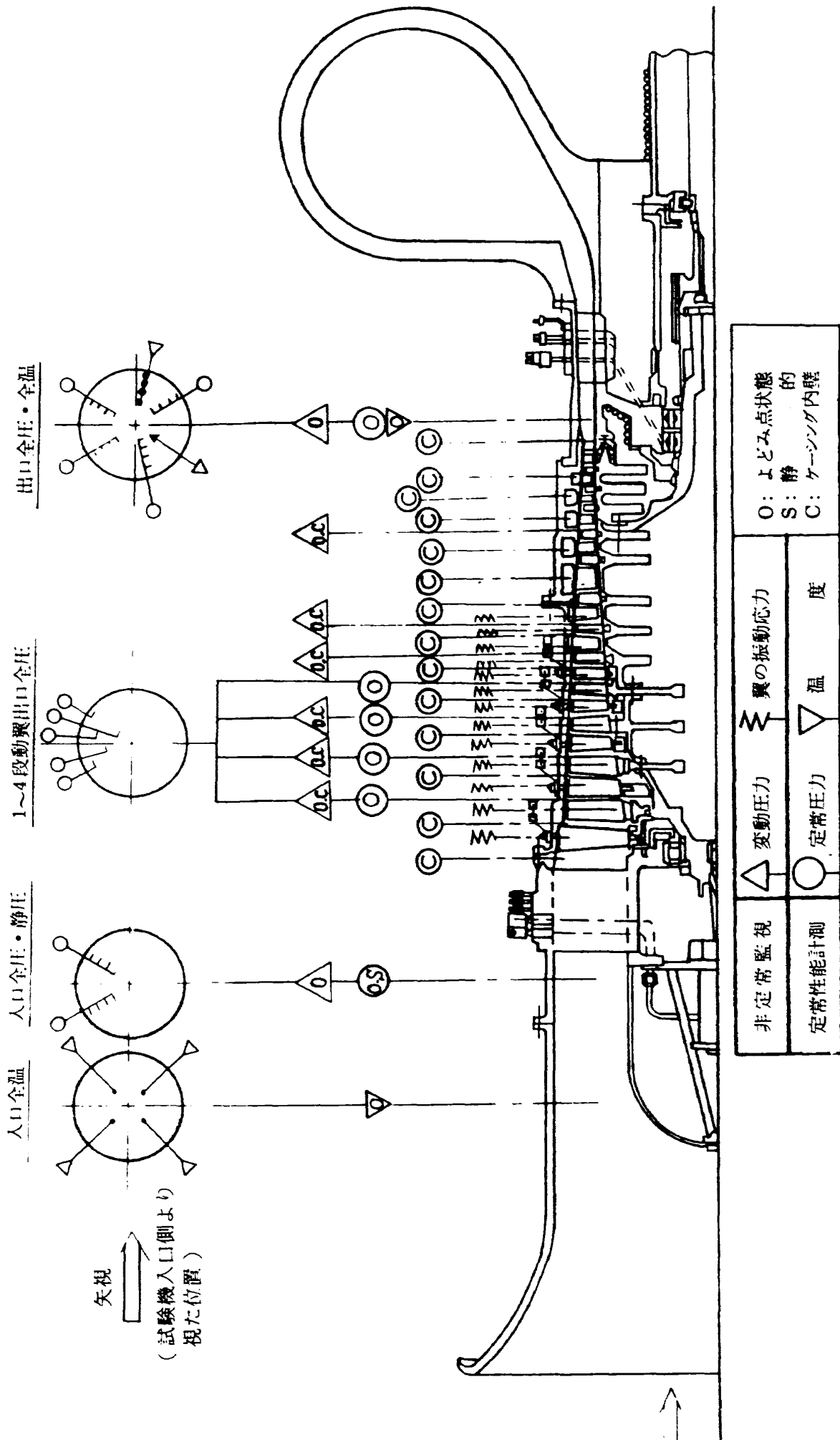


図2 試験機の計測配置図

に示すような制限値を設けた。したがって試験中にもし翼の応力が制限値に達した場合は、その作動点を作動限界とし、それ以上の作動点での試験を取り止めた。そのため試験機の作動限界はサージ点の他に翼の振動応力値から決定した。

翼振動応力の測定にはひずみゲージを用い、入口案内翼および1段から6段までの動静翼に貼付した。1～6段動翼からの出力信号の取り出しには18チャンネルのスリッピングを用いた。

試験機内部の変動圧力(変動全圧と静圧)の測定にはひずみゲージ型圧力センサーを用い、試験機の入口と出口および出口ダクト、並らびに1～3段と5, 6, 9段の動翼と静翼の中間位置に差込んだ。

ひずみゲージおよび圧力センサーからの出力信号はデータレコーダーで記録し、同時にオシロスコープで監視した。

4. 可変静翼の角度変化率および操作スケジュール

試験機HC-20の可変静翼機構は複数段の可変静翼の取付角を独立に動かすのではなく、図3に示すようにリング・レバーよりなるリンク機構によって機械的に連結されており、1対の油圧アクチュエーターを操作して、同時に全部の可変静翼の取付角度(食違い角)を変化させられる油圧制御方式をとっている。可変静翼各段の取付角度変化の比率はレバーの長さ比によって与えられ、回転速度に関係なく

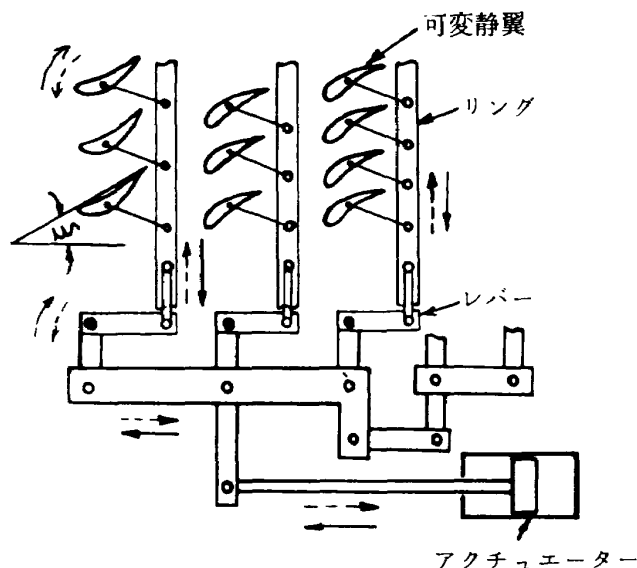


図3 可変静翼のリンク機構略図

一定である。また可変静翼の取付角度は回転速度の変化に応じて変化量が定められており、あらかじめ設定された取付角度変化スケジュールにしたがって操作されている。したがって可変静翼各段の取付角度変化量は取付角度変化の比率および変化量に左右されるので、試験に当っては、その両面から検討を行なった。

4.1 可変静翼各段の取付角度変化の比率

可変静翼各段の取付角度変化の比率は図4に示す静翼各段の食違い角変化量 $\Delta\epsilon_s$ と入口案内翼の食違い角変化量 $\Delta\epsilon_{ICV}$ との比で表わした可変静翼角度変化率A(HC-20 VSVレバー比)とB(HC-20改VSVレバー比)の形で与えた。角度変化率AはHC-20の空力設計から求めたもので、入口案内翼から1～4段静翼まで直線的に減少する関係を与えた。角度変化率BはAに比較して緩やかな勾配で減少する関係にあり、第1次試作エンジンFJR710/10用高圧圧縮機空力試験機HC-10の角度変化率とHC-20の角度変化率Aとのほぼ中間の値を与えた。

