航空機の空力騒音とその制御技術について*1

小林 紘*2

Key Words: Aerodynamic Noise, Airframe Noise, Aero-engine Noise, Noise Reduction

1. 序 論

航空機は機体や翼が高速で飛行すること、航空機のエンジン内では高速気流が流れており、その流れの中でファン・圧縮機・タービン等のローターが高速で回転していること、並びにエンジン排気ノズルから高速ジェットが大気へ放出されること等のため、空力騒音が航空機騒音の主要音源となっている。

航空機騒音は発生メカニズムから次の3つに分類される。(a)空気の湧き出しによって発生する音で、放射音響パワーは流れの速度の4乗に比例するもの(ファンや圧縮機によって発生する回転騒音の一部分)、(b)物体表面の流れの圧力変動によって発生する音で放射音響パワーは流速の6乗に比例するもの(ファン・タービン等の回転騒音や機体・翼・フラップ等の境界層騒音)、(c)空気の内部応力に起因する流れの乱れによって発生する音で、放射音響パワーは流速の8乗に比例するもの(ジェット騒音)である。エンジン騒音と機体騒音からなる航空機騒音は主に(b)と(c)の発生メカニズムから発生している。エンジン騒音(プロペラ騒音を含む)は機体騒音より騒音レベル

が高いため、現在まで、航空機騒音低減はエンジンを中心に進められてきている¹⁻⁴⁾。

高速と大量輸送の恩恵を与えている高亜音速ジェット旅客機(第1図の(a))については、ターボファンエンジンの高バイパス比化、ダクト吸音ライニング、ファンの低騒音源化等により、20 EPNdB以上も騒音レベルが低減されて来た。しかしながら、空港周辺住民からの騒音低減の要望は強く、加えて離着陸する航空機数の増加傾向もあるため、ICAO Annex 16 Chapter 3よりも更に厳しい航空機騒音規制が検討され始めている。最近、コンコルド超音速旅客機に続く、次世代の超音速旅客機(第1図の(c))の研究開発が欧米始め日本でも進められている。超音速機の推進エンジンとしては、巡航時にマッハ数2~3で飛行する必要からジェット排気速度の大きな低バイパス比ターボファンエンジンが選定される。この場合、高亜音速旅客機で有効な手段であった高バイパス比による(ジェット排気速度の低減による)騒音低減化は使用出来ず、低減の困難なジェット騒音の低減が重要な課題となっている⁵⁾。

また、近年、高バイパス比ターボファン機よりも推進効率の高い高速ターボプロップ機(ATP機(第1図の(b)))の研究開発が米国を中心に進められた。高速ターボプロップでは、ファンダクトによる音のダクト遮断および機体側への騒音遮蔽、並びにダクト吸音が利用出来ないため、ターボプロペラの配置される機体近傍はプロペラ騒音の直接音場となり、機内の居住性はターボファンエンジン機より悪い。そこで巡航時にターボファンエンジン機と同程度の機内騒音並びに振動レベルに低下させることが重要課題の一つとなっている^{4,6)}。

2. 機体騒音の音源と発生メカニズム

機体騒音は、機体表面の境界層乱れ、後流渦流出、上流乱れにより誘起される表面圧力変動に起因している(第2図)。この内、後流渦流出による発生音及び上流乱れによる発生音が大きい。機体騒音レベルの増加

著 者 紹 介

小林 紘

昭和19年生。富山県出身。昭和42年日本大学理工学部機械工学科卒業。昭和47年東京大学大学院工学系航空学博士課程修了。昭和47年航空宇宙技術研究所入所。昭和51~53年NASA ルイス研究所客員研究員。現在、航空宇宙技術研究所熱流体工学部流体騒音研究室室長。航空機エンジン騒音の研究やエンジンの非定常流れの研究に従事。日本機械学会、日本ガスタービン学会等の各会員。

*1 平成6年4月6日、日本航空宇宙学会第25期年会講演会にて講演。平成6年9月8日原稿受理 Aerodynamic Noise Generation Mechanism and Noise Reduction Technology in Aircraft

