軸流圧縮機のワイドコード化による失速限界改善に関する研究^{*1}

The Loading Capability of Axial Flow Compressor with Wide Chord Rotor Blade

寛

陽^{*2}

Yoh KAKEHI

Key Words: Propulsion, Turbojet Engines, Internal Flows, Multistage Axial Flow Compressors, Surge Margin, Blade Chordes

Abstract

This paper shows an improved performance of a five stages axial flow compressor and a two stages fan applying a wide chord blade in some of their rotor stages. The estimation procedure of maximum loading capability on the wide chord rotor blade is also described in this paper based on the analogy between a compressor rotor blade and a diffuser passage. A procedure for estimating the maximum pressure rise potential and minimum flow rate boundary was formulated on the basis of meanline parameters, such that it can be used during the preliminary design early phase in the planning. A good agreement is demonstrated between the predicted and tested stall pressure and stall flow rate limits for the wide chord compressor and fan.

1. ま え が き

最近の航空機用ガスタービンエンジンのファンと圧縮機において、比較的顕著な変化の一つは翼弦の長いいわゆるワイドコード翼の使用である。その理由はそれによって失速余裕が大きくなり、エンジン部品点数が著しく減少し、かつ翼の剛性が高くなって空力弾性的に安定した圧縮機又はファンとなるからである。

ワイドコード翼で失速余裕が増大するというのは、直観的には翼間の通路を円錐ディフューザと類似させたとき、円錐型流路の開き角が小さくなって剥離し難くなるという事であり、その結果として失速余裕が増すためである。

歴史的に見て 1950 年代には翼弦長の短いアスペクト比 3～6 の翼列がエンジンの寸法、重量を減らすため好まれて使用されており、2 次元翼列性能の推定計算法の発達もこれを助けた。1970 年代の初頭には高アスペクト比追求の試みにも限界が見え始め、ワイドコード翼の開発試験が始まっている¹⁾。ワイドコード

翼では与えられた圧力比を達成するのに要する段数が減少できて、圧縮機の長さの短縮や重量の低減に役立つ面もあり、3 次元流れの計算法の発達とも相まって従来の高アスペクト比の翼と競合できるようになって来た。

最近わが国においてもワイドコード翼の設計が盛んに行われている。この論文では国内で開発したある 5 段軸流圧縮機の初段をワイドコードにした場合²⁾、および別のある 2 段ファンの初段と 2 段をそれぞれワイドコード化した場合³⁾について、予期以上に良い性能向上が得られたので、その試験結果を提示すると共に、更に多段圧縮機の内の一つの段にワイドコード化を適用しただけでも、格段に全段の失速性能が向上される場合があることが判明したので、それらの試験結果の解析を行った結果についても報告する。

次にこれらの翼列流路を円錐ディフューザと対応させる事によって失速余裕を推定する方法について述べる。翼間流れの失速の原因が過大な迎え角による流れの翼の背側からの剥離という単独翼的な振舞いにあるのではなく、デュフューザ内のチャンネル流れと同じように壁面の剥離が主要な原因である事から来るものである。

なお、NASA でも 2 種類の単段圧縮機でワイドコード化の比較試験が行われているので⁴⁾、併せて解析を行い我々の試験結果と比較検討した。

圧縮機翼の最大負荷能力の推定については 1981 年に Koch が⁵⁾、1984 年に Schweitzer が⁶⁾それぞれ発表を行っている。両者共に多くの圧縮機の試験結果を使ってディフューザとの類似関係に基づく検討をその手法の中に用いている点は同じであるが、詳細にはその趣が異なっている。すなわち Koch は流れの状況によって変化しない翼形状の表現である「翼弦長/翼列出口通路幅」を使って失速静圧上昇を整理しており、一方、Schweitzer は翼間通路の形成するディフューザの等価円錐開き角を基準にして各圧縮機の最高効率点にお

^{*1} 平成 2 年 10 月 9 日原稿受理

^{*2} 東海大学工学部

ける静圧上昇を介して失速点静圧上昇値を求め限界値としている。両者共に失速点静圧上昇限界についての推定のみを行い、失速点流量限界には触れていない。

これに対し本論文では両者と同様にディフューザアナロジーを使用しているが、翼列形状を入口流れ状態を含めて十分に考慮し、ワイドコード化についての効果が容易に評価できるよう、翼弦長を表すパラメータとして「翼弦長/翼列入口流路幅」を用いた動翼列からディフューザへの変換モデルを提案した。その結果円錐ディフューザ特性上の流れの不安定限界と、動翼列の失速限界とを翼弦長の長いワイドコード翼の領域にまで広く対応させることができ、これによってディフューザ特性図上で翼列の設計点から失速点までの作動点を圧力比～流量特性図に対比させて示す事が可能になった。特に失速点近傍の作動状況をディフューザ特性図上の不安定限界線近くの対応点によって示す事ができるようにした点に特徴がある。

記 号

- A: 面積 (cm²)
 B: ブロッキング, $2\delta_1^*/R_1$
 DF: ディフュージョンファクタ
 C_p: ディフューザ圧力係数, $(p_2 - p_1)/(\rho v_1^2/2)$
 C_p*: ディフューザ特性図上で X 座標 (L/R_1) 一定線上での最高値
 C_{p1}: 理想的な圧力係数, $1 - (A_1/A_2)^2$
 g₂: 翼列最小出口幅 (cm)
 L: 翼弦長 (cm)
 P: 圧力比, π/π_{ref} 設計点に対する百分比
 Q: 空気流量, Q/Q_{ref} 設計点に対する百分比
 R: 円錐ディフューザ相当半径 (cm)
 s: 翼列の接線方向のピッチ (平均半径における)
 SM: 失速余裕, $\{(\pi_{stall}/\pi_{ref}) \times (Q_{ref}/Q_{stall}) - 1\} \times 100\%$
 V: 速度 (cm/s)
 U: 周速 (m/s)
 β: 流れの相対角度 (度) (圧縮機の軸方向からの角度)
 ρ: 密度 (kg/cm³)
 η_p: 圧力回復効率, C_p/C_{p1}
 θ: 円錐ディフューザ開き角 (度), 片開き角度を示す
 π: 圧力比
 φ: 動翼列流量係数
 δ*: 境界層の排除厚さ
 ψ: 動翼列圧力係数
 サフィックス

