

Research and Development of Freon Transonic Turbo Compressor

速水, 洋

九州大学機能物質科学研究所システム工学部門省エネルギーシステム研究分野

高曾, 徹

九州大学機能物質科学研究所システム工学部門省エネルギーシステム研究分野

河口, 宣勝

九州大学機能物質科学研究所システム工学部門省エネルギーシステム研究分野

<https://doi.org/10.15017/6599>

出版情報 : 九州大学機能物質科学研究所報告. 5 (2), pp.165-173, 1992-03-31. Institute of Advanced Material Study Kyushu University

バージョン :

権利関係 :



フロン遷音速ターボ圧縮機の開発研究

速水 洋・高曾 徹・河口 宣勝

(九州大学機能物質科学研究所システム工学部門省エネルギーシステム研究分野)

Research and Development of Freon Transonic Turbo Compressor

Hiroshi HAYAMI, Tōru KŌSO, Nobumasa KAWAGUCHI

Although a transonic centrifugal compressor develops a very high pressure ratio, it can hardly change the flow rate at a given shaft speed, therefore it is seldom used for industrial applications. Research and development of Freon transonic turbo compressor is reviewed, which has been carried out in our recent researches to materialize a higher efficiency as well as a wider flow range. Some problems to be solved are also discussed.

1. はじめに

本研究分野ではエネルギーシステムの省エネルギー化を図ることを目的とした基礎研究を行っている。熱媒体として新機能物質を用いた省エネルギーシステムは、フロン代替問題や地球環境問題に絡むエネルギー問題、コージェネレーションの高効率化などに関連して関心を集めている。このような新物質を用いたシステム構成機器の性能を予測しシステムの可能性を検討するためには、実機試験に頼ることなく、基本物性によってフローパターンがいかに変化するかを予測することが望まれている。本研究室では省エネルギーシステムの構成機器の中のターボ機械の効率向上、最適な運転制御、機器設計法の開発とともに、圧縮機、タービン、熱交換器内の流動現象の機構を明らかにすることによって、将来の新機能物質にも対応できる普遍的な知見を得る研究を行っている。

ターボ圧縮機の性能は羽根車の性能のみならずディフューザの圧力回復率によるところが大きい。本研究室では、これまで超音速ターボ圧縮機試験装置を用いて、径向き羽根車についての実験的研究を行ってきた

が、ディフューザと組み合わせた特性の安定化と流量範囲の拡大を図るために、羽根が出口で後傾角40度の遷音速遠心羽根車を設計製作した。以下にこの羽根車の試験を含め、フロン遷音速遠心圧縮機の開発研究を簡単に紹介する。

2. 研究の背景

ターボ機械の羽根車を高速で回転すれば一段の圧縮機で高い圧力比を得ることができるが、羽根車への相対流入速度やディフューザへの流入速度が音速を超えるので、運転状態がわずかに変化しただけで性能がはなはだしく低下する欠点がある。実際には圧縮機の運転状態は流入ガスの状態によって変化するし、作動条件の変化も起きるので、ある程度の作動範囲がなければその圧縮機は使用できない。そのため、超音速圧縮機は産業用にはほとんど用いられていない。しかし作動範囲が広がれば超音速遠心圧縮機を適用できる分野が増大する筈である。

例えば、非常用電源として最近需要が急増している小形ガスタービンの圧縮機は圧力比が8ないし10で、遠心二段の構造が常識とされていた。しかし最近の技術向上によって圧縮機段当たりの圧力比が増大してき

受理日 平成3年12月16日

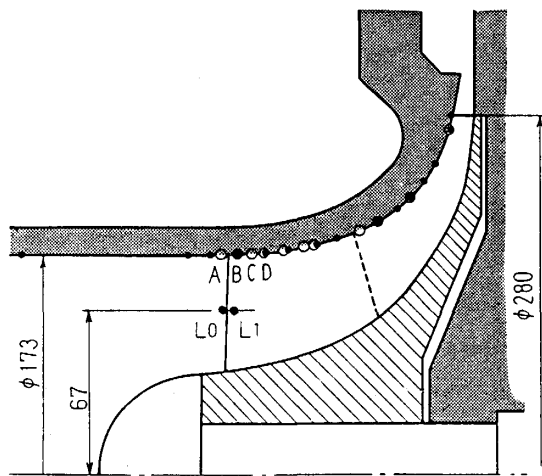
たので、遠心一段の圧縮機を採用したガスタービンが出現している。一般に圧力比が大きいほどタービンから排出されるガス温度が低下しシステムの熱効率が向上するから、圧縮機効率があまり低下することなく高い圧力比が達成できて、ある程度の流量範囲での運転が可能な圧縮機は、小形ガスタービンにとっては非常に魅力あるものである。

また、大容量の冷凍機にはターボ圧縮機が多く用いられている。冷媒は分子量が大きくて音速が低いから、羽根車入口での流れは遷音速や超音速のことが多い。冷凍機の圧縮機は熱負荷に応じてかなり広い流量範囲での運転が必要であるために、現在では効率を犠牲にして羽根なしディフューザを採用している例が多い。

すなわち、流量範囲は広いが効率が低い羽根なしディフューザと、圧力回復率が高いが流量範囲が狭い翼付きディフューザとが、目的に応じて使い分けられており、高性能でかつ流量範囲が広い遷音速ディフューザの開発の要望は高い。

3. 実験装置

実験装置はフロン R12 を用いた閉ループで、19,000rpm 以下の回転速度について試験を行った。圧縮機試験装置の子午面形状を図1に示す。羽根車単独の流量範囲を調べる場合には、ディフューザによるサージやチョークを避ける一方、羽根車出口静圧を精度よく計測するために、羽根車出口には、入口幅が9.4mm で出口までほぼ直線的に絞められた外径



