遷音速遠心圧縮機の性能に及ぼすインデューサ反り角の影響*

速 水 洋^{*1}, 梅 本 歩^{*2}
伊 東 克 敏^{*3}, 河 口 宣 勝^{*1}Effects of Camber of Inducer on Performance
of a Transonic Centrifugal CompressorHiroshi HAYAMI, Ayumu UMEMETO,
Katsutoshi ITOH and Nobumasa KAWAGUCHI

Two types of transonic centrifugal impellers with a slight variation in the inducer blade camber were tested to clarify their effects on the stall and the choke. Regarding choke, the inducer-throat blockage decreased and the choke flow rate increased in spite of a smaller throat area for the lower cambered inducer blade. Regarding inducer stall, the inducer blade camber affected the critical incidence angle against the inducer tip especially at low rotor speeds. Two impellers were also tested in combination with a low-solidity cascade diffuser, and the lower cambered blade impeller realized a wide compressor operating range especially at high rotor speeds.

Key Words: Fluid Machine, Turbomachinery, Compressor, Transonic Compressor, Centrifugal Compressor, Vaned Diffuser, Stall, Surge, Choke

1. ま え が き

ターボ圧縮機の圧力比が単段で4を超えると羽根車への相対流れやディフューザへの流れは超音速となり、運転状態のわずかな変化で性能がはなはだしく低下するため一般に運転できる流量範囲は狭い。圧縮機の最大流量は羽根車インデューサまたはディフューザのチョークで定まり、一方、最小流量はサージで定まる。サージは圧縮機を含む管路系全体の不安定現象であるが、一般に圧縮機の吐出し圧力が流量の減少とともに減少し始める限界流量とサージ限界との間には密接な関係があり、その限界流量は羽根車またはディフューザ内で流れが翼表面からはく離し始めるときとみられている。例えば、流入するマッハ数が1を超えると、凸面の翼負圧面上に膨張波が発生し、下流に向かって増速され、強い衝撃波が発生する。羽根車インデューサの失速は翼負圧面の境界層はく離に基づくものであるが、超音速流入の場合にはこの衝撃波と境界層

との干渉がはく離の原因となる。このはく離限界は入射角、流入マッハ数に加えて翼前縁からのど部までの反り角の影響を受ける⁽¹⁾。ただし、文献(1)では、反り角に加えて翼数および羽根車出口角が異なっていた。

本研究では、インデューサの反り角だけをわずかに変えた2種類の羽根車について特性試験を行い、インデューサ反り角が圧縮機特性、特に流量範囲に及ぼす影響について検討した。

2. 記 号

B_{th} : インデューサのど部のせばまり率
 G : 質量流量
 G^* : 吸込管チョーク流量
 i_{it} : インデューサ先端における入射角
 M_{rit} : インデューサ先端流入相対マッハ数
 M_t : インデューサ先端マッハ数
 P_0 : プレナム全圧
 P_2 : 羽根車出口全圧
 P_4 : 圧縮機出口全圧

3. 実験装置および実験方法

実験装置はフロン R 12 を用いた閉ループ形圧縮機試験装置で、15 000～18 500 rpm の四とおりの回転速

* 原稿受付 1995年4月17日。

^{*1} 正員、九州大学機能物質科学研究所 (〒816 春日市春日公園6-1)。^{*2} 正員、東陶機器(株)技術本部 (〒802 北九州市小倉北区中島2-1-1)。^{*3} 正員、西日本旅客鉄道(株) (〒564 吹田市目黒町1-1)。

度について実験を行った。圧縮機の子午面形状を図1に示す。本研究では、羽根車の反り角の影響を調べるために、半径比1.1の絞り形羽根なしディフューザ(SVLD)⁽¹⁾を組み合わせた羽根車単体についてと、同一の小弦節比円形翼列ディフューザを備えた圧縮機についての特性試験を行った。