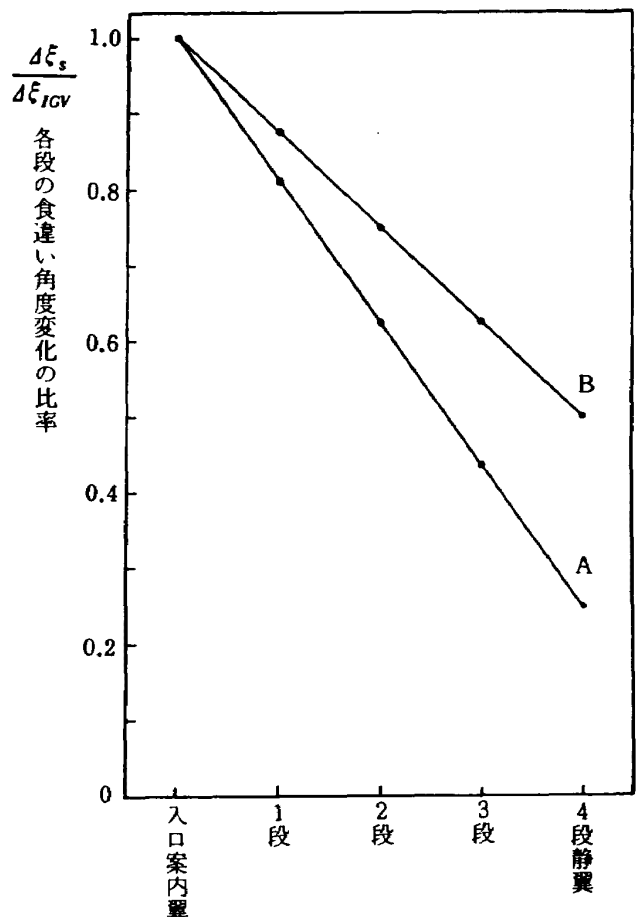


図4 角度変化率

図5は角度変化率AとBにおける翼列の流れ状態を調べた計算例で、off-designの平均半径での翼列入射角の変化を示す。角度変化率Aは前段動翼の失速がほぼ均等になるように与えており、図5の破線に示す如く、前段動翼の入射角がほぼ等しく極端な正および負の失速がない。角度変化率Bは正失速の段数ができるだけ少なくなるように与えており、図5に示すように入射角は1, 2段動翼では大きい、4, 5段では減少し正失速となることはない。したがって同じ回転速度に対して、Bの方が小流量側で作動し、圧力比がいくぶん低くなるものと予想された。

4.2 可変静翼の取付角度変化量

可変静翼の取付角度変化量に対しては、図6に示すように入口案内翼の食違い角変化量 $\Delta\xi_{ICV}$ を基準にして、100%N*での $\Delta\xi_{ICV}$ の値を0°とする2種類の可変静翼操作スケジュール(I)および(II)を与えた。

図6の(I)はHC-20の性能試験²⁾から得られた基準のスケジュールであり、(II)は第2次試作エンジンFJR710/20でのスケジュールである。今回の試験範囲は70%N*以下の低速領域であるので、スケジュール(I)では $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$ 一定、また(II)では $\Delta\xi_{ICV} = 45^\circ$ 一定でそれぞれ試験を行なった。 $\Delta\xi_{ICV} = 45^\circ$ は 40° に比較して5°可変静翼の閉じ側、すなわち $\Delta\xi_{ICV}$ および $\Delta\xi_s$ が増加する方向にあるので、 40° の場合よりも小流量側で作動することが予測される。

5. 試験結果

試験は70%N*以下の低速小流量域の範囲で、表2に示す如く、可変静翼各段の取付角度変化の比率および角度変化量を変えて試験を行なった。

表2 試験条件

可変静翼角度変化率	可変静翼操作スケジュール	
A	I	II
B	I	II

5.1 全体性能
(角度変化率の影響)

図7は可変静翼操作スケジュール(I) ($\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$)

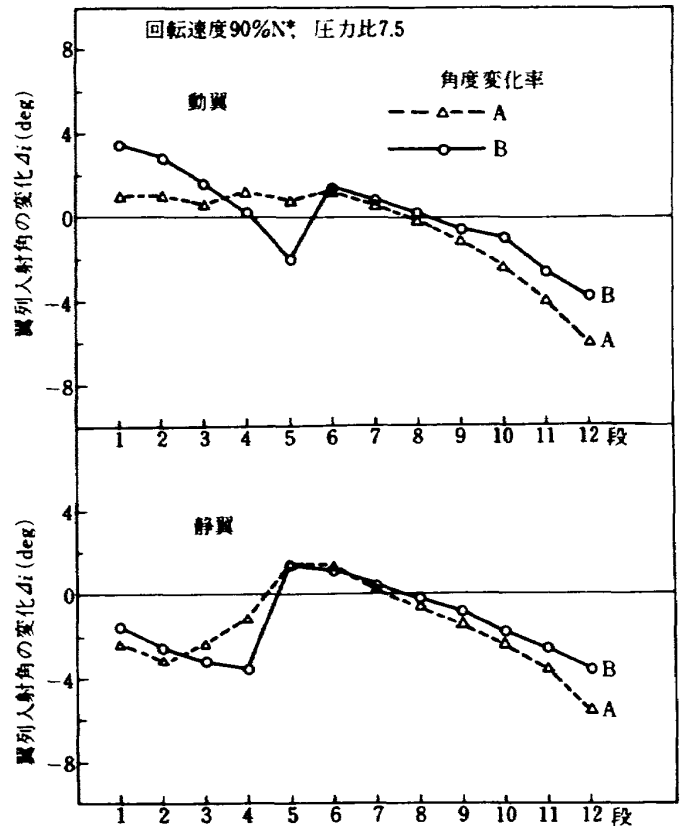


図5 off-designにおける入射角の変化 (平均半径の計算値)

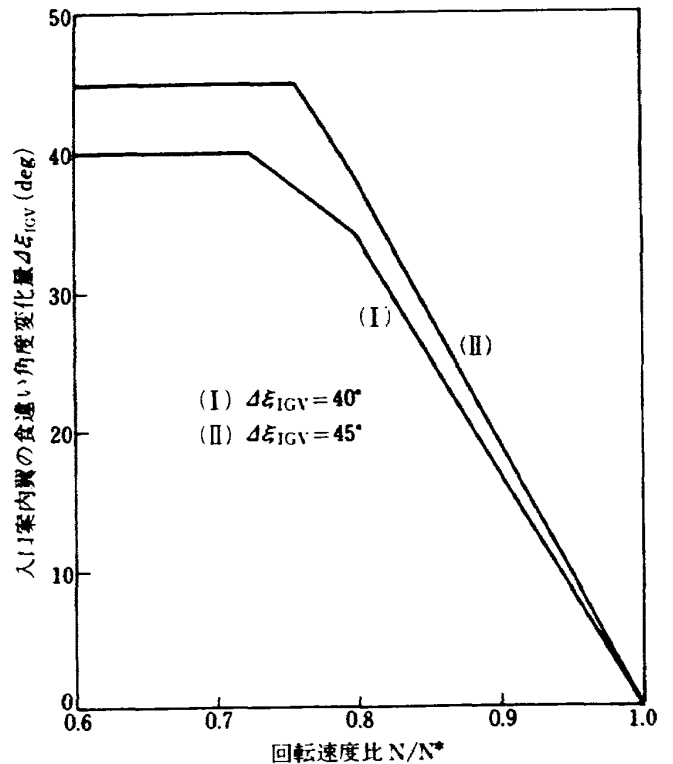


図6 可変静翼操作スケジュール

の場合で、角度変化率AおよびBについての全体性能の比較を示す。図中の△印は角度変化率、○印はBの場合の作動点、▲印および●印はそれぞれの角度変化率でのサージ点を示す。また破線は角度変化

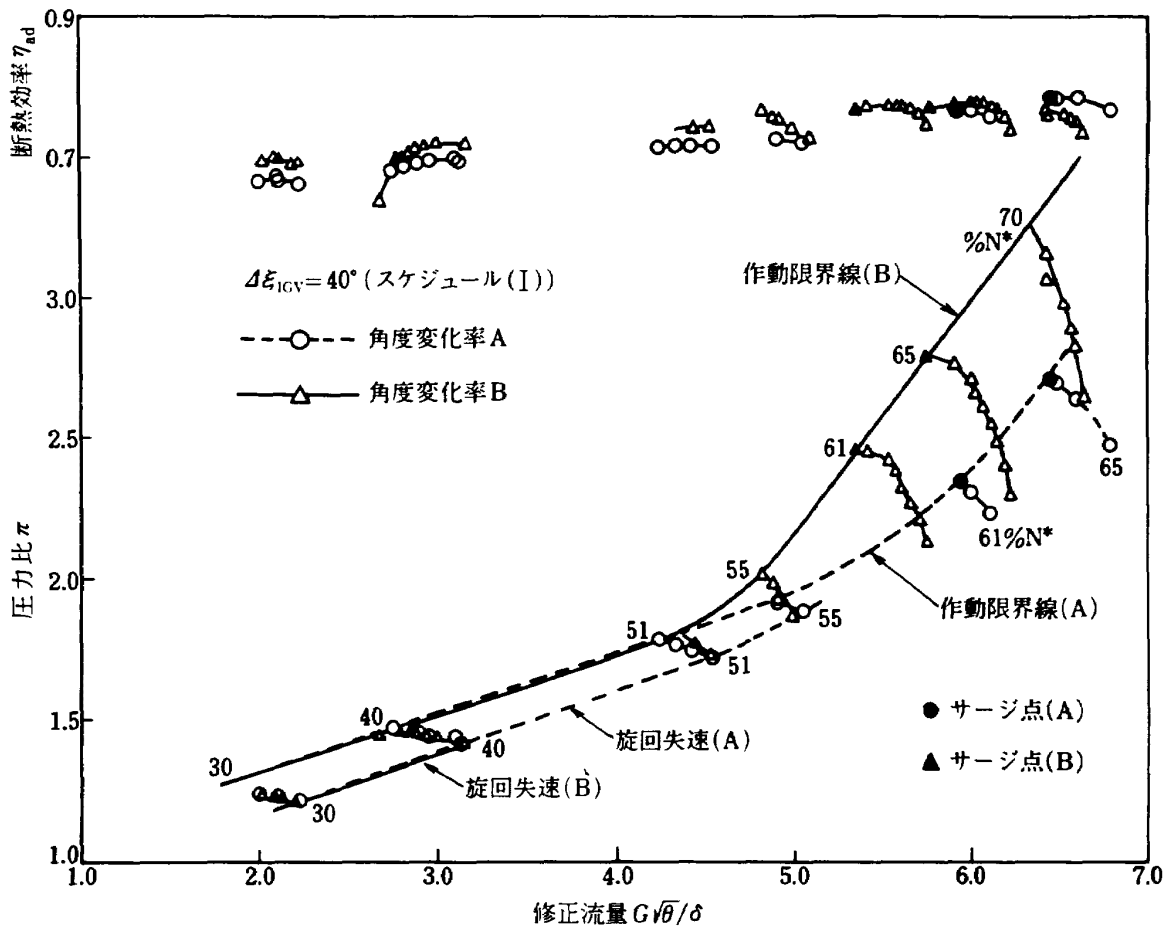


図7 $\Delta\xi_{IGV}=40^\circ$ での全体性能

率Aの場合、実線はBの場合での作動限界線である。作動限界線は前述の如く、圧縮機の試験続行に危険な状態の発生点近傍を示している。

同じ回転速度で比較すると角度変化率Bの場合の方が小流量側で作動しており、 $55\%N^*$ 以上では作動限界線までの作動範囲が拡大している。また効率を比較すると、 $30\sim 55\%N^*$ ではBの場合の方が約2～3%高い値を示した。さらにBの場合、旋回失速の発生範囲が $30\sim 55\%N^*$ から $30\sim 40\%N^*$ に縮小しているのが認められ、Aの場合よりも翼列の失速の緩和が得られるなど角度変化率の違いによる影響が現われた。

図8は可変静翼操作スケジュール(II) ($\Delta\xi_{IGV}=45^\circ$)の場合についての全体性能である。

角度変化率Bの場合、サージ点の確認がされておらず、また翼の振動応力も小さく、あらかじめ設定した翼振動応力の制限値までにはまだ余裕があるため、吐出弁の絞り側(圧力比の高い)での試験は可能であった。

$\Delta\xi_{IGV}=40^\circ$ の場合と同様、Bの場合の方が、旋回失速の発生範囲は縮小しており、Aの場合よりも前段翼列の失速が緩和された。同じ回転速度で比較すると、 $51\%N^*$ 以上では性能曲線が小流量側に移動しており、作動範囲が拡大する傾向にある。効率は $30\sim 40\%N^*$ では高くなっているが、 $51\%N^*$ 以上では逆に低下した。

したがって $\Delta\xi_{IGV}=40^\circ$ (スケジュール(I))および 45° (スケジュール(II))の場合でも、Bの場合の方が作動限界線までの作動範囲は広く、また翼列の失速の緩和が認められる。

(角度変化量の影響)

図9、10は角度変化率AおよびBの場合における $\Delta\xi_{IGV}=40^\circ$ (スケジュール(I))および 45° (スケジュール(II))での全体性能の比較を示している。

図9は角度変化率Aの場合で、 $\Delta\xi_{IGV}=45^\circ$ の方が 40° よりも 5° だけ可変静翼の取付角度がねており、それだけ余分に入口絞りとして働くため、性能曲線が小流量側に移動し、 $51\%N^*$ 以上では作動限界線

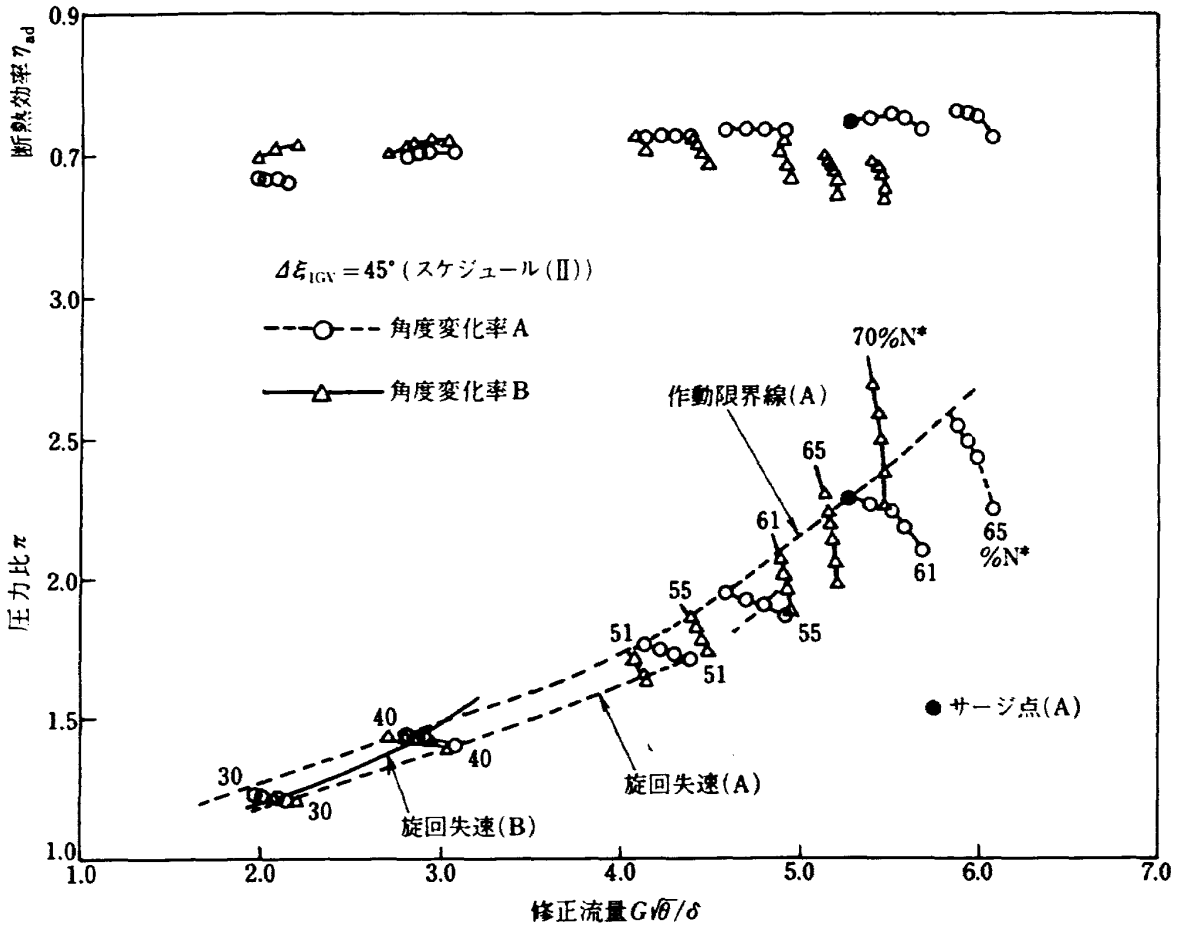


図8 $\Delta \epsilon_{IGV} = 45^\circ$ での全体性能

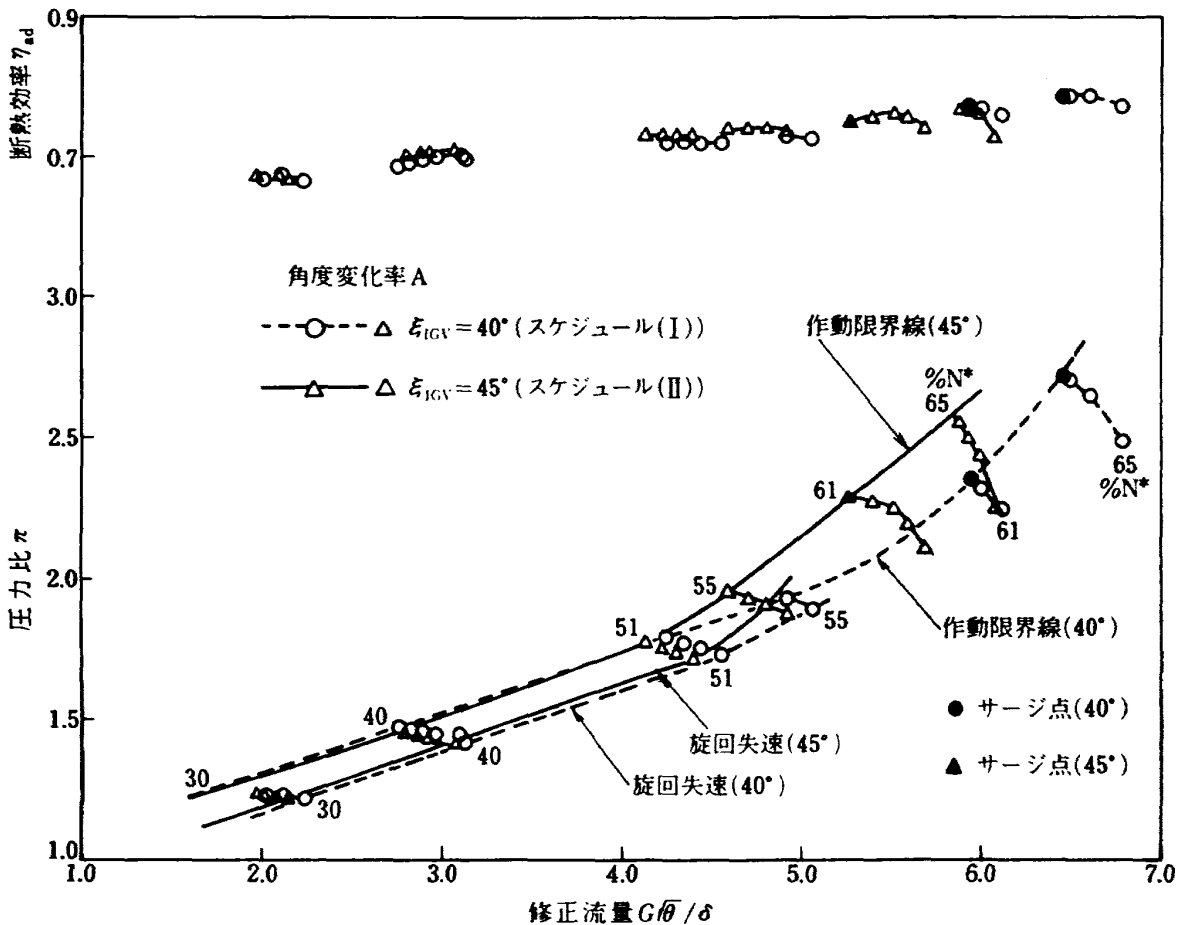


図9 角度変化率Aでの全体性能

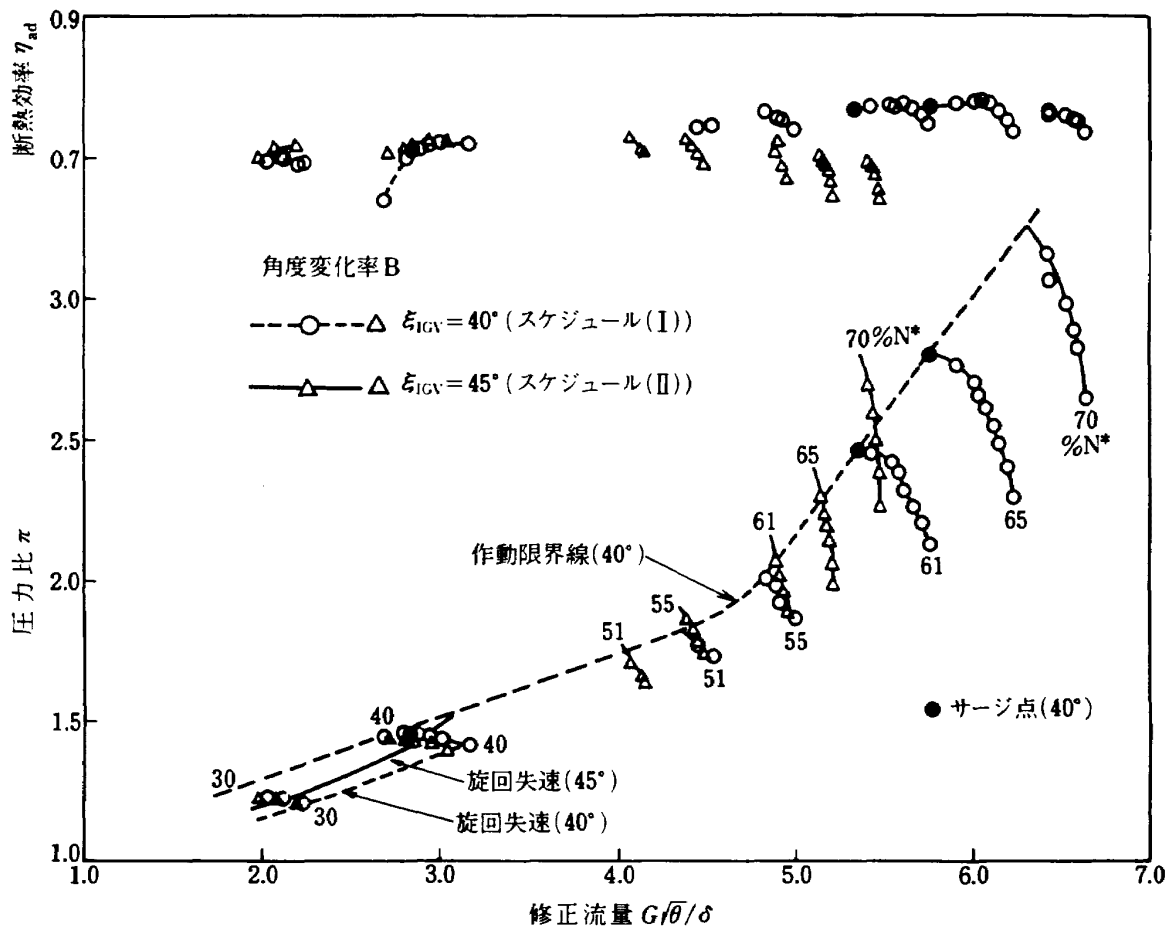


図 10 角度変化率 B での全体性能

までの作動範囲が拡大した。効率は $40 \sim 50\%N^*$ では約 1% 向上したが、しかし $65\%N^*$ では後述の図 11, 12 の 1 ~ 4 段動翼出口の半径方向全圧分布に示すように前段翼列の内部流れ状態が悪いため、その影響を受けて逆に約 2 ~ 4% 低下した。

図 10 は角度変化率 B の場合で、A の場合と同様、 $51\%N^*$ 以上では $\Delta\xi_{ICV} = 45^\circ$ の方が、作動範囲は拡大している。しかし効率は前段翼列の内部流れ状態が悪くなるため(図 11, 12), 逆に $40\%N^*$ の時を最高値とし、回転速度の上昇と共に徐々に低下した。

図 9, 10 から角度変化率 A および B の場合とも $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$ よりも 45° の方が旋回失速の発生点が小流量側に移動しており、翼列の失速の緩和が得られることがわかった。

5.2 内部流れ

試験機の前段翼列および出口での内部流れ状態に及ぼす可変静翼各段の取付角度変化の比率および角度変化量の影響を調べた。

(角度変化率の影響)

図 11 は $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$ (スケジュール(I)) の場合において、角度変化率 A および B での 1 ~ 4 段動翼出口の半径方向全圧分布を示す。

角度変化率 A の場合、 $40 \sim 55\%N^*$ では、2 段動翼の内壁側の出口全圧は 1 段の出口全圧よりも低くなっており、2 段の内壁側近傍は失速状態にある。その影響を受けて、3, 4 段の内壁側の全圧が低下している(図 11(a))。B の場合、 $40\%N^*$ では A の場合よりも 2 段の内壁側の失速が緩和し、さらに $51\%N^*$ では 2 段の内壁側の失速がなくなり、2 段以降の内壁側の全圧分布が改善されるなど角度変化率の違いによる影響が現われた(図 11(c))。 $61\%N^*$ 以上では A および B の場合とも全圧分布の形は変わらず、角度変化率の影響は顕著に現われていない(図 11(b), (d))。

図 12 は図 11 と同じ作動点における $\Delta\xi_{ICV} = 45^\circ$ (スケジュール(II)) の場合での角度変化率 A および B の 1 ~ 4 段動翼出口の半径方向全圧分布を示す。

