ケーシングトリートメントの
失速マージン改善機構に関する研究*

(第1報, 周方向平均内部流の計測結果と二次元理論による検討)

柳田 光昭^{*1}, 高田 浩之^{*2}A Study on the Mechanism of Stall Margin Improvement
of Casing Treatment(1st Report, Result on Circumferentially Averaged Internal
Flow Measurement and Discussion by 2-D Theory of Rotating Stall)

Mitsuaki YANAGIDA and Hiroyuki TAKATA

A study has been carried out experimentally as well as theoretically in order to understand the mechanism of stall margin improvement of casing treatment. A low-speed compressor equipped with a single rotor was used for the detailed measurement of the circumferentially-averaged-internal flow with and without casing treatment. Based on the experiment, the effect of casing treatment on total-pressure-loss characteristics of the blade row was discussed, and the result was incorporated into the theoretical analysis. Two-dimensional theory of the rotating stall, to predict the onset condition, was applied to each radial section in a stripwise method, and it was found that the agreement between the experiment and the theory was very good for all configurations, with and without casing treatment.

Key Words: Axial Compressor, Casing Treatment, Stall Margin, Rotating Stall, Turbomachinery

1. ま え が き

ケーシングトリートメントが軸流圧縮機や軸流ファンの失速マージンを改善することは良く知られている⁽¹⁾⁻⁽⁶⁾。最近では、トリートメントが失速マージンを改善する際の、その機構を調べることもいろいろ試みられており、主として、翼間流路内や翼列出口における流れの状況やトリートメントの溝内部における流れの様子を計測して、それらとの関連で改善機構を解明しようとする方向に努力がなされている。そしてその結果、トリートメントの溝内部には翼後縁側から上流側へ向かう再循環流が存在し、そのために翼間流路内下流部で低エネルギー流体の蓄積が除去されること⁽⁴⁾⁽⁶⁾再循環流が翼間流路内上流部で高速のジェットとして噴出すること⁽²⁾、あるいはそのために動翼腹面の圧力分布が変化すること⁽¹⁾などが失速マージンの改善に寄与するなどの推定がなされているが、しかし現状はなお明確な機構の解明にはほど遠い段階にあると言わなければならない。

ここで注意を要するのは、ケーシングトリートメントが失速マージンを改善するという場合の“失速”とは、普通、旋回失速の発生を意味することが多いということである。すなわち、失速マージンの改善とは旋回失速の発生を圧縮機低流量側へ遅延させることを意味する。したがって、この観点に立つとき、従来の研究において失速マージン改善機構の解明が模索の段階を脱し得ない大きな理由の一つは、旋回失速の発生機構と関連づけての考察が行われていなかった点にあると考えることができよう。もちろん圧縮機のケーシングと翼端付近とで形成される複雑な流れ場を含む三次元翼列に対する旋回失速の理論というものはまだ出現していない。しかし、二次元翼列における旋回失速の理論については過去多くの研究が行われており、いわば定形的な考え方というものができ上がっている。したがって、今後、ケーシングトリートメントが失速マージンを改善する機構を考え、三次元旋回失速の理論を構築していくに当たっては、従来の二次元旋回失速の理論との関連に注意を払って研究を進めていくことが必要であろう。

著者らも以前より、失速マージンの改善機構を明らかにすることを目的として、ケーシングトリートメントが軸流圧縮機の内部流に及ぼす影響を実験的に調べ

* 昭和61年11月27日 秋季ガスタービン講演会において講演。原稿受付 昭和63年11月25日。

^{*1} 正員, 東京大学大学院 (〒113 東京都文京区本郷7-3-1)。

^{*2} 正員, 東京大学工学部。

できている。本報では、そのうちから周方向平均流に関する実験結果を提示し、次いでそれに基づいて行った二次元旋回失速の理論を用いた検討の結果について報告する。

2. 実験装置と実験方法

図1に示す単独ロータを有する軸流圧縮機を用いてケーシング壁面のロータ先端に対向する部分にケーシングトリートメントライナを挿入して実験を行った。翼列流路部分は外径500 mm, 内径320 mmで、ロータはNACA 65系断面を有する36枚の動翼を有している。翼端間げきは0.6 mmである。