供試羽根車は2種類で、いずれも同一の子午面形状を有し、外径280 mm、出口幅8.9 mm、インデューサ

直径172 mmで、主羽根と中間羽根がそれぞれ15枚、後傾角が40°の開放形羽根車である。シュラウド子午線に沿っての羽根角 β_b の分布を図2に、また2種類のインデューサ形状の比較を図3に示す。羽根車の入口角は55.5°で、前縁からのど部($m/m_i=0.14$)までの翼の反り角は、羽根車Bの5.0°に対して、羽根車Aでは2.4°と約半分である。なお、羽根車Aでは、のど部までの反りが小さいため、のど部断面積は羽根車Bに比べて2.1%小さい。

4. 実験結果および考察

4.1 羽根車特性 羽根車単体の特性曲線を図4に示す。横軸 G/G^* は質量流量と吸込管のチョーク流量の比で、縦軸 P_2/P_0 はプレナム圧力に対する羽根車出口全圧比である。パラメータ M_t はインデューサ先端周速度とプレナム全温に基づくマッハ数である。羽根車出口は超音速流れであるために全圧プローブを挿入することを避け、圧縮機出口で計測した全温を羽根車出口全温とし、羽根車出口で測定した壁面の静圧とオリフィス流量とから流速および全圧を求めた。なお、計算においては羽根車出口のせばまり率は、翼厚さと翼端すきま部による有効通路の減少を考慮して⁽²⁾、0.15とした。特性曲線には二つの特徴が認められる。一つは反り角を小さくすることによってインデューサ失速限界が低流量側へ移動すること、二つめはチョーク流量が増大していることである。

4.2 インデューサ失速限界 インデューサ失速限界を論じる場合には、衝撃波を考慮にいたれた三次元的な取扱いが必要であるが、この解析は容易ではな

Fig. 1 Meridional profile of test compressor

Fig. 2 Blade angle along meridional length (β_b : blade angle, m/m_i : meridional length ratio)

Fig. 3 Two types of inducer camber

Fig. 4 Characteristics of impeller

い、ここでは簡単のために流れを一次元的に取扱った。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流入相対マッハ数 M_{rt} と入射角 i_{it} の関係を図5に示す。また図5中にはチョーク状態における M_{rt} と i_{it} の関係を参考のために示す。

図5によれば、羽根車 A, B のインデューサ失速限界における入射角の差は低速回転の $M_t=0.940$ では 2.1° であり、のど部までの反り角の差と同程度である。高速回転ほどその差は順次減少し、流入マッハ数が約 1.3 では両者がほぼ一致しており、高速回転では反り角よりも入射角が重要な因子となる。 $M_t \geq 1.041$ では流入相対マッハ数は 1 を超えており、流れは翼負圧面に沿って増速され強い衝撃波が発生するが、この衝撃波は流量の減少とともに前方に移動する⁽¹⁾。すなわち、失速限界状態では衝撃波の位置が翼前縁に近づけば、はく離点までの反り角は小さく、反り角の影響が減少することが予想される。インデューサ失速の原因がこの衝撃波と境界層の干渉によるはく離であれば、衝撃波の位置およびその強さが重要な役割を果たす。 $M_t=0.940$ での衝撃波の発生は確認されていないが、減速に伴う翼負圧面境界層のはく離が失速の原因とすれば、のど部までの反り角の差が失速限界入射角の差となって現れたものであろう。

4.3 インデューサのチョーク流量 インデューサに対する流れの相対速度や相対全温は半径位置により異なるが、実際にはそれらの変化を考慮せずに単純に 2 乗平均半径における流れで代表させて、のど部断面を音速で流れるとして理論チョーク流量を定め、実験値との相違は境界層によるのど部断面のせばまりであるとみなすのが普通である⁽¹⁾。

図6は本実験で計測されたチョーク流量から上記の方法で求めたのど部断面のせばまり率 B_{th} を示したものである。反りの大きな羽根車 B は、のど部が $12 \sim 15\%$ せばめられている。それに対して、羽根車 A

は反りを小さくすることで、せばまり率がいずれの流入マッハ数に対しても、羽根車 B に比べて 3% 減少した。この 3% 減少の内容は、反りが小さい羽根車 A ののど部断面積が羽根車 B に比べて 2.1% 小さいにもかかわらず、チョーク流量が約 1% 増えたことによるものである。