- : Location of time-mean pressure taps
- Alphabet: Location of pressure transducers
- L0, L1 : Location of L2FV measurement

Fig. 1 Compressor test rig for isolated impeller

312mm の短い羽根なしディフューザが設けられており、その下流は広い軸対象の空間を経てコレクタにつながれている。

特性試験における測定項目は回転数、流量、圧力、温度、トルク、潤滑油量である。計測システムは従来ミニコン（富士通 U200）をコントローラとした自動計測システムでありこの17年間使用してきたが、(1) 計測時間が長い、(2) 出力がプリンタのみであるなどの問題点があった。これら二つの問題点を解決するために、パソコン（PC9801ES）を中心とし、GP-IBバス、光ファイバケーブルを利用したシステムへ改造した。その結果、(1) 特性試験1点の計測時間が5分から20秒へ、またシュラウド面およびディフューザの圧力分布計測時間が14点5分30秒から44点40秒と大幅に短縮され、(2) フロッピーディスクへのデータの記録によって、パソコンでのデータ解析あるいは通信回線を介しての大型計算機への転送が容易となった。

実験においては羽根車特性に関する普通の諸データのほかに、シュラウド壁面時間平均圧力分布を、また羽根が通過することによる圧力の時間的変化を高周波応答性の良い半導体圧力計で計測し、更にインデューサ前縁近傍の二つの断面については、レーザ2焦点流速計（L2F）を用いて内部流れの詳細を計測した。これらの測定位置は図1に示されている。

4. 羽根車¹⁾

4.1 試験羽根車

設計製作した試験羽根車（B-rotor）は外径が280mm、出口幅が8.9mm、インデューサ直径が172mm、主羽根

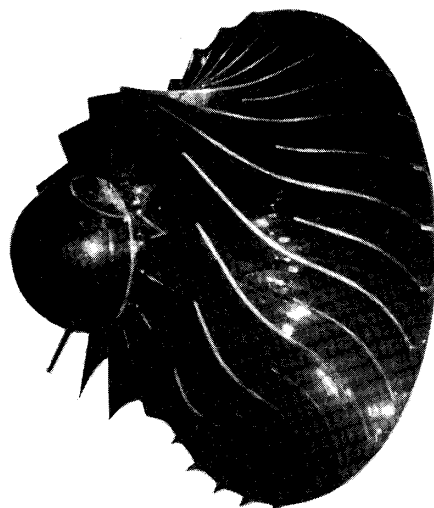
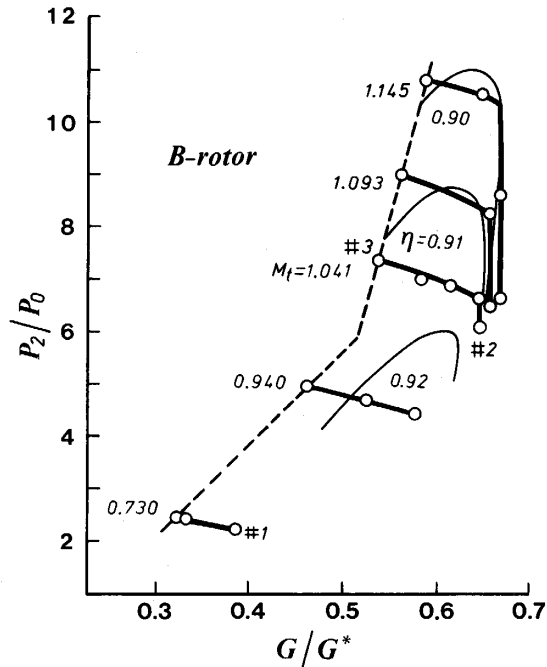


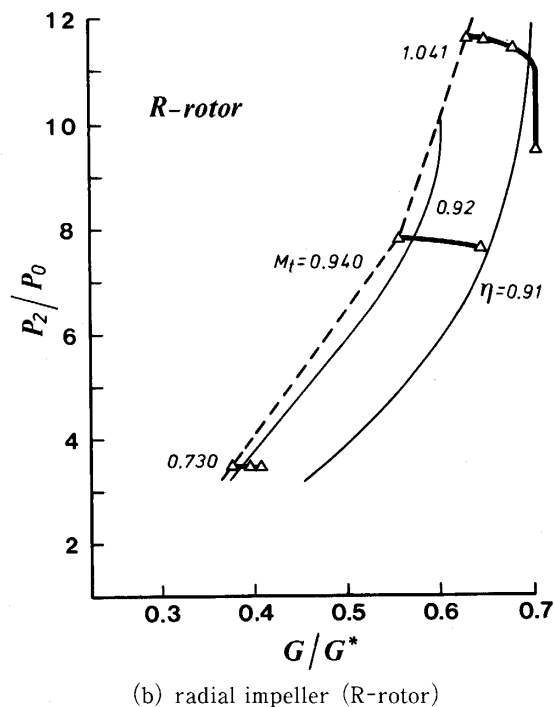
Fig. 2 Backward impeller (B-rotor)

と中間羽根がそれぞれ15枚で、出口が圧力-流量特性を安定な右下がりとするために40度後傾翼の開放形羽根車である。試験羽根車を図2に示す。羽根車への流入マッハ数が大きいときには、インデューサ前縁にできる衝撃波が翼負圧面に発達する境界層のはく離を引

