本実験を進めるに当たり、筆者の研究室の学生の力に負うところが大きく、ここに謝意を表する。

参考文献

- 1) 伊藤 光：凹曲面に沿う縦渦の生成と崩壊，日本航空宇宙学会誌，28 (1980)，pp. 327-333.
- 2) Aihara, Y. and Koyama, H.: Secondary Instability of Görtler Vortices-Formation of Periodic Three-Dimensional Coherent Structure, Trans. Japan

- Soc. Aero. Space Sci, 24 (1981), pp. 78-94.
- 3) Aihara, Y. and Koyama, H.: Stability in the Mechanics of Continua, ed. by Schroeder, F. H., Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 1982, pp. 345-354.
- 4) Aihara, Y. and Koyama, H.: Three-Dimensional Turbulent Boundary Layers, ed. by Fernholz, H. H. and Krause, E., Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 1982, pp. 210-220.

— 論 文 —

ディストーションがターボファン・エンジンにおよぼす影響の実験的研究^{*1} Experimental Study of the Effects on the Turbofan Engine by the Distortion

阿 部 達 夫^{*2}
Tatsuo ABE

Key words: turbofan engines; inlet distortion; fan characteristics;
compressor characteristics

Abstract

The experimental study was conducted to determine the effects of the pressure distortion on the operation of a turbofan engine. The turbofan engine was tested with three kinds of inlet distortions, *i. e.*, tip radial, circumferential and combined pressure distortions. The each distortion was generated with screens placed in the inlet ducting upstream of the fan face. Their intensity was varied by the screens with different porosity. This paper presents an investigating result of the evaluation method of the stability for the distortions and the experimental results of the effect on the two characteristics, pressure ratio and efficiency, of two stage axial flow fan and five stage axial flow compressor. The new method is to indicate two distortion indices on the orthogonal coordinate, the circumferential distortion index is related to the radial distortion index. This method led to the estimation that the examination of three kinds of the distortion seems to be enough to cover the total patterns of the distortion encountering inflight. The pressure ratio and the efficiency of a fan with distorted inflow decreased as compared with those of the clean inlet flow, however the operation line and the efficiency of a compressor hardly suffered from influence of the distortion.

1. ま え が き

ターボファン・エンジンを設計するに際しては、エンジン入口の流れは軸対称流と仮定している。しかし、航空機が大きな迎え角および片揺角の状態で飛行したり、強い横風を受けたり、また胴体からはく離した流れや僚機の排気ガスを吸入した場合には、エンジン入口では不均一な流れ（ディストーション）となる。この場合には、エンジンの性能が低下し、ときには、ファンが旋回失速およびサージを発生し、安定に作動ができなくなる。

ジェット機が実用化され、約30年経過しているが、先進国に比べわが国においては、航空機用エンジンの開発例は少なく、それにとまってディストーションによる影響の研究は、模型による研究¹⁾および実機による研究がわずかに行われているにすぎない。実機によるエンジン性能の変化、ファン・圧縮機の特長変化等の実験データはわずかである。

そこで、ターボファン・エンジン (XF 3-20)²⁾について、地上静止状態で種々のディストーションを与え、エンジン性能、ファン・圧縮機の作動特性におよぼす影響について検討を行った。

2. 試験装置およびディストーション・スクリーン

2.1 試験装置 ファン入口の流路にディストーションを与えるために、ディストーション・スクリーン

*1 昭和58年5月23日原稿受理

*2 防衛庁技術研究本部第3研究所

第1図 全体図

第1表 ディストーション・スクリーンの諸元

形態	名称	開口比	ブロック比	形状
半径方向ディストーション・スクリーン A型	A-70	70(%)	43	
	A-50	50		
	A-25	25		
	A-20	20		
周方向ディストーション・スクリーン B型	B-70	70	50	
	B-50	50		
	B-20	20		
半径/周方向合成ディストーション・スクリーン C型	C-70	70	43	
	C-50	50		
	C-20	20		

