

特集

輸送とエネルギー

航空機とエネルギー技術

Aircraft and Related Energy Technologies

平岡 康一*

Koichi Hiraoka

1. はじめに

航空機は、飛行船を除き、空中に浮揚すること自体がエネルギーを消費する。航空機技術開発の目標は、安全性を満たしつつ、速度と省エネルギー性を追求することである。航空輸送において消費されるエネルギーコストの中には機体製造時のエネルギーコストも含まれるが、本稿では航空輸送に特徴的なエネルギー技術に限って、また対象を代表的な航空機として主として大型旅客機を選んで、その現状と今後の動向、トピックス等を解説する。

2. 航空機の輸送効率

航空機の輸送効率を表す指標の1つに単位重量の燃料で飛行できる距離を示す航続率 (Specific Range) r_1 があり、ジェット機の場合、

$$r_1 \text{ (km/kg)} = \frac{C_L}{C_D} \cdot \frac{V}{b_1 W} \\ = 14.4 \frac{C_L^{1/2}}{C_D} \cdot \frac{1}{b_1 W} \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho} \cdot \frac{W}{S}} \quad (1.1)$$

と表される。¹⁾ ここで、 C_L 、 C_D は揚力係数、抗力係数、 V は飛行速度 (km/h)、 b_1 は推力1kg当りの燃料消費率 (kg/(kg·h))、 W は航空機の重量 (kg)、 ρ 、 ρ_0 は飛行高度および海面上での空気密度 (kg·S²/m⁴)、 S は主翼面積 (m²)である。これに対し、単位重量の燃料でどれだけの重量×距離を飛行させ得るかを示すのが航続係数(Range Factor) f_r で (1.1) に W をかけ、

$$f_r = \frac{C_L}{C_D} \cdot \frac{V}{b_1} \\ = 14.4 \frac{C_L^{1/2}}{C_D} \cdot \frac{1}{b_1} \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho} \cdot \frac{W}{S}} \quad (1.2)$$

と表される。しかしながら、輸送すべきものは有償荷

重(ペイロード: payload)であるから、輸送効率のより正確な指標は (1.1) 式に W の代わりに W_P をかけた

$$f_{r1} = \frac{C_L}{C_D} \cdot \frac{V}{b_1} \cdot \frac{W_P}{W} \\ = 14.4 \frac{C_L^{1/2}}{C_D} \cdot \frac{W_P}{b_1 W} \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho} \cdot \frac{W}{S}} \quad (1.3)$$

である。本稿では、以後この式を基に検討する。

3. 航空機のエネルギー技術

航空機のエネルギー源は、現状では石油燃料以外にはなく、航空機のエネルギー技術は専ら省エネルギー技術である。

(1.3) 式を見ればわかるように航空機の省エネルギー技術は、

(1) b_1 を減らす→推進機技術

(2) $C_L^{1/2}/C_D \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho} \cdot \frac{W}{S}}$ を増やす
→空力技術および運航技術

(3) W_P/W を増やす→構造技術および装備技術

のように大別される。以下にこれらの技術の現状および将来動向について述べる。

4. 航空機のエネルギー技術——現状

航空機技術の現状を示す新しい航空機としては、Boeing社757、767(1982、3年就航)、Airbus社A320(1988年就航)、Boeing社747-400(1988年就航)などが代表的である。ここでは、これらの機体およびエンジンにおける現状エネルギー技術を概観する。

4.1 推進機技術

(1.3) 式での $1/b_1$ は推進機の性能指標だが、推進機の効率としては、燃料の持つ熱エネルギー H (kcal/kg)とそれによってなされる仕事の比率 $T \cdot V / (J \cdot H)$ で考えると良い。この比率を総合効率 η_0 といい、ジェットエンジンの場合推進機の熱効率 η_{th} と推進効率 η_p の積として次のように表される²⁾。