き起こしインデューサ失速の原因となるので、衝撃波の上流では翼の反りを、既存の径向き羽根車(R-rotor)の場合に比べてやや小さくした。羽根車とケーシングシュラウド面とのすきまは入口から出口まで0.5mmで一様である。なお、径向き羽根車の主羽根と中間羽根はそれぞれ16枚である。



(a) backward impeller (B-rotor)



(b) radial impeller (R-rotor)

Fig. 3 Characteristics of impeller, G^* = choking mass flow rate in suction pipe

4.2 羽根車特性

40度後傾翼をもつ試験羽根車 (B-rotor) の特性曲線を図3 (a) に、また比較のために、径向き羽根車 (R-rotor) の特性曲線を図3 (b) に示す。横軸は修正流量、縦軸は全圧比、パラメータ M_t はインデューサ先端周速度の見かけのマッハ数である。羽根車のポリトロープ全圧効率 η の等高線を細線で示す。特性曲線の左端がインデューサ失速限界状態に相当する。

後傾羽根車の効率はやや離れた運転状態で最高であり、インデューサ失速限界で最高となる径向き羽根車の場合よりも運転上有利である。後傾羽根車で $M_t = 1.041$ の場合に、チョークからインデューサ失速までの流量範囲はチョーク流量の17%に達し、径向き羽根車の11%に比べてかなり流量域が広い。一方、同一の圧力比を達成する場合には、後傾羽根車は径向き羽根車に比べて回転数を高める必要があるから、インデューサに対する流入マッハ数が大きくなりやや不利である。径向き羽根車の $M_t = 1.041$ にほぼ匹敵する全圧が得られるのは後傾羽根で

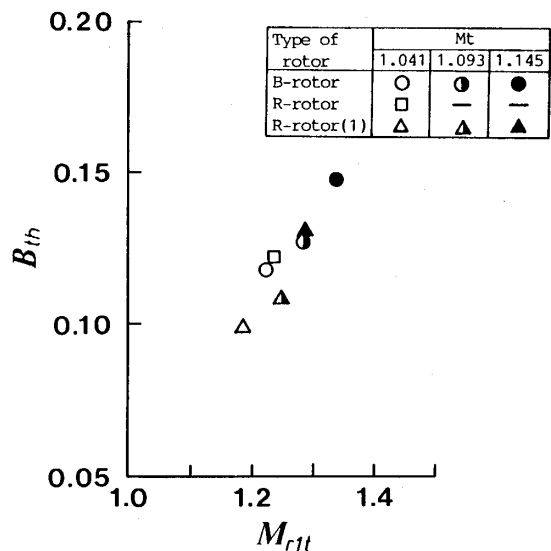


Fig. 4 Choked flow condition, M_{rtt} = Inflow Mach number at inducer tip, B_{th} = blockage at inducer throat

は $M_t=1.145$ の場合で流量範囲は12%に減少する。しかしながら羽根車出口の絶対マッハ数は後傾羽根車の方がかなり低いので、ディフューザ効率にかなりの差が生じ、その後傾羽根車の M_t を下げれば運転範囲が拡大できる。

4.3 チョーク流量

図4は本実験で実測されたチョーク流量と喉断面積および自乗平均半径の代表流れとから喉断面のせばまり率を求めたものである。チョーク流量に大きな影響を及ぼす喉部断面積のせばまり率は、超音速流入では喉に向かって減速されるのでその流入マッハ数の増加に比例する形でせばまり率が大きくなることを実験的に示した。このことは超音速流入の場合に流量範囲が狭くなる原因の一部である。

4.4 インデューサの失速限界

インデューサ失速限界状態でのインデューサ先端における一次元理論による流入相対マッハ数 M_{rt} と入射角 i_{tt} の関係を図5に示す。インデューサの失速限界における M_{rt} と i_{tt} の関係は羽根車によって異なる曲線上にある。インデューサの失速限界は一般に翼負圧面の境界層のはく離に基づくものであるが、超音速流入の場合には衝撃波と境界層との干渉がはく離の原因となる。この境界層のはく離限界は衝撃波の強さで定まり、それは流入する翼負圧面上のマッハ数で定まるが、その値は翼の反り角とともに増大するから、反りの小さい翼ほど失速限界となる流入マッハ数や入射角は大きくなる筈であり、図5はこのことを示してい

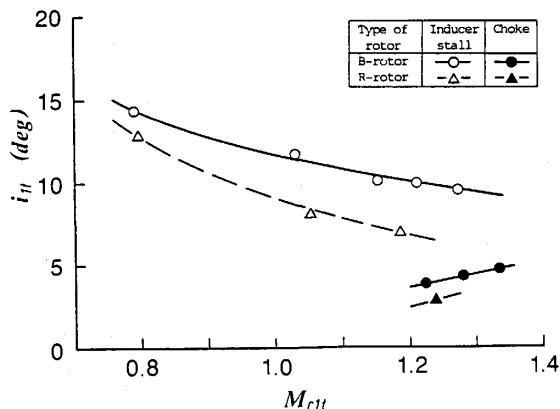


Fig. 5 Inducer stall condition, M_{rt} =Inflow Mach number at inducer tip, i_{tt} =incidence angle at inducer tip

る。なお、後傾羽根車の翼数は径向き羽根車の翼数よりも少ないが、それにも拘らず失速が起きにくい事実もインデューサの反り角が失速限界に大きな影響を及ぼすことを示している。従って、失速限界を支配するパラメータとしては、流入マッハ数と入射角に加えて、第3のパラメータとして翼先端から喉部までの反り角に関連する量が必要である。しかし、実験データが少なく、はく離限界における衝撃波の位置や衝撃波上流のマッハ数などが定量的には求まらないので、現時点では反り角を設計の基準とするにはまだ問題が多い。

喉部を通過するマッハ数が変化しても喉部の有効断面積が一定ならば、インデューサの反り角とは無関係に流量の変化は僅かであるから、チョーク流量と失速するときの流量との差を大きくするには、流量が減少するとともに境界層による喉部のせばまり率が大きくなる必要がある。境界層は厚いけれどもはく離しないという流れの場を作ることは容易ではないが、今後の研究の方向が明らかになったといえよう。

5. ディフューザ²⁾³⁾

遠心送風機のディフューザの一部として弦節比がはなはだ小さい円形翼列を用いたところ、広い流量範囲でかなり高い圧力回復率が実現できた⁴⁾。後傾羽根を

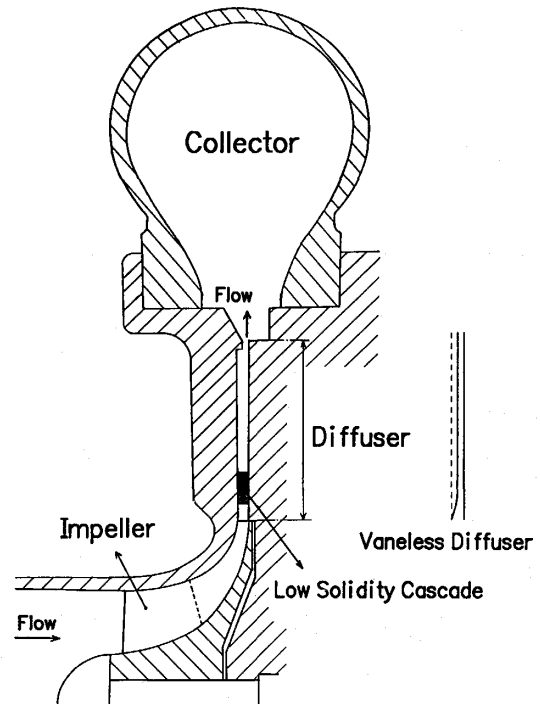


Fig. 6 Compressor test rig with low solidity cascade diffuser

有する遷音速遠心羽根車と弦節比が0.69の二重円弧翼からなる直線翼列を等角写像して得られる小弦節比円形翼列ディフューザとの組合せにおいても、高効率で広い運転範囲が得られることを示す。

5.1 試験ディフューザ

ディフューザを含む圧縮機試験装置の子午面形状を図6に示す。円形翼列は平行壁間に設けられており、翼列先端の半径位置は154mmで、羽根車出口半径の1.1倍である。翼列の設計に当っては、そり角10度、最大厚み比4%の二重円弧翼形を採用した。この翼を弦節比0.69、食違い角69度に取り付けた直線翼列を翼数11枚の円形翼列に等角写像したSVD 69翼列と、食違い角が72度のSVD 72翼列とを作製した。SVD 69翼列の形状を図7に示す。比較のために、羽根なしディフューザ (VLD) についての特性試験も行った。

5.2 圧縮機特性

圧縮機全体の特性曲線を図8に示す。縦軸 P_4/P_0 は全圧比、 η_c は圧縮機全体の断熱全圧効率である。 $M_t \geq 1.041$ では、特性曲線はディフューザによらず修正回転数毎に右端の同一流量で垂直になっており、流れはインデューサでチョークしている。これは翼列に喉部を形成しない小弦節比円形翼列ディフューザの大きな特徴の一つといえる。一方、特性曲線の左端は圧縮機のサージ限界状態に相当し、下図の圧力比-流量特性曲線にはサージ線を細線で示している。羽根なしディフューザのサージ線に比べて、SVD 69、さらにSVD 72とサージ線は全体的に少流量側に移動し流

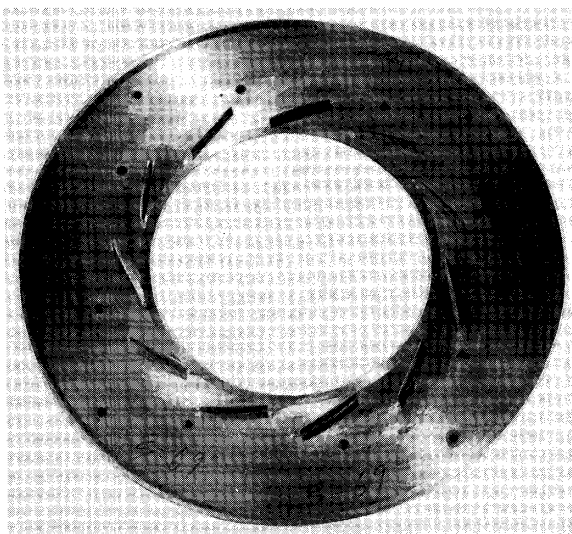


Fig. 7 Cascade diffuser (SVD69)

量範囲が広がっている。特に圧力比が高い場合にその変化が顕著である。圧力比6.5の場合を例にとれば、流量範囲は最大流量に対してVLDではわずか3.6%に過ぎないが、SVD 69では11.1%、SVD 72では17.0%とVLDに比べてそれぞれ約3倍および約4.7倍と大幅に改善されている。

$M_t \leq 1.041$ では、圧力比は異なるが、ディフューザによらずサージ限界流量はほぼ一致し、なおかつ本羽根車単体のインデューサ失速限界流量とも一致しており、サージングの原因は羽根車にある。一方、 $M_t \geq 1.093$ のサージ限界流量はインデューサ失速限界流量よりも大きく、サージ限界流量にディフューザによる差が認められる。従って、サージングの原因はディフューザにあると判断される。

円形翼列ディフューザを備えた圧縮機効率は流量の広い範囲で羽根なしディフューザよりも高く、効率の最高値は羽根なしディフューザの0.75からSVD 69の

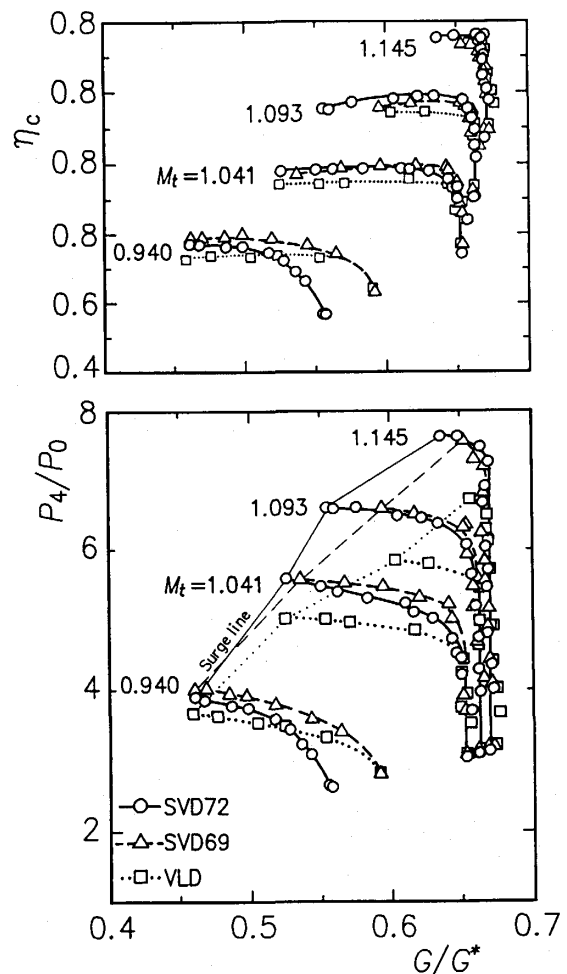


Fig. 8 Characteristics of compressor

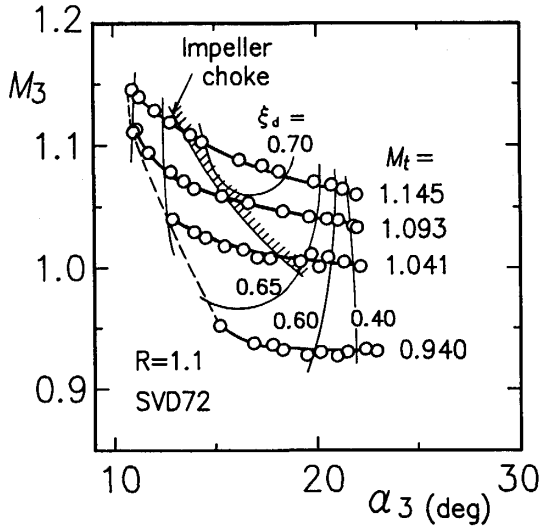


Fig. 9 Flow condition at cascade inlet (SVD72)

0.80, SVD 72 の0.79 にそれぞれ改善されている。すなわち、本円形翼列ディフューザは圧力比、効率、運転範囲ともに羽根なしディフューザに比べて、格段にすぐれた圧縮機特性が得られた。

5.3 翼列入口流れ

図9は、翼列先端半径位置における流れ角 α_3 とマッハ数 M_3 の関係を示す。なお、羽根車のチョーク領域とディフューザの圧力回復率もあわせて示されている。-2~-3度の負の入射角の時、圧力回復率 ξ_d は最大である。一方、羽根車単体の最高効率点はいずれの回転数においてもチョーク状態に近いところにある。従って、羽根車との適合性を良好にしようとするれば、設定マッハ数に応じて食違い角を選定することが大切である。

なお、超音速流入状態では当然衝撃波の発生が予想されるが、円形翼列ディフューザの圧力回復率は流入角の広い範囲にわたって良好で、流入マッハ数の増加とともにむしろ圧力回復率はわずかに増大する傾向があり、超音速流用ディフューザとしても広い流量範囲での高い性能が期待できることを示した。

5.4 翼負荷特性

翼面8点および翼の根元14点に設けた静圧孔から得られる翼周りの圧力分布から翼負荷特性(図10)を調べた。その結果、翼の迎え角 α^* -揚力係数 C_L 特性は翼列の食違い角ならびに流入マッハ数によらずほぼ一本の直線で表わされること、さらに圧縮機サージ

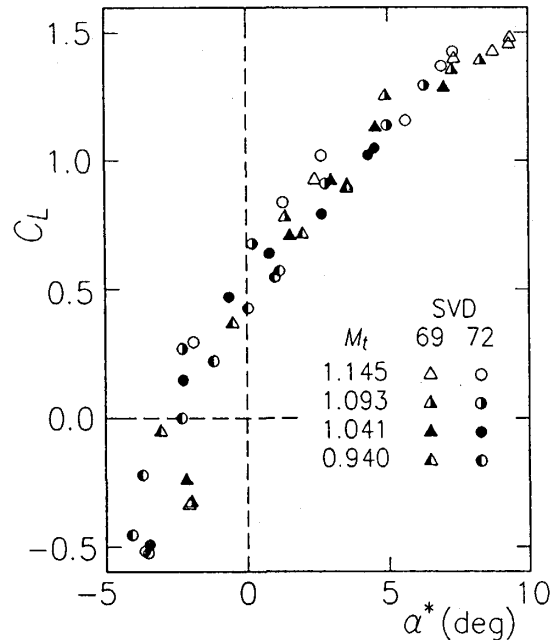


Fig. 10 Lift characteristics of cascade vane

グの原因がディフューザにある場合でも、揚力係数の最高値は1.5にも達しており、翼は十分な働きをしていることを明らかにした。

6. 内部流れと衝撃波

6.1 インデューサ部の衝撃波¹⁾

シュラウド面上で軸方向の4点A, B, C, D(図1)で測定されたチョークの運転状態#2(図3(a))とインデューサ失速に近い運転状態#3における圧力波形と、これらの各圧力波形から推定される衝撃波の形状を図11に示す。チョーク状態D点の圧力波形には翼間に2個の山が認められる。羽根の負圧面に近い低い山は前方衝撃波に対応し、圧力面に近い高い山は通路内の衝撃波に対応する。一方、インデューサ失速に近い運転状態についてB点における圧力波形の急上昇部分は運転状態#2のD点の場合ほど明確ではないが、勾配の急な部分が2個認められる。衝撃波の位置を比較すれば、吐出圧が上昇することによって、通路内衝撃波は前縁近傍まで、又前方衝撃波も上流に移動して垂直衝撃波となっていることがわかる。

一方、同じ運転状態#2および#3で、L2Fを用いて自乗平均半径における流れの様子を詳細に計測し、衝撃波近傍の流れの様子を明確に捉えることができた。測定で得られた相対速度ベクトルの翼間分布および衝撃波の位置を図12に示す。図12(b)の斜線で示す衝

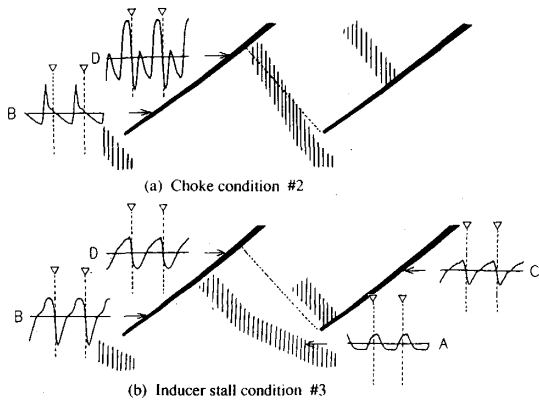


Fig. 11 Shroud pressure variation between blades and generation of shock wave at inducer inlet

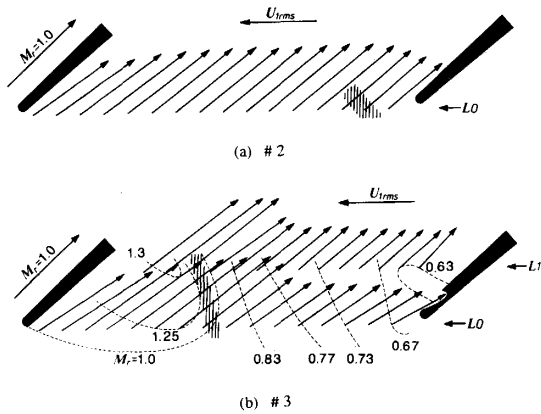


Fig. 12 Relative flow vectors between blades by L2F measurement at RMS radius

衝撃波の下流では相対速度が音速以下に急減速されている。チョーク状態#2では衝撃波の位置が翼前縁の圧力面に極めて近いのに対して、インデューサ失速に近い運転状態#3ではほぼ翼間中央に位置している。これは、羽根車入口の自乗平均半径位置においても、図11のシュラウド面における圧力波形の観察結果と同様に、吐出圧力の増加とともに衝撃波が上流に移動することを示している。また、自乗平均半径での衝撃波の位置と図11のシュラウド面に沿っての衝撃波の位置とは大きくずれており、衝撃波が三次元的に振れていることを示した。

6.2 円形翼列翼間の衝撃波の構造⁵⁾

SVD 69 の場合の (a) ディフューザ最高効率点 (PE) および (b) サージ限界流量 (NS) について、翼間側壁面上の9点および翼面22点の測定圧力を基に得られる翼間の等マッハ数線図を図13に示す。

圧力面に沿っては全て亜音速流であるが、負圧面に

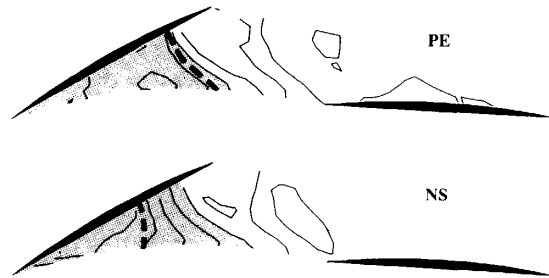


Fig. 13 Contour map of Mach number in cascade, $M_t=1.145$, SVD69

沿っては増速し、薄い網掛けの範囲では超音速流れになっている。この領域の中で、最大マッハ数のすぐ下流には等マッハ線の間隔が他に比べて密な部分があり、これを衝撃波とみなして、太い破線で示してある。本ディフューザ翼のように先端が鋭い翼形においては、翼前縁に付着衝撃波が生じる可能性は高いと思われたが、衝撃波の発生のメカニズムは翼負圧面での膨張波によるもので、特に翼前縁による衝撃波は認められなかった。流量の減少とともに翼負圧面上の垂直衝撃波が垂直衝撃波のまま前方に移動しかつ衝撃波前方のマッハ数が大きくなっている。