今回研究対象としたトリートメント形状は斜め溝形(SV-4C), 軸方向溝形(AV-4C)および周方向溝形(C-5)の3種類である(図2)。特にSV-4CとAV-4Cは、効率への影響や失速マージン改善率の値からみて実用的な形状であることが著者らの過去の研究結果⁽³⁾から知られている。以下、トリートメントを適用しない場合は“剛壁 (Solid wall)”と呼ぶことにする。剛壁および各トリートメントの場合の失速点流量, 失速マージン改善率, ロータ最高効率を要約して表1に示す。ただし, 失速マージン改善率は剛壁の場合の失速点流量を基準として次のように定義した。

失速マージン改善率

$$= 1 - \frac{\text{ケーシングトリートメント時の失速点流量}}{\text{剛壁時の失速点流量}}$$

表1 試験結果

Treatment configuration	Stall point mass flow kg/s	Stall margin improvement %	Maximum efficiency
Solid	4.56	—	0.886
C-5	4.43	2.9	0.880
AV-4C	4.15	9.0	0.876
SV-4C	4.08	10.5	0.874

図1 供試軸流圧縮機

ここで, 失速点流量はロータ上流にそう入した熱線風速計の出力を監視しながら, 圧縮機流量を一定の方式に従って徐々に減少させていき, 旋回失速が発生する直前の流量を失速点流量とすることにした。軸流圧縮機およびトリートメントライナに関する詳細については既報⁽³⁾を参照されたい。

次に, 実験方法について簡単に述べる。圧縮機流量は吐出し管途中に設けたベンチュリ管により計測し, 圧縮機全圧上昇はロータ中心線より上流側208 mm, 下流側410 mmの位置に設けたキールプローベの差圧から求めた。ただし, 上流側は合計4個のキールプローベを円周方向に90°ごとに流路中央にそう入してその平均値をとり, 下流側は半径方向7点のくし形キールプローベを円周方向8箇所になそう入して, その平均値をとった。また, 圧縮機内部流に関してはロータ中心線より上流側41.5 mm, 下流側52.5 mmの位置において, 五孔ピトー管を半径方向にトラバースして計測した。実験条件の設定および結果の整理はすべて15°C, 101.3 kPa{1 atm}の標準状態を基準として行った。

3. 実験結果

3.1 圧縮機全圧上昇 図3に圧縮機特性曲線を示す。ケーシングトリートメントを適用することにより失速点は低流量側へ移行するが, このとき同時に全

図2 トリートメントライナ

圧上昇も影響を受ける。すなわち、C-5 や AV-4C の場合には全圧上昇は流量全域にわたって剛壁の場合よりもやや低下する。一方、SV-4C の場合には高流量域 (例えば 5.7 kg/s) では剛壁の場合よりわずかに低い、低流量域 (例えば 4.7 kg/s) では両者はほぼ一致する。

3・2 内部流動の結果 ケーシングトリートメントを適用することによる内部流動の変化や、トリートメント形状による内部流動への影響の相違を五孔ピトー管を用いた計測結果から調べることにする。このとき高流量域の代表として 5.7 kg/s (剛壁の場合の圧縮機設計点流量) を、低流量域の代表として 4.7 kg/s (剛壁の場合の失速点流量よりやや多い値) を選ぶこととし、以下この二つの流量について内部流動の計測結果を示すことにする。