* 川崎重工(株)岐阜技術研究所 航空機研究室長
〒504 岐阜県各務原市川崎町1

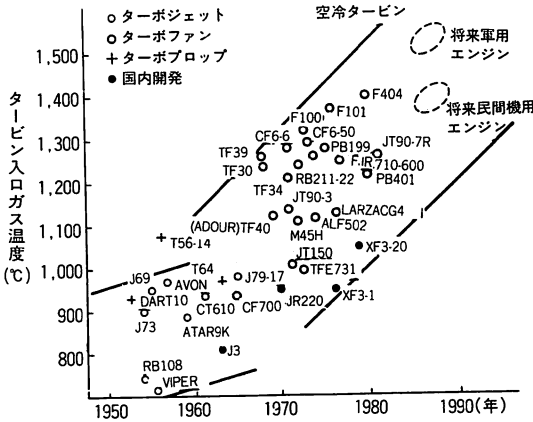


図-1 タービン入口温度の変遷³⁾

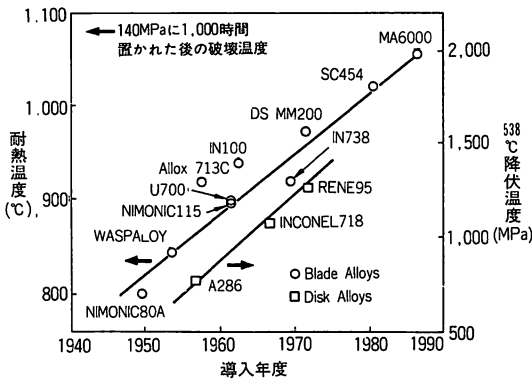


図-2 耐熱超合金の変遷³⁾

$$\eta_o = \eta_a \times \eta_p = \frac{G_a \cdot V^2 (1 - r_v^2)}{2 g \cdot r_v^2} \times \frac{2 r_v}{1 + r_v}$$

$$= \frac{V^2 (1 - r_v) G_a}{g \cdot r_v \cdot JH \cdot Gr} \quad (4.1)$$

ただし、 $r_v = V/V_j$ (V_j : ジェット排気速度 km/h), g = 重力加速度 (km/h^2), J = 熱の仕事当量 ($kg \cdot km/kcal$), Gr = 燃料消費量 (kg/h), G_a = 空気流量 (kg/h) である。熱効率 η_a はコンプレッサ圧力比の関数で、これを大きくして η_a を向上すれば、必然的にタービン入口温度が高くなり、タービン材料の耐熱性が要求される。図-1にタービン入口温度の変遷を示す³⁾。現状の1300°C~1400°C程度までの発展はもっぱらNi系の耐熱超合金の開発(図-2)³⁾と、一方凝固あるいは単結晶精密鑄造法とそれにより製造が容易になった中空孔明けブレードによる空気フィルム冷却(図-3)⁴⁾によっている。一方、 η_p を上げるには V_j を下げた方が良く、高速飛行で効率の良いジェットエンジンも低速では効率が悪い。こうして初期の純ジェッ