*2 航空宇宙技術研究所熱流体工学部 Hiroshi KOBAYASHI

する形態は、脚出し、高揚力装置フルダウンの着陸形態であり、この騒音源は前縁スラット、後縁フラップ、脚及び脚室である。前縁スラット、後縁フラップについては、翼面上の流れの乱れと共に両端から発生する渦による騒音に加え、ヒンジカバーとヒンジシステムを構成している各要素が音源となる。脚は前脚及び主脚であるが、脚柱、脚扉も音源となり、流れの剥離及び流れの乱れにより騒音が発生する。脚室は大きなキャビティで外側の流れにさらされているので周期的な圧力変動（キャビティ騒音）が発生し、強い狭帯域騒音を生じている。

これらの各要素毎の騒音に加えて干渉による騒音があり、脚室まわりの乱れた流れがすぐ後方に位置する主脚に当り発生する騒音、及び主脚後方に位置する後縁フラップに脚室や主脚により乱れた流れがあたり発

生する騒音等である。また、エンジン排気がフラップにあたり発生する騒音も重要なものの一つである。

現在、これらの機体騒音はエンジン騒音より低いレベルにあるため、エンジン騒音が更に低減されれば、航空機の着陸進入時において、機体の脚、フラップなどから発生する空力騒音低減が問題となる。

3. 高バイパス比ターボファンエンジンの騒音源とその特性

高亜音速旅客機のエンジンとして使用されている、高バイパス比ターボファンエンジンの騒音源とその発生原因を第1表に示す。エンジン騒音は発生源から見れば、ファン騒音、タービン騒音、コア騒音とジェット騒音に分離される。第3図はエンジンの離着陸状態でのファン騒音、タービン騒音、コア騒音、ジェット騒音の各スペクトルの相対レベルを比較したものである。各音源の支配する周波数領域およびその騒音レベルが離着陸時で異なっている。離着陸時いずれの場合でも高バイパス比エンジンでは、ファン騒音が大きい。ファン騒音はその周波数スペクトルからファン翼枚数とファン回転数との積に比例した離散周波数音の翼通過周波数騒音と広い周波数帯域を占める広帯域騒音、並びにファン翼に発生する衝撃波に起因し、ファン回転数に比例した離散周波数音から成るバズソー騒音に分けることができる。

この翼通過周波数騒音の発生メカニズムとしては、ファン動翼に作用する定常揚力や抗力に起因するプロペラ騒音と、静翼やスラットの後流、翼先端渦、並びにインレットディストーションとファン動翼との干渉によって発生する干渉騒音があり、一般的に後者によるものが支配的で、広帯域騒音より20 dB程度騒音レベルが高い。

また、コア騒音は、燃焼騒音、燃焼によって発生した速度変動や温度変動が下流のタービンと干渉して発生する騒音、ノズルリップからの渦放出による騒音、スラットで発生する騒音の総合であり、1 kHz 以下

第1図 航空機の種類

第2図 機体騒音の発生源

第1表 高バイパス比ターボファンエンジン騒音源とその特性

発 生 源	スペクトル分類	発 生 原 因
ファン騒音	バズソー騒音	衝撃波の不規則性
	回転騒音 (ディスクリット音)	動翼列のみ
	白色騒音 (広帯域周波数音)	動静翼列及びインレット ディストーションとの干渉
タービン騒音		
コア騒音	低周波数広帯域騒音	<ul style="list-style-type: none"> ・ 燃焼騒音 ・ 燃焼によって発生した速度や温度変動とタービンとの干渉により生ずる騒音 ・ ノズルリップからの渦放出による騒音 ・ ストラットと流れの干渉による騒音 ・ 気流の乱れ自身に基づくもの
ジェット騒音	広帯域周波数騒音

第3図 ファンエンジンの離着陸時の各音源スペクトル。
(a)着陸時, (b)離着陸時

の低周波数のスペクトル成分を有する。高バイパス比ファンエンジンにおけるジェット騒音は、ファン排気とコア排気の2カ所が音源となっている。音源は、①円錐状のポテンシャルコアまわりの強い剪断流の混合領域から放射される高周波騒音、②ファン排気とコア排気の一様混合で作られた、ほぼ一様等方性乱流から放射される低周波騒音であり、エンジン後方に放射される。