- N: ナローコード翼
 W: ワイドコード翼
 1: 動翼入口
 2: 動翼出口
 t: 翼先端
 m: 翼平均径 (面積平均)
 r: 相対
 ref: 最高効率点
 stall: 失速点

2. 圧縮機・ファンの特性曲線に関するワイドコード化の影響

翼列の失速には発生のかきかけについて大きく二つの原因が考えられる。従来の亜音速流れの場合には翼の負圧面に回り込む流れを考慮して迎え角が重要な因子であった。現在でもなお重要である事には変わりはないが、翼列の負荷が大きくなり、ワイドコード翼列が使用されるようになると、翼間をチャンネル流れと考えると安定性を論ずる方がより適当になる¹⁾。失速の発生に際しても上下壁を含めた3次元性の影響が大きくなりチャンネルの性質が強く表れるようになる。本論文で解析を行っている動翼列の試験結果にもこの状況は良く現れており、ナローコード翼の場合には平均径の拡散係数 DF が第1表で示すように0.45から0.50近傍で失速に入っている、動翼根元で0.6、翼先端で0.45という従来の二次元翼列の翼負荷の限界値にほぼ近い。このワイドコード翼ではこれより0.05から0.10大きい0.51から0.60という値となっており、2次元翼では当然失速する領域での安定作動がワイドコード翼の特徴と言える。以下にワイドコード化による失速圧力限界の向上および圧縮機流量の増大の実際例を5段軸流圧縮機と2段ファンの例で示す。

前述のように5段軸流圧縮機では1段目および2段目をワイドコード化している。しかし5段全体としてのP～Q特性の比較は1段動翼はワイドコード翼とし、2段動翼をワイドコード化した場合とナローコード翼のままの場合とについて行った。以下この2種類の圧縮機をワイドコード型5段圧縮機、ナローコード型5段圧縮機と呼ぶ。この試験結果からは多段圧縮機で前方段の一つの段のみをワイドコード化した場合の特徴が得られる。2段ファンは1、2段動翼の両方を同時にワイドコード化している。この場合もワイドコード型ファン、ナローコード型ファンと称する。この試験結果は圧縮機・ファンの全段をワイドコード化した場合の例となる。主な諸元を第1表に示す。

2.1 5段軸流圧縮機²⁾ 5段軸流圧縮機は1段目と2段目の動翼について、時期を別にしてワイドコー

第1表 ワイドコード動翼の諸元一覧表

機 種		5 段階軸流圧縮機				2 段ファン				NASA (通常負荷) 単段圧縮機		NASA (高負荷) 単段圧縮機	
動翼 呼称		A 型		B 型		C 型 ^(※2)		D 型 ^(※2)		E 型		F 型	
		-W ^(※1)	-N	-W	-N	-W	-N	-W	-N	-W	-N	-W	-N
アスペクト比 圧力比	平 均	1.1	1.43	1.07	1.4	1.3	2.04	2.15	2.63	1.19	1.63	1.19	1.63
		1.51	1.47	1.42	1.42	1.71	1.65	1.69	1.65	1.82	1.82	2.05	2.05
ソリディティ	hub	1.6	1.59	1.67	1.67	2.38	2.38	2.24	2.24	1.75	1.78	1.75	1.75
	tip	1.4	1.21	1.4	1.35	1.33	1.33	1.27	1.27	1.3	1.3	1.3	1.3
流出角(メタル角)(度)	mean	49.5	49.7	48.1	48	30.1	29.6	26.8	28.3	44	46.4	38.9	43.7
転向角(度)	mean	8.6	6	11.4	9.4	22	23	21	19	13	11	18	16
入口マッハ数	hub	0.938	0.938	0.93	0.93	0.826	0.826	0.91	0.91	1.13	1.13	1.13	1.13
	tip	1.14	1.14	1.083	1.083	1.456	1.456	1.28	1.28	1.48	1.48	1.48	1.48
面積比 (A ₂ /A ₁)	失速時	0.892	0.892	0.925	0.925	0.822	0.842	0.859	0.885	0.749	0.799	0.744	0.794
開き角 θ	失速時	7.4	7.5	8.8	9.7	9.3	11.4	11.2	12.3	10.	10.5	10.9	11.2
〃 (幾何形状)		0.5	0.6	1.3	1.5	2.7	2.9	4	4.9	2.7	3.3	3.5	3.8
ディフュージョンファクター	mean	0.542	0.425	0.601	0.53	0.511	0.452	0.526	0.496	0.564	0.44	0.599	0.46
	失速時												
失速余裕率 ^(※3)		W=20.6%		N=12.2%		W=14.9%		N=12.5%		22.5%	11.5%	14.9%	2.5%