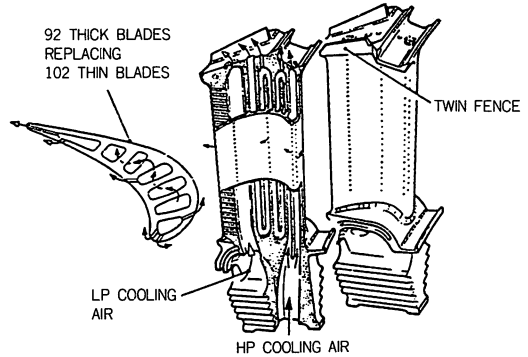


図-3 高圧タービン・ブレードのフィルム冷却例⁴⁾

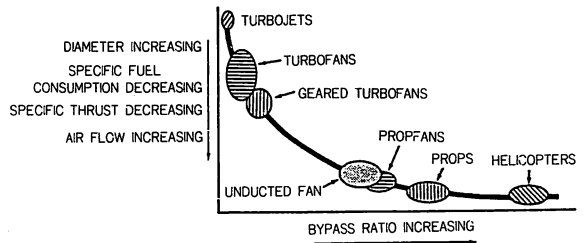


図-4 バイパス比と燃費の関係⁵⁾

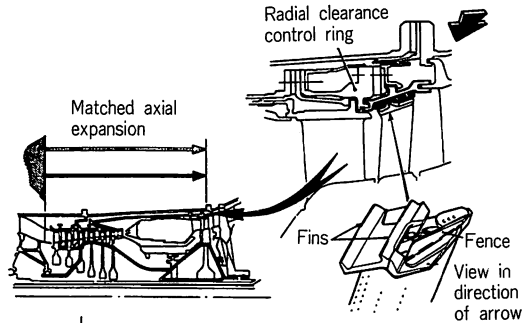


図-5 高圧タービンのTip Clearance Controlの例⁷⁾

トエンジン(吸入空気を全て燃焼室に導くエンジン)から、吸入空気の大部分を大口径のファンで加速し、コアエンジンをバイパスさせるバイパスエンジンへと発展した。バイパス比(バイパス流量とコア流量の比)上昇と燃費低減の概念図を図-4⁵⁾に示す。現状はバイパス比=5~6であり、これにより初期の純ジェットに比べ40%もの燃費向上が得られている⁶⁾。

この他、内部流の空力的洗練や、タービンブレードとケーシング間の隙間を熱膨張を考慮に入れて最適にコントロールするTip Clearance Control(図-5)⁷⁾などによる空力損失の回避も熱効率の向上に寄与している。

4.2 空力技術および運航技術

ジェット機の場合、

- ρ_0/ρ を大きくする。
→ より高空を飛ばす
- W/S (翼面荷重という) を大きくする。
→ S を小さくする
- $C_L^{1/2}/C_D$ を最大にする
→ 空力設計の最適化と巡航方式の最適化を図るが目標となる。これらは相互に関連しており、最後の項が重要である。一般に、

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e A} \quad (4.3)$$

であるため、 $C_L^{1/2}/C_D$ は

$$C_L = \sqrt{\frac{1}{3} \pi e A} \cdot C_{D0} \quad (4.4)$$

で最大となり、この時の C_D は

$$C_D = 4 C_{D0} / 3 \quad (4.5)$$

となる。ただし、アスペクト比 $A=b^2/S$ (b は主翼巾： m)、 e は飛行機効率 (<1.0)、 C_{D0} は最小有害抗力係数である。

翼が音速に近い速度で飛行すると、揚力を発生するために負圧となる翼上面では一部に超音速の領域ができ、その後端で衝撃波を発生し、急激な圧力上昇のために境界層の剥離を生じて、あるマッハ数 M_{DD} (抗力発散マッハ数) から抗力が急増する。主翼に薄い翼型を用い、後退角をつけるのはこの M_{DD} を大きくする方法であるが、翼構造重量の急増を招く。現在の大型旅客機の主翼は、イギリスのPearcey (1960年)、NASAのWhitcomb (1974) の考え方の流れを汲む、なだらかな上面形状で衝撃波を弱く保ち、後縁付近に強いキャンバを持つことにより揚力を大きくしたRear Loading型Supercritical翼が用いられている(図-6)⁹⁾。これらは従来のNASA翼型に比べ、同一翼厚比、同一揚力係数で M_{DD} が10%以上高い。

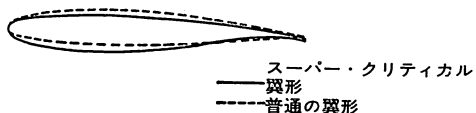


図-6 Supercritical翼型と従来翼型¹⁾

さて、航法の上では M_{DD} に対しマージンを持った巡航マッハ数で(4.4)を満たす C_L になるような高度をとって飛ばす。飛行と共に燃料消費による重量減が生ずるため、最適高度は次第に上昇するが、航空管制上、高度を2,000 ft または4,000 ft きざみに変える

ステップ巡航方式をとる。また、ジェット気流の速度によっても高度、航路を変更して経済的に飛行する必要がある。これらの条件決定にコンピュータを介在させ、気流状況、機体重量、その他のデータを飛行前に入力することにより自動的に航路変更したり、指示を出して最適航路をとる乗員のwork loadを軽減するのがFMS (Flight Management System) で、新しい機体は全てこれを採用しており、2~3%の効率向上につながっている⁹⁾。

