第14図 吸込み流れの流量に関する計算値と実験値との比較

(3) 非付着側の吸込み流れの流速とスプリッタ距離との関係は側壁角が 15° と 30° では定性的に異なった傾向を示す。主噴流出口レイノルズ数を変えても吸込み流れの流速と L_s/b_s の関係には大きな変化が見られない。

(4) 付着噴流に関する理論を応用して非付着側出口口内の吸込み流れの流量を計算した結果、実験値と

ほぼ一致する結果が得られた。

(5) 非付着側出口口からの流れは主噴流流量に対してかなり大きな流量であることが明らかとなった。この流れは素子特性に影響を及ぼすことが予想される。

参考文献

- 1) 堀越長次, 佐野 学: 側壁付着形純流体素子内の流れの解析 (ナビエ・ストークス方程式の非定常差分近似解による方法), 日本機械学会論文集, **43** (1977), pp. 1062-1067.
- 2) 清水 顕, 和田 力: 反対側制御口からも流入があるときの付着形素子内の流れ, 計測自動制御学会論文集, **17** (1981), pp. 770-776.
- 3) 堀越長次, 佐野 学: 側壁付着形純流体素子の切換えに関する研究 (スプリッタ切換えについて), 日本機械学会論文集, **44** (1978), pp. 2372-2380.
- 4) Sawyer, R. A.: Two-Dimensional Reattaching Jet Flows Including the Effects of Curvature on Entrainment, *Journal of Fluid Mechanics*, **17** (1963), pp. 481-498.
- 5) Görtler, H.: Berechnung von Aufgaben der freien Turbulenz auf Grund eines neuen Näherungsansatzes, *Z. angew. Math. Mech.*, **22** (1942), pp. 244-254.
- 6) Schlichting, H.: *Boundary-Layer Theory*, McGraw-Hill Book Co., New York, 1968, pp. 681-687.

— 論 文 —

ソニックインレットの研究^{*1}

Research on Sonic Inlet

佐々木良平^{*2}・小早川義雄^{*2}

Ryohei SASAKI, Yoshio KOHAYAGAWA

平岡康一^{*3}・渡辺武史^{*3}

Kōichi HIRAOKA and Takeshi WATANABE

Key Words: Sonic Inlet, Aerodynamic Noise, Aircraft Engine Noise, Turbofan Engine

Abstract

In recent aircraft with high by-pass ratio engines, the major noise source is the forward propagating fan noise from the engine inlet. Reported here is the investigation of the sonic inlet, which drastically reduces the above-mentioned forward propagating fan noise. Model sonic inlets of both contracting wall type and

translating centerbody type were designed by the newly developed analytical method based on flux analysis, and tested aero-dynamically and acoustically. Criteria for boundary layer separation, total pressure recovery characteristics, and crosswind characteristics of sonic inlet were obtained, and the model sonic inlet of the contracting wall type showed 21 PNdB noise reduction in model engine noise tests. Comparison between the analytical and experimental results proved the usefulness of the newly developed design method.

^{*1} 昭和53年12月7日, 第16回飛行機シンポジウムにおいて一部発表。昭和59年2月25日原稿受理

^{*2} 防衛庁技術研究本部

^{*3} 川崎重工業(株)航空機事業部

1. ま え が き

近年、航空機はターボファンエンジンが搭載され、高速・大型化し、飛行回数は増加し、空港周辺および航空路の近隣に住む住民への騒音問題が大きな社会問題に発展してきている。

高バイパス比ターボファンエンジンを搭載した機体にとっては、エンジンの空気取入口より前方に放射されるファン騒音が主要な音源となっている。

ファンやタービンの回転騒音を減音する方法として、既存の航空機エンジンに対しては、流路内に適当な音響インピーダンス率をもった吸音構造を装着する方法が多くとられている。

しかし、静かな航空機の要求はますます強くなり、新たに開発される航空機に、既存の方法を適用すると、重量・総圧損失・インレットディストーション等の増加を招き、エンジン性能の低下をもたらす可能性がある。