図 4 に軸流速度の半径方向分布を示す。図 4 から明らかなように、ロータ上流の軸流速度分布はケーシングトリートメントを適用することにより変化しない。このことは圧縮機流量の値には無関係である。一方、ロータ下流の軸流速度分布にはケーシング壁面に近い領域で、トリートメントを適用したことによる影響がみられる。まず高流量域においては、C-5 の場合ケーシング壁面に近い領域で軸流速度は剛壁の場合よりも減少している。AV-4C や SV-4C の場合には剛壁の場合に比べわずかに増加気味ではあるが、その差は非常に小さくほとんど同一であると言ってよい。ただし SV-4C の場合には壁面より少し離れたところで一部剛壁よりも軸流速度が減少している領域がみられる。次に低流量域においては、剛壁の場合壁面に近い領域では下流の軸流速度は上流に比べて減少する。しかし、AV-4C や SV-4C の場合にはこの領域における下流速度は上流に比べてほとんど変わらないかまたは増加している。これに対して C-5 の場合は下流の軸流速度は剛壁の場合よりもさらに減少している。

図 5 に絶対全圧の半径方向分布を示す。ロータ上流の全圧分布はケーシングトリートメントを適用することにより変化しない。一方、ロータ下流の全圧分布にはトリートメント形状による特徴的な相違が現れている。まず高流量域についてみると、ケーシング壁面に近い領域において、C-5 の場合ロータ下流の全圧は剛壁の場合に比べて減少するが、AV-4C や SV-4C の場合には壁面にごく近い領域での全圧は剛壁の場合とほぼ同一である。また、壁面より少し離れた領域や流路中央部付近では、いずれの形状であってもトリートメントを適用することによって全圧は剛壁の場合よりも減少している。これは AV-4C や SV-4C の場合にはロータ下流の静圧はほとんど変化しないが動圧が低下するためであり、C-5 の場合にはロータ下流の静圧の低下が大きな原因となっているようである。次に低流量域においては流路中央部およびハブ側の領域では全圧分布はトリートメントの影響を受けない。しかし、ケーシング壁面側の領域においては、トリートメントを適用することによってロータ下流の全圧は一般に剛壁の場合よりも高くなる。そして、その程度は SV-4C の場合特に著しく、AV-4C がそれに次ぎ C-5 ではあまり目立たない。また全圧の最大を生ずる半径方向位置は C-5 の場合には剛壁の場合よりもわずかにケーシ

図 3 圧縮機特性曲線

図 4 軸流速度

ング壁面側に移動し、AV-4CやSV-4Cの場合にはそれらよりもさらに壁面側に移動する。

図6に相対流出角の半径方向分布を示す。なお、本報には示さないが、相対流入角の半径方向分布はケーシングトリートメントを適用することにより変化しない。このことと上述の軸流速度や絶対全圧の測定結果を併せて判断すると、ケーシングトリートメントを適用することによりロータ上流の流れは影響を受けないものと考えることができる。

図6ではケーシングトリートメントによる相対流出角への影響をみることができる。高流量域においてC-5の場合壁面付近で流出角はわずかながら剛壁の場合よりも増加している。低流量域においてはトリートメントを適用することにより壁面付近の流出角は一般に剛壁の場合に比べて減少する。ただし、C-5の場合には壁面に極めて近いところでは流出角が剛壁の場合よりも増加する。これはAV-4CやC-5の場合には周方向相対速度はほとんど変化しないで軸流速度がそれぞれ増加または減少するためであり、一方SV-4Cの場合には周方向速度は剛壁の場合よりも増加するが、軸流速度の増加のほうがそれを上回っているためである。

4. 二次元理論による旋回失速発生点の検討

4.1 旋回失速の二次元微小変動理論 本節ではまず最も基本的な形の旋回失速の二次元理論を紹介する。図7に示すような無限に広い二次元流中におかれた、ただ一列の減速翼列を考える。流れは非粘性・非圧縮とし、翼列は y 軸に沿ったセミアクチュエータディスクで置き換えられるものとする。また、翼列の上流は渦なしの流れであり、かつ無限上流では以下に述べる変動がすべて消滅するものとする。無限下流では静圧一定の条件を課する。この翼列を通過する流れに旋回失速が発生するかどうかは翼列を通過する一様流の上に重畳した非定常微小変動流の時間的成長率を調べることによって知ることができる。いま、その非定常微小変動の時間 t と周方向座標 y に対する依存の形を

$$\exp[\mu t + i\omega(t - y/V_p)]$$

とおく(μ, ω, V_p は定数)。これは y 方向へ位相速度 V_p で伝ばしていく角振動数 ω の波動(この場合は旋回失速)が時間的には成長率 μ で増幅($\mu > 0$)または減衰($\mu < 0$)していく状態を想定していることに相当する。