翼巾を大きくして(4.3)式第2項のアスペクト比 A を大きくすれば C_D 低減につながるが、翼根の曲げモーメント過大となり、構造重量増を招く。 A 増大と同等の効果を持ち、曲げモーメントを増大させない手段としてA310、A320のWing Tip Fence (図-7)⁹⁾ 747-400のWingletがあり、1.5%程度の効率向上といわれる⁹⁾。

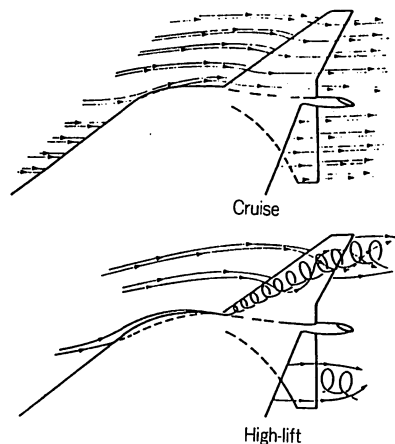


図-7 Wing Tip Fence (A310)⁹⁾

4.3 構造技術及び装備技術

航空機の重量は最大離陸重量 (MTOW) の約1/2が運航自重 (OEW)、他が燃料+有償荷重、運航自重の約1/2が構造重量、他が装備・エンジン重量その他である (図-8)¹⁰⁾。

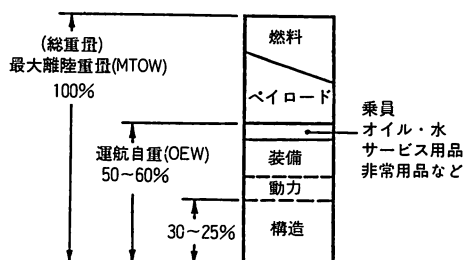


図-8 旅客機の重量割合¹⁰⁾

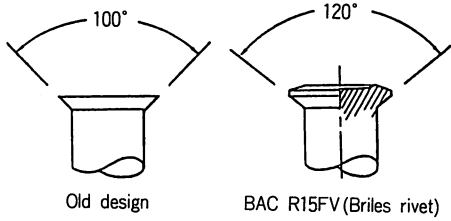


図-9 Briles リベットと従来リベット¹¹⁾

一般に、構造重量を1 ton減少させると、機体規模の変更により運航自重は1.3ton程度、最大離陸重量は1.5~1.6ton程度減少する。従って、構造重量の1%低減は最大離陸重量の0.4%低減、即ち0.4%の輸送効率向上につながる。これは、装備・エンジン重量についても同様である。

構造・装備重量の低減には、まず新材料の開発が有効である。

ボーイング767¹¹⁾では従来のアルミ合金2024, 7075の不純物、特に鉄とシリコンを厳しく抑え、加工熱処理を加えて引張強度8%増を得た2324、圧縮強度11%増の7150を主翼に採用し約300kgの構造重量減が得られた。767では他に油圧配管材料にチタン合金Ti-3 Al-2.5Vを用いて約110kg、孔まわりの疲労強度を高めるBrilesリベットの採用(図-9)により45kg、2次構造である補助翼など舵面に炭素繊維エポキシ複合材を全面的に適用し(総重量1730kg)、570kgといった重量軽減を得ている。この例からもわかるように、複合材の使用は使用量の30%程度の重量減が得られる。

757, 767には同様の材料技術が適用されているが、757の報告¹²⁾では客室、貨物室内張り、荷物入れそ

他の内装材に従来のアルミ構造またはガラス繊維エポキシ複合材をケブラー/エポキシ複合材に変更し材料によるものだけで300kg強、設計の洗練まで含めて1467kg(19%)の重量減を達成した。