4. 高バイパス比ターボファンエンジンの騒音制御技術

エンジン騒音制御技術は、音源において音を抑制する音源低減化技術と、音をダクト内伝播過程で減衰させるダクト吸音技術に分けることが出来る。第4図は現在の高バイパス比ターボファンエンジンに使用されている低騒音化技術とその適用箇所を示し、一方、第2表は現在まで研究開発された騒音低減化技術を表している。

ファン騒音とタービン騒音の騒音源は主として動翼や静翼の干渉や、動翼と非一様な流れとの干渉である。そのような干渉騒音を極力少なくする方法は、第

2表に示す①～③の方法である。①、②は、入口案内羽根(IGV)を取り除くと同時にファンを単独とする方法、③はインレットディストーションの一つであるダクト境界層を除去する方法である。④～⑧は、動翼と静翼との干渉を弱くする方法である。④は動・静翼列の軸間距離を大きくして、下流の静翼と干渉する動翼後流の減衰をねらったもので、現在2.0動翼翼弦長程度の軸間距離がとられている。干渉によって発生する音響モードのダクト遮断をねらう方法としては⑥～⑧の方法がある。⑦はファンの翼通過周波数音の1次成分がダクト遮断されるように動静翼枚数を選定する方法で、静翼枚数/動翼枚数 >2.0 となっている。

これら①～⑧の中で、ターボファンエンジンのファン騒音低減技術として現在、使用されているのは①、②、④と⑦である。その他の高バイパス比ターボファンのファン騒音低減方法としては、インテークダクト形状を工夫し、音の伝播・放射を制御する方法⑨、⑩がある。高バイパス比ファンエンジンの亜音速ジェット騒音を低減する方法としてInternal mixerを用いて、ファンノズル出口の上流でファンとコアからの流れを排気ダクト内部で混合するミキサーノズル(第6

第4図 高バイパス比ターボファンエンジンの低騒音化技術

第2表 ジェットエンジンの騒音低減技術

騒音の種類	低減技術
ファン騒音	回転騒音と白色騒音 ①単独ファンの採用 ②前置静翼の除去 ③ダクト境界層の除去 ④動静翼列間隔の増大 ⑤ Integrated Vane & Strut の採用 ⑥傾斜静翼 (円周方向及び軸方向) ⑦動静翼枚数比の適切な選択 ⑧不等ピッチ静翼列 ⑨不等ピッチ動翼列 ⑩鋸歯状前縁翼 ⑪長翼弦長静翼 ⑫段付静翼 ⑬アクティブ騒音制御法 バズソー騒音 ⑭Swept Rotor (ファンロータ翼先端に後退角をつけたもの) その他の方法 ⑮ソニックスロート ⑯スクープインレット ⑰吸音ライニング
タービン騒音	④動静翼列間隔の増大 ⑦動静翼枚数比の適切な選択 ⑰吸音ライニング
コア騒音	⑰吸音ライニング (ジェットパイプやコーンの内筒を共鳴器とした吸音ライニング)
ジェット騒音	亜音速ジェット ⑱ミキサーノズル (ファン排気とコア排気を混合するノズル) 超音速ジェット ⑲逆転速度ノズル (Inverted Velocity Profile) ⑳ポーラスプラグノズル (Porous Plug Nozzle) ㉑消音器 (Mechanical Suppressor—Chute, Tube, Daisy lobe の組合せ) ㉒熱的音響遮蔽 (Thermal Acoustic Shield) ㉓エジェクター (外部流導入法) ㉔非円形ノズル (楕円形, 三角形, 矩形等) ㉕ミキサー・エジェクター・ノズル ㉖タブ, ノッチ

図の(f)) が使用されている^{1,2)}

ダクト吸音による騒音低減技術として、エンジンインレットでは多孔板とフレックス・アルミハニカムの二重構造の吸音パネルが使用されて、ファン翼通過周波数音、バズソー騒音と広帯域騒音の広い周波数領域の騒音を吸音している。ファン排気ダクトでは、多孔板で作られた X 型ハニカムの組合せ構造の中間にも多孔板を入れて、2 自由度吸音構造としている。この