ところで、断面積一定の管内における垂直衝撃波と境界層の干渉においては、乱流境界層のはく離は、上流マッハ数が約1.2を超える場合に起こり、それ以下では起こらないといわれている。本翼列ディフューザの場合、翼負圧面上の半開放部で上流マッハ数が1.4を超えており、翼負圧面に発達する境界層のはく離限界に近いものと思われる。ただ管内流の場合に比べて、側壁面に沿っての二次流れによって翼面境界層が吸い出されること、あるいは衝撃波と側壁境界層との干渉による三次元構造の効果によってはく離が遅れるものと思われる。

6.3 遷音速圧縮機と衝撃波

遷音速遠心羽根車は相対流れが、一方ディフューザでは流入流れが超音速であるために、衝撃波が生じることは避けられない。圧縮機にとって衝撃波そのものは圧力上昇という観点ではむしろ好ましい現象であるが、衝撃波が翼面の境界層と干渉してはく離を生じれば話は別である。従って問題は一旦生じた衝撃波をいかに制御して流れ場全体に悪影響が広がることを防止するかである。超音速翼列風洞実験の資料は少しは参考になるが、実際の複雑な流れとは対応しないので、

衝撃波に対する対策を立てるには、まず衝撃波の現象を知る必要があり遷音速遠心羽根車およびディフューザについての実験的研究を必要とする。レーザ流速計は衝撃波を含めて羽根車内部流れの詳細な計測が可能でありレーザ計測法が衝撃波位置決定に適していること、およびシステムの改善を図れば計測時間がもっと短縮できること、さらにシュラウド面の翼間圧力分布と比較することにより翼先端付近の衝撃波の様子がより詳細に理解できることに着目して、問題点を失速限界状態における三次元衝撃波に問題点を絞って詳細な計測を行っている。さらに、ディフューザ翼列内の衝撃波についてもレーザによる計測を計画中である。

7. 羽根車翼端すきまの影響⁶⁾

ターボ圧縮機の羽根車の多くは回転シュラウドを備えておらず、羽根車の翼端とケーシング壁との間にできるすきまによって圧縮機性能は低下する。従って、ターボ機械を設計する際には、翼端すきまの寸法の影響を正しく推定することが大切であり、そのための経験式がいくつか提唱されている。

遠心羽根車の翼端すきまの影響は、通常羽根車出口におけるすきま/翼高さ比に関係づけて、実験的に調べられている。高圧力比遠心圧縮機羽根車にはインデ

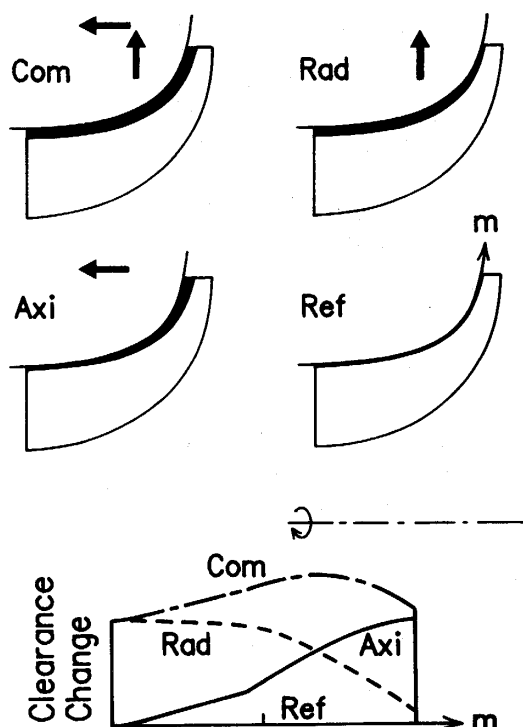


Fig. 14 Three types of tip-clearance distribution

ューサ部があるにもかかわらず、遠心羽根車の翼端すきまの影響を調べる実験では、実験の容易さから、ただシュラウドケーシングを羽根車に対して軸方向に移動してすきま寸法を変えることが多い。この場合、羽根車出口部の翼端すきまは変化してもインデューサ部の翼端すきまはほとんど変化しない。一方、実機においては出口の軸方向すきまとインデューサ部の半径方向すきまとは同じ程度の値にすることが多い。従って、半径方向すきまは一定のままで軸方向すきまのみを変えて得られた実験結果を、そのまま一様すきま分布の場合にも適用できるものか否かは予め検討しておくなければならない。

そこで、シュラウドに沿った翼端すきま分布が遠心圧縮機性能低下量に及ぼす影響について、圧力比6の遠心圧縮機を例にとり、翼端すきまに基づく圧力損失に関する理論式⁷⁾⁸⁾を用いて、数値的に論じた。その結果、すきまをシュラウドに沿って一様に変化させた場合の効率低下量は、軸方向のすきまのみを変化させ

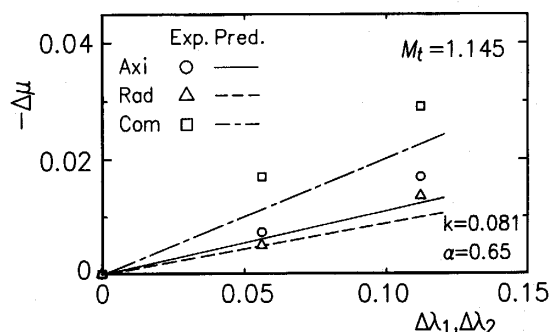


Fig. 15 Prediction and measured decrement of input head due to three types of tip-clearance change

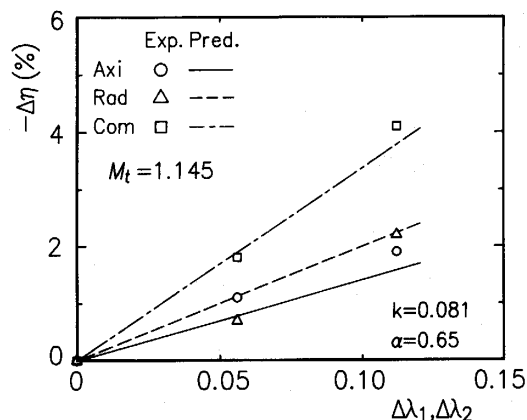


Fig. 16 Prediction and measured efficiency drop due to three types of tip-clearance change

た場合の2倍以上であった。すなわち、羽根車出口の翼端すきまだけを変化させて性能低下量を評価した実験資料を採用して不用意に実機の性能を推定すれば、すきまによる性能低下量を甚だしく過少評価する危険性があることを報告した。

このことを実験的に確認する目的で、本羽根車を用いて、シュラウドに沿う3種類の翼端すきま分布について実験を行った。すなわちすきま分布は、インデューサ部のシュラウドケーシングの切削による半径すきまの変化 (Rad), シュラウドに相対的な羽根車の軸方向移動による軸方向すきまの変化 (Axi), およびこれら二つの方法の組合せ (Com) の3種類である。実験の最小すきま寸法は羽根車入口から出口まで0.5mmで一様であり、この状態を基準とした。図14に3種類の翼端すきま分布を示す。また、すきまが羽根車の入口から出口に向かって変化する様子を下図に示す。

翼端すきま増加に伴う入力および羽根車効率の低下量の測定結果を、基準すきまの場合の最高効率点に相当する修正流量について求め、予測値と比較した (図15および図16)。横軸の $\Delta\lambda$ はすきま寸法の増加量と出口翼高さの比である。入口部の半径方向すきまによる入力あるいは効率など羽根車性能の低下量は出口付近の軸方向すきまによる低下量と同程度かそれ以上であり、二つを組み合わせたほぼ一様なすきま分布での低下量は明らかに個々の場合よりもはるかに大きい。すなわち、シュラウドに沿ってすきまが一様に増大する場合の効率低下率は通常の遠心羽根車の実験で行われている軸方向にすきまを変化させて得られる低下率の約2倍となることを明らかにした。

高圧力比用後傾羽根車における入力の変化は主に羽根車出口におけるガス密度の変化によるものである。圧力比はすきま比の影響を入力の低下と効率の低下の両方を通して受けるので、それだけ顕著である。運転範囲に関しては、すきまの増大とともに、チョーク流量は吸込管の増大によって増加する程度であるが、サージ流量はもっと増大する傾向が見られるから、それだけ運転範囲は狭くなることを示した。また、本実験の3種類のすきま分布全てについて、文献7), 8)の式を用いて羽根車効率および入力に及ぼす翼端すきまの影響をほぼ予測できることを明らかにした。

8. おわりに

フロン R12 を作動媒体として、遷音速遠心圧縮機 (回転数19,000 rpm, 圧力比10) の羽根車およびデ

ィフューザに関する実験的研究についてその概要を述べた。さらに、後傾羽根車の運転範囲を支配するパラメータについての詳細な研究や、羽根車の失速の機構および検知法・予知法についての研究を進めている。また、小弦節比円形翼列を超音速ディフューザについても、翼の作用や衝撃波の挙動などを詳細に検討している。さらに、代替フロンを作動媒体として用いて基本物性の違いによって効率・運転範囲などの圧縮機特性や内部流動・衝撃波がいかに変化するかについても研究を進めている。なお、レーザ流速計についても、光ファイバあるいは半導体レーザを用いたシステムを開発中であり、やがて本研究への適用が期待される。

一連の研究の一部は、文部省科学研究補助金 (昭和60~61年度試験研究59850033, 昭和62~63年度一般研究C 62550134, 平成元年度一般研究C 01550151, 平成2年度一般研究C 02650138, 平成3年度一般研究C 03650151) の援助を受けた。また、総合理工学研究科熱エネルギーシステム工学専攻の本研究室出身の修士学生諸君の尽力に謝意を表します。

本試験装置は昭和46~48年に大型設備として妹尾泰利教授 (現名誉教授) を中心に導入されたものである。以来今日まで、昭和56年度の筑紫キャンパス移設を経て、種々の研究テーマで稼働を続けている。平成3年度には台風による受電設備、冷却塔などの屋上設備に被害があったものの、修理整備して現在正常に稼働中である。今後も多数のテーマをかかえており、その成果については国内はもとより国外からも期待がよせられている。

参考文献

- 1) 速水, 妹尾, 中島, 日本機械学会論文集, 53-486, B (1987), 489.
- 2) 速水, 妹尾, 宇都宮, 長谷川, 河口, 日本機械学会論文集, 53-511, B (1989), 758.
- 3) 速水, 澤江, 中村, 河口, 日本機械学会流体工学部門講演会論文集, 910-50 (1991), 239. 日本機械学会論文集投稿中.
- 4) 妹尾, 速水, 植木, 日本機械学会論文集, 45-396, B (1979), 1098.
- 5) Hayami, H., Sawae, M., Nakamura, T., Kawaguchi, N., ASME Paper (1992), (to be published).
- 6) 速水, 妹尾, 長谷川, 日本機械学会論文集, 56-529, B (1990), 71.
- 7) 妹尾, 石田, 日本機械学会論文集, 52-475, B (1986), 1060.
- 8) 妹尾, 石田, 日本機械学会論文集, 52-473, B (1986), 386.