また、翼列の定常特性を全圧損失係数 ζ と流出角 β_2 によって表すことにし、共に流入角 β_1 の関数と

図5 絶対全圧

図6 相対流出角

して与えられているものとする。ここで、全圧損失係数 ζ は翼列上・下流の全圧の差を、翼列上流の動圧 $\rho w_1^2/2$ で無次元化したもので次式で定義されるものとする。

$$\zeta = \left[\left(\frac{p_1}{\rho} + \frac{w_1^2}{2} \right) - \left(\frac{p_2}{\rho} + \frac{w_2^2}{2} \right) - c \frac{\partial w}{\partial t} \right] / \frac{w_1^2}{2}$$

ただし、 p は静圧、 w は翼列に相対的な速度、 ρ は密度、 c は翼弦長である。添字の1, 2はそれぞれ翼列上・下流を示す。上式において右辺第3項は翼列流路内の流体の慣性を表す。

このとき、簡単のために翼列特性の非定常な挙動(翼列流路内の流体の慣性や翼面境界層の時間遅れ)を無視すれば、計算の結果 μ および V_p はその無次元化された形が次式でそれぞれ与えられる。

$$\frac{\mu l}{\pi U} = \frac{\zeta'}{2} \tan \beta_1 \sec^2 \beta_1 - (\zeta + \sec^2 \beta_2)$$

$$\frac{V_p}{U} = \frac{1}{2} \left[\frac{\zeta'}{2} \sec^2 \beta_1 + \zeta \tan \beta_1 \right]$$

ただし、 $l = 2\pi V_p / \omega$ は微小変動の周方向波長、 U は一樣流の軸方向速度成分、 $\zeta' = d\zeta/d(\tan \beta_1)$ は全圧損失係数の $\tan \beta_1$ に対する変化の割合である。もし、 $\mu < 0$ であれば想定した微小変動は減衰していき、考える一樣流は安定である。すなわち旋回失速は発生しない。反対に $\mu > 0$ であればその一樣流は不安定であり非定常流が成長していく。 $\mu = 0$ がその境界を表し、結局これが旋回失速の発生点を与えることになる。 l は旋回失速の波長、 V_p は旋回失速の伝ば速度を表す。翼列の設計流入角付近では明らかに $\mu < 0$ であり旋回失速は発生しない。しかし、 β_1 が大きくなって二次元翼列という失速流入角付近に近づいていくと、 ζ と ζ' は急激に大きくなっていき、その際特に ζ' の増加が著し

く ζ に比べて1けたぐらい大きい値となる。このために、どこかで $\mu > 0$ の状態が実現され旋回失速が発生することになる。

4.2 全圧損失係数 ζ と ζ' 、特に ζ' は翼列における旋回失速の発生を支配する最も重要な特性量である。実験結果より算出した各半径断面ごとの相対全圧損失係数の相対流入角に対する変化の様子を図8に示す。ただし、翼列の入口と出口の対応点としては計測断面上の同一半径の位置をとった。一般に、斜め溝形や軸方向溝形トリートメントの場合には翼間流路内上流部で高速ジェットとして噴出した再循環流は主流より大きな周方向運動量をもって動翼の圧力面に衝突して余分の仕事を受けることが予想される。図8の全圧損失係数にはこの余分の仕事による全圧上昇の分が含まれていることに注意しなければならない。いわば図8の縦軸は見掛けの全圧損失係数というべき性質のものである。

図8によればケーシングトリートメントの形状によって、それぞれの ζ 特性に特徴的な相違が現れていることがわかる。そして、この相違は r (半径方向位置、ハブよりの距離を表す) ≥ 75 mmの領域で著しく、この領域がケーシングトリートメントによって特に影響を受けていることがわかる。すなわちAV-4CやSV-4Cの場合、同一の β_1 に対する ζ の値は剛壁の場合に比べて小さくなっている。SV-4Cの場合 ζ が小さくなる原因の一つとして上記の高速ジェットの衝突による余分の仕事が考えられ、本報には示さないがSV-4Cと同様に半径方向に 60° 傾いた溝をもつ別のトリートメント(文献(3)のS-DC)の場合には ζ が一部で負となるぐらいである。これに対してC-5の場合にはケーシング壁面近くで一般に ζ は剛壁の場合より大きくなる。さらに ζ が急増し出す β_1 は各トリートメントとも剛壁の場合よりも大きくなる。そして、AV-4CやSV-4Cの場合には ζ の著しい急増がみられる半径方向位置 r の値も剛壁の場合より大きくなる。

また、このようにC-5の場合の ζ 特性がAV-4CやSV-4Cの場合と異なっている点は、3.2節で述べた軸流速度、絶対全圧、相対流出角の場合と同様であり、周方向溝形のトリートメントが軸方向溝形や斜め溝形とは異なった機構で作動していることを示唆している。

4.3 二次元理論と実験結果との比較 図8の全圧損失係数とやはり実験に基づく相対流出角 β_2 を用いて、4.1節に示した旋回失速の成長率 μ を計算した結果を図9に示す。ただし、剛壁の場合および各トリートメント形状の場合のそれぞれに対して、おのおの

図7 二次元単独翼列

の失速点流量を含む3種類の圧縮機流量において、各半径断面に相当する二次元翼列における μ の値をその半径位置に対応させて示したものである。

四つの場合を通じて、実験で得られた失速点流量においては、動翼先端付近に $\mu > 0$ となるある広がりをもった領域がほぼ同様に存在することが明らかである。さらに、すべての場合において、圧縮機流量が失速点流量よりも2~4%大きくなれば全半径を通じて $\mu < 0$ となってしまうことも明らかである。このことより、旋回失速発生点の二次元理論による予測は実験結果と非常に良く一致するということができよう。また、この結果からみる限り、旋回失速発生の機構は圧縮機内部流れの周方向平均量に基づいた考察によってそのおおよそを論ずることができるように思われる。

次に、図9の μ の半径方向分布から、圧縮機流量を徐々に減少させていく場合に、ある一部の半径断面において $\mu > 0$ の領域が現れるようになって、他の大部分の半径位置においては $\mu < 0$ のままにとどまることがわかる。これは旋回失速発生のトリガとなるクリティカルな半径断面が存在することを意味し、その半径位置を図8の全圧損失係数のプロットでみると、いずれも特に大きな β_1 のこう配の現れる半径断面付近にあることがわかる。この危険断面は剛壁の場合 $r = 75$ mm付近にあり、これはちょうどケーシング壁面

境界層の外縁付近の位置である。トリートメントを適用した場合には危険断面はC-5の場合 $r = 77$ mm, AV-4CおよびSV-4Cの場合には $r = 80$ mm付近である。これによりケーシングトリートメントは剛壁の場合の危険断面に作用を及ぼしてその付近での全圧損失特性を変化させ、 β_1 のこう配を小さくする(AV-4CとSV-4Cの場合)か、あるいは β_1 の急増する β_1 をより大きいほうへ移動させる(C-5の場合)ことによって、旋回失速の発生を遅らせているという機構を想像することができよう。

問題はケーシングトリートメントが流れにどのような効果を与えることによって全圧損失特性を上述のように変化させるのかという点であるが、このためには翼間流路内や翼列出口面における流れの分布の詳細を知る必要がある。しかし、1章で要因として挙げた事がら、すなわち翼間流路内の低エネルギー流体の吸込み、高速ジェットの吹出し、あるいは動翼の余分の仕事などのいずれをとってみても全圧損失係数に対して上述のような影響を与えることは可能であると思われる。今後、この点についてさらに研究を進めていくことが必要であり、それに関連した実験は現在進行中である。

本章では二次元の旋回失速の理論を用いて実験結果の解析を試みた。しかし、翼列の幾何形状や全圧損失

図8 全圧損失係数

図 9 旋回失速の無次元成長率

特性が半径方向に著しく異なる場合には当然二次元の理論には限界がある。今後、三次元の旋回失速の理論を試みることが必要であろう。

5. 結 論

剛壁およびケーシングトリートメントを適用した場合について、内部流の計測および旋回失速発生に関する二次元理論による考察の結果から以下の結論を得た。

(1) ケーシングトリートメントによって、全圧損失係数の特性はケーシング壁面付近でおおいに影響を受ける。

(2) 二次元理論から予想される旋回失速発生点と実験から得られる発生点とは、剛壁の場合でもケーシングトリートメントを適用した場合でも良く一致する。

(3) 旋回失速発生に関する危険断面の存在が二次元理論から示唆される。この危険断面はケーシング壁面境界層外縁付近に存在し、ケーシングトリートメントはこの領域に影響を与えることによって失速マージンの改善を行っているものと考えられる。

文 献

- (1) Prince, D. C., ほか 2 名, *ASME Paper*, 75-GT-60(1975).
- (2) Takata, H. and Tsukuda, Y., *Trans. ASME, J. Eng. Power*, 99-1(1977)121.
- (3) 藤田・高田, 機論, 49-448, B (1983)2945.
- (4) Smith, G. D. J. and Cumpsty, N. A., *Trans. ASME, J. Eng. Gas Turbine Power*, 106-3(1984)532.
- (5) Cheng, P., ほか 3 名, *J. Aircr.*, 21-7(1984)469.
- (6) Johnson, M. C. and Greitzer, E. M., *ASME Paper*, 86-GT-247(1986).

討 論

〔質問〕 山口 信行

〔三菱重工業(株)高砂研究所〕

圧損(係数)は、本来、流体粒子(実質部分)に着目して定義されるべきと考えるが、ケーシングトリートメントのように、壁面付近の流れの実質部分が置換さ

れ、あるいは仕事をされる場合には、粒子の移動はかなりあると思われる。このような場合同一半径上での圧損(係数)に着目された二次元理論の妥当性についてどのようにお考えになるか。

〔回答〕 本論文で実験と二次元理論との比較を

行った理由は、ケーシングトリートメントを行った場合の旋回失速発生メカニズムを探る一助とするためである。その際に半径方向各断面に対し、二次元のアクチュエータディスク理論をストリップワイズに適用したことは概略的であるが、これによってロータのある特定半径断面付近の流れが二次元理論的な意味で不安定になることと、実際のロータに旋回失速が発生することとの間に、トリートメント施行の有無にかかわらず、またトリートメントを行った場合にはその形状のいかにかかわらず、非常によい相関関係のあることを見いだした。

アクチュエータディスク理論の構成および実験における全圧損失係数の求め方を考えると、以上のことは、旋回失速の発生に対しては、翼列上・下流の翼列ピッ

チに比べて十分長い周方向波長をもった不安定流パターンの発生が問題なのであり、また周方向平均した程度の流れの全圧損失特性が重要な意味をもつことを示していて、トリートメント壁面付近などの複雑な流れの全圧損失の構成を追跡するほどの必要のないことを示しているものと考ええる。

ただし、同じ周方向平均流の全圧損失特性を用いるのであっても、アクチュエータディスク上下流では三次元の微小変動を考え、周方向平均した流線の半径方向移動を考えた、三次元アクチュエータディスク理論により検討を行うことは、もしそのような理論が可能になれば、当然のことながら望ましいことである。このような三次元アクチュエータディスク理論は現在準備中である。