757, 767から約6年後に初就航したエアバスA320では複合材の使用は舵面などの2次構造だけでなく、1次構造の水平/垂直尾翼桁間構造にも適用しており、全複合材使用量は構造重量の10%強に達すると考えられる。またA320, 747-400ではブレーキ材料に耐熱性の高いカーボン・カーボン複合材を用い、747-400で820kgの重量軽減を得ている¹³⁾。

5. 航空機のエネルギー技術——将来動向

過去10年における航空機関連基礎技術の進歩は大別して新材料、計算空気力学、コンピュータ利用を含む電子技術の分野で得られた。この傾向は今後ますます加速され、成熟した技術から順に旅客機で取り入れられ、より一層の安全性の向上、高速性、省エネルギー性の追求に用いられる。ここでは前項までの分類に従い各技術の将来動向を述べ、併せていくつかのトピックスにつき紹介する。なお、ごく近い将来(1995年)に就航する新型機としてはボーイング/日本の共同開発による777(350人乗り長距離機)がある。

5.1 推進機技術

図-4によれば、ターボプロップはバイパス比が極めて大きく(60~70)効率がよいが、プロペラ先端が音速近くになると損失が急増するため、高速化に適応出来ず、ジェットエンジンに道を譲った。このプロペラの構造を薄く巾広にし、先端に向けて大きい後退角をつけ、可変ピッチとしてより高速化、高効率化を図っ