ハニカムを合成樹脂を染みこませたファイバーグラスで作り軽量化を行うと共に、流れに接する孔あき板表面に極細かいメッシュの金網を貼り、吸音材の音響インピーダンスの非線形特性を小さくしている。タービン騒音の吸音は、ステンレス溶接で作られた吸音パネルをコア排気ダクトの内表面に取付けて行われている⁷⁾。

その他のエンジン騒音制御方法として、近年の電子

技術及び制御技術の急速な進歩によって、アクティブ騒音制御技術やアクティブフロー制御技術が開発され、送風機音やエンジン騒音低減に適用され始めている。

最近、バイパス比を10程度に大きくしてジェット排気速度を低下させて、エンジン騒音低減とエンジン効率の向上を目指した超高バイパス比ターボファンエンジンの研究・開発が進められている。バイパス比の増加はエンジン重量増加、特にナセルの重量増大をもたらすため、吸音の困難な低い周波数のファン翼通過周波数をファンの直径に比べて短いナセルにて騒音低減しなければならない問題に直面する。これを解決する一つの方法として、他の音源から適切な音を発生させ、ファン騒音を相殺するアクティブ騒音制御技術の研究が進められている^{8,9)}。また、動静翼干渉音を低減するため、静翼にフラップを付け、動翼後流との干渉時に、フラップを制御して動翼または静翼の揚力変動が最小となるように制御するアクティブフロー制御による低騒音化技術の研究もなされている¹⁰⁾。

5. 超音速旅客機の騒音源とその騒音制御技術

超音速旅客機の主要な音源は、ジェット騒音であり、その騒音低減対策に力が注がれてきている^{3,5)}。ジェット騒音の強さは理論的にはジェット速度の8乗(マッハ数2以上のジェット速度では3乗)に比例して増加するため、基本的にはジェット排気速度を低くすることが、騒音低減上最も有効である。

ジェット騒音制御法は、ジェット排気速度制御法と機械式ジェット騒音低減法に大別される⁵⁾。ジェット排気速度制御法(第5図)は、推進エンジンを可変サイクルにしてバイパス比を変え、ジェット排気速度を離陸時に亜音速ジェット、高速巡航時には超音速ジェットにすることによって騒音低減を行う方法、並びに離陸時にファン排気速度をコア排気速度より高速にす

ることによってジェット騒音を低減する方法(逆転速度分布ジェット)等のアイデアが提案されている。前者には、可変サイクルエンジン、圧縮機から抽気して後方排気に導くタービンバイパスエンジン(第5図の(a))、並びにエジェクターをノズル後方に据え付けて外部流を導く方法、或いは、エンジンサイズを大きくする方法等がある。後者には、バイパスダクト排気速度をコア排気速度より速くしてエンジン排気速度分布を逆転速度分布にする可変流量制御エンジン(第5図の(b))と、ファン排気流れをストラットを通して排気ダクト内側に導き、遅いファン排気流の外側を速いコア排気流で囲むことによって、逆転速度分布とする二重バイパスエンジンがある。

一方、機械式ジェット騒音低減法には第2表の⑬～⑮のような方法がある。メカニカル・サブレッサー(第6図の(c))は、かなり早い時期から研究されてきた低減デバイスでチューブタイプやシュートタイプがあ

第5図 超音速機用エンジンの概念図

第6図 ジェット騒音低減方法の概念図

る。チューブやシュートは、排気ジェットをブレイクダウンして細かいジェットの集合に置き換えるもので、周囲流との混合を早めるとともに、大気中で減衰し易い高い周波数騒音へとシフトさせる効果をもつ。

プラグノズル (第6図の(b)) は、ジェット中心にプラグを挿入し薄い円盤状ジェットにして混合促進し騒音を低減させる。また、プラグ表面を多孔型にして衝撃波を弱め、騒音低減もしている。逆転速度ノズル (第6図の(a)) は、中心部に低温低速ジェット、周囲に高温高速ジェットを配して混合促進して、衝撃波に起因する騒音の低減を行う。熱的音響遮蔽 (第6図の(c)) は、ジェット下側を高温のジェット層で覆い、発生音の伝播方向を曲げて音が地上に達しないようにするものである。エジェクター (第6図の(d)) は外部空気をジェットの中に引き込み、質量流量を増加させて必要なエンジン推力のジェット排気速度を低減させることにより、ジェット騒音低減をはかる。加えてジェット混合促進による騒音低減効果も含まれる。

これらの方法を使用する際、騒音低減量とともにジェット推力損失量が問題となる。離陸時の推力損失量の面から考えると、機械式ジェット騒音低減法として1%推力損失当り4 EPNdBの騒音低減性能を有するものが望まれる。これらの中で現在、1%の推力損失当り2.2 EPNdBまで達しているものとしては、逆転速度ノズル、ポーラスプラグノズルと吸音ライニングされたエジェクターである。

最近、有効な超音速ジェット低減装置の一つとして、ミキサー・エジェクター・ノズルの研究開発が進められている^{11,12)}。これは第6図(f)と類似したメカニズムで、ロブ形状ノズルにより小さな圧力損失で大きなスケールの、流れ方向に軸を有する渦を作る (第7図)。これをエジェクター流れの中に導入することにより、エジェクター効果の増大とジェット混合促進がなされて大きな騒音低減が得られる。この場合、通常のノズルとエジェクターの組合せと比べて、1/3の1.5~2.3 ミキサーダクト長で同等のエジェクター効果が達成される。しかし、ジェット推力損失は十分

第7図 エジェクター・ミキサーノズル

小さくは無く、そのための研究も継続されている³⁾

航空宇宙技術研究所では、超音速ジェット騒音低減装置として、エンジン重量増加の極力小さいこと、巡航時に装置を容易にジェット排気流れの中から取り除き格納出来ること、並びにエンジン推力損失の小さいこと等の観点から、タブ、非円形ノズルおよびエジェクターを主に取り挙げ、それらの騒音低減特性およびジェット推力損失両面から研究を進めている。研究結果の一例として、タブを装着したノズルおよびタブによる騒音低減効果を第8図に示す。タブはジェットノズル端面で、流れに挿入する小さな挿入物であり、これにより超音速ジェット騒音のスクリーチ音および衝撃波関連騒音が大きく低減される。最近の研究から、大きくジェット速度に依存するが、1%のジェット推力損失で最大10 dBの騒音低減が得られている。空港騒音低減のみでなく最近問題となって来ている上昇時および飛行時騒音低減にもタブは有効と思われる。他のエジェクターとの組合わせによる騒音低減量の増大等の研究も進められている^{13~15)}

(a) 2タブ付き先細円錐ノズル

(b) タブの騒音低減効果

第8図 タブ付き先細円錐ノズルと騒音低減効果

超音速旅客機推進エンジンのジェット騒音低減化が進められるに伴い、その他のエンジン騒音（ファン騒音、タービン騒音、燃焼騒音）の低減が必要となる。これには、現在の高バイパス比ターボファンエンジンで研究された低騒音化手法と、ダクト吸音ライニング技術によって、航空機騒音規制値まで低減できるものと考えられる。しかし、なお耐熱性に優れ、軽量、高吸音性能を有する吸音ライニングの開発は必要とされている。

6. 高速ターボプロップ機の騒音源と騒音制御

複合材技術の進展により開発された薄翼で後退角を有し、8～12枚と翼枚数の多い新型プロペラを用いた高速ターボプロップ機は、巡航マッハ数0.8で、現在の高バイパス比ターボファン機の65%に対して、79%の高い推進効率を得られる可能性を有している¹⁶⁾。

高速ターボプロップ機はプロップファンローターの段数により、1段の場合（シングルローター）と2段で互いに反転させる場合（二重反転ローター）に分けられる。後者の方は、下流プロペラが上流プロペラの空気旋回成分を回収するため、シングルプロペラに比して6～8%程度の効率向上が得られ、現在の開発中心は二重反転プロペラとなっている。第9図にプッ

