軸流ファンの広帯域音について^{*1} On the Broadband Noise in Axial-Flow Fans

金子 憲 一^{*2}・野上 龍馬^{*3}
Kenichi KANEKO, Ryoma NOGAMI
藤井 昭 一^{*2}
and Shoichi FUJII

Key Words: Aeroacoustics, Fan Noise, Broadband Noise, Diffusion Factor

Abstract

The broadband noise of low-speed axial-flow fans was extensively discussed from both aspects of experiment and analysis. It was observed that the sound pressure level depended strongly on the diffusion factor D over a wide range of fan operations up to near surge point. For the moderate and heavy aerodynamically loaded blades, the emitted sound level was proportional to $D^6 W^6$, where W is the blade relative velocity.

1. 緒 言

航空エンジンは従来からファンが生命線と言われてきたが、高バイパスからダクトジェットプロパルサー¹⁾へと開発が移行しつつあり将来、広帯域音がファン騒音の重要な位置を占めることになるであろう。事実 Knowles²⁾ はプロップファンに関する論文で、巡航中では高速作動なので広帯域音は問題にならないが、着陸時には狭帯域音よりも8~16 PNdB 高いと指摘している。一方、産業用の軸流送風機においては低騒音化のために多くの努力がはらわれた結果、圧力のわりには低速化し狭帯域音はほとんど問題でなくなり、広帯域音に起因する騒音低減化が研究開発の中心になっている。

そこで広帯域³⁾ファン騒音研究の手始めとして、ここでは低速の軸流ファンを中心に広帯域音について実験と予測式の検討を行った。よく知られているように動翼への相対速度が音速に対して比較的低いときは、四極子音 (Lighthill 騒音) よりも双極子音 (Curle 騒音) が支配的である。双極子音のエネルギーについては Doak³⁾ が Curle 理論を、剛体面上の二点間の圧力変動の相関の面積分という使いやすい形に展開した。こ

の式をもとに Sharland⁴⁾ は動翼から発生する双極子形の広帯域音エネルギー E を次のように導いた。

$$E = \frac{\rho_0}{48\pi a_0^3} \int_{\text{SPAN}} c W^4 S_c \left\langle \left[\frac{\partial C_L}{\partial t} \right]^2 \right\rangle dr \quad (1)$$

ここで ρ_0 は密度、 a_0 は音速、 c は翼弦長、 W は動翼への相対速度、 S_c は圧力の相関面積、 C_L は揚力係数、 t は時間、 r はスパン方向の座標であり、 $\langle \rangle$ は空間平均を表す。入口乱れがないとき E が生成する主原因は、翼の後縁からランダムに放出される渦の反作用として揚力変動が生じるためである。平板翼を仮定して Sharland は次の式を与えた。

$$E_1 = \frac{\rho_0}{120 a_0^3} \int_{\text{SPAN}} c W^6 Re^{-0.4} dr \quad (2)$$

ここで Re は翼弦長を基準としたレイノルズ数である。

さらに深野ら⁵⁾ は動翼の後流の幅 D_w を用いて次のように式(2)を修正した。

$$E_2 = \frac{\pi \rho_0}{1200 a_0^3} \int_{\text{SPAN}} D_w W^6 dr \quad (3)$$

この予測式は翼の空力負荷の軽いファンに対してかつ、その設計点付近でのみ実験との一致が良好であるが、最近のように翼面負荷が増大してきたファンには数デシベル低い値を与える。そこで本研究では設計点からサージ付近まで翼面負荷が大きいファンに対しても適用できるように式(3)を拡張する試みを行った。

なお予測式としては他にも発表されているが、計算が複雑で設計段階では得難い量を入力する必要があり、実用性に問題があったので検討から除外した。

2. 実験装置と計測法

設計したファンの性能を評価するのに用いる空力性能実験装置の概要を第1図に示す。3,500 mm×3,500 mm×2,400 mm のチャンバーを図のように仕切り、

^{*1} 平成6年5月16日原稿受理

^{*2} 大阪府立大学工学部航空宇宙工学科

^{*3} 三菱重工(株)名古屋誘導推進システム製作所

第4図 無次元化したファン後方の軸流速分布

第5図 ポス比の大きいファン実験装置の概要

と2次以上のBPFについては、回転数の差を考慮してもNF1とSF1のそれらとは互いに一致しない。要するに観測したピーク周波数は予測されるBPFと必ずしも一致しない。実験中の回転数のふらつきは毎分数回転以下であったこと、10 Hz幅の小さな分解能をかけているにもかかわらず音圧ピークを中心に左右にすそ野の広いスペクトルが現れ、これは通常の狭帯域騒音の形状と異なっていることなども考え合わせると、広帯域音が主体となって現れた音圧ピークと考えられる。第4図は両者のファンについて、熱線流速計に回転トリガーをかけて計測した負圧側(SS)から正圧側(PS)の翼間流れの軸方向成分を、風速で無次元化した量を示している。これらの結果より、NF1はSF1と比べて空力的翼面荷重が大きく、いわゆる効率の悪い、うるさいファンであることがわかった。式(3)により計算してみると、設計点での作動のときSF1については実験値より2 dB低く、NF1については実測値65.1 dBに対して10 dB低い54.3 dBの計算値を与えた。

ファンBF1, BF2, BF3の3種は第5図に示すように、外径350 mm、ボス比0.8の実験装置で回転させた。このようにボス比を大きくしたのは3次元性の影響を少なくし、先端から根元まで同一の翼型と取り付け角を有するようにして、高い空力荷重で作動する翼素性能に関する実験データを得るためであった。BF1, BF2は厚み2 mmの円弧翼で、キャンバ角φはそれぞれ25°, 10°であった。BF3はほぼ対称翼に近い最大厚10 mmのNACA翼型で製作した。いずれも翼弦長100 mm、翼枚数9、したがって平均径でのソリディティは0.9であった。一例として取り付け角γ=60°, 翼先端周速U₁=27 m/sの場合について、全圧上昇と流量の関係を第6図に、これに対応して音圧レベルを第7図に示した。流量の大きいところ

第6図 三種のファンについての性能比較

第7図 流量と騒音レベルの変化

からサージ付近の小流量までの作動範囲では、10 dB 程度の差があることがわかった。これに再び式(3)を適用したが、大流量側でさえも 10 dB 程度低い値を与えかつ、サージ側にかけた急激な音圧レベルの上昇を予測できなかった。

入口乱れを調べるため、ベルマウス通過後の動翼直前で熱線風速計により軸方向乱れ $(u^2)^{1/2}$ および軸流速度 U を計測した。いずれのファンにおいてもほぼ全スパンにわたって、乱れの強さ $(u^2)^{1/2}/U$ は 2% 程度であった。ただしケーシングに近接した 1 mm ぐらいの点で乱れ強さは 8% に急激に増加した。Sharland は式(2)に対応して入口乱れによる音響エネルギーを見積もる場合、その被積分値として $2.5\phi^2 cW^6((w^2)^{1/2}/W)^2$ を与えている。 ϕ は定常での揚力線勾配、 w は動翼の入射角変動に關する乱流速度成分とする。 w^2 は直接計測できないので、 $(u^2)^{1/2}/U$ と $(w^2)^{1/2}/W$ は同程度の値となりかつ、 $\phi=1$ と仮定して式(2)の被積分値 $cW^6 Re^{-0.4}$ と比較した。ここで取り扱う Re は 10^3 のオーダーなので $(w^2)^{1/2}/W$ が 2% のとき 60 倍、 $(w^2)^{1/2}/W$ が 10% のとき 2.5 倍だけ渦流出による音響エネルギーの方が入口乱れによるものより大きいことになる。ファン SF1 だけはチップクリアランス 1.0 mm に製作したが、その他はすべて 2.0 mm であることを考え合わせて入口乱れによる音響寄与分は無視できる。一般的にファンの実験ではベルマウスをつけているので、流れの縮小が十分行われ、入口乱れによる性能および騒音への影響は考えなくてよい場合が多い。

4. 予測式の検討

式(3)の後流幅 D_w は、後縁の厚み D_t と正圧と負圧側境界層厚み 2δ の和 $D_w = D_t + 2\delta$ である。深野らは 2δ を圧力勾配のない平板層流境界層厚みで $2\delta =$