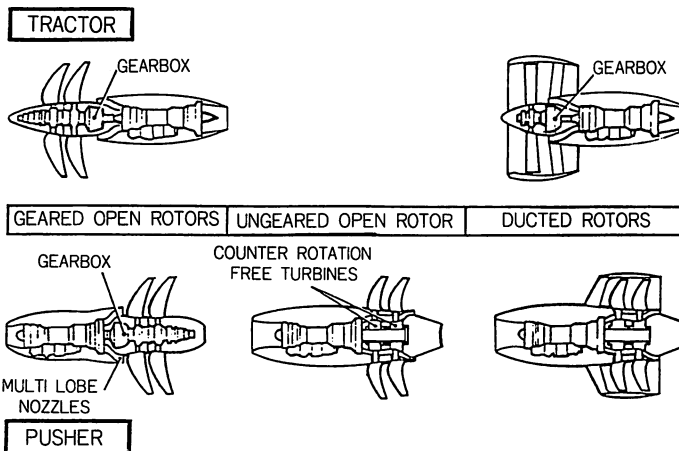


図-10 プロップファンの諸形態¹²⁾

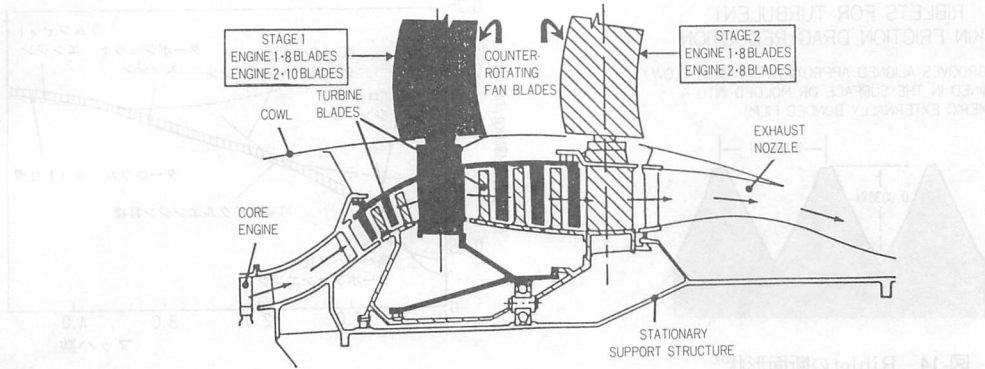


図-11 Unducted Fanの構造⁶⁾

たものがプロップファン (Propfan) で、1975年NASA/Hamilton Standardで研究が開始された後、現在までに図-10¹⁴⁾ のような様々なバージョンが研究されている。現在、開発が最も進んでいるのは、Ung geared Open Rotor/PusherのGE製Unducted Fan GE36(バイパス比=35)とGeared Open Rotor/PusherのPratt&Whitney製プロップファン(バイパス比=60)で、いずれも飛行試験を実施しているが商用運航のめどはまだたっていない。GE36は150人乗り旅客機用直径3.3mの反転プロペラを持つ25,000 lb推力のエンジンで、メンテナンスコスト増を招くギアボックスをなくすため、タービンとプロペラを直結している(図-11)⁶⁾。高度37,000ft, $M=0.86$ での飛行を実施し、最新のターボファンエンジンに比べ、30%の燃料節減が期待されている。これに近い大きなファンブレードをもダクトで覆う形式がまだ研究されるのは、このダクトにより、ファン前面の流れが $M=0.5$ 程度に減速され、ファンの作動が効率的なものと、騒音低減、ファン損傷時の安全性に利があるからである。

一方、タービン入口温度を上昇させる試みはタービンブレード材に炭化硅素(SiC)マトリックス・セラミックス複合材などの新素材を導入することで行われ、フランスSEP社などの試作例がある¹⁵⁾。

5.2 空力技術

近年の計算空気力学はスーパーコンピュータの発展と相まって空力設計の極めて有力な武器となっており、この援用により、主翼最適設計による M_{DD} の一層の向上(図-12)¹⁶⁾、高揚力装置最適設計による W/S の増大が得られると考えられる¹⁷⁾。

また、機体表面の境界層を制御して C_{D0} のかかなりの部分を占める摩擦抵抗係数を低減する試みもなされて

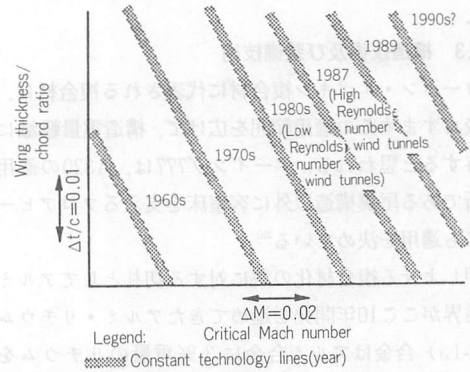


図-12 M_{DD} の変遷¹⁶⁾

いる。一つは主翼表面をできるだけ層流化しようとするもので、前縁付近での吸い込みと翼形状の工夫による複合層流制御 (Hybrid Laminar Flow Control; 図-13¹⁸⁾)によれば、約50%の摩擦抵抗低減が期待されている¹⁹⁾。

もう一つは、ribletと呼ばれる楔形の細かい溝を胴体表面に流れ方向に配して乱流摩擦抵抗を低減しよう

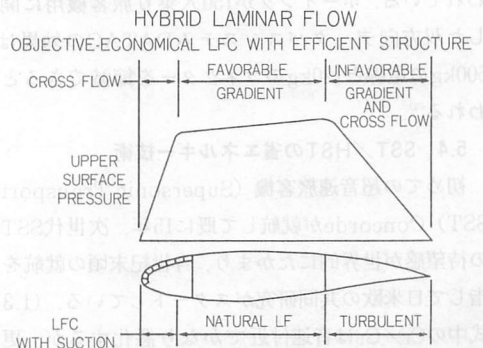


図-13 複合層流制御概念図¹⁸⁾

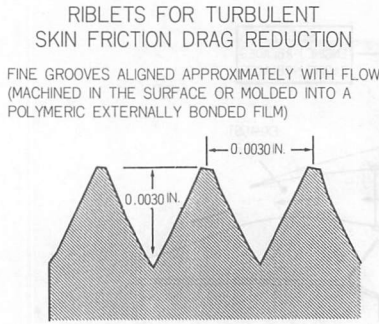


図-14 Ribletの断面形状¹⁸⁾

とするもので (図-14)¹⁸⁾, そのメカニズムは不明であるが, 8%程度の摩擦抵抗減少が得られるとされている¹⁸⁾.

5.3 構造技術及び装備技術

カーボン・エポキシ複合材に代表される複合材は, 今後ますますその適用範囲を広げて, 構造重量軽減に寄与すると思われる. ボーイング777は, A320の適用箇所である尾翼構造以外に客室床を支えるフロアビームにも適用を決めている²⁰⁾.