航空機の離着陸時に、回転騒音を減音させる方法として、流路内に吸音構造の装着を必要とせず、幾何学的に形状を調整することによって、空気取入口スロート部壁面付近の流れを音速以上にし、音波の遮断を意図したソニックインレットが有望な方法と考えられる。

このソニックインレットの空力設計に際しては、スロート部壁面での流れは音速以上で、ファンブレード前面は、エンジン流量に対応したマッハ数(0.4~0.5)となり、この間の急激な圧力回復と重量増加を防ぐためできるだけ短いディフューザにより、剥離を生ずることなく達成することが要求される。

したがって、設計上、遷音速内部流れの解析と境界層剥離の判定が重要な問題となる。

また、ソニックインレットは、航空機の離陸・着陸・巡航に応じて、カウル内断面積分布を変えなければならない、種々の可変方式が考えられているが、カウル壁面を可変とする壁面型ソニックインレットとセンターボディ位置を流れ方向に可変とするセンターボディ型ソニックインレットが実現の可能性が高いと考えられる。

本稿では、この壁面型ソニックインレットについて、流線解析法¹⁾による模型設計と、模型による空力実験および騒音実験を行い、有望な方法であることを述べるものである。

2. 解 析 法

ソニックインレットを設計するための解析法は、遷音速から亜音速に至る広範囲なマッハ数領域を解析す

直交曲線座標 α, β ; $\delta_\alpha, \delta_\beta$ 弧の長さ; h_α, h_β 座標の拡大率; $h_\alpha \equiv \delta_\alpha / \delta_\alpha$; $h_\beta \equiv \delta_\beta / \delta_\beta$

第1図 流線座標

る必要がある。

この解析法として、管内流れの解析に適し、圧縮性の導入が容易な流線解析法¹⁾を用いることにした。

この解析は、非粘性圧縮性流体の定常、軸対称、渦なしの流れ等を考え、第1図に示す直交流線座標を導入し、次に示す基礎方程式を用いる。

$$\text{気体の状態方程式: } P/\rho = RT \quad (1)$$

$$\text{連続の方程式: } \partial(\rho u h_\beta) / \partial \alpha = 0 \quad (2)$$

$$\text{渦なしの条件式: } u h_\alpha = \alpha \text{ のところで一定} \quad (3)$$

$$\text{等エントロピーの式: } P/\rho^\gamma = \text{一定} \quad (4)$$

$$\text{エネルギー式: } (1/2)u^2 + \{\gamma/(\gamma-1)\} (P/\rho) = \text{一定} \quad (5)$$

ただし、 P : 圧力、 ρ : 質量密度、 R : 気体定数、 T : 絶対温度、 u : 速度、 γ : 比熱比、 α, β : 直交曲線座標、 h_α, h_β : 座標の拡大率。

以上の式より、流管の単位断面積あたりの質量の関係式が得られる。

$$\rho u / \rho^* u^* = \left\{ \frac{(\gamma+1)/2}{(\gamma-1)/2} - \frac{(\gamma-1)/2}{(\gamma+1)/2} \right\} \times \left(\frac{u}{u^*} \right)^2 \quad (6)$$

ただし、

u^* : 臨界速度(流れが音速になった状態での速度)

ρ^* : 臨界密度(流れが音速になった状態での密度)

式(3)と式(6)より、繰返し法で収束解を求める。

この方法は、流線の曲率が極端に大きい部分があると収束が悪くなって、繰返し中に発散する可能性がある。

第2図は、この流線解析法の流れ図を示す。

流線解析法は、非粘性流れの解析法であるが、粘性の影響を考慮するため、流線解析法によって求めた壁面マッハ数分布より、ストラトフォードとビーバーズの実験式²⁾にて境界層の計算を行い、境界層排除厚さより、等価有効流路形状を求め、流線解析と境界層計算を繰返して、等価有効流路形状が収束した段階