注1) 記号の W はワイド翼弦, N はナロー翼弦の略符号である。

2) C 型, D 型の圧力比は 2 段全体の計測値から格段の値を推定した値である。

3) 上記の各動翼が組み込まれている圧縮機およびファンの全体としての失速特性を示している。

ド化を行った。速度三角形は変えず翼弦長のワイド化のみを実施している。

この圧縮機は外径約 180 mm 一定で、各段動翼には MCA (Multiple circular arc) 翼型、静翼には DCA (Double circular arc) 翼型を使用している。

1 段目のナロー動翼については単段試験のみ、ワイド動翼については単段および 5 段圧縮機全体としての試験、2 段目の場合はワイド動翼、ナロー動翼共に 5 段圧縮機全体としての試験のみを実施している。

空気流量は 1 段動翼入り口から 60 mm 前方の入口流入ダクト円周上 2 カ所に 3 本構成櫛型ピトー管を配置し計測した。全圧と全温は各段静翼出口位置に固定式全圧・全温計を置き、半径方向の面積 2 分割となる中央部 1 点での全圧、全温を計測した。

圧縮機流量を絞っていった、失速による音響および圧力変動が生じる流量をもって失速点とした。失速による圧力変動は圧縮機 1 段動翼後に壁から突き出して取り付けたキュライト社製のセンサを用いた失速検知器により計測した。以下この圧縮機の 1 段目動翼を A 型動翼、2 段目動翼を B 型動翼と称する。1 段と 2 段にワイドコード翼を組み込んだ 5 段軸流圧縮機を第 1 図に示す。

ナローコード型 5 段圧縮機とワイドコード型 5 段圧縮機について全段の $P \sim Q$ 特性の比較を第 2 図に示

す 5 段軸流圧縮機で第 2 段動翼のアスペクト比を 1.43 から 1.1 に変更してワイド翼にした事により第 2 表に示すように最高効率点同士と比較すると圧力比は 9.5%、流量は 1.9%と格段に向上して大きな圧縮機になった事がわかる。

5 段全体の失速余裕 SM は第 1 表に示すように 12.2%から 20.6%に著しく増加している。即ち動翼の 2 段目の一つの段のワイドコード化によっても、1 度から 2 度の転向角の増加は行っているものの、失速流量の減少も大きく圧縮機全体の失速性能向上の効果は著しいことがわかる。A, B 型動翼それぞれの向上の様子は 2.3 節の動翼段特性の所で述べる。

2.2 2 段ファン³⁾ 2 段ファンは 1 段目と 2 段目の動翼に対して同時にワイド化を実施しており、試験も 2 段ファン一体として実施した。

このファンは実用機であるので翼間隙が非常に狭く 1 段目出口の計測は行っていない。従って 1 段目出口の流れの状態は壁圧の計測値を参考にして、内部流れの計算から推定した。失速の検知については 5 段軸流圧縮機と同様の方式を用いた。

ファンの外径は約 260 mm で各段動翼、静翼には MCA 翼型を使用している。この 2 段ファンも単段軸圧縮機と同様に速度三角形は変えずに翼弦長のワイド化を実施している。以下この 1 段目動翼を C 型動翼、

第1図 1段と2段にワイドコード翼を組み込んだ5段軸流圧縮機

第2図 ワイドコード型5段圧縮機とナローコード型5段圧縮機のP-Q特性の比較 (1段目はワイドコード翼A-W型とし、2段目のナローコード翼B-N型をワイドコード翼B-W型に変更した場合の比較)

第2表 圧縮機およびファンを構成する動翼のワイドコード化による全体圧力比、流量の変化率

構成動翼の型	圧力比上昇率(%)	流量増加率(%)	アスペクト比の変化ワイド/ナロー	備考
A型	1.6	0.0	1.10/1.43	単段試験
B型	9.5	1.9	1.07/1.40	5段軸流圧縮機 2段目のワイド化による
C型 D型	6.8	1.8	1.30/2.04 2.15/2.63	2段ファンの1段と 2段のワイド化による
E型	1.4	-2.6	1.63/1.90	単段の圧縮機
F型	3.1	-4.4	1.63/1.90	単段の圧縮機

注) 圧力比上昇率、流量増加率はナローコード翼をワイドコード化した際のそれぞれ場合を(+)としている。

2段目動翼をD型動翼と称する。1段と2段にナローコード翼を組み込んだ2段ファンを第3図に示す。

このファンの場合には1段目はアスペクト比で2.04を1.30に、2段目は2.63を2.15にワイドコード化している。

第4図に2段ファンの1段目(C型動翼)、2段目(D型動翼)を同時にワイドコード化した場合の変化をP-Q特性で比較している。失速点の流量はワイドコード化2段ファンの方がやや大きい、圧力比も考慮した失速余裕は12.5%が14.9%に増大している。ワイドコード化により第2表に示すように最高効率点同士で比較すると圧力比で6.8%、流量で1.8%大きい2段ファンとなる。

2.3 各動翼の段特性 第5図に本論文で取り上げている全ての動翼列の作動点を、特に失速点を塗りつぶした点で明らかにし、 $\phi \sim \phi$ 特性上に示している。

この図でワイドコード翼とナローコード翼を比較すると、A型動翼では失速圧力係数の増大は12.1%と増大し、失速流量係数も14.1%と非常に減少してワイドコード化の効果の大きいことを示している。一方、2段目のB型動翼もワイドコード化により圧力係数は10.9%と大きく向上し、流量係数 ϕ も0.5%だけ僅か減少するという傾向を示しており、この2段目だけをワイドコード化した効果により第2図に示すように5段全体の失速余裕は格段に向上している。C、D型動翼は2段ファンを構成する動翼でワイドコード化を行うとC型は6.7%、D型は3.9%失速流量係数の向上が見られる。