押しよせる複合材化の波に対する切札としてアルミ工業界がここ10年開発を進めてきたアルミ・リチウム (Al-Li) 合金はアルミ合金に3%重量のリチウムを添加して, 従来アルミ合金と同強度で10%の重量減, 10%の剛性増を得るとの狙いであったが, 現状は2024代替材の2091, 7075代替材の8090とも強度が5~10%低く²¹⁾, 靱性も不足気味で, コスト高もあり777でも採用を見送った²⁰⁾, 等, 現在足踏み状態だが, 10%の重量減, 10%の剛性増は魅力的で今後が期待される.

装備技術としては, 信号のdigital化に伴い双方向データベースの採用による, 電線の重量節減, CRTのかわりに液晶利用のFlat Panel Displayによる薄型軽量化, 低発熱による省エネルギー化を狙う開発が行われている. ボーイングが150人乗り旅客機用に開発した双方向データベースシステムDATACの効果は, 600kgの電線と120kgのコネクターを節減できるといわれる²²⁾.

5.4 SST/HSTの省エネルギー技術

初めての超音速旅客機 (Supersonic Transport : SST) Concordeが就航して既に15年, 次世代SSTへの待望感が世界的にたかまり, 今世紀末頃の就航を目指して日米欧の共同研究がスタートしている. (1.3) 式中の C_L/C_D は音速付近でかなり悪化するが, 更に高速になるとVの項が効いて f_{01} はマッハ数=2以上で

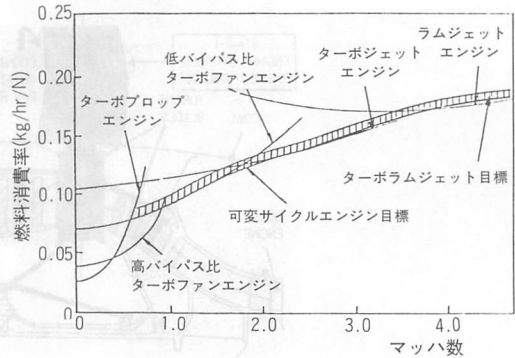


図-15 エンジン形態による性能の比較²³⁾

選音速時と同等以上になり, 旅客機が成立し得るようになる. ただしマッハ3を超えると空気の断熱圧縮による空力加熱の影響が急激に現われるため, マッハ2~3のSSTに対し, マッハ5程度を狙う極超音速旅客機 (Hypersonic Transport : HST) の場合は, エンジン・機体構造にさらにブレイク・スルーが必要となる.

次世代SSTの技術目標は高効率化と, 空港騒音, ソニック・ブーム, オゾン層破壊などの環境問題低減である.

ジェットエンジンは V_j をVより大きくする必要があるので, 亜音速では高バイパス比, 超音速では低バイパス比のターボファンが効率的で, さらにマッハ数4付近からラム圧のみによる圧縮を利用したラムジェットエンジンが効率的となる (図-15)²³⁾. 従って全速度領域でエンジンを最適化するには, これらを組合せねばならない. このような考え方でエンジンの効率化のために研究されているのが, バイパス比可変機構を備えたSST用可変サイクルエンジンと, 2種のエンジンを複合化したコンバインドサイクルエンジンと呼ばれるHST用ターボラムジェットエンジン (図-16)²³⁾である.

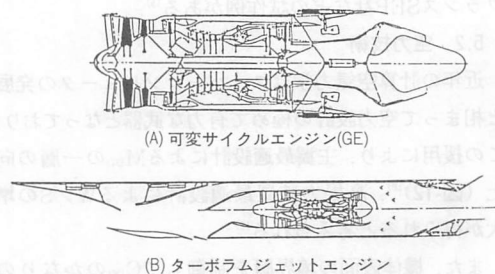
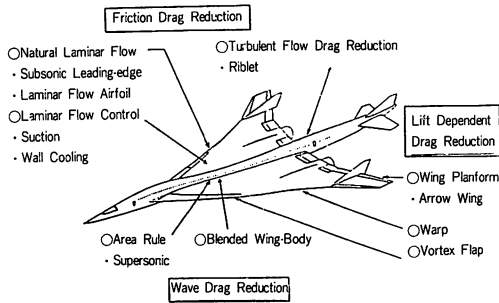