シャー型二重反転ローターの高速ターボプロップファンエンジンを示す^{17,18)}。

高速ターボプロップファン騒音は、ターボファンエンジンのファン騒音と同質の音源を有しており、音源としては、①翼面上の揚力・抗力に基因する音（双極子騒音）、②翼の厚みによる排除空気に基因する音（単極子騒音）、③翼の後流等の乱流（四極子騒音）、④前方の空気の乱れや他の物体の後流とプロペラとの干渉、並びに⑤二重反転プロペラの場合には上流プロペラの後流や翼先端渦と後流プロペラとの干渉に基因する騒音がある。シングルプロペラの場合は①と②に基因し、二重反転プロペラの場合には①、②と⑤に基因する翼通過周波数音とその高調波（⑤の干渉の部分には、上流プロペラと下流プロペラの翼通過周波数音と高調波音とその和音）が音圧レベルとしては卓越しており、研究の中心課題となっている。

高速ターボプロップ機の離着陸時は、翼先端のマッハ数が1.0を越えないから、空港騒音はあまり問題とならないが、巡航中は翼先端の相対流入マッハ数が1.0を越えるため、客室内騒音および振動を現用ターボファン機の80 dBまで下げるための努力が要求されている。そのため、①機体壁面の工夫による低騒音化、②ATPエンジンの機体への配置、③ATPプロペラ騒音の低減の3つの方法による客室内騒音の低減が研究・開発されている。

高速ターボプロップ機では大きな音源となるプロペラがむき出しであるために、エンジン搭載位置に対する騒音対策上の制約が出ている。このため、プッシャー型（プロペラをエンジン本体より後方に配置）のATPエンジンを航空機胴体後部の左右に配置して、客室の騒音源に対する暴露を減らし、また、鳥の衝撃等によるプロペラ等の飛散に備えて、プロペラ回転面を与圧室から遠ざけるといった配慮をした搭載方式がGE 36 ATPエンジン並びに578-DX ATPエンジンのB 727とMD-80航空機による飛行テストに採用された。この方式では、プロペラが水平尾翼と胴体後部の複雑な流れの中におかれるので、機体とエンジンの共同開発が要求される。

高速ターボプロップ騒音の制御法として、次の方法が取られてきている。①二重反転プロペラの翼間距離を広げる。②音響的強調を避けるため、二重反転プロペラの翼枚数を変える。③上流プロペラ後流、特にプロペラ先端渦と下流プロペラとの干渉を小さくするために、下流プロペラの径を小さくする。④プロペラの先端速度を低下させる。⑤プロペラ翼の負荷を低減する。⑥プロペラ後退角の増大。二重反転プロペラ用GE 36エンジンの飛行テストで、上流と下

(a) GE 36 (UDF) の二重反転プロペラと出力タービン

(b) 587-DX 歯車駆動式二重反転プロップファンエンジン

第9図 高速ターボプロップ・ファンエンジン

流のプロペラ枚数 8×8 と 10×8 が試験され、②の方法によって 3 dB の低騒音がなされた¹⁰⁾。

7. その他の航空機騒音低減法

間接的なエンジン騒音の低減方法としては、航空機の揚抗比等の空力特性の改良、構造重量の軽減がある。

空力特性の改良には、翼形や機体形状の改良及び可変後退翼や境界層制御等の技術があり、一方、構造重量の軽量化には、複合材の使用増加や一体構造、及び拡散接合/超塑性加工等の技術がある。これにより必要なエンジン推力、機体規模、機体重量を低減させることが可能となる。機体重量の低減によっても、必要エンジン推力が軽減するため、エンジン騒音は低減する。その他のエンジン騒音低減方法として、エンジン配置の工夫がある。例えば、エンジンを翼の上下につければジェット排気流によるジェット騒音の遮蔽が得られる。また、航空機騒音規制に適合するためのもう一つの有力な方法は、エンジン推力カットバック、フラップ舵角等の形態変更や、急勾配進入・減速進入等を用いた騒音低減運航方式である。

8. あとがき

高亜音速ターボファン旅客機の騒音低減については、経済性を別にすれば、エンジンの超高バイパス化、アクティブ騒音制御やより効率の良い吸音ライニング等の開発で一層の騒音低減は可能と思われるが、着陸時の機体騒音の低減は難しい問題と考えられる。次世代超音速旅客機の騒音低減は重要な課題の一つであり、経済性を含めた方向から推進する必要がある。環境適合性の要求が増々強くなっているため、一層のエンジン騒音や機体騒音の低減、エンジンサイクルの選定、必要推力低減のための機体の軽量化と高揚力化、並びに運航方式の改良による騒音低減等を含めた総合的な面からの対策が必要であると思われる。高速ターボプロップ機の騒音に関しては、騒音発生予測に必要な超音速ヘリカル羽根の空力的モデルの発展、二重反転ターボプロップファンの効率の良い騒音予測コードの開発、効率の良い客室内騒音低減のための機体用吸音材やアクティブ・ノイズ・コントロール技術の開発等が、プロップファンの効率向上とともに挙げられており、より一層の研究開発が必要とされている。

参考文献

- 1) 小林 紘：航空機エンジン騒音低減化の最近の技術進歩について、日本ガスタービン学会誌，21, 84 (1994)，pp. 47-53.
- 2) 小林 紘：航空機における空力騒音の現状，日本騒音制御工学会誌，14, 5 (1990)，pp. 17-21.
- 3) Darden, C. M., Olson, E. D. and Shields, E. W.: Elements of NASA's High-Speed Research Program, AIAA-93-2942, 1993.
- 4) 小林 紘：航空機における空力騒音，日本機械学会関西支部第 177 回「流体騒音の基礎から最新の対策技術まで」講習会教材，1990. 10.
- 5) Seiner, J. M. and Krejsa, E. A.: Supersonic Jet Noise and the High Speed Civil Transport, AIAA-89-2358, 1989.
- 6) 小林 紘：航空機における低騒音化技術（周囲およびキャビン内），ターボ機械協会誌，19, 3 (1991)，pp. 44-50.
- 7) 小林 紘：航空機の低騒音化対策と吸音材料，日本機械学会，第 563 回「音と振動の制御技術と材料」講習会教材，1983. 7，pp. 89-106.
- 8) Thomas, R. H., Burdisso, R. A., Fuller, C. R. and O'Brien, W. F.: Active Control of Fan Noise from a Turbofan Engine, AIAA-93-0597, 1993.
- 9) Sutcliffe, D. L. and Nagel, R. T.: Active Control of Far-Field Noise from a Ducted Propeller, AIAA-93-4356, 1993.
- 10) Simonich, J. C. and Chi, R. M.: Stator Loading Reduction through Active Aerodynamic Control, AIAA-93-4353, 1993.
- 11) Lord, W. K., Jones, C. W., Head, V. L. and Krejsa, E. A.: Mixer Ejector Nozzle for Jet Noise Suppression, AIAA-90-1909, 1990.
- 12) Tillman, T. G. and Presz, W. H., Jr.: Thrust Characteristic of a Supersonic Mixer Ejector, AIAA-93-4345, 1993.
- 13) 小林 紘，木島基博，生沼秀司，大田英輔：超音速ジェット騒音低減のためのタブ寸法効果，日本ガスタービン学会誌，21, 83 (1993)，pp. 70-78.
- 14) Kobayashi, H., Oinuma, H., Sawamura, T. and Outa, E.: Effects of Tab Size on Supersonic Underexpanded Cold and Heated Jet Noise Suppression and Jet Thrust Loss, AIAA-93-4348, 1993, 10.
- 15) Kobayashi, H., Oinuma, H., Minoda, M. and Outa, E.: Noise Reduction of Supersonic Heated Jet with Jet Mixing Enhancement by Tabs, 11th International Symposium on Air-breathing Engines, Tokyo, 1993. 9.
- 16) 杉山佐太雄：超高バイパス比エンジンの動向と技術課題，日本ガスタービン学会誌，16, 61 (1988)，pp. 18-26.
- 17) Chapman, D. C., Goldston, J. and Smith, D. E.: Testing of the 578-DX Propfan Propulsion System, AIAA-88-2804, 1988.
- 18) Nichols, H. E.: UDF Engine/MD-80 Flight Test Program, AIAA-88-2805, 1988.
- 19) Reid, C.: Overview of Flight Testing of GE Aircraft Engines UDF Engine, AIAA-88-3082, 1988.