前節で述べた5段軸流圧縮機と2段ファンは国内で設計製作された航空用ファンエンジンを構成するコア高圧圧縮機およびファンであり、著者が直接開発に関係したものであるが、この他に米国のNASAでも軸流圧縮機のワイドコード化の研究がなされており以下に述べるように負荷の異なる2種類の単段圧縮機について試験がなされているので、本論文では動翼失速性

第3図 1段と2段にナローコード翼を組み込んだ2段ファン

第4図 ワイドコード型2段ファンとナローコード型2段ファンのP-Q特性の比較（1段C型動翼、2段D型動翼を共にワイドコード化した場合の比較）

能の推定の部分においてその試験結果をも引用する事にした。NASAで試験された圧縮機は外径約250 mmで、以下では通常負荷の動翼をE型動翼、他方の高負荷動翼をF型動翼と称する。動静翼共にMCA翼型を使用している。

F型は、設計圧力比が2.05と一方の1.85(E型)にくらべてかなり高負荷である。その他の諸元については第1表にA, B, C, D型と比較してある。F型は転向角が約5度大きい以外の設計値はE型に等しい。第2表において他の動翼型と比較しているように最高効率点同士で比較するとワイドコード化する事で流量がE型, F型で-2.6%, -4.4%とそれぞれ減少しており前に述べたA, B, C, D型のワイドコード化で流量が増大した場合とは傾向が異なっている。このE, F型動翼のように翼端周速が450 m/sの高速で作動している動翼では、翼間流路スロート部チョーク流量に対する設計流量の余裕は3~6%と極めて小さく且つスロート部の位置がはっきりしているの、ここ

第5図 各動翼作動点のφ-φ特性についての比較

で流量が決まり、翼弦を長くすることによりスロート部の境界層の厚さが増し有効面積の少なくなった分だけ最大流量は減少すると考えられる。失速流量係数では第5図で見られるようにE型で12.3%, F型で4.5%の大きな減少が見られた。以下、これまで説明した6種類の動翼について、それぞれのワイドコード翼には-W, ナローコード翼には-Nを付けて区別する。

第5図に示す各動翼列の失速点について、多段の性能試験の結果からの失速性能を抜きだして使用している場合が2例ある。一つはB型動翼ナローコード翼で、この2段目だけをワイドコード化したときに5段

圧縮機の失速点の向上が著しく、又設計時の負荷の分配もこの2段目のB型動翼は高く取ってある事から5段圧縮機の失速はB型動翼から生じていると考えて良いと思われる。二つ目は2段ファンの1段目のC型動翼と2段目のD型動翼であるが、多段軸流圧縮機の性質上後段のD型が失速の引金と見られる。従って1段目のC型の失速点にはまだ幾分の余裕があると考えられるので|の印を付けて他の場合と区別している。

3. 動翼失速性能の推定

前章に示したように圧縮機・ファン動翼の実験結果についてはワイドコード化を行うと著しい圧力比の増大と失速特性の向上が見られた。この事は動翼間を翼のまわりの流路と見るよりもチャンネル流れと見た方が適当であることを示しているように思われる。またワイドコード化した動翼列とディフューザ通路の失速特性の間に関連がある事が推測されたので、この見地から失速点の圧力比と流量を定量的に解析して圧縮機・ファンの基礎設計の際に使用できる方法を見いだそうというのが本論文の目的である。

この動翼列の失速限界の推定方法では動翼列とディフューザの間の形状および特性の対応の検討が主になるので、基本となるディフューザ特性の一般性質について先ず説明する。次に動翼列とディフューザとの間の機能・構造上の違いを考えると、動翼列入口では迎え角を持つための流入通路相当面積の減少があり、また出口では空気の圧縮性による容積流量の減少を考慮すべきで、この出口入口面積比について適したモデル化の問題がある。また他に通路の曲がり、壁面の粗さ、および入口境界層の厚さの影響等が考えられるが、これらをディフューザ特性との対応に際してどのように処理したら良いかについても検討する。

動翼翼列幾何形状とディフューザとの対応は第6図(a)に示すように円環状に配置されている翼列の中の一組の翼の間の流れを取り出し、対応するディフューザは第6図(b)に示す相当円錐ディフューザをモデルとして考えた。また翼列を代表する入射角、翼弦長、偏差角等に面積平均の平均径の値を使用している。

3.1 ディフューザ特性図について 従来から円錐ディフューザ(後継管なし)の特性図は数多く発表されており、日本機械学会⁷⁾や英国水力学会等^{8,9)}でまとめられているが、最近(1988年)石川、中村等^{10,11)}により発表された第7図をここにあげることにする。この特性図は円錐ディフューザにおける作動安定領域を示したもので、 C_p^* 線は従来から提唱されている最適形状線とも呼ぶ線で、静圧回復係数 C_p が横軸 L/R_1

第6図 動翼列およびディフューザの説明図

(ディフューザ長さ/入口相当半径)一定の線上で最大となる点を結んだものである。この線を越えて縦軸の面積比 A_2/A_1 が増えるとディフューザの流れが不安定になり始め C_p が低下する。TS (Trigger Stall) 線は剝離の初めての発生を示すもので、この線の下側にある形状では剝離が見られない。TS線とFS (Full Stall) 線で挟まれた領域では間欠的な剝離を伴い、FS線の上側の形状では常に剝離を伴う。

従来提唱されている C_p^* 線については⁷⁻⁹⁾、現在使用されている圧縮機・ファンの設計領域である縦軸 A_2/A_1 で1.4~2.5、横軸 L/R_1 で1.8~3.5の範囲に限って見ても、各計測者の間に第8図のMiller⁹⁾の●印と、Sovran & Klomp⁸⁾の■印の連続点で示すように、面積比(A_2/A_1)で0.15~0.20の散らばりがあり、その差は小さいとはいえないが、圧縮機の開発を進める際の基本設計に使用するには十分と思われる。更に推定の精度を確保するためには動翼列としての経験値の蓄積を十分に行い検討すべきである。

第7図 円錐ディフューザ性能線図と最適形状線

第8図 E型およびF型動翼の100%回転速度作動点と失速点(計測者および入口境界層厚さの違いによるCp*線の散らばりも併記す)

円錐ディフューザ以外にも矩形断面のディフューザの実験例は多く、その特性は四隅に死水域を持つためか静圧上昇係数 C_p は円錐ディフューザよりも低い値を取るが、不安定を示す C_p^* 線のディフューザ特性縦軸の出口入口面積比 (A_2/A_1) に対する値は円錐ディフューザと殆ど変わらない⁹⁾。

ディフューザ特性では縦軸の面積比 (A_2/A_1)、横軸の L/R_1 が定まると一義的に円錐開き角 θ が定まる。第7図上に示す右上から斜め下に向かって実線が開き角 θ 一定の線であり、開き角一定線は C_p^* 線よりも傾斜が急である。 L/R_1 が大きくなるに従って C_p^* 線が θ の小さい値の所に移るのは L が長くなると境界層の厚さが増し小さい面積比 (A_2/A_1) でも剝離が生じ易くなるためと考えられる。 η_p は圧力回復効率で、 C_p の理想的な値 $C_{p0} = [1 - (A_1/A_2)^2]$ に対する

比でTS線よりやや下側で最高値を持つ。

3.2 入口出口面積の考え方 翼列の入口に流入する流れは、第6図(a)に示すように入射角を持っているため流路幅は狭くなり流れに垂直な面の流路面積 A_1 [(翼の高さ) $\times$ (入口流路の幅 = 平均径ピッチ $s \times \cos \beta_1$)] を経て流入している。この面積は迎え角が増大すると減少するという流入角 β_1 に関連する量であり、対応する円錐ディフューザの入口として同面積の円形流路を考え、これを入口相当面積 A_1 と呼ぶ。入り口相当半径 R_1 は第6図(b)に示すように、ディフューザ入り口相当面積 A_1 を円としたときの半径である。

出口側は同様に翼腹側後縁から隣の翼のキャンバー延長線に垂直な面の通路面積 A_2 [(翼の高さ) $\times$ (出口通路の幅 = 平均径ピッチ $s \times \cos \beta_2$)] を用いる事にする。実際には流れはある偏差角を持っておりこの値よりも小さい面積を通過するわけであるが、ここではディフューザとの対応を取るために、ディフューザ特性で面積の設定を行っているのと同様、翼の構造上のメタル角を採用する。実際のディフューザ内の流れでも開き角が大きくなって来ると壁に沿わない流れが見られており^{8),11)} 偏差角を持つ翼列の実際の状態にほぼ対応している。

ディフューザ内の流れについては従来の試験結果は主にマッハ数0.2以下の亜音速範囲が対象とされているが、英国航空学会の発行しているデータ集⁹⁾ではマッハ数0.5程度までの使用に触れており、マッハ数0.5を越す場合には C_p の急激な低下があるので注意を要する事が指摘されている。この論文の場合は入口

のショックの後では流れは最も高速の場合でもマッハ数0.7程度に低下しており翼間通路の大部分ではマッハ数0.5前後の領域が主となっていると見られる。

このようにディフューザの不安定特性に関しては本論文の動翼列で使用されているマッハ数領域での適用が可能である。しかし高速回転速度の動翼でワイドコード化に成功した圧力比1.7から2.0までの圧縮機動翼では出口入口における空気密度比は概略1.4から1.6倍にもなっている。従ってこの体積流量の変化が翼列出口の剝離現象に影響を及ぼす可能性を考え、この意味で圧縮性の影響を考えるべきで、ここでは速度比を基準に密度比を考慮して出口面積 A_2 の修正を行った。すなわち、速度比 V_1/V_2 を A_2/A_1 の代わりに $(A_2/A_1) \times (\rho_2/\rho_1)$ を用いている。

3.3 ディフューザ特性について各種の影響

3.3.1 流路の転向の影響 ディフューザの研究においても湾曲した流路のディフューザの研究がKline等¹²⁾によりなされており、ディフューザの湾曲の程度を入口方向と出口方向の角度の差 β_{diff} で表すと、 β_{diff} が0.0度から30度迄は失速圧力限界に変化がない事が示されている。又Koch⁹⁾も圧縮機翼間通路の転向角の影響は静圧上昇係数に対して20度から35度までの広い転向角範囲で殆ど考慮しないでも良いと述べている。ここで転向角の異なる例に用いたE型動翼とF型動翼の場合においてもE-W型動翼の平均径での転向角13度に対しF-W型動翼では18度であってその差は5度とディフューザの曲がりとしては小さく流路転向の影響は特に取り上げる必要はないと考えられる。

3.3.2 壁面粗さの影響 ディフューザは広く種々の工業部品に使用されており、その適用分野によっては壁面の粗いままで使用される場合も見られる。しかし航空機用ガスタービンの翼表面は平均粗さで1ミクロンの仕上げが普通であり良い仕上げ面である。これは層流底層と同等の厚さでありディフューザの試験の際基準としている水力学的滑面と同じ規格であるので、圧縮機およびファンの場合表面粗さによる違いは考慮しないで良いといえよう。

3.3.3 入口境界層厚さの影響 円錐ディフューザの場合入口境界層厚さによって圧力係数 C_p は著しく影響を受けるが、 C_p^* 線の変化は少ないといわれている¹³⁾。第8図でディフューザ入口境界層厚さの薄い場合(▽印で $B=0.02$)と厚い場合(△印で $B=0.05$)の C_p^* 線の変化は図中に白抜きの小三角形▽と△で示すように相対的に見ると変化はあるが現用の圧縮機の使用範囲である $L/R_1=2.0$ から3.0の間では A_2/A_1 の値で計測者間の誤差よりも小さい0.08程度の値であ

る⁹⁾。またここで取り扱っているワイドコード化の動翼列は単段もしくは2段目までの段であり、ブロックージ($B=2\delta^*/R_1$)は大きくなく4~5%程度と考えられるので、失速限界に対する入口境界層厚さの影響は殆ど考慮しないで良いといえよう。

結局、この方法の特徴は(1)翼列形状の情報を十分含める事とし、そのため解析のパラメータとして翼列形状の基本を決める翼弦長/入口相当半径(L/R_1)と流入状態を考慮した出口入口面積比(A_2/A_1)を用い、従って失速迎え角の影響も失速点の推定に直接影響を表せるようにした。(2)失速限界の推定には一般性を持たせワイドコード翼にも適用可能となるようKochと同様にディフューザ特性を基準にしているが、先に述べたように出口面積について圧縮性の補正も併せて行っている。(3)圧縮機の失速余裕を考えると、失速圧力比の増大と同時に失速流量の減少も、圧縮機作動余裕の評価には重要な要素であるので、これを同時に評価できるよう解析の手法と特性図の表示を考慮した。

上にあげた本方法の特徴は後に考慮の中の「従来の失速圧力比推定法について」で述べるいくつかの疑問点を基に考慮したものである。

4. 安定作動領域の限界

各動翼失速点の円錐型ディフューザ特性上への対応点を第9図に示す。これらの点は各動翼の試験から得た失速点における動翼前後の状態量と翼形状を使い前述の計算方法により求めた入口出口面積比(A_2/A_1)と(L/R_1)との組合せの点をディフューザ特性上にプロットしたものであるが、図に見るごとく失速点全部がFS線と C_p^* 線の間にあり、その中でも特にFS線寄りに散在している。すなわち、横座標 L/R_1 の小さい方に2段ファンの2段動翼のD型動翼のナロー型D-N型とワイド型のD-W型の失速点があり、続いて1

第9図 各動翼の円錐型ディフューザ特性上への対応失速点(各動翼失速点を統計処理した失速限界線とその標準偏差も併せて示す)

段目のナロー型の C-N 型がある。ここまでがアスペクト比 2.63 から 2.04 で従来の小さいアスペクト比といわれた領域である。更に L/R_1 の大きい方に残りの A, B, C-W, E, F 型動翼の失速点が存在し L/R_1 の最も大きい領域にある E-W 型ではアスペクト比 1.19, A-W 型は 1.10 で最近の高速圧縮機としてはアスペクト比の最も小さい部類に属するが、円錐ディフューザの剝離発生領域と動翼列の失速点とが良く対応しておりこの事を利用すると圧縮機・ファンの動翼列の失速点の推定が特にワイドコードの領域でも可能になる事がわかる。

なお、これらの点の散らばりを統計的に処理して回帰直線を求めると(1)式の実験で表される(ここで2段ファンの前段のC型は2.3節で述べたようにその失速が2段目のD型動翼の引金による失速である可能性がある事からこの統計処理から外してある)。

$$A_2/A_1 = 1.4407 + 0.2562 \times (L/R_1) \quad (1)$$

第9図に示すように回帰直線は実線 SL 線となりその上下の点線……は標準偏差 $\pm \sigma$ の領域を示し、この幅は A_2/A_1 の目盛りで ± 0.1749 で、この領域内に対象とした実験失速点の 68% があるわけであり、この回帰直線 SL 上に圧縮機の作動点が来たとき失速状態になると定めて良いと考えられる。この標準偏差 ± 0.1749 の幅(全幅で 0.35)は失速限界線 SL (Stall Line) を失速点の代表として考えて不都合がないかどうかを示すもので、前節 3.1 で述べたディフューザ特性における各計測者の間の C_p^* 線の最大差 0.20 よりやや大きい、FS 線と C_p^* 線の間に収まっており又 C_p^* とほぼ並行であるのでディフューザ特性の不安定領域を代表するものと考えられ、線 SL は失速限界線として使用しても差し支えないといえよう。

ここまで述べたのはディフューザ特性への圧縮機動翼の実験失速データの対応であった。新しく設計する圧縮機動翼の失速限界の推定も全く同じ観点から実行可能で、実験データの代わりに、基礎設計時の流量を減少させた場合の計算結果を用いることで得られる。与えられた圧縮機動翼において、その場合の翼列前後の状態量を求め、3.2「入口出口面積の考え方」に従って面積比 A_2/A_1 と、円錐ディフューザ入口相当半径 R_1 を算出して、作動点がディフューザ特性の失速限界線 SL 上に来たときが動翼の失速限界となるわけである。最近の電子計算機およびその計算技術は非常に進歩し設計段階に応じて精度と手間の関連から Jansen の方法¹⁴⁾をはじめ種々の方法が提唱されており、流量を変化させた場合の簡略化された部分負荷計算も可能である。

5. 考 察

5.1 従来の失速圧力比推定法について

動翼列とディフューザ特性との関連を使った失速点の推定は従来もアスペクト比の大きい翼列を主な対象に外国でも試みられている。

1981 年に Koch は⁹⁾GE 社における数多くの圧縮機試験結果の調査解析から、矩型断面のディフューザの不安定特性と翼列出口形状との関連を使って、圧縮機翼列の失速静圧上昇限界の推定を行っている。

Koch の方法では最終の結果として第 6 図に示すように翼弦/最小翼列出口幅 (L/g_2) が与えられると直接失速静圧上昇が求められる事になる。この g_2 は翼型の出口形状の特徴を示すもので従って L/g_2 は翼列の形状要素としては翼列入口に関する要素を欠いておりまた圧縮性についての修正は行っていない。いい換えると翼列形状が決まれば L/g_2 が決まる事で、流れの流入状況に関係なく失速圧力上昇は一義的に決まる。本論文で取り上げているワイドコード化した各動翼の諸元は第 1 表に示すように、すべての動翼でワイドコード翼とナローコード翼のソリディティを同じくしており、従って Koch の方法で推定すると概略的には L/g_2 がワイドコード翼でもナローコード翼でも同じ値になるわけで、更に詳細に見ると Koch の方法の手順に従ってアスペクト比に関するレイノルズ数の修正および翼端隙間の修正を加えてもワイドコードでは圧力上昇は数%増加するだけで、第 5 図の試験結果のようにワイドコード化により圧力比の高い場合には失速圧力係数に 15% から 20% の差の生じる事については説明できない事になる。この高い圧力比の場合に Koch の方法では実験値からの違いが大きくなるという事から圧縮性の影響への考慮が必要であると考え、本方法では先に述べたように翼列形状の情報を十分含める事とし、出口面積に圧縮性の修正を加えている。

Koch の論文の 3 年後の 1984 年に Schweitzer が⁸⁾P & W 社における数多くの試験データから、翼列の形状を十分考慮に入れた方法で失速点の推定を行った論文を発表している。失速圧力比の推定のみを行い失速流量に触れていない事は Koch の場合と変わりが無い。失速圧力比の推定の基礎となる最高効率点における静圧上昇係数の推定に際して、ディフューザ特性における不安定作動は開き角に大きく依存するという性質を使って、円錐ディフューザの開き角 θ をパラメータの一つとして用いている。又他のパラメータとしてターニング角 $\Delta\beta$ と理想圧力上昇 C_{p0} も考慮して多くの試験データから最高効率点の静圧上昇を整理し上記の C_{p0} , θ , $\Delta\beta$ の三つのパラメータによる静圧上昇係

数を求める経験式を作っている。

翼列形状の考え方について Koch と比較すると、この経験式は C_p と θ の項を含む事で A_2/A_1 の値、および L と A_2/A_1 との関係が決まるため翼列の入口形状も、出口形状も取り入れて解析が行われた事になり、更に $\Delta\beta$ は流れのターニングを表しているの、翼形状についての転向角および入射角の変化の両方の合成されたものを含み、翼形状の考察に関する点では著しく改善されているといえる。圧縮性に関しても開き角 θ に対して補正を行っている。

但し失速圧力比の推定にはディフューザ特性の不安定限界を用いないで、上記の最大効率点の静圧上昇に対して失速圧力比を求める実験式を、多くのデータから経験的に求めている。最高効率点における静圧上昇の推定経験式の場合でもいえることであるが、推定したい目的の翼列の形状がデータ群から外れているときは良い推定ができない恐れがある。現在の Schweitzer の推定式に用いられている試験データの中にはナローコード翼の盛んに使用された時代のデータが多く含まれており、Schweitzer も論文の中でアスペクト比 2.0 から 5.5 までの範囲の翼型についての試験データを使ったと述べていて、現在使用されているアスペクト比 1.0 近傍のワイドコード翼に関するデータは含まれていない。

またワイドコード化についても、翼型形状に関係のある開き角 θ を通して間接的に含まれているだけで、翼弦を伸ばしてワイド化した効果の推定を直接見るには不向きである。

5.2 回転速度一定で流量を変化させた場合の作動線について ディフューザ特性図上に 100% 設計回転速度の試験結果からの作動点を連続して示す、例として E 型と F 型動翼について第 8 図に示している。動翼の設計点 $\square \blacksquare \blacktriangledown \blacktriangledown$ から失速点 $\boxtimes \boxtimes \blacktriangledown \blacktriangledown$ に至る過程がディフューザの不安定域にどのように関係しているかを示している図であるが、E-W 型動翼 ($\square$ 印) と F-W 型動翼 ($\blacktriangledown$ 印) のワイドコード翼は翼弦長 L が長いので L/R_1 の比較的大きい右側付近の設計点から出発している。迎え角が増し入口相当面積 A_1 が減少するに従い R_1 は小さくなり L/R_1 は大きくなる。同時に圧力比が増すので出口空気密度が大きくなると、本論文の方法では圧力比に対して出口面積の修正を行っているの、出口相当面積 A_2 は更に増加し、 A_1 の減少と A_2 の増大という二重の効果で、縦軸の A_2/A_1 が急激に増大する傾向があり、ここで考えたディフューザモデルの作動点は特性図上を縦軸の値の大きい方向に移動し失速領域に至り動翼が失速に入ると考えられる。

次にこの第 8 図の作動点の連続表示からわかる事は作動点が失速点近傍で横軸の大きい方に移動する事である。特に E-W 型動翼 ($\square$ 印) の移動量は大きい。

この状況は第 5 図の $\phi \sim \phi$ 特性の E-W 型動翼の作動点で見ると失速点近くなると、圧力係数の上昇は少ないが失速点流量係数は大きく減少する状態に対応している。この第 5 図では E-W 型の他に A-W 型、B-W 型がこのグループに属する。又第 8 図で F-W 型動翼の作動点 ($\blacktriangledown$ 印) は余り横軸の大きい方向に移動せずに上方に伸び、動翼により種々の傾向があることがこのディフューザ特性上でも認められる。

5.3 A-W 動翼と A-N 型動翼について 第 9 図で見られるように A-W 型動翼と A-N 型動翼の二つの失速点は他のグループから離れており、 C_p^* 線上にはあるが下限の標準偏差線からも外れた所にある。この二つの場合には転向角も他の動翼列が 10 度から 20 度あるのに対して 6 度と 8.6 度と小さく、従って動翼列の幾何学的形状に基づいた入口出口面積を考慮した開き角は第 1 表に示すように 0.5 度と 0.6 度で、他の動翼列の 2 度から 5 度に対して非常に小さい。一方小さい開き角ではディフューザ効果が少ない事を考えると、この A 型動翼の失速はディフューザ内の流れの不安定による失速ではなくてインシデンスの過大による失速と考えられる。Koch もその論文の中で小さい転向角が使用された場合翼列が end wall 負荷の制限に遭う前にインシデンスの制限で失速すると述べているが、実例や限界には触れていない。ここであげた実験例は数が少なくこの 2 例がインシデンスによる失速で、限界がこの転向角と開き角にあるとはいいい切れないが、転向角 10 度以下で従って開き角も 1 度以下になる動翼列ではディフューザの特性による失速の生ずる前にインシデンスによる失速が生ずる可能性が大きいと考えられ注意を要する事である。

6. 結 論

(1) 5 段軸流圧縮機中の 1 段、2 段および 2 段ファンの 1 段、2 段についてその動翼をワイドコード化した時全体性能に著しい向上があった。特に 5 段軸流圧縮機の 2 段目動翼のワイドコード化の場合には、5 段の内の一つの段のみのワイドコード化であるにもかかわらず 3 段以降の作動状況も改善され、全段の失速余裕が 12.2% から 20.6% に向上し圧縮機全体への影響は大きい事が示された。

(2) ディフューザ特性と動翼の翼間流れとの対応を調べる事によって基本設計時に必要な動翼列、特にアスペクト比 2.0 から 1.0 近傍のワイドコード翼列についても適用できる失速性能の推定を行う方法を得

た。5段軸流圧縮機の1段目、2段目、2段ファンの1段目、2段目、および負荷の異なる2種類の単段圧縮機 (NASA の製作・試験による) についてこの失速性能の推定方式が妥当であることが示され、ワイドコード化による失速特性向上にかかわる動翼作動点の振舞いもより明らかになった。

(3) ディフューザ特性と動翼の翼間流れとの対応から失速推定点の X 軸 (L/R_1) の値を使うことにより失速限界圧力の推定だけでなく失速余裕に大きな影響を持つ失速流量の向上についての情報も得られるため、圧縮機の基本設計時における失速余裕の有効な推定が可能となった。多段軸流圧縮機の開発計画時に、エンジン全体についてのマッチングを取る有効な手段となり得る。

参考文献

- 1) Wennerstrom, A. J.: Low Aspect Ratio Axial Flow Compressors "Why and What It means", SAE SP-683, Oct. 1986.
- 2) 寛 陽, 菊池秀勝: 5段軸流圧縮機の内部流れについて, 防衛庁技術研究本部技報, 986 (1987).
- 3) 寛 陽, 吉橋尊男: XF 3-20 ターボファンエンジンのファン要素試験結果について, 防衛庁技術研究本部技報, 808 (1980).
- 4) Reid, L., Moore, D. M.: Design and Overall Performance of Four Highly Loaded, High-Speed Inlet Stage for an Advanced High-Pressure-Ratio Core Compressor, NASA Technical Paper 1337, Oct. (1978).
- 5) Koch, C. C.: Stalling Pressure Rise Capability of Axial Flow Compressor Stages, Trans. of the ASME, J of Engineering for Power, 103 (1981), pp. 645-656.
- 6) Schweitzer, J. K., Garberoglio, J. E.: Maximum Loading Capability of Axial Flow Compressors, J. Aircraft, 21, No. 8 (1984), pp. 593-600.
- 7) 管路・ダクトの流体抵抗出版分科会編: (技術資料) 管路・ダクトの流体抵抗, 日本機械学会, 東京, 1978.
- 8) Miller, D. S.: Internal Flow, A Guide to Losses in Pipe and Duct System, Part II, Performance of Straight-Wall Diffusion, BHRA, Bedford, 1971, pp. 77-147.
- 9) The Royal Aeronautical Society: Performance of Conical Diffusers in Incompressible Flow, Engineering Science Data Item Number 73024, ESDU, June (1974).
- 10) Ishikawa, K. and Nakamura, I.: An Experimental Study on the Performance of Mixed-Flow-Type Conical Walled Annular Diffusers, The Winter Annual Meeting of ASME, Nov. 22-Dec. 2, 1988, pp. 73-80.
- 11) 石川勝也, 中村育雄: 円すいディフューザの一樣流入時における性能線図と最適形状, 日本機械学会論文集 (B 編), 54 (1988), pp. 1920-1927.
- 12) Fox, R. W. and Kline, S. J.: Flow Regimes in Curved Subsonic Diffusers, J. of Basic Engineering, ASME, (1962), pp. 303-316.
- 13) 妹尾泰利: 内部流れ学と流体機械, 養賢堂, 東京, 1973, p. 65.
- 14) Jansen, W. and Moffatt, W. C.: The Off-Design Analysis of Axial-Flow Compressors, ASME, J. of Engineering for Power, (1967), pp. 453-462.