をファンの1段動翼前縁から前方770mmの位置に設置し、それを運転室から遠隔操作により回転できる構造にした。第1図は、ディストーション・スクリーンとエンジンを組み合わせた全体図を示す。

2.2 ディストーション・スクリーン ディストーションは航空機の姿勢が急激に変化した際に発生し、その形態は非常に複雑であり、それを単純化するため、半径方向ディストーション、周方向ディストーション、半径/周方向合成ディストーションに区分した。それにともない、スクリーンには第1表に示すようにそれぞれの形態が発生することができる半径方向ディストーション・スクリーン(A型)、周方向ディストーション・スクリーン(B型)、半径/周方向合成ディストーション・スクリーン(C型)の3種類のものを使用した(以下ディストーション・スクリーンを「スクリーン」という)。

これら各種類のスクリーンは厚さ1.2mmのステンレス鋼板に径が $\phi 0.9 \sim 7.24$ の範囲で小孔を明けたもので、小孔の合計面積とスクリーンの総面積の比(開口比)を調整して、発生するディストーションの指数を変化させた。各スクリーンの開口比は70型が70%、50型が50%、25型が25%、20型が20%である。スクリーンのブロック比(スクリーンの面積とダクトの断面積の比)は、A型は43%、B型は50%、C型は

43%のものをを使用した。

3. 実験方法

3.1 エンジンの形態 本実験では、エンジン内の各要素のノズル面積(高圧タービン・ノズル面積、低圧タービン・ノズル面積、ジェット・ノズル面積、バイパス・ノズル面積)を変えて、作動線がファンの作動計画線より開き側か絞り側かの条件で実験を行った。第2表は、各要素のノズル面積と設計面積の比較を示す。

また、第3表は、ファンの作動計画線に対する開き側か絞り側かの実験に使用したスクリーンの種類を示す。なお、開口比が20%のスクリーンは、両方の形態に使用した。

第2表 実験時のエンジン形態

名 称	開き側 面積%	絞り側 面積%	100%面積 (m ²)	設計面積 (m ²)
高圧タービン・ノズル	105	100	0.0144	0.0144
低圧タービン・ノズル	1段	113	0.03607	0.035049
	2段	113	0.05141	0.052164
ジェット・ノズル	140	120	0.07168	0.071716
バイパス・ノズル	130	110	0.03206	0.03206

第3表 実験で使用するディストーション・スクリーンの種類

スクリーン	半径方向ディストーション・スクリーン A型	周方向ディストーション・スクリーン B型	半径/周方向合成ディストーション・スクリーン C型
エンジンの形態			
	A-70	B-70	C-70
	A-50	B-50	C-50
	A-20	B-20	C-20
開き側	A-25		
	A-20		
絞り側		B-20	C-20

第2図 圧力および温度の計測位置

第3図 計測系統図

3.2 計測方法 第2図に示すように、ファンの入口/出口および圧縮機の入口/出口の半径方向に、多点全圧管および多点熱電対（管）を周方向にそれぞれ1本ずつ取り付け付けた。本実験ではスクリーンを15度ないし30度ずつ360度回転させ、圧力および温度を計測した。なお、ファン入口での半径方向の全圧の計測は等間隔で行い、第4表に各位置での計測点の数を示す。第3図の計測系統図で示すように、計測は自動計測で行った。

ファン/圧縮機の圧力比・効率、ファン入口/出口および圧縮機入口/出口の全圧分布/全温分布の平均値から求めた。

ファンの空気流量は、ファン前方の楕形ピトー管による全圧と静圧および全温より求め、また、圧縮機の空気流量は高圧タービンの部分負荷特性の解析値を使用して求めた。

第4表 圧力および温度の計測点の数

	全圧および静圧		全 温	
	円周方向	半径方向	円周方向	半径方向
全 圧				
ファン入口	12カ所ないし24カ所	9	12カ所ないし24カ所	5
ファン出口	"	5	"	5
圧縮機入口	"	3	"	3
圧縮機出口	"	4	"	4
ファン入口(静圧)	"	—		

3.3 ディストーション指数 ディストーションのレベルの大きさを表す指数は D_{min} , $DC 60$, DI , $KD_2^{3,4)}$ を使用した。第4図はディストーション指数を示す。

ただし

P_1 : 全圧

第4図 ディストーション指数

$\frac{1}{2} \rho V^2$: 動圧

$P_{t,60min}$: 円周方向 60 度の領域内の平均全圧のうち最小の値

OD: 入口ダクトの直径

D_n : 各リングの直径

θ_n : 各リングでの全圧が面の平均全圧より低い部分のうちいちばん大きい連続した円周方向の角度

av: 平均値

max: 最大値

min: 最小値

n : リングの番号

4. 実験結果

4.1 ファン入口での流入形態 ファン入口でのディストーションは前章のスクリーンによって与えた。第5図は結果の一例を示す。半径方向ディストーション (A-20) では、翼の先端部の全圧は翼の他の部分に比べ全周にわたって一様に低い。周方向ディストーション (B-20) の場合は、周方向の 0 度を基準として約 ± 70 度の範囲にわたり、全圧の小さな領域が存在している。半径/周方向合成ディストーション (C-20) においては、翼の先端部と中央部では、周方向の 0 度を基準として約 ± 70 度の範囲にわたり全圧が高く、その範囲内では、翼の中央部の全圧が他に比べ高くなっており、翼根元部では低くなる傾向を示している。

4.2 エンジン形態とスクリーンによるディストーション指数 第6図(a)~(c)は、ファンの作動線が開き側と絞り側について、スクリーン A-20, B-20, C-20 によるファンの修正空気流量とディストーション指数の関係を示す。同図から、スクリーンが発生するディストーション指数は、エンジンの形態には無関係である。

第5図 ファン入口の流入形態

係である。

4.3 エンジンの耐ディストーション特性 本実験では、ファンの作動線が開き側の場合には、ファンは旋回失速を生じないが、絞り側では、スクリーン A-20 および C-20 は、ファンに旋回失速を生じた。そのときのディストーション指数は、スクリーン A-20

第6図(a) スクリーンA-20 によるディストーション指数

第6図(b) スクリーンB-20 によるディストーション指数

第6図(c) スクリーンC-20 によるディストーション指数

では、 $DI \approx 0.15$ 、 $K_{D2} \approx 180$ 、 $D_{min} \approx 0.91$ 、 $DC 60 \approx 0.21$ であり、スクリーン C-20 の場合には、 $DI \approx 0.19$ 、 $K_{D2} \approx 720$ 、 $D_{min} \approx 0.95$ 、 $DC 60 \approx 0.4$ となった。しかし、スクリーン B-20 の場合、ファンに旋回

失速を生ぜず、最高回転時のディストーション指数は $DI \approx 0.22$ 、 $K_{D2} \approx 1,900$ 、 $D_{min} \approx 1.0$ 、 $DC 60 \approx 1.05$ となった。このことから、旋回失速を生じたときのディストーションを1種類のディストーション指数で評価すると、ディストーション指数が小さくてもファンに旋回失速が生じ、また、ディストーション指数が大きくてもファンに旋回失速が生じていない。

したがって、エンジンがどれくらい大きさのディストーションに耐えられるかを評価するためには、現在発表されているディストーション指数を用いるかぎり、2種類以上を組み合わせることが必要で、ここでは DI と K_{D2} 、あるいは D_{min} と $DC 60$ を組み合わせ整理した。第7図(a)および(b)にその結果を示す。第7図(a)は DI と K_{D2} を組み合わせたもので、スクリーン A-20、B-20、C-20 の場合とも、回転数が高くなるにしたがって、 K_{D2} の増加とともに DI も直線的に増加している。

第7図(b)は D_{min} と $DC 60$ を組み合わせたものであり、スクリーンA型、B型およびC型いずれも開口比が大きい順から(指数が小さい)開口比が小さい順(指数が大きい)に斜め上方向に直線的に変化している。