第2図 流線解析法流れ図

で、最終的な収束解としている。

ソニックインレットの設計に不可欠な問題は、剝離の判定で、この剝離判定式として、負の圧力勾配に対して求められたストラトフォードの式³⁾に圧縮性を導入した次式²⁾を用いた。

$$F = \overline{CP}(x \times d\overline{CP}/dx)^{1/2} \times (Re_x \times 10^{-6})^{-0.1} \quad (7)$$

$$\overline{CP} = 1 - (M/M_{\max})^2 \quad (8)$$

ただし、

$\overline{CP}$: 式(8)にて求まる圧力係数

M : 壁面マッハ数

x : 等価平板長

$M_{\max}$: 最大壁面マッハ数

F : ストラトフォードパラメータ

Re_x : 等価平板長を基準長さとするレイノルズ数
非圧縮場において、剝離の限界を示すストラトフォードパラメータ(F)は、0.35 であるとの報告³⁾がある。

また、圧縮性を考慮すると、剝離限界を示す F は、0.5 であるとする報告もある²⁾。

このストラトフォードパラメータ(F)を小さくして安全な設計をすれば、インレットが長くなり、 F を大きくすれば剝離を生ずる。

したがって、この剝離限界を示す F の値の決定は、

きわめて重要な問題となる。

3. 模型線図設計

形状を決定するためには、離陸時および着陸時の設計点を決め、おのおのの目標マッハ数分布を設定しなければならない。

本稿の設計では、設計点でスロート部壁面マッハ数が1.1になることを目標とし、離陸時の設計点の空気流量は、TF 1002 高バイパス比ターボファンエンジン⁴⁾を模擬することにした。

また、着陸時の空気流量は、インレット内壁で剝離が生じないように定めた。

本実験に使用したモデルファンエンジン (米国 Tech Development 社製: ファン直径 104.1 mmφ, ファンブレード枚数 18, ステータブーン枚数 26, 連続最大定格 80,000 rpm) では、TF 1002 エンジンのファン径 904 mmφ の約 10.7% に相当する。

離陸時の必要空気量は、TF 1002 エンジンが 90 kg/sec であり、モデルエンジンでは約 1,037 kg/sec に相当し、エンジンの回転数は約 65,000 rpm に相当する。

ソニックインレットは、スロート部で音速状態にさせ、できるだけ短いインレットで、実用上は重量の増加・性能低下が少なく、ファン前面まで急激に圧力を回復させる必要がある。

また、リップ形状については、できるだけ実用的なインレットに近づけるため、コントラクションレシオ (C/R) を 1.47 にした。

スロート以後は、ストラトフォードの剝離判定パラメータ(F)が、それぞれ、0.35(*S₁)、0.42(*S₂)、0.48(*S₃) となるようなマッハ数分布を設定した。

第1表は、設計条件を示す。

式(7)を積分して²⁾、 x と $\overline{CP}$ (壁面マッハ数に対応) の関係を求め、目標壁面マッハ数分布とした。

なお、ソニックインレットと比較するために設計した通常インレット模型を *I_c と称する。

設計点で、この目標壁面マッハ数分布が実現されるインレット内部形状を流線解析法で求めた。

第3図～第5図は、求めた結果を示す。

第1表 設計条件

設計流量	1.037 kg/s
ファンブレード前面壁面マッハ数	0.42
スロート壁面マッハ数	1.1
設計ストラトフォードパラメータ	
#S1	0.35
#S2	0.42
#S3	0.48

第3図 #S₁ 目標壁面マッハ数分布 第4図 #S₂ 目標壁面マッハ数分布 第5図 #S₃ 目標壁面マッハ数分布

第2表 インレット模型主要諸元

供 試 体	設 計 点			長 さ 比 (インレット長/ ファン径)	リップ形状
	流 量	スロート部 壁面マッハ数	ストラトフォー ドパラメータ		
通常インレット Ic	1.037	0.65		1.71	1:2 だ円
Sソニックインレット					
#S ₁	1.037	1.1	0.35	1.50	1:226 だ円
#S ₂	1.037	1.1	0.42	1.03	1:226 だ円
#S ₃	1.037	1.1	0.48	0.83	1:226 だ円

なお、スロートから空気取入口先端部までのリップ形状は、長短径比が2対1の楕円形状とし、インレットの外側形状は、NACA1シリーズ翼型を採用した。

第2表は、インレット模型主要諸元を示す。

4. 実験概要

設計製作されたソニックインレットについて、静止時および風洞内空力特性、騒音実験を行い、ディフューザ内圧力分布形状と耐剝離および耐横風特性、ソニックインレット装着による減音特性の関係を求めた。

4.1 空力実験

4.1.1 静止时空力実験 エジェクタ型シミュレータエンジンにより、吸込空気流量とインレット内壁面静圧分布（マッハ数分布）、ファン前面総圧分布、インレットディストーション・インデックスとの関係を求める。

また、壁面静圧分布から、剝離せずに保ちうる最大のストラトフォード剝離判定パラメータの値を求める。

4.1.2 風洞実験 風洞内にセットしたエジェクタ型シミュレータエンジンに、ソニックインレットを装着して、離着陸時の風速・迎角特性、風速・偏角特性（横風特性）を求める。

4.2 騒音実験 後方騒音遮断装置を取り付けた高

圧空気駆動モデルエンジンに、ソニックインレットを取り付けて運転し、騒音測定を行い、壁面内静圧分布と減音特性との関係を求める。

5. 実験装置および計測

第6図は、各実験装置の概念図を示す。

5.1 空力実験 第7図は、計測ブロックダイアグラムを示す。

圧力をコンピュータ制御のソレノイド型スキャンバルブ（トランスデューサ4連装型）に導き、圧力変動を平均化し、スキャンバルブ・ポート切替時の圧力の立上りをよくするために各圧力配管のトランスデューサ直前にアキュムレータを入れ、トランスデューサにより測定した。なお、基準圧は水銀マンオメータで読み取り、データ処理の際の入力データとした。

流量は測定結果から計算した。

実験状態の設定はスロート部壁面マッハ数とし、エジェクタの1次圧力をコントロールし、回転が安定した状態でデータ処理コンピュータに計測指令を与え、コンピュータのクロックパルスによって、スキャンバルブを切り替え、その値を平均化処理を行った。

風洞実験でのコントロールは、スロート部壁面静圧で行ったが、圧力配管孔位置が1方向にしかないので、剝離するまでは風上側に圧力孔が来るようにし、剝離

第6図 実験装置概念図

をしてからは風下側に来るように配置した (偏角実験のみ)。

5.2 騒音実験 第8図は、計測ブロックダイアグラムを示す。床上1mの高さに軸を水平に向けてモデルエンジンをセットし、インレット先端より半径3mの同高平面内にエンジンに向けてマイクロホンを設置した。

設置方向は、エンジン軸前方を方位角0度とし、15度間隔で135度まで10個所である。また、インレット内壁面 (測定点222)、ファンブレード直前の壁面 (測定点111) にもマイクロホンを設置した。

ファンエンジンの主要な音源は翼通過音で、これはブレード枚数に回転数を掛けた周波数が基本周波数であり、この周波数を含む1/3オクターブバンドの音圧レベルで、各ソニックインレットの減音効果を比較する。

さらに、高回転数運転時に、ブレードの翼端相対速度が音速を超えるために発生する衝撃波を音源とするバズソー音は、エンジン回転数を基本周波数とし、そ

の整数倍の周波数に高次のピーク音が生ずるので、今回は9次のピーク音を含む1/3オクターブバンドの音圧レベルで減音量を比較した。

6. データ処理

6.1 空力実験 静止時空力実験および風洞実験の圧力データは、実験時にオンラインでデジタル化され平均化処理されているので、このデータからデータ処理計算機によって、インレット内壁面マッハ数分布、ファン前面総圧分布、流量、平均総圧損失、ディストーション・インデックス・ナンバーを計算する。

第9図は、ディストーション・インデックス計算フローチャートを示す。

6.2 騒音実験 計測したデータを記録時の1/4のテープ速度で再生し、AD変換器で100kHzのサンプリングを行い、高速フーリエ変換し、0~50kHz間512バンドのコンスタントバンドスペクトルを得、これに対応する1/3オクターブバンドにエネルギー分配して、1/3オクターブバンド音圧レベルを計算し、

第7図 空力実験ブロックダイアグラム

第8図 騒音実験ブロックダイアグラム

また、オーバーオール音圧レベルも計算した。

7. 実験結果

7.1 空力実験

7.1.1 静止時空力実験

1) 壁面マッハ数分布: 第10図～第12図は各インレットの軸方向位置と壁面マッハ数の関係を示す。

第10図から、2001のケースは、スロート以後超音速になり、衝撃波が生じて剥離を起こしているが、他のケースは剥離を起こしていないものと考えられる。

第11図の1286、1288ケース以外は剥離が生じており、1286ケースが剥離を生ずる限界と考えられる。また、1.0 kg/sec 流量時の解析値と実験値を比較すると、スロート以後 10 mm 程度は比較的良好に一致しているが、それ以後では解析値のほうが低くなっており、実験結果が剥離の限界で、境界層の発達が著しい

ものと考えられる。さらに、第12図では、すべて剥離を起こしている。これは、設計目標をストラトフォードパラメータ 0.48 と高い値を使用したためと考えられる。

以上から、境界層計算を含む解析値は、スロート部付近以後でよく一致している。

2) 総圧回復: 第13図は各インレットの壁面最大マッハ数に対する平均総圧回復比およびディストーション・インデックスナンバーの関係を示す。

同図より、 $*S_1$ および $*I_c$ インレットは、おのおの、1.25、1.2 と高いマッハ数まで剥離を起こさず良好な空力性能を示している。

3) 剥離基準値: 第14図は各インレットについて、壁面最大マッハ数とストラトフォードパラメータの最大値の関係を示す。

実験より得られたストラトフォードパラメータの値

第9図 ディストーション・インデックス計算フローチャート

第10図 'S1' 測定壁面マッハ数分布

第11図 #S₂ 測定壁面マッハ数分布 第12図 #S₃ 測定壁面マッハ数分布

第14図 壁面最大マッハ数とストラットフォードパラメータの関係

の上限を包絡する直線が、剝離判定基準値を示していると考えられる。

これにより、剝離判定基準値と壁面最大マッハ数との間に、次式の関係があることがわかった。

$$\text{剝離判定基準値} = 0.083 \times \text{壁面最大マッハ数} + 0.35 \quad (9)$$

7.1.2 風洞実験

1) 風速・迎角特性：第15図は各インレットの壁面最大マッハ数が1.1のときの平均総圧回復比と風速・偏角を示す。

同図より、*S₁ インレットは、実験範囲内では影響を受けず、静止時特性と同じであるが、*S₂ インレットは迎角、風速の影響を受け、迎角0度で風速の増加とともに総圧損失は減少するが、5~15度では風速とともに損失が増加する。

これは、ストラットフォード剝離パラメータの値がきわめて限界値に近いために、風速、迎角の変化が剝離を助長しているものと考えられる。

また、*S₃ インレットは *S₁ インレット同様に、風速、迎角の影響は受けていない。これは、完全に剝離を生じ、実験範囲内の風速、迎角の変化では剝離の状況を変えるには至らないからと考えられる。

2) 横風特性：第16図は各インレットのスロート部壁面マッハ数を一定に保ち、風速 15 m/sec で偏角を 30~90度まで変化させた場合の平均総圧回復比およびディストーションインデックスナンバーを示す。

*S₁ インレットは偏角が増加するにつれ、総圧損失およびディストーションインデックスナンバーの増大が見られるが、*S₂、*S₃ インレットは偏角による影響はマッハ数一定の場合にはほとんど見られない。

7.2 騒音実験

1) 周波数特性：代表的な回転数における各イン

レットの周波数特性を 100 Hz コンスタントバンドで示し、通常インレットと比較する。

第 17 図～第 19 図は、通常インレットとの比較を、30 度測定点、0 度測定点とファンブレード直前内壁面 (222 度) およびスロート前方インレット入口部壁面 (111 度) での結果を、周波数と音圧レベルの関係で示す。

*I_c インレットと *S₁ インレットでは、7 kHz 以上の全周波数帯域で非常に大きな減音が得られているが、低周波数帯域、とくに 2 kHz 以下の領域ではほとんど減音が見られない。1 kHz に生ずる強いピーク音の減音あまり見られない。

*S₂ インレットの場合のブロードバンド音が全周波数帯域で増大しているが、翼通過音は 10 dB 以上の減音が見られる。

*S₃ インレットは *S₂ インレットに比べ、さらに、ブロードバンド音の増大が顕著で、剝離の程度が激しいと考えられる。

2) 指向特性: 周波数を実機相当に換算した PNL (Perceived Noise Level) および翼通過音 (BPF) と

第 16 図 横風特性実験結果

第 17 図 *S₁ 騒音周波数特性

第 18 図 *S₂ 騒音周波数特性

第19図 S_1 騒音周波数特性 第20図 S_1 騒音指向特性

(1/2) BPF に注目し、各ソニックインレットの減音効果の指向特性を通常インレットと比較した。

第20図～第22図は 56,000rpm および 55,000rpm における、角度と音圧レベルの関係を示す。

S_1 インレットは、0度より135度測定点まで、全域でほぼ一様な大きな減音が得られているが、 S_2 イ

第21図 S_2 騒音指向特性 第22図 S_3 騒音指向特性

ンレットは、剥離が生じブロードバンド音が増大している。

また、 S_3 インレットは、 S_2 インレットよりブロードバンド音が増大している。

3) エンジン回転数と減音量: 第23図は、各ソニックインレットの60度測定点でのエンジン回転数と減音量の関係を示す。

S_1 インレットは 21.5 PNdB, BPF SPL は 24 dB と最大の減音を示し、このときの壁面最大マッハ数は

第23図 エンジン回転数と減音量の比較

第24図 空力および騒音特性

1.22 で、*S₂ インレットは最大で6 PNdB, BPF SPL は 9.5 dB の減音にとどまり、このときの壁面最大マッハ数は1.08である。また、*S₃ インレットは剥離によって、ブロードバンド音が増大しているために増

音をしている。

7.3 空力性能と減音量 空力特性、騒音特性の総合的検討を行うために、空力性能と減音量の比較を行った。

第24図は各ソニックインレットの性能比較を示す。

同図より、*S₁ インレットが最も優れた特性を示し、最大壁面マッハ数1.21で平均総圧回復比0.98、このときに20 PNdBの減音が見られ、ソニックインレットとして十分に満足できる特性を示し、10 PNdBの減音には、1.0~1.03の最大壁面マッハ数で平均総圧回復比は0.988となる。

*S₁ インレット以外は、設計点より早く剥離し、騒音特性もよくない結果となった。

8. 結 論

本研究により、ストラトフォード剥離判定基準と壁面最大マッハ数との間に、次のような関係式が得られた。

$$\text{剥離判定基準値} = 0.083 \times \text{壁面最大マッハ数} + 0.35$$

ソニックインレットの減音量は、全方向にわたって一様に良好な指向特性が得られ、*S₁ インレットで壁面最大マッハ数1.21、減音量約20 dBという良好な特性が得られた。

なお、ソニックインレットの減音量は壁面最大マッハ数が1を超えると急増する。

ソニックインレットによる騒音低減量は非常に大きく、空力特性も良好で、将来の厳しい騒音規制に対処する有望な方法と考えられる。

参 考 文 献

- 1) 内田茂男：内燃機関技術者のための流体力学 [I], [II], [III], 内燃機関, 5 (1966), pp. 51-55, 51-57, 93-126.
- 2) Keith, J.S., Ferguson, D.R., Merkle, C.L., Heck, P.H. and Lahti, D.J.: Analytical Method for Predicting the Pressure Distribution about a Nacelle at Transonic Speeds, NASA CR-2217 (1973).
- 3) Stratford, B.S.: The Prediction of Separation of the Turbulent Boundary Layer, J. of Fluid Mechanics, 5 (1959), pp. 1-16.
- 4) 佐々木良平：ターボファンエンジン騒音低減対策に関する研究, 日本航空宇宙学会誌, 27 (1979), pp. 585-594.