$10c \cdot Re^{-0.5}$ (Re は c を基準としたレイノルズ数) のように近似しているから、当然翼負荷の小さい場合にしか適用できないことは明白であり、高負荷のファンに対しては修正をする必要がある。後縁からの渦の放出を空力負荷が大きくなっても、あくまで D_w に依存すると考えるならば、負荷によって D_w を変化させればよい。Xiaogang ら⁶⁾ は Lieblein⁷⁾ によって提案された等価拡散比 D_{eq} (Equivalent Diffusion Ratio) を用いて、次の式により翼面負荷と境界層厚みを関連づけて式(3)の修正を試みた。

$$2\delta = \frac{H\epsilon c}{1 - k \ln D_{eq}} \quad (4)$$

ここで H は境界層の形状係数で 1.4、 ϵ, k は実験より求めた定数で、 $\epsilon=0.004, k=1.17$ とおく。彼らの報告によると、厚み 2 mm の板金を折り曲げて翼を製作し、直径 500 mm のダクト内で 1,550 rpm で回転させた実験結果と比べてみると、大流量側で音圧予測に改善がみられ式(3)より 2 dB 程度大きな値を与え実験値との一致は良好であったが、中流量側に行くと急激に音圧予測値が上昇し、実験値と大きくかけ離れる結果になった。もともと D_{eq} は 1950 年代に航空エンジン用に試作した多くの軸流圧縮機の実験データをもとに作られたものであり、 $D_{eq}=2.2$ に達するとサージに近いといわれている経験値である。しかるに式(4)を調べてみると、 $D_{eq}=1.8$ で分母が 0 になるため境界層厚みが数学的に発散し、急激な音圧レベルの上昇を与える結果になり、 $D_{eq}=1.8$ 以上の高い負荷状態ではもはや適用できない。実際、通常のファン翼では、 $D_{eq}=1.8$ は少し負荷がかかると簡単に達する値である。

翼の空力荷重を表すもうひとつの目安として、Lieblein らは拡散係数 D (diffusion factor) を次のように与えている⁸⁾。

$$D = 1 - \frac{W_2}{W_1} + \frac{\Delta V_t}{2\sigma W_1} \quad (5)$$

ここで W は相対速度、 ΔV_t は動翼前後の円周方向速度成分の変化、 σ はソリディティとし、サフィックス 1, 2 はそれぞれ翼の入口、出口を示す。 D はやはり航空エンジン用試作圧縮機の空力測定データより得られた関係式であり、その値が大きいほど空力荷重が大きい。先の実験データを詳細に調べてみると、 $D=0.45$ を越えるあたりから式(3)が適用できなくなり、それ以降はおおよそ D の 6 乗で音圧レベルが増加していることがわかった。式(3)においては流出渦の循環の変動を WD_w に比例するとしたが、本研究ではある程度負荷が大きくなると D に関係すると考えた。そこで高い翼面負荷の時、変動揚力係数 C_L は次のよう

に表せるとした。

$$C_L = C_0 D^n \sin \omega t \quad (6)$$

ここで C_0 , n は定数, ω は渦の発生周波数 f と $\omega = 2\pi f$ の関係にあり, ストロハール数を 0.2, 代表長を翼拡張 c の 10% すなわち $0.1c$ として f は次のように与えた。

$$f = 0.2 \frac{W}{0.1c} = 2 \frac{W}{c} \quad (7)$$

ストロハール数 0.2 は Sharland, 深野らが指摘しているように広帯域音の主要周波数である。翼から発する騒音は端面騒音と言われ, 翼弦長 10% 程度の後縁部に強い音源が存在している。したがって相関面積 S_c を次のように見積る。

$$S_c = 0.1c D_w \quad (8)$$

これらを整理して式(1)に代入すると, 音響エネルギーは次のような形になる。

$$E_3 = \frac{\pi \rho_0}{60 a_0^3} \int_{SPAN} D_w C_0^2 D^{2n} W^6 dr \quad (9)$$

ここで実験結果より音圧を 6 乗に比例させるために $n = 3$ とし, $D = 0.45$ で式(3)と同じ値を与えるようにすると $C_0 = 1.1$ となる。要するに $D = 0.45$ を境に式(3)から式(9)にスイッチして, 高い翼負荷まで音圧予測を拡張する試みを行った。

実際の計算は音響エネルギー E_3 に翼枚数をかけて全音響エネルギー E とし, その半分がベルマウスのはしからでると仮定し, 次の関係により音圧 p を求めた。

$$\frac{E}{2} = \frac{4\pi}{3} \frac{R^2}{\rho_0 a_0 \cos^2 \theta} p^2 \quad (10)$$

ここで R , θ はファン前面から計測点までの距離と角度を示す。また D が 0.45 以下になる翼素については $D = 0.45$ に戻して, すなわち式(3)を用いて計算した。 W については, W_1 と W_2 の平均とした。

5. 実験値との比較および考察

先のファン BF 1, BF 2 および BF 3 について, サージ付近まで式(9)によって計算した値と実験値と比較したものを第 8 図に示す。 D の 6 乗に比例するという知見は主としてこのデータにもとづいたものであり, 極めて良好な一致を示したのは当然と思われる。参考までに D と流量の関係を示す計測値を第 9 図にプロットした。 D が 0.8 以上は, 翼剥離に近い状態の作動であった。次に比較的高負荷に設計してある NF 1 についても検討したが, 一致は良好であった。さらに新しくファン SF 2 および NF 2 を加えて比較を試みた。これらは本研究のためにのみ設計製作したわけではないが, SF 2 は第 10 図に示すように同じ形

態の動翼が 2 列同一回転でまわり, その中間に静翼を取り付けたもので設計諸元は次のようであった。直径 150 mm, ボス比 0.5, 先端周速 22 m/s, 翼枚数 6, 翼形としては NACA 65 系を使用した。設計流量が 5 Nm³/min で圧力上昇 4 mmAq が確保できるように, そのため D は翼先端部で 0.50 近く設計せざるを得なかった。実際の性能もほぼ計画通りであった。

NF 2 は直径 3.4 mm の風洞用大型送風機を製作するため, 縮尺 1/7.7 のパイロット翼として特に騒音低減に重点をおいて開発したもので, 外径 444 mm, ボ

第 8 図 大流量側からサージ付近までの騒音に関する実験と計算値との比較

第 9 図 流量と拡散係数の変化

第 10 図 ファン SF 2 の概要。数値の単位は mm

ス比 0.5, 全圧上昇 45 mmAq, 流量 190 Nm³/min を先端周速 63 m/s において得られるよう流線曲率法により設計した。風洞において利用できる電動機の制約から、通常の送風機よりも 2 割低い回転数で設計せざるを得なかったため、その分翼負荷を増加させ翼先端では D は 0.48 になり、この種のファンとしてはきわめて高い値となった。使用した翼型は NACA 65 系であった。実験の結果、ほぼ計算値通りの性能が満足されていることがわかった。騒音測定はチャンパーの外で行わざるを得なかったため、コンクリートからの反射などから実際よりも高い音圧を測定していると思われるが、第 11 図に設計点付近の音圧スペクトル計測結果を示す。これらを取りまとめた計算値と比較したのが第 12 図である。NF 2, SF 2 に関しては、内部流の測定に疑問があったので設計値を使用した。NF 1, SF 1 については、設計値と信頼できる内部流のデータを有しているため両方の比較を行っている。前述したように NF 2 については計算と一致していないが、たぶん音響測定の方に問題があったと思われる。なお参考のために式(3)だけを用いて計算してみたが、SF 1 を除いていずれのファンも計算値より 3~10 dB 高い計測値を示した。SF 1 については設計点付近で 2 dB 計測値の方が高かった。

式(9)を調べてみると、あたかも D_w を修正して $D_w D^6$ のようになったがこれは見かけ上であって、物理的には式(3)が変動揚力係数として

$$C_L = \left(\frac{D_w}{c} \right) \sin \omega t \quad (11)$$

を仮定しているのに対し本論文では

$$C_L = 1.1 D^3 \sin \omega t \quad (12)$$

としたことになる。ここで定数 1.1 は $D=0.45$ で式(3)と式(9)が同一の騒音値を与えるように定めたことを再度、強調したい。元来、放出渦の強さの見積には D_w と D のどちらを使っても良いはずである。なぜならどちらも翼面負荷に著しく関係している。拡散係数 D は 1953 年に発表され、その後、現在までファン設計者ならその重要性和実用性を認めており、式(3)の構築に際してなぜ D も同時に検討されなかったのか、また言及さえされていないことに筆者らは疑問に思っている。

高速ファン・圧縮機では翼先端で D が 0.45 を少しでも越えると剥離など不都合が起こることは一般に認められており、 D の見積値は航空エンジン設計に確かな指針を与えてきた。しかし低速ファンでは 0.45 はそれほどクリティカルでなく、騒音は増加するが $D=0.50$ に設計値をとっても空力的に成立する。 $D=0.4$ 付近では上式(11)(12)のどちらもほぼ正しい騒音

第 11 図 ファン NF 2 の設計点付近での騒音スペクトル

第 12 図 騒音レベルに関する実験値と計算との比較

予測を与える領域である。 $D < 0.45$ の部分では渦の強さは D によってあまり変わらず、 $D=0.45$ のままで固定しておけばよいことが実験との比較で判明した。したがって軽い負荷のファンには式(11)を用いるのが物理的に妥当である。

式(3)(9)に現れている D_w は相関面積 S_c に関係した量である。式(9)において D_w を変化させないことは翼負荷によって S_c の大きさは変わらないと仮定したことになる。あるいはその分を D に肩代りさせたとも解釈できる。

D の代わりに D_{eq} の導入も考えたが、本研究の主目的は設計点においてすでに高い負荷を有するファンの実用的な騒音予測であること、 D_{eq} の見積に入射角変化という面倒な量を必要としかつ、 D_{eq} と騒音レベルに D で見られるほど明確な相関が見られなかったなどの理由で断念した。

以上の結果から、低速ファンでは負荷が増大すると

騒音レベルは $D^6 W^6$ に比例することになる。なぜ、 D の 6 乗なのか、したがって渦の強さが 3 乗なのか、その物理的なメカニズムは明確でないが、ファン設計には実用的であると主張したい。 D のものがその定義式(5)の右辺第 3 項分母で示したように、Lieblein らの研究グループが有していた実験データにもとづいて定数 2 を決めており、本論文で提案した式も実験より定数を求めている。筆者らが有しているデータのみで評価したのは、他のファンでは詳しい D の値が全く公表されていないためである。したがってここで示した実験定数 C_0 , n は今後の研究により多少、改善されるであろうが基本的には D の n 乗でよいであろう。本研究では低速ファンを対象にしたが今後、高速ファンについても検討したい。

6. 結 論

1. 低速ファンの騒音予測において、渦の流出の強さを拡散係数 D に関係づけると高負荷での予測は良好であった。
2. そのとき騒音レベルは $D^6 W^6$ に比例する。
3. D と騒音レベルはサージ領域まで密接な関係があった。
4. 本計算法により設計段階で確度の高い騒音予測

ができる。具体的には翼型決定の空力計算ソフトに組み込んでおけば、所望の性能を得るための最小騒音ファンを求めるパラメトリック・スタディができる。

参 考 文 献

- 1) 藤井昭一: ターボプロップの技術と現状, 機械の研究, **44**, 11 (1992), pp. 1143-1148.
- 2) Knowles, K.: Importance of Broadband Noise for Advanced Turbo-props, J. of Aircraft, **24**, June (1987), pp. 386-391.
- 3) Doak, P. E.: Acoustic Radiation from a Turbulent Fluid Containing Foreign Bodies, Proc. Roy. Soc. Lond., Ser. A, **254** (1960), pp. 129-145.
- 4) Sharland, I. J.: Sources of Noise in Axial Flow Fans, J. of Sound and Vibration, **1**, 3 (1964), pp. 302-322.
- 5) 深野 徹, 児玉好雄, 妹尾泰利: 低圧軸流送風機の乱流騒音について, 日本機械学会論文集, **41**, 345, b (1975), pp. 1479-1488.
- 6) Xiaogang, Y., Nengguang, N. and Xiaobing, H.: Estimation of the Sound Pressure Level of Turbulent Noise Radiated from Low Pressure Axial Flow Fans, Proc. Inter Noise, **88**, 2 (1988), pp. 781-784.
- 7) Lieblein, S.: Loss and Stall Analysis of Compressor Cascades, ASME Trans. J. of Basic Engineering, **81**, Sept. (1959), pp. 387-400.
- 8) Lieblein, S., Schwenk, C. and Broderick, R. L.: Diffusion Factor for Estimating Losses and Limiting Blade Loadings, NACA RM E53D01 (1953).