図-16 SST/HST用エンジン形態²³⁾

図-17 SSTの効力減策²³⁾

また、SST/HST用エンジンは空気取入口の設計がその効率と安定性を大きく左右するが、近年の計算空気力学の進歩がその最適設計の研究に寄与しつつある²⁴⁾。

Concordeの C_L/C_D は7程度であったが、これを5割程度向上させるため、図-17²³⁾のような効力低減策が考えられている。SST特有の空力技術としては、矢じり形のアロー翼形状とWarpといわれるキャンパー・ねじり分布の採用、最適断面積分布の翼胴一体化形状(Blended Wing-Body)などがあり、いずれも計算空気力学の進歩が大いに寄与すると思われる²⁵⁾。

6. おわりに

航空機は巨大システムであり、あらゆる分野に省エネルギー技術が適用されている。本文ではその代表的傾向と一部の例を解説したにすぎない。また、旅客機への新技術の採否の判断は直接運航費(Direct Operating Cost: D. O. C)が減るかどうかが重要なクライテリアになっており、材料・機体の製造時の省エネルギー性についてもその時々エネルギー価格を介してそのクライテリアに照して追求されていることも付記したい。

参考文献

- 1) 牧野光雄；航空力学の基礎(1980), 産業図書
- 2) 村山 堯；航空工学概説(1979), 日刊工業新聞社
- 3) 石塚義昭；航空宇宙用新素材の開発現状と展望, 航空技術No. 400(1988) p. 3-27
- 4) Tubbs, H. and Holland, M. J. ; Advances in Turbine Technology, ICAS-86-3. 7. 2, Proceedings of 15th ICAS(1986), p. 957-966
- 5) Hawkins, R. C. ; Unducted fan for tomorrow's subsonic propulsion, Aerospace America(1984. 10), p. 52-55

- 6) Gray, D. E. and Comliffe, C. H. ; Turbofans turn to UHB propulsion, Aerospace America (1990. 7) p. 32-35
- 7) Coplin, J. F. ; Third Generation Turbo Fans, ICAS 82-4. 5. 1, Proceedings of 13th ICAS (1982), p. 867-878
- 8) 野村世司；飛行管制システム, 航空技術, No. 375 (1986) p. 29-34
- 9) Airbus社 Brochure (1986)
- 10) 久世紳二；航空機の軽量化—その推移と動向, 日本機械学会第597回講習会(交通機械の軽量化) 教材(1985)
- 11) Quinlivan, J. T. and Lovell, D. T. ; Material and Process Developments on the Boeing 767, ICAS 82-2. 2. 1, Proceedings of 13th ICAS (1982), p.255~261
- 12) Anderson, R. L. ; 757 Payload Weight Optimization, SAWE Paper No. 1571, Proceedings of 42nd Annual Conference of SAWE (1983)
- 13) 十条正樹；アドバンスドジャンボ747-400, 航空情報 No. 530 (1989), p. 93-99
- 14) Blythe, A. ; Potential Application of Advanced Propulsion Systems to Civil Aircraft, ICAS 86-3. 8. 3, Proceedings of 15th ICAS (1986), p. 1111-1118
- 15) Dix, D. M. and Petty, J. S. ; Aircraft Engine Technology Gets a Second Wind, Aerospace America (July, 1990), p. 36-39
- 16) Goldhammer, M., et al. ; Design and Validation of Advanced Transonic Wings Using CFD and Very High Reynolds Number Wind Tunnel Testing, ICAS 90-2. 6. 2, Proceedings of 17th ICAS (1990), p. 1028-1042
- 17) 嶋 英志；2方程式乱流モデルによる高揚力装置の数値解析, 第27回飛行機シンポジウム講演集(1989), