多段軸流圧縮機におけるアニュラスブロッキングについて*

山 口 信 行^{*1}

A Review on the Research on Annulus Blockage in Axial Flow Compressors

Nobuyuki YAMAGUCHI

Key Words: Fluid Machine, Axial Flow Compressor, Annulus Blockage, Endwall Effect, Wall Boundary Layer, Blade Force Defect

1. ま え が き

多段軸流圧縮機の空力設計と性能評価において、アニュラス壁面境界層による流れのブロッキングは非常に重要な現象である。例えば後述するが、かつて多段遷音速圧縮機の開発において、設計ブロッキング係数想定上のずれのため期待した性能が実現されず、改造した例がある。設計性能の達成と性能評価精度を決定する大切な要因の一つである。

この現象は翼端-壁面効果の現れの一つとしても重要であり、二次流れの研究との関連でとり上げられることもある。思い起こせば、かつて、軸流減速翼列の二次元性能データ取得のうえで側壁境界層の肥大が問題とされたころから、この現象は関係者の注目を集めてきた。これはタービン翼列の空気力学と大きく異なる点である。タービン(増速)翼列の側壁境界層は流れの方向に薄くなる傾向を示すのに比し、減速翼列では著しく肥大するため、翼素性能に大きな影響を及ぼす。このため、この現象は次のような点から散発的に扱われてきた。

- (1) 二次元翼列性能試験のための側壁境界層除去技術
- (2) 側壁境界層の影響による軸流速度比が性能に及ぼす影響
- (3) 翼負荷限界の一つとしての壁面失速限界
- (4) ブロッキング係数または作動係数による翼の作動状態のずれの考慮

圧縮機のアニュラス壁面上に発達する境界層は、翼

の移動や三次元流れの影響でさらに複雑である。従来厄介視されてきたこの現象にも最近少しずつ光が当てられ、定量的評価が次第に可能になりつつある。本展望では、主としてアニュラスブロッキングの問題について、設計者の観点から歴史的に眺めてみたいと思う。解析の詳細には特には立ち入らないが、それらの流れを概観することにより、この分野の研究の展開と今後への期待を紹介することにしたい。

2. 翼端-壁面効果とその考慮

アニュラスブロッキングは、翼端-壁面(end wall)効果の一面である。翼端とそれに相隣のアニュラス壁面との相互作用で生ずるさまざまな流れの結果である。翼端-壁面効果は、設計上の観点から大まかには表1に示されるように現れる。流量を減らし、翼理論仕事を減らし、さらには損失を増加させて翼有効仕事と効率を低下させる。したがって、これらの現象に対する適切な評価が設計上不可欠である。

多段圧縮機の空力設計または性能予測の際には、各翼列への流入気流状態の評価と各翼列の作動・仕事状態の評価、そして各翼列の流出気流状態の評価が繰返される。この各段階の評価を正確ならしめるため、上記の翼端-壁面効果に対する考慮が必要であり、経験

表 1 翼端-壁面効果

現象	結果	対応
壁面境界層剥離効果 — アニュラス・ブロッキング	流量減少 翼理論仕事減少	ブロッキング係数 作動係数
壁面摩擦 — アニュラス損失	}	段効率低下 各種損失係数
二次流れ発生 — 二次損失		
翼端隙間流れ — 流れ流れ、流れ損失		

* 原稿受付 昭和63年7月28日。

*¹ 正員、三菱重工業(株)高砂研究所 (〒676 高砂市荒井町新浜2-1-1)。

的修正係数が利用されている。これらの係数の例を表1の右端に示してある。圧縮機性能評価のプログラムのある構成例は図1のようであり⁽¹⁾、翼端-壁面効果の影響の大なることを示唆しており、これらの各要因の評価の精密化が必要である。

3. アニュラスブロックageの実際的取扱いについて

これらの翼端-壁面効果の中でアニュラスブロックageが本展望の対象である。他の現象は、流動解析における評価上は、追加される圧力損失項として直接的に取扱われる。すなわち各翼列または段の特性そのものとして取扱われることが多い。これに比し、ブロックage効果は各翼列の作動点のずれをもたらす形でマッチングに影響し、全体性能に大きな影響を与える点

が特徴である。このようなやや間接的な影響であるため、多段機において特に問題となる。

これは、古くから圧縮機設計者達を悩ませてきた問題であった。この現象に対処するため、実務上は作動係数 (work-done factor, Ω) またはブロックage係数 (blockage factor, K_{bk}) なる修正係数が導入されている。

図2および表2に示すように、アニュラス平均軸流速度よりも主流部軸流速度が高いため、アニュラス平均軸流速度に対して予想される速度三角形で与えられる翼理論仕事 (ΔV_θ に比例) よりも、実際には低い理論仕事 ($\Delta V'_\theta$ に比例) しか実現されない。このため、予想理論仕事に修正係数 Ω を乗ずることで実理論仕事を想定しようとするものが作動係数システムである。

一方、ブロックage係数システムは、アニュラス壁面境界層の排除面積だけ有効面積が狭くなったとして、主流の軸流速度を修正・想定するものであり、一応、

図1 軸流圧縮機流動解析・性能予測システムの構成例⁽¹⁾

表2 アニュラスブロックageの考え方

	通過流量	基準軸流速度	段理論仕事
ブロックage係数システム	主流部速度流量 $\times K_{bk}$ (=実流量)	主流部速度	主流部速度に対するもの
作動係数システム	実流量	アニュラス平均速度	アニュラス平均速度に対する仕事 $\times \Omega$

(a) Blockage Factor システム

(b) Work Done Factor システム

図2 アニュラスブロックageへの対処

流量評価にのみ修正係数 K_{bk} が適用されることが多い。

作動係数は、軸流圧縮機の設計法を初めて確立した英国の Howell らが採用した方法⁽²⁾であり、現在ではほとんど用いられていないと思われるが、Howell は最近も作動係数をブロックage係数と併用することを提唱している⁽³⁾。その数値は表3に引用されている程度である。

軸流圧縮機発達の初期には、多段圧縮機の後段の速度プロファイルは図3に示されるように著しく劣化する〔文献(11)から引用〕とされており、この劣化傾向も含めて作動係数で修正するのやむを得なかったかと思われる。

実設計においては、作動係数方式では、各段の作動状況や流動状況を適切に評価することができず、精密な圧縮機性能解析プログラムに組み込むことは困難である。このため最近ではそれほど利用されていないと思われるが、著者の私見では、例えば広範囲の静翼可変時、または起動の際のように設計点から著しくずれ、速度プロファイルの劣化が大きくなっていく場合は本方式を加味することも一理あるのではないかと思われる。

表3 Howell-Calvert⁽³⁾の推奨する数値 (併用方式)

	作動係数 Ω	ブロックage係数 K_{bk}
1 段	1.0	0.992 0.952 ($\nu = 0.5$) ($\nu = 0.9$)
2 段	0.95	
3 段	0.9	
4 段	0.85	

(注) ν : ハブ比

図3 初期の圧縮機における軸流速度プロファイル例〔文献(11)〕

4. ブロックage係数システム

圧縮機内の軸方向流れに壁面境界層の排除厚さの考え方を利用すると、流量は次式で与えられる (図2) [例えば文献(4)]。

$$M = \int_{r_H + \delta_H^*}^{r_T - \delta_T^*} \rho V_a^* 2\pi r dr = K_{bk} \int_{r_H}^{r_T} \rho V_a^* 2\pi r dr$$

ここで、 M : 質量流量、 ρ : 密度、 V_a^* : 主流の軸流速度分布 (両壁面まで外そう)、 r : 半径、 δ_H^* : ハブ壁面排除厚さ、 δ_T^* : ケーシング壁面排除厚さ、 K_{bk} : ブロックage係数。

K_{bk} がブロックage係数であり、主流部分の速度分布が壁面まで外そうされたとした場合の仮想流量と実流量の比である。壁面境界層の排除効果を表している。

このブロックage係数の利点は、流れの大部分を占めている主流部の翼仕事を正しく評価でき、また詳細な流動計算 (例えば準三次元流動計算) と整合させやすいことにある。このため、現在はこの方式がもっぱら利用されている。また、圧縮機段の特性として、段の理論圧力上昇および圧力上昇をほぼ決定する主流部の特性と段全流量との関係づけとしても、ブロックage係数の考え方は利用しやすい (図4)。

このブロックage係数方式は、当然のことながら、主流とアニュラス壁面境界層の分離が妥当であることを前提としている。これは最近の圧縮機では、図3と異なり、成り立っているようである。

従来、設計段階では、経験的データに基づいてブロックage係数の分布が設定されてきた。しかし、本来、各翼の作動状態によってこのアニュラス境界層の発達には左右されるものだから、それを十分に反映して設定することが望ましい。設計状態からずれたオフデザイン状態、特にサージ点付近や、回転数の著しくずれた状態での性能評価においては、さらにこれが必要である。これらの観点から、近年、ブロックage係数評価の

図4 段特性と主流部特性

精度向上のための研究が展開されてきている。アニュラス壁面上に発達する境界層の挙動の研究がそれである。

設計時のブロッキング係数の評価の重要性を如実に示した例として、1953年のNACA 8段遷音速圧縮機を挙げておこう⁽⁵⁾⁽⁶⁾。この圧縮機は前2段は遷音速段、後6段は亜音速段から成るが、最初、後段のブロッキングを過大に、すなわち K_{bk} を過少に見積もって設計されたため（後段アニュラス面積が過大）、1号機は所期性能を全く達成できなかった。ブロッキングを再評価し、後段の流路と翼を改造して所期性能を達成できたことである。図5は両機の性能を比較したものであるが、1号機が低圧力比でマッチングしてしまっている様子が明らかである。

なお、ブロッキングの中には周方向ブロッキング (tangential blockage) と称されるものもある⁽⁷⁾。これは翼の厚みとかそのウェークなどの影響を指している。しかし、現在評価のためのデータにはすでにそれらを含めて得られた翼素性能を利用しているので、普通にはこの周方向ブロッキングまで考慮する必要はないと考えられる。しかし極端な翼はく離などの発生する場合には必要なこともあるかもしれない。これらについては本稿では触れない。

図5 NACA 8段圧縮機性能〔文献(5), (6)から合成〕

5. 翼列側壁境界層

軸流圧縮機の精度良い空力設計と性能評価のために、翼列風洞試験が行われてきた。その際、風洞側壁に顕著に発達する境界層は、二次元翼列性能を正しく評価するうえで邪魔である。このため二次元減速翼列風洞試験では、上流境界層と翼列側壁境界層は、おのおの、抽気により除去されるのが普通であった。

この側壁境界層は、抽気をしなければ顕著な肥大を示すだけでなく、二次流れを含む非常に複雑な現象であり、場合によっては壁面失速現象を示すことが観察されていた。例えば Taylor⁽⁸⁾や de Hallerはこの現象に着目して、減速率 V_2/V_1 または圧力係数 C_p のある値を壁面失速による翼負荷限界として示唆した⁽⁹⁾。

Hanley⁽¹⁰⁾はこの翼列側壁上の境界層の発達の様子を定量的に調べ（図6）、出口側排除厚さの挙動から、壁面でのコーナ失速点を圧力係数 C_p に対して示している（図7）。側壁上とは言っても、単なる平板とは異なって流れは非常に複雑であり、二次流れが卓越していることを図6は示している。

Papailiou ら⁽²²⁾は、静止翼列側壁境界層の発達に関

Fig. 5 Corner stall model

図6 翼列側壁境界層の様子——コーナ失速モデル⁽¹⁰⁾

図7 翼列側壁境界層排除厚さと圧力係数⁽¹⁰⁾

し、Truckenbrodt の境界層理論に基づき、かつ多少の経験的修正を加えて、運動量厚さの成長に対して次式を導いている。

$$\frac{\theta_2}{\theta_1} = \left(\frac{V_1}{V_2} \right)^3 (1+B)^{5/6} \frac{1}{AVR}$$

$$B = \left(\frac{C_f}{2\theta_1/C} \right)^{6/5} \frac{(V_1/V_2)^{4.4} - 1}{4.4(V_1/V_2)^{3.4} [(V_1/V_2) - 1]}$$

ここで、AVR：軸流速度比、 θ ：運動量厚さ、 C_f ：摩擦係数、 C ：翼弦長。

この対比を図8に示すが、測定データとの一致は良い。上式によると側壁境界層の発達速度は速度比 V_1/V_2 でほとんど定まり、さらに AVR, C_f , そして θ_1/C に影響されることになる。 $V_1/V_2 < 1$ は増速翼列であり、この場合は $\theta_2/\theta_1 < 1$, すなわち境界層は薄くなる。これとは逆に減速翼列 $V_1/V_2 > 1$ では $\theta_2/\theta_1 > 1$ となり境界層はほぼ常に肥大することになる。

6. アニユラスブロッケージ予測理論

以上の翼列側壁境界層データからは、アニユラス壁面境界層は必ず翼列ごとに肥大していくという結果になった。これは実際の機械においても生じているのであろうか。

後述するように Smith⁽¹¹⁾によると、そうではなく、ある程度の段数を経るとアニユラス壁面境界層の厚み

はほぼ一定になり、速度プロファイルとして同じパターンが繰返されるようになる(図9)。この平衡状態は繰返し段(repeating stage)と呼ばれる。

これが発生する所からみると、アニユラス壁面境界層には単なる静圧上昇だけでなく、他の因子が作用してバランスしているに違いない。この現象が理論的、実験的に研究されてきている。その展開の様子を本節で概観してみよう。

6.1 準三次元流動解析手法の発達

1960年代に電子計算機の発達に伴って、流線曲率法やマトリックス法などの準三次元(軸対称)流動解析法が急速に発達した。その主な内容は子午面内の流線曲率の考慮である。この計算上の精密化には、当然のことながら、計算に必要な各種データ(図1)の精密化が不可欠であった。その中にはアニユラスブロッケージのデータも含まれている。しかしその評価法については、特に与えられていない。

1960年代後半、Novak⁽¹²⁾, Jansen⁽¹³⁾, Davis⁽¹⁴⁾らはこれらの解析法において、アニユラスブロッケージの計算法として軸方向速度成分に基づく通常の二次元乱流境界層計算法を提案した。Jansen⁽¹³⁾は、これにより各段作動状態により変化する境界層を計算し、圧縮機の全体性能の変化の傾向が実際の性能曲線のそれに良く合ってくることを示した。

従来のように経験的な一定のブロッケージ係数の分布を仮定することに比して、これは大きな改善であった。しかしこのやり方では、やはりアニユラス壁面境界層は後段に向かって単調に成長していくことになる。実機でみられる繰返し段パターンを予想することはできない。

6.2 翼力の考慮 Stratford⁽¹⁶⁾は、性能評価上のブロッケージの重要性に鑑み、壁面に沿う単純な軸方向運動量厚の変化を翼力の影響を含めて考慮した。最終的には主流中と同じ翼力を壁面境界層でも想定したため、大きな改良は得られなかった。しかし翼力の考慮が大切な点であることを指摘した。

真に翼力の影響を考慮に入れ、その後のこの分野の研究の方向を決定したのは Mellor-Wood⁽¹⁷⁾だった(1970年)。これは圧縮機の解析に境界層方程式を組み込もうとする最初のまじめな試みであり、その後のアニユラスブロッケージ予測理論の出発点となった。ブロッケージの観点から軸方向(X方向)のみ引用すると次のとおりである(図10)。

$$(U_e^2 \theta_x)_2 - (U_e^2 \theta_x)_1 + H \bar{\theta}_x \bar{U}_e (U_{e2} - U_{e1})$$

$$= \frac{1}{2} \bar{V}_e^2 F_x + \frac{\bar{\tau}_{ox}}{\rho} (X_2 - X_1)$$

図8 静止翼列側壁境界層発達と予測式⁽²²⁾

図9 十二段圧縮機における軸流速度プロファイルの例——繰返し段パターンの存在⁽¹¹⁾

ここで添字 1: 翼列前後の平均, 2: 翼列前, 3: 翼列後, e : 主流, X : X 方向変数, U : x 方向速度, θ_x : X 方向運動量厚さ, H : 形状係数, τ : 表面摩擦, $\bar{V}_e = (\bar{U}_e^2 + \bar{W}_e^2)^{1/2}$, ρ : 密度. また体積力としての翼力を f として, 翼力欠損項が次式で与えられる.

$$\frac{1}{2} \bar{V}_e^2 F_x = \int_0^s \frac{1}{\rho} (f_e - f) \times dy$$

これにより翼端-壁面境界層内と主流とでの翼力の相違, すなわち翼力欠損項の影響の存在が指摘された. F_x は翼力欠損厚さと呼ばれている.

この式に基づいて, Mellor-Wood は次の結果を述べている. 多段機で繰返し段が発生するという事実は, 境界層が漸近的にあるサイズまで成長し, その後一定に保たれるために何らかのメカニズムが必要であるが, 上述の式から翼力欠損項が負 ($F_x < 0$) である可能性が予想された. また単純化された多段圧縮機モデルについて計算を行い, $F_x > 0$ の場合, 全体特性曲線においてサージ状の頭打ちが予想されることも指摘している. このようにして, 翼力欠損項の重要性がここに始めて明確にされた.

この負の翼力欠損項の原因として Mellor-Wood は “主流と境界層とでの速度ベクトルの相違と座標系の変化 (jump condition)” を挙げている.

Balsa-Mellor⁽²⁰⁾ は, さらにこの方法を展開させ, 実験データと対比して実用化の可能性を示した.

6.3 実験的な研究 同時期に Smith⁽¹¹⁾ は, 多段

圧縮機の測定において繰返し段の存在する例を示す (図 9) とともに, 低速圧縮機実験装置における多量の詳細測定データに基づき, アニュラス壁面境界層と翼力欠損の存在の状況を示した. それらのデータは翼列の幾何学的条件 (節弦比, 翼端すきま, 食違い角, など) やその作動状態に対してまとめて示されている. 主な結論は次のとおりである.

(1) 繰返し段流れパターンは存在する. そして翼の設計が良好でアスペクト比が小さすぎなければ, 流れは主流と翼端-壁面境界層とに分けて良い.

(2) 軸方向翼力は壁面近くで低下しないが, 周方向翼力は低下する. そして, 周方向翼力厚さ (tangential force thickness) が定義される.

(3) 軸方向速度のプロファイルの排除厚さ δ_x^* は, 翼作動点により変化する.

彼は結局, 効率に関係する周方向翼力欠損の存在は実証したが, ブロッケージに関係する軸方向翼力欠損の存在については, 繰返し段流れパターンの発生原因までさかのぼれば肯定した [結論 (1)] ことになるが, 直接的な表現上はどちらかと言えば否定した形 [結論 (2)] になっており, その代わり, 軸方向排除厚さを翼の作動点と翼端すきまの関数としてまとめている (図 11). この関係は次式で表現されている (t_c : 翼先端すきま).

$$\delta_x^* = \delta_{x, t_c=0}^* \left(\frac{\psi}{\psi_{\max}} \right) + \frac{\psi}{\psi_{\max}} \cdot t_c$$

図 10 アニュラス壁面境界層計算の座標系 (Mellor-Wood)⁽¹⁷⁾

6.4 その後の理論的展開 これらの研究と同時に、またさらに引き続いて数多くの研究が行われた。それらの主なものを要約してみると次のようになる。

Hirsch⁽¹⁸⁾は Mellor-Wood 法を詳細に解析・数値計算し、境界層の厚みによる形状係数、 C_f などの変化を考慮すべきことを示唆した。また、このためには流線座標系の採用が必要であることを指摘し、流線座標系における式を導いた。文献(21)ではこれをさらに詳しくパラメータ計算し、Reynold 数、 C_f 、翼端すきま、流量係数の影響を詳しく調べている。

同じ時期に Horlock らも研究を続けていたが、その結果を Horlock-Perkins⁽¹⁹⁾は包括的にレビューしている。流れ方向とそれに直交する方向のおおの速度プロファイル、壁面せん断応力、エントレインメントの関係式を二次元および三次元境界層理論から考慮し、方程式を非常に精密化した。これを詳細に検討し、

翼力を表す分布体積力の内容として次の三つを形式上分類している。(1)翼力の欠損による寄与(D_1)、(2)非軸対称な速度分布による寄与(D_2)、(3)主流と境界層における x 方向圧力こう配の相違(D_3)。そして二次流れの理論に基づいて全翼力欠損=0を与え、測定されたいくつかのケースに対して良い一致を示す、と述べている。ただし、多段機に対するチェックは行われていない。

Papailiou ら⁽²²⁾は、まず、静止翼列における側壁境界層の発達に関するデータに通常の境界層理論を適用して簡単な式で表示し、実測と良く合うことを示し(5章および図8)、同時に Mellor-Wood 法を適用してやはり発達を良く予測できることを示している。図8には Mellor-Wood 法の結果も含まれている。さらに、回転翼列に対して、Mellor-Wood 法にせん断層速度プロファイルとして内・外2層を想定し、Head のエントレインメント方程式を加えて適用し、Horlock の方法と対比した。圧縮機3機に対してこの方法を適用し、ブロッケージはほぼ一致することを示した。

Folta-Cyrus⁽²³⁾は Mellor-Wood 法を多少修正しようとし、終結式の θ_z と θ_x の間の新しい関係式を導き、実験データから係数値を求めた。

De Ruyck ら⁽²⁴⁾は適応性のあるパラメトリック表示できる境界層速度プロファイルのファミリーを導入し、また新しい翼力欠損表示を仮定し、Mellor-Wood 法を改良しようとした。翼力欠損についてはあらかじめわかってはいないので半経験的に与えなければならないこと、また翼端と壁面の間の運動が重要であることを指摘している。翼力欠損は動圧と運動量厚に比例するとし、壁面流速モデルとして2層に分け、主流に直交する成分を考慮している。テストケース3機について計算、対比している。

De Ruyck-Hirsch⁽²⁵⁾は翼力欠損項に主流と壁面境界層とでの翼面摩擦の差を加えた(D_4)。また軸方向欠損力として二次抗力係数および翼端すきま抗力係数に関連づけている。そして式を積分して運動量厚き増分 $\Delta\theta_x$ の解析的表示式を与え、平衡状態でのブロッケージを与えた。

AGARD⁽²⁶⁾ではこれらの翼端-壁面境界層計算法のレビューを行っている。

Comte ら⁽²⁷⁾は流線座標系における式を導き、漏れ渦についての半経験的情報を導入し、検討している。

De Ryuck-Hirsch⁽²⁸⁾は子午面座標系における式を用い、適応性のある速度プロファイルを想定し、欠損翼力としては翼座標系で翼主流方向と直交方向とに対して表現式を想定している。それまでに公表されている

(a) ケーシング壁面

(b) ハブ壁面

図 11 翼作動状態と軸方向排除厚さの実験的關係⁽¹¹⁾

論文, および特に Von Karman Institute の詳細測定データに対して計算を行い, 結果を対比している。これら数多くのデータに対して良い一致を与えるようにその翼力欠損式中の修正係数を決定している。すなわち, 翼力欠損として主流方向:

$$F_s = L \cdot \frac{\rho}{2} W_s^2 \cdot \frac{l/t}{\cos \xi} \cdot C_L^2 \quad (L \approx 0.01)$$

直交方向:

$$F_t = \frac{t_c}{\cos \alpha} \rho W_m \frac{dW_u}{dm} - \frac{k'}{t} \rho W_s^2 \theta_{tm} \quad (\text{翼端すきま } t_c \neq 0) \quad (k' \approx 0.5)$$

$$F_t = -\frac{k}{t} \rho W_s^2 \theta_{tm} \quad (\text{翼端すきまなし}) \quad (k \approx 3.0)$$

としている。ここで, m : 子午面内流線方向座標, W_u : 接線方向速度, W_m : 子午面流線方向速度, W_s : 主流方向速度, t : 翼ピッチ, l : 翼弦長, ξ : 食違い角, α : 流れ角, θ_{tm} : 主流に直交する運動量厚さ。翼端すきまの影響の大きいことが上式からもわかる。

7. アニュラス壁面境界層発達に関する実測データ

以上のように計算理論は精細化されてきている。その妥当性, 特に翼力欠損の表現式やその中の経験的定数類の値の妥当性については, おのおの入手できる測定データとの対比により検証が行われている。しかし, 実測値と予測値の間にはばらつきはあるが大略合っている, という程度の傾向的一致で終わらざるを得ない場合が多いようである。このばらつきが, 理論-測定い

ずれの責任かはわからない。しかし, 理論式に対比して十分チェックできる実測データが得られるようになったのは比較的最近と思われる。非常に狭い空間での, さらに局所的な複雑な流れに着目しており, そのうえ, 結局, 周方向に平均化された軸対称境界層量が理論と対比されるわけだから, これに応じた測定点数と精度を持つ測定方式でなければならない。

このような点から, 詳細な内部流動測定結果が近年報告され始めている。それらのいくつかを列挙しておこう。

7.1 近年のアニュラス境界層測定データ

Bettner-Elrod⁽³⁰⁾は, 単段ロータのケーシングに種々の粗度をつけて δ^* と θ の実測データを求めており, 作動点による流れ方向の排除厚さ, その他の変化の様子を示している。図 12 に De Ruyck-Hirsch⁽²⁸⁾ の予測と比較してデータを示す。

Hunter-Cumpsty⁽³¹⁾は, 単段において翼端すきまを変化させ, ケーシング境界層厚さの変化を求めている。翼の作動状態と翼端すきまにより境界層の挙動が変化する様子が示されている。もちろん, 全般的には翼端すきまが大きくなるほど, また圧力係数が高くなるほど, 境界層は肥大する。しかし, 特に翼端すきまの小さい場合には動翼先端で排除厚さの減る場合があることが示されている。図 13 に De Ruyck-Hirsch⁽⁸⁾ の予測と比較してデータを示してある。

Lakshminarayana ら⁽³²⁾も単段ロータについて詳しい測定を行い, ケーシング境界層で排除厚さが減少す

図 12 ケーシング壁面境界層厚さの軸方向分布
〔測定(30); 計算(28)——左は翼力の考慮なし, 右は翼力考慮〕

るデータを示している。運動量厚さはそれほど変化していない(図 14)。すなわち、形状係数が動翼先端後では前よりも小さくなっている。また周方向翼力欠損厚さ ν_r は増大するが、軸方向翼力欠損厚さ ν_x はそれほど変化しないデータを示している(図 15)。翼通路内では排除厚さ、運動量厚さともに急増している。

Inoue ら⁽³⁴⁾も単段ロータに関する詳細な内部流動測定を行っており、その結果をケーシング境界層厚さについて翼端すきまに対してまとめている(図 16)。この結果によると、翼端すきまが非常に小さい場合には軸方向排除厚さ、運動量厚さともにロータ入口、出口でほぼ同一であるが、すきまが増えるとロータ出口で増大している。このデータを Hunter-Cumpsty⁽³¹⁾のそれと比較し、翼端すきまが小さい場合の傾向が逆であることに注目している。

Ball ら⁽³³⁾は、高速二段圧縮機の内部流動測定データを示している。

Cumpsty⁽³⁵⁾は、四段圧縮機の内部流動測定結果を報告している。第4段のパターンは繰返し段に近づいている。1 段動翼前、3 段動翼前後、4 段動翼前後の壁面排除厚さの挙動を引用すると図 17 のようである。大略の傾向としては、翼負荷が増すと軸方向排除厚さは動翼先端で増加し、根元で減少する傾向、静翼ケーシング側では減少し、ハブ側では増加する傾向を示している。

Inoue ら⁽³⁶⁾は単段圧縮機ロータに関する詳細な測定を行い、翼負荷の影響や流入境界層の影響を調べている。

7.2 以上の実測データに関する概括 以上のよう
に近年精密かつ高速の流れ測定およびデータ処理技

図 13 ケーシング壁面境界層厚さの軸方向分布
〔(測定(31), 計算(28)) 左図は高負荷時, 右図は低負荷時, T : 翼端すきま〕

術の向上と相まって、壁面境界層領域を含む内部流動の詳細な測定結果が次第に明らかになつて来つた。これらのデータは、しかしどちらかと言えば、効率に関係する周方向翼力欠損に関するデータのほうが多い。アニュラスブロッケージの観点から今まで得られてい

るデータの傾向をまとめてみると次のようである。

(1) 軸方向排除厚さデータは翼ピッチの翼弦に直角方向の成分 (staggered spacing), 翼端すきま, そして作動状態 $\Psi/\Psi_{\max}$ の関数としてまとめられることが多い (Smith の方式)。

(2) これらの因子が支配的なパラメータであるこ

図 14 ケーシング境界層厚さの軸方向変化⁽³²⁾

図 15 翼力欠損厚さの軸方向変化⁽³²⁾

図 16 翼端すきまに対するケーシング壁面境界層厚さの変化⁽³⁴⁾ [白印は文献(31)の引用]

図 17 四段機における壁面境界層の様子 (36 枚翼/段)⁽³⁵⁾

とは疑いない。しかし、ここでは軸方向排除厚さの大ききそのものに注目されており、その成長過程にはそれほど注意が払われていない。

(3) 実際には翼前後でかなりの変化がみられるし、翼の後で逆に薄くなるケースもある。

(4) 測定データの統一的解釈はまだ十分でなく、アニュラス壁面境界層理論との対比もまだ十分に行われているとは言い難い。

7.3 著者の一提案 以上の概説のようにデータと理論のマッチングはまだ不十分であり、設計への実用は図りがたい。簡略化を図り、両者の結合を試みた例として、著者の試みを紹介させていただく⁽³⁷⁾。

基礎式としては Mellor-Wood の式の軸方向成分を用いる。軸方向翼力欠損項を次のように置くことにする。

$$\frac{1}{2} \rho \bar{V}_x^2 F_x = -\alpha^* C_p \frac{\rho}{2} V_{a1}^2 \bar{\theta}_x$$

すなわち、体積力としての軸方向翼力欠損は（静圧上昇）×（運動量厚さ）に比例し、その比例係数を $-\alpha^*$ とし、 α^* を軸方向翼力欠損係数と呼ぶことにした。 $\alpha^* > 0$ であれば境界層は薄くなる可能性があり、 $\alpha^* < 0$ であれば肥大する。Mellor-Wood 式にこれを代入し、この式を介してアニュラス境界層厚さの増加あるいは減少に関する測定データから α^* を求めることができる。

この α^* のデータを、各翼部位に対し翼静圧上昇係数 C_p に対してプロットしたものが図 18 である。まだ十分にまとまりが良いわけではないが、これによると、 α^* は通常は負で、壁面境界層を肥大させる作用を持つが、動翼先端ケーシング壁面と静翼ハブ壁面とにおいて翼負荷、例えば C_p の小さいときには $\alpha^* > 0$ となり、境界層を薄くする方向に作用する傾向がみられる。しかも肥大を始める $\alpha^* = 0$ となるケース、すなわち $C_p = 0.56$ は、従来、壁面失速発生として負荷限界とされている値に近い。これらの動翼先端ケーシング壁面と静翼ハブ壁面とは、翼端と壁面が相対運動を行っているところであり、かきとり効果などが関与している、と考えられる。

これらの点から、極めて単純化された議論ではあるが、定量的にも定性的にもアニュラスブロッキングの発達を説明できそうであることがわかる。従来、 $\Psi/\Psi_{\max}$ に対する δ^* の形で整理されてきている（例えば図 11）が、本節のような考え方のほうが、ブロッキングの成長のみならず、翼負荷の効果の観点からも合理的であろう。7.2 節の終わりに述べたデータの傾向的ばらつきの一部は、本節の結果から説明できよう。

図 18 軸方向翼力欠損係数および形状係数と負荷係数⁽³⁶⁾

8. アニュラスブロッキング予測上の問題点

以上の展望で、本分野の現状がほぼ明らかになったと考える。本展望の随所でコメントしてはあるが、現在の状況と残されている問題をまとめると次のようになる。

(1) 理論式は非常に精細化しており、ある程度データを予測する結果を与えている。しかし、現象のポイントを把握し難いという点では設計者には使いづらい。

(2) 現在の測定データは周方向翼力欠損に傾いており、効率の観点からの取組みが多いようである。ブロッキングの観点からは軸方向翼力欠損にももっと注目すべきである。

(3) この面では実験データは Smith⁽¹¹⁾ の結論とデータ整理にとらわれている感じである。軸方向アニュラス境界層の静的状態だけでなく、その発達に注目すべきである。

(4) これらに基づいて、軸方向翼力欠損項の合理的かつ実用的表示法を求める必要がある。

(5) 理論式と測定データの間のギャップはまだ大きい。またデータのばらつきはまだ大きい。

(6) 多段圧縮機への適用の観点からの検討が必要である。

このような観点からわずかでも寄与したいと考えたのが 7.3 節に紹介した試みである。今後この種のデー

タが増えていけば、この分野の見透しは開けるのではないかと考えられる。

9. 結 言

多段軸流圧縮機におけるアニュラスブロッキングの考え方の発展を展望した。この現象は、これまで設計者のノウハウとして対処されてきたが、かなり解明されつつあり、理論を実用するうえで今一步の所にある。今後さらにこの分野の研究の進歩を期待している。その意味で浅学を顧みず本稿をまとめてみた。見落としや思い違いも多くあるかと思うので、お気付きの方はご教示いただければ幸いである。

なお、本展望は、機械学会関西支部第247回講演会において行った展望講演⁽³⁸⁾をもとにして、多少改訂したものであることを付記する。

文 献

- (1) 山口, ターボ機械, 13-11(昭60).
- (2) Howell, A. R., *Proc. Inst. Mech. Eng.*, 153(1945).
- (3) Howell, A. R., Calvert, W. J., *ASME paper*, No. 78-GT-139(1978).
- (4) Members of Compressor and Turbine Research Division, *NASA SP-36*(1965).
- (5) Voit, C. H., *NACA RM E53I24*(1953).
- (6) Standahar, R. M., Geye, R. P., *NACA RM E55A03*(1955).
- (7) Dring, R. P., Tech. Brief, *Trans. ASME, J. Eng. GT Power*, 106(1984).
- (8) Taylor, E. S., ガスタービン及びジェットエンジン, 日本航空工業会, (昭和30-11).
- (9) 大橋, *JSME*, 66-537(1963).
- (10) Hanley, W. T., *ASME paper*, No. 68-GT-15(1968).
- (11) Smith, L. H., *Proc. Brown Boveri Symp.*, (1969), Elsevier.
- (12) Novak, R. A., *AGARD LS-83*(1976).
- (13) Jansen, W., *ASME paper*, No. 67-WA/GT-11(1967).
- (14) Davis, W. R., Carleton University, *ME 69/A-1*(1969).
- (15) Wall, R. A., *AGARD LS-83*(1976).
- (16) Stratford, B. S., *ASME paper*, No. 67-WA-GT-7(1967).
- (17) Mellor, G. L., Wood, G. M., *ASME paper*, No. 70-GT-80(1970).
- (18) Ch. Hirsh, *ASME paper*, No. 74-GT-72(1974).
- (19) Horlock, J. H. and Perkins, H. J., *AGARDograph*, No. 185(1974).
- (20) Balsa, T. F. and Mellor, G. L. *Trans. ASME, J. Eng. Power*(1975).
- (21) Ch. Hirsch, *ASME Paper*, No. 76-GT-72(1976).
- (22) Papailiou, K.ほか2名, *Trans. ASME, J. Eng. Power*, (1977).
- (23) Folta, V. and Cyrus, V., *Proc. 6th Fluid Mach. Symp.*, 1979, Budapest.
- (24) De Ruyck, J.,ほか2名, *Trans. ASME, J. Eng. Power*, 101(1979).
- (25) De Ruyck, J. and Ch. Hirsch, *ASME paper*, No. 80-GT-53(1980).
- (26) *AGARD Advisory Rep.*, 175(1981), 137-150.
- (27) Comte, A.,ほか2名, *ASME paper*, No. 81-GT-168(1981).
- (28) De Ruyck, J. and Ch. Hirsch, *AGARD Conf. Proc.* No. 351(1983), 19.1-19.16.
- (29) Leboeuf, F. and Brochet, J., *WA of ASME*, FED-32, Nov. 1985.
- (30) Bettner, J. L. and Elrod, C., *ASME paper*, No. 82-GT-153(1982).
- (31) Hunter, I. H. and Cumpsty, N. A., *Trans. ASME J. Eng. Power*, 104-4(1982).
- (32) Lakshminarayana, B.,ほか2名, *AGARD Conf. Proc.*, No. 351(1983), 21.1-21.17.
- (33) Ball, C. L.,ほか2名, *AGARD Conf. Proc.*, No. 351(1983), 22.1-22.23.
- (34) Inoue, M.,ほか2名, *ASME paper*, No. 85-GT-62(1985).
- (35) Cumpsty, N. A., *ASME paper*, No. 85-GT-61(1985).
- (36) Inoue, M.,ほか2名, *Proc. Tokyo Int. Gas Turbine Cong.*, 87-TOKYO-IGTC-13(1987).
- (37) Yamaguchi, N. and Tominaga, T., *Proc. Tokyo Int. Gas Turbine Congr.*, No. 87-TOKYO-IGTC-14(1987).
- (38) 山口, 関西支部247回講演会講演概要集(昭62-6).