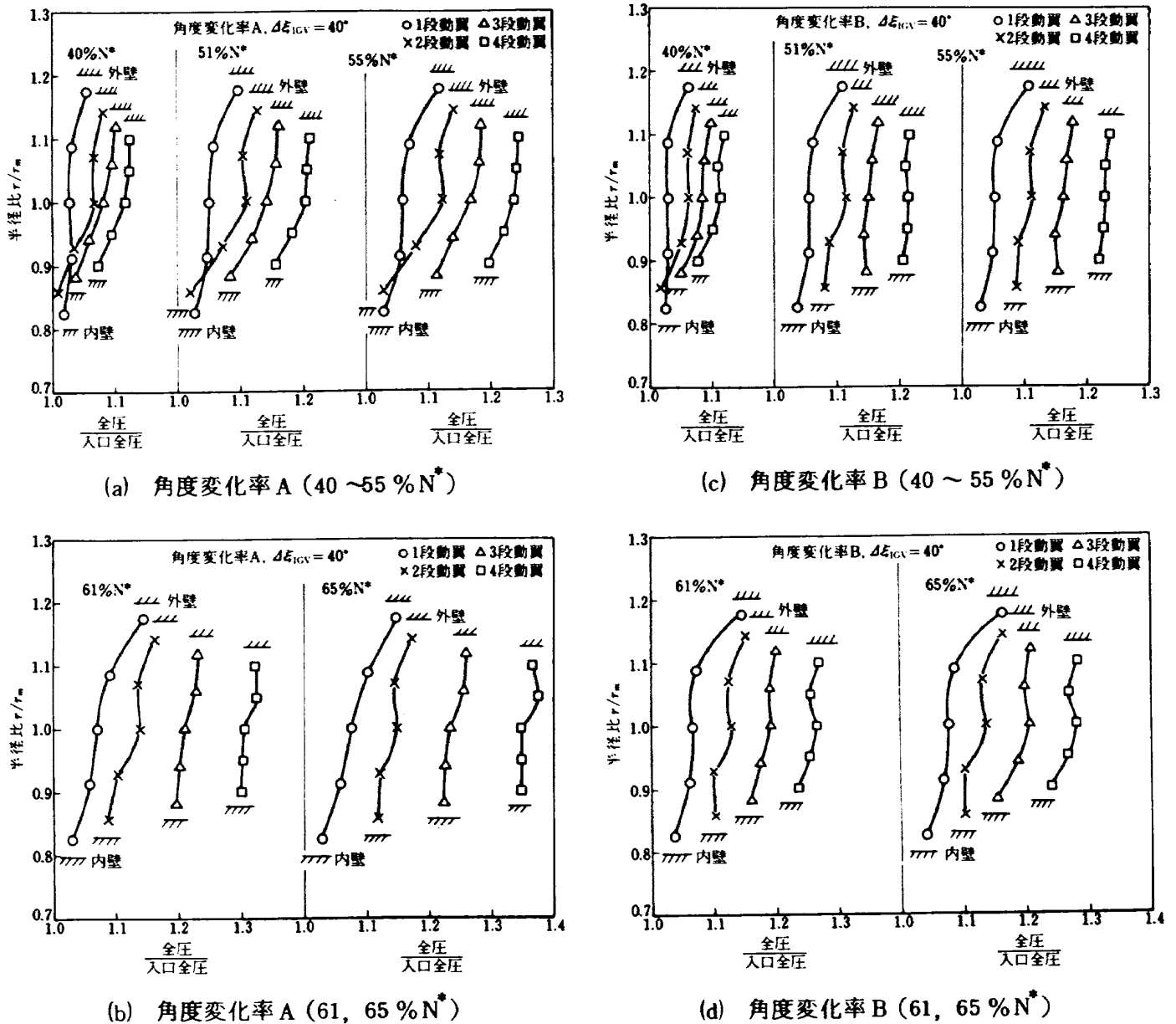


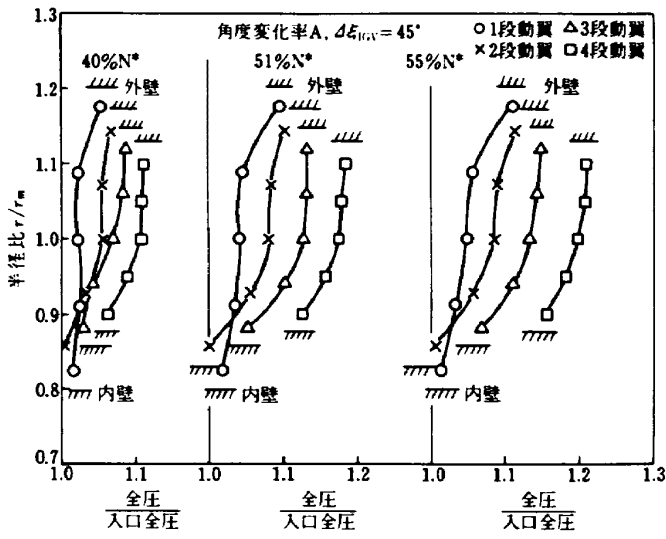
図11 $\Delta\epsilon_{ICV}=40^\circ$ での1~4段動翼出口全圧の半径方向分布

40% N^* ではAの場合(図12(a))およびBの場合(図12(c))とも、2段動翼の内壁側は失速状態にあるが、 $\Delta\epsilon_{ICV}=40^\circ$ の場合と同様、AよりもBの場合の方が、2段動翼の内壁側の失速が緩和しており、図8の効率の傾向と一致していることがわかる。しかしBの場合、51% N^* 以上では回転速度の上昇と共に前段翼列の内部流れ状態が悪くなっており、65% N^* では、2、3段の平均半径から内壁側までの出口全圧は1段の出口全圧よりも低く、特に2段の平均半径より内側では圧力比が1以下で、圧縮機として作動していない状態となっている(図12(b), (c), (d))。51% N^* 以上での前段翼列の内部流れ状

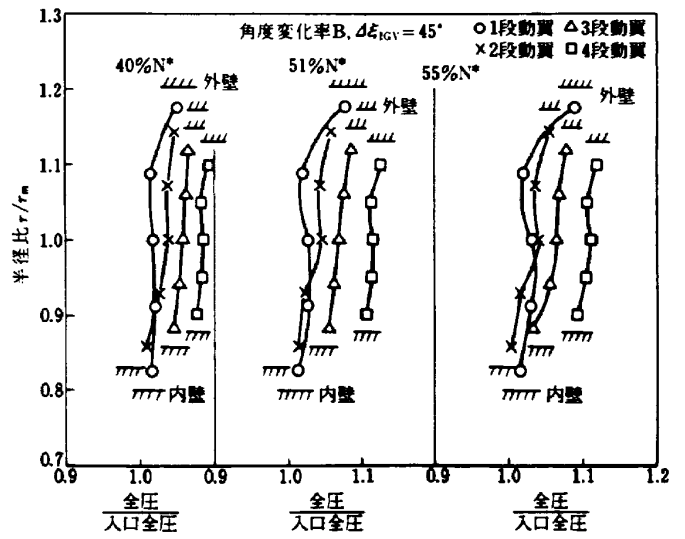
態はAの場合の方がよい。

図13、14は $\Delta\epsilon_{ICV}=40^\circ$ または 45° の場合における角度変化率AおよびBでの試験機出口の内部流れ状態を表わしたもので、図13は $\Delta\epsilon_{ICV}=40^\circ$ の場合、図14は $\Delta\epsilon_{ICV}=45^\circ$ の場合での出口全圧・全温の半径方向分布を示している。

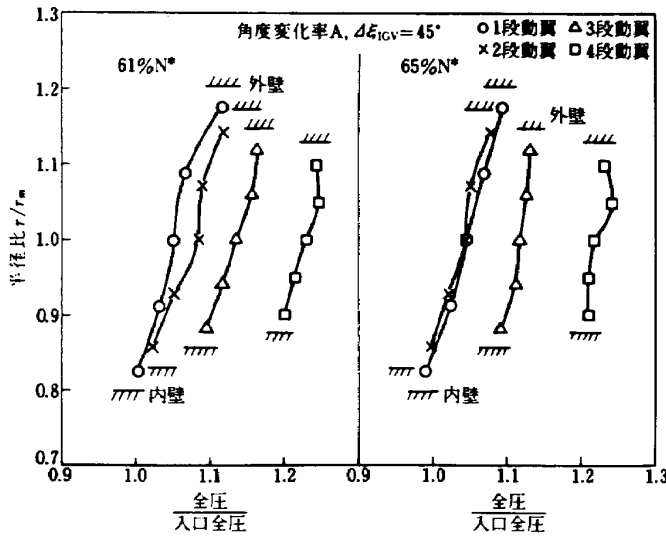
出口全圧は図2に示した4本のくし型ピトー管で測定した全圧をそれぞれ円周方向に平均した値であり、平均出口全圧および全温は全計測点の平均値である。 $\Delta\epsilon_{ICV}=40^\circ$ および 45° の場合とも出口全圧および全温分布は同じ傾向を示し、角度変化率の違いによる影響は現われていない。



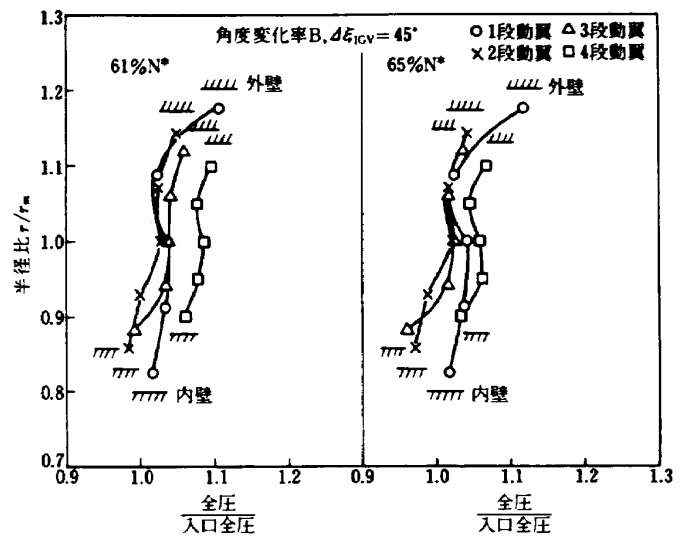
(a) 角度変化率 A (40 ~ 55 %N^{*})



(c) 角度変化率 B (40 ~ 55 %N^{*})



(b) 角度変化率 A (61, 65 %N^{*})



(d) 角度変化率 B (61, 65 %N^{*})

図 12 $\Delta\xi_{IGV} = 45^\circ$ での1~4段動翼出口全圧の半径方向分布

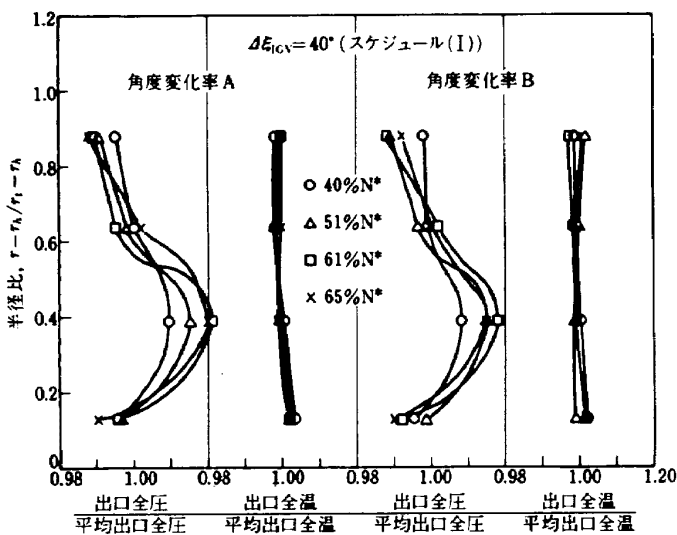


図 13 $\Delta\xi_{IGV} = 40^\circ$ での圧縮機出口全圧・全温の半径方向分布

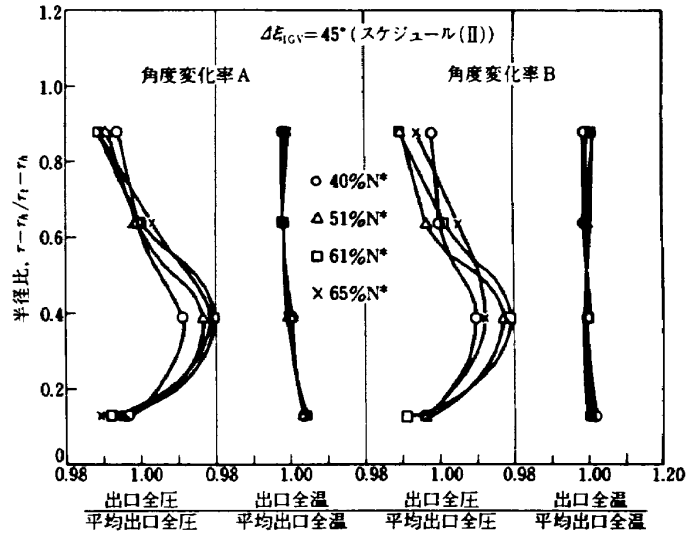


図 14 $\Delta\xi_{IGV} = 45^\circ$ での圧縮機出口全圧・全温の半径方向分布

(角度変化量の影響)

角度変化率Aの場合(図11, 12)における $\Delta\epsilon_{ICV} = 40^\circ$ および 45° での1~4段動翼出口の半径方向全圧分布を比較すると、40~55%N*では両者とも2段動翼の内壁側が失速状態となっている。また全圧分布の形もほとんど同じであり、角度変化量の違いによる影響は少ない。65%N*では 45° の場合、2段の全圧は1段の全圧よりも低くなっており、61%N*よりも内部流れ状態は悪くなっている。

角度変化率Bの場合(図11, 12), 40%N*ではAの場合と同様、 $\Delta\epsilon_{ICV} = 40^\circ$ および 45° とも全圧分布の形はほとんど同じであった。51%N*以上で

は 45° の場合、回転速度の上昇に伴って徐々に内部流れ状態が悪くなっており、角度変化量の違いによる影響が現われた。

図15~18は角度変化率A, 並びにBの場合における $\Delta\epsilon_{ICV} = 40^\circ$ および 45° の出口全圧および全温の半径方向分布を示したもので、出口全圧を入口全圧で、また出口全温を入口全温で除した形で表わしている。AおよびBの場合とも図11, 12の1~4段動翼出口の半径方向全圧分布に示した2段動翼の内壁側の失速による影響が緩和され、内壁側の圧力低下が回復している。 $\Delta\epsilon_{ICV} = 45^\circ$ の場合、 40° よりも圧力、温度は低くなっているが、全圧、全温分布

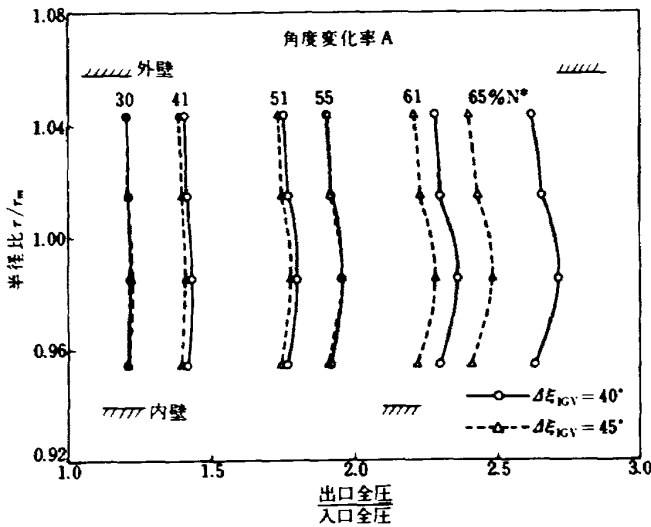


図15 角度変化率Aでの圧縮機出口全圧の半径方向分布

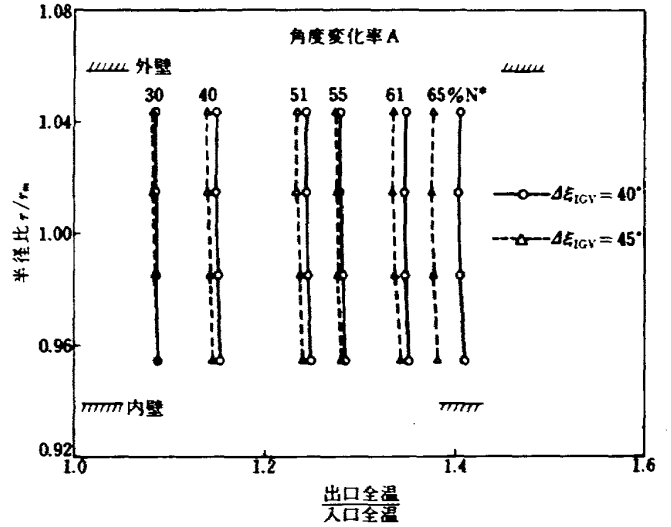


図17 角度変化率Aでの圧縮機出口全温の半径方向分布

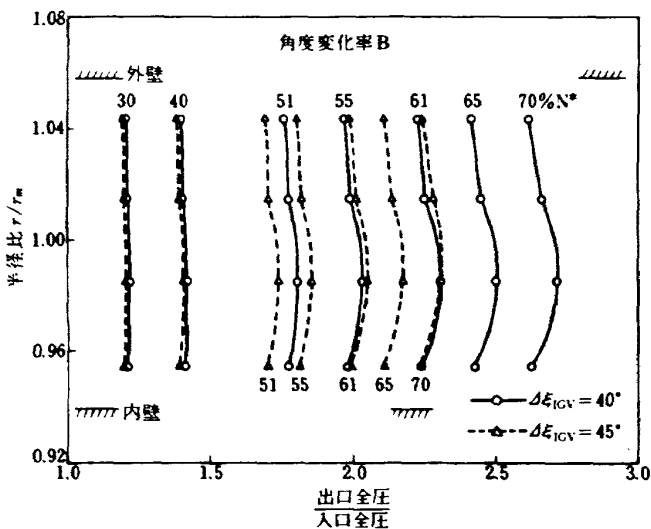


図16 角度変化率Bでの圧縮機出口全圧の半径方向分布

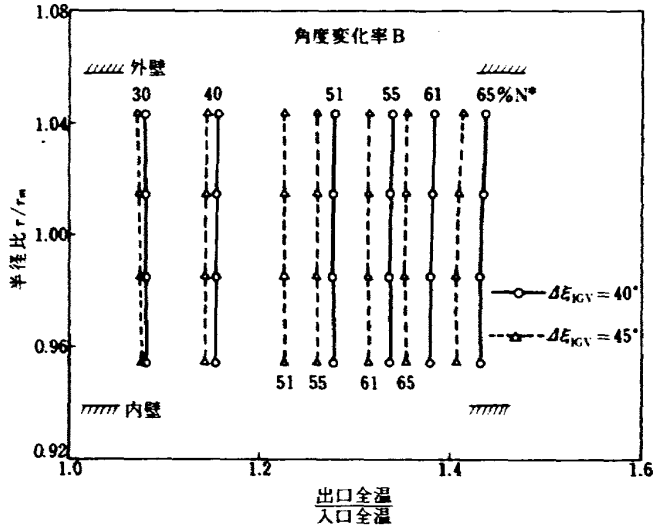


図18 角度変化率Bでの圧縮機出口全温の半径方向分布

の形は両方ともほぼ同じであり、全圧、全温分布の形には角度変化量の違いによる影響が現われていない。

6. 試験結果の比較検討

70% N^* 以下の低速領域で、表2に示す4種類の試験を行ない、その試験結果からエンジンの一要素としての要求に対しての適合性の是非を下記に示すように作動範囲および翼列の失速の両面から比較検討した。

(1) 圧縮機をエンジンに組込んだ場合、圧縮機の作動点は燃焼器、タービンなど他の構成要素とのマッチングやエンジンの急加減速時および飛行中の高度、機速の変化などの影響を受けるので、エンジンではそれらに対応できる広い作動範囲を持つ圧縮機が要求されている。したがってエンジンの一要素としての要求に十分対応できるようあらかじめ広い作動範囲が得られる可変静翼各段の取付角度変化量を選定する必要がある。

(2) 航空用圧縮機は産業用に比らべて、重量軽減のため、軽量化を図っており、そのため剛性が低目になっている。もし旋回失速が発生すると、それに基因して翼が強制振動し、翼が疲労破壊する恐れがあるため、エンジンの安全性の面から翼列の失速の緩和が得られる可変静翼各段の取付角度変化量を選定することもまた重要である。

試験により、 $\Delta\xi_{IGV}=40^\circ$ および 45° のいずれの場合も、角度変化率AよりもBの方が性能曲線は小流量側に移動し、作動限界線までの作動範囲が拡大している。また旋回失速の発生範囲が縮少し、翼列の失速の緩和が得られるので(図7~10)、角度変化率AよりもBの方がエンジンの要求に適合している。

角度変化率Bの場合、 $\Delta\xi_{IGV}=40^\circ$ よりも 45° の方が作動範囲は拡大しており、また翼列の失速の緩和も得られるが、逆に効率は前段翼列の内部流れ状態が悪いため(図12)、その影響で低い(51% N^* 以上)。しかしエンジンでは、本試験範囲の70% N^* 以下の低速は起動・停止時だけに通過する過渡的な作動領域であるが、もしエンジン作動線からサージ線までの作動範囲が狭ければ加速時に不安定な状態になり易いため、できる限り作動範囲の拡大が要求されて

おり、そのため70% N^* 以下の低速では効率よりも作動範囲の方がより重要視されているので、 $\Delta\xi_{IGV}=40^\circ$ よりも 45° の方がエンジンの要求に適合していると言える。したがって本試験範囲では、角度変化率Bで、 $\Delta\xi_{IGV}=45^\circ$ の組合せで得られる可変静翼各段の取付角度変化量がエンジンの一要素としての要求に最も適合している。

7. ま と め

70% N^* 以下の低速領域で、可変静翼各段の取付角度変化の比率および角度変化量を変えて試験を行ない、試験機の性能および作動範囲に及ぼす影響を調べ、エンジンの一要素としての要求に対しての適合性の是非を比較検討した。その結果次のようなことが明らかとなった。

(1) 角度変化率AよりもBの方、 $\Delta\xi_{IGV}=40^\circ$ よりも 45° の方が性能曲線は小流量側に移動し、作動限界線までの作動範囲は拡大している。

(2) 前段翼列の内部流れ状態は、 $\Delta\xi_{IGV}=40^\circ$ で、角度変化率Aの場合55% N^* まで2段動翼の内壁側が失速状態となっていたが、Bの場合の51% N^* 以上では失速がなくなった。内部流れ状態はAよりもBの方がよい。 $\Delta\xi_{IGV}=45^\circ$ で、Bの場合、51% N^* 以上では内部流れ状態がAの場合、または $\Delta\xi_{IGV}=40^\circ$ で、Bの場合よりも悪くなっており、その影響で効率が低下した。

(3) 角度変化率AよりもBの方が旋回失速の発生範囲が縮少し、また $\Delta\xi_{IGV}=40^\circ$ よりも 45° の方が旋回失速の発生点が小流量側に移動しており、翼列の失速の緩和が得られた。

(4) 角度変化率AよりもBの方がエンジンの要求に適合し、また本試験範囲の70% N^* 以下の低速では、 $\Delta\xi_{IGV}=40^\circ$ よりも 45° の方がエンジン要求に適合している。

本研究により、HC-20の低速性能に及ぼす可変静翼の取付角度変化による影響が明らかとなり、HC-20をエンジンへ搭載する際の資料が得られた。

最後に試験にさいし、御協力をいただきました西尾制御研究室長および小倉技官、下平技官はじめ空気源担当者の方々、並びに石川島播磨重工業(株)の関係者の方々に心より感謝いたします。

引用文献

- 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 (1978/3)
- 2) 大山耕一，菅原 昇，他3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
- 3) 菅原 昇，大山耕一，他3名；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，航技研資料 TM-507
- 4) 大山耕一，菅原 昇；高圧力比圧縮機試験設備，航技研報告 TR-536 (1978/4)

航空宇宙技術研究所資料 508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