さらに、第7図(a)および(b)から、ファンに旋回失速が生ずるときを、組み合わせたディストーション指数から予測することが可能と推察できる。したがって、ディストーションによるエンジンの影響は性質の異なるディストーション指数を組み合わせたディストーション指数を定義することにより、飛行時に発生するディストーションについて解明することが可能である。たとえば DI と K_{D2} 、また D_{min} と $DC 60$ を組み合わせ、前述の3種類のスクリーンによる影響を調べることによって複雑なディストーションの形態の全域を知ることができる。

4.4 ディストーションが性能におよぼす影響

4.4.1 ファンの特性におよぼす影響 第8図(a)、(b)は、ファンの作動線が開き側か絞り側の場合で、半径方向ディストーションによるファンの特性の変化を示し、第9図(a)、(b)は周方向ディストーションによるファンの特性の変化を示した。図中で、2点鎖線はファンの作動線を示し、点線はファンの特性を示している。なお、いずれもディストーションがない場合である。第8図(a)~第9図(b)によれば、ファンの特性は、回転数が75%以下ではディストーションの影響は認められないが、回転数が75%以上になると、回転数の増加にともなって影響が大きくなることを示している。

さらに、第10図は、スクリーン A-20、B-20 およ

第7図 エンジンの耐ディストーション特性

第8図 半径方向ディストーションによるファン特性の変化

第9図 周方向ディストーションによるファン特性の変化

第10図 ファンの圧力比の低下の割合および効率の変化

第5表 $\frac{W_{a1}\sqrt{\theta_1}}{\delta_1} = 0.85 \left(\frac{W_{a1}\sqrt{\theta_1}}{\delta_1} \approx 29 \frac{\text{kg}}{\text{s}} \right)$ 時のディストーション指数

スクリーン	開き側				絞り側			
	$D_{\min}$	DC 60	DI	$K_{D\delta}$	$D_{\min}$	DC 60	DI	$K_{D\delta}$
A-20	0.74	0.17	0.142	165	0.89	0.19	0.15	170
B-20	1.02	0.97	0.186	1600	1.04	0.98	0.194	1640
C-20	0.95	0.4	0.18	625	1.0	0.47	0.18	680

び C-20 を用いてディストーションを与えた場合、ファンの仕事量とファンの圧力比の低下の割合および

第11図 ファンの効率の低下

効率の変化を示す (空気流量が最大値 (海面静止状態) の 85%)。このときのディストーション指数を第5表に示す。第10図において、ファンの作動線が開き側についてはファンの仕事量 LF_1 で表し、絞り側についてはファンの仕事量 LF_2 で表した。また、ファンの圧力比の低下の割合は式(1)により求めた。

$$\frac{\Delta \pi_f}{\pi_{f,d}} = \frac{\pi_{f,undist} - \pi_{f,dist}}{\pi_{f,d}} \quad (1)$$

ここで

$\pi_{f,undist}$: ディストーションがない場合の圧力比

$\pi_{f,dist}$: ディストーションを与えた場合の圧力比

$\pi_{f,d}$: 設計点での圧力比

ファンの圧力比の低下の割合は、ファンの作動線が開き側については約 4~5%, 絞り側については約 6~7% である。しかし、半径方向ディストーションを与えた場合にはいずれも約 4~4.5% である。

ファンの効率は、第8図(a)~第9図(b)および第

(a) (b)
第12図 半径方向ディストーションによる圧縮機特性の変化

絞り側

第13図 半径方向ディストーションによるファン入口/出口および圧縮機入口/出口の圧力分布

10図に示すように、半径方向ディストーションを与えた場合に最も多く低下している。第11図は、ファンの作動線が開き側で半径方向ディストーションを与えた場合、ディストーション指数と効率の低下の関係を示す（ファンの空気流量が最大値（海面静止状態）の85%）。効率はディストーション指数 DI が増加するに伴って直線的に低下し、 $DI=0.15$ では約8%低下している。