羽根車 A, B いずれの場合も流入マッハ数 M_{rt} の増加に比例してせばまり率は増加している。超音速流入の場合、翼前縁からのどに向かう流れは減速流であり境界層は厚くなる⁽¹⁾。一方、のど部前方には衝撃波が発生するが⁽¹⁾、この衝撃波と翼負圧面の境界層との干渉によってせばまり率が変わるものとするれば、反り角が小さいほど上流マッハ数は小さく衝撃波との干渉によるせばまり率が小さくなったものと思われる。

4.4 圧縮機特性 小弦節比円形翼列ディフューザ SVD 72⁽³⁾⁽⁴⁾ を備えた圧縮機の特特性曲線を図7に示す。縦軸 P_3/P_0 は全圧比である。圧縮機のチョーク流量は羽根車単体でのインデューサチョーク流量と同一である。

特性曲線の左端は圧縮機のサージ限界流量に相当し、サージ線を細線で示している。比較のために、羽根車単体の場合のインデューサ失速限界流量を矢印で図7中に示す。羽根車 A のサージ線は特に高速回転では羽根車 B のサージ線より少流量側に移動し、羽根車 A のチョーク流量の増大と合せて、羽根車 A の運転できる流量範囲は羽根車 B に比べてかなり広がっている。圧力比 7.5 の場合を例にとれば、流量範囲はチョーク流量に対して羽根車 B では 9.7% であるが、羽根車 A では 14.8% と約 1.5 倍改善された。

4.5 圧縮機のサージ限界 図7の圧縮機特性曲線によれば、羽根車 B の $M_t \leq 1.093$ におけるサージ限界流量はインデューサ失速限界とほぼ一致しており、サージングの原因はインデューサである。しかし、 $M_t=1.145$ の高速回転においては、羽根車 B と SVD

Fig. 5 Relative flow condition to inducer tip at critical condition of inducer stall

Fig. 6 Blockage factor in inducer throat at choked condition

Fig. 7 Characteristics of compressor
(low solidity cascade diffuser SVD72)

72 を組み合わせた圧縮機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、サージングの原因はディフューザであった。一方、羽根車 A のサージ限界流量はすべての回転数でインデューサ失速限界と一致しており、サージングの原因はインデューサ失速と判断される。すなわち、ディフューザが原因の高速回転におけるサージングが、羽根車インデューサの反り角を小さくすることによって改善されたわけで、その結果、運転できる流量範囲が大幅に広がった。なお、これらの議論は円形翼列ディフューザの食違い角が 3° 小さな SVD 69⁽³⁾⁽⁴⁾ の場合についてもそのまま当てはま

る。

羽根車インデューサの反り角が下流のディフューザに及ぼす影響の程度や因果関係は明確ではないが、インデューサの反り角を小さくすることによって羽根車の流量に対する特性がより安定化することにより、ディフューザが失速しても圧縮機がサージングに入らない可能性があることを示唆している。これはディフューザと羽根車の両方ともが失速しなければサージにならないとする報告⁽⁵⁾と合致する。

5. ま と め

遷音速遠心羽根車インデューサの前縁からのど部までの反り角を小さくすることによって、インデューサ失速限界は少流量側へ移動する。流入するマッハ数の増大とともに流れのはく離がインデューサ前縁近くで起こるため、失速限界の移動量は小さく高速回転での失速限界は入射角に支配される。インデューサの反り角が小さな羽根車と小弦節比円形翼列ディフューザとを組み合わせた圧縮機のサージ限界流量はインデューサ失速限界流量に匹敵し、チョーク流量の増大と合せて、運転できる流量範囲は大幅に改善された。

文 献

- (1) 速水洋・妹尾泰利・中島晃治, 機論, **53** 486, B(1987), 489.
- (2) 妹尾泰利・石田正弘, 機論, **52** 473, B(1986), 386.
- (3) 速水洋・妹尾泰利・宇都宮浩司・長谷川浩・河川宣勝, 機論, **55** 511, B(1989), 758.
- (4) 速水洋・澤江正行・中村高紀・河川宣勝, 機論, **58** 550, B(1992), 1776.
- (5) Yoshinaka, T., *Proc. Tokyo Joint Gas Turbine Congr.*, **46**(1977).