4.4.2 圧縮機特性におよぼす影響 第12図(a)および(b)は、ファンの作動線が開き側および絞り側の場合に、ファン入口に半径方向ディストーションを与えたことによる圧縮機特性の変化を示す。同図で、2点鎖線はファン入口にディストーションがない場合の圧縮機の作動線を示し、また、ディストーションによる圧縮機特性および効率はほとんど変化をしていない。周方向ディストーションおよび半径/周方向合成ディストーションによる圧縮機特性および効率も影響が見られていない。

4.5 ファン入口/出口および圧縮機入口/出口での圧力分布 第13図はファンの作動線が絞り側で、ファン入口にスクリーン A-20 によって、半径方向ディストーションを与えた場合のファン入口/出口および圧縮機入口/出口での圧力分布を示す。同図において、ファン入口/出口と圧縮機入口/出口の半径方向の寸法の違いはファン出口と圧縮機入口の半径方向長さの違いによるもので、圧力分布は全圧管装着面の全圧に対する平均全圧の比で示している。

ファン出口はファン入口に比べ、翼先端部のディストーションが幾分小さくなっているが、翼根元部ではほとんど変化が見られない。圧縮機入口は、ファン出口の翼根元部の全圧比の状態で流入しているようにみられる。しかし圧縮機出口の圧力分布はほぼ均一化されている。

第14図 周方向ディストーションによるファン入口/出口および圧縮機入口/出口の圧力分布

さらに、第14図は、ファンの作動線が絞り側で、ファン入口にスクリーン B-20 によって周方向ディストーションを与えた場合のファン入口/出口および圧縮機入口/出口での圧力分布を示す。同図においても、圧力分布は全圧管装着面の全圧に対する平均全圧の比で示している。ファン出口はファン入口に比べ、翼先端部と中央部で全圧比の回復が幾分見られるが、全圧比の低い領域が周方向に広がっている。しかし、翼根元部の全圧比はほとんど回復していない。

圧縮機入口では、半径方向で翼の中央部の全圧比が翼先端部と根元部に比べわずかに高くなってはいるが、周方向ではファン出口での全圧比の状態で流入しているように見られる。しかし、圧縮機出口での圧力分布はほとんど均一化されている。

5. ま と め

ターボファン・エンジン (XF 3-20) のファン入口流路に、半径方向・周方向・半径/周方向合成の3種類のディストーションを与え、エンジン性能およびファン/圧縮機の作動特性について実験を行い、つぎの点が明らかになった。

(1) エンジンがどのくらいの大きさのディストーションに耐えられるかを評価するには、2個以上の性質の異なったディストーション指数を組み合わせで検討する必要がある。たとえば、 $D_{\min}$ と DC 60, または DI と K_{D2} の組合せ等である。

(2) 実験に使用した3種類のスクリーンから発生

するディストーションによる影響についてみると、半径方向ディストーション指数を縦軸にとり、また周方向ディストーション指数を横軸にとって組み合わせたディストーション指数から、飛行時に発生する複雑なディストーション形態の全域を網羅して評価することができると思われる。

(3) ファン入口のディストーションによって、ファンの圧力比および効率が低下し、特性が変化している。

(4) ファン出口は、ファン入口のディストーションの影響が大部分残り、圧縮機にはほとんどそのままの状態で流入しているが、圧縮機出口の圧力分布はほぼ均一化されている。

最後に、本研究を実施するにあたり、ご協力をいただいた関係者の方々に心より感謝いたします。

参 考 文 献

- 1) Tamaki, T. and Nagano, S.: Effects of Inlet Distortions on a Multi-stage Compressor, 第4回 International Symposium on Air Breathing Engines, 1979, pp. 17-24.
- 2) 神津正男: XF 3 ターボファン・エンジンの経緯と現状について, 第21回航空原動機に関する講演会講演集, 1981, pp. 38-47.
- 3) 佐々木義雄: 超音速高等練習機 (T-2) の空力特性, 日本航空宇宙学会誌, 27 (1979), pp. 223-234.
- 4) Dicus, John H.: FORTRAN Program to Generate Engine Inlet Flow Contour Map and Distortion Parameter, NASA TM-X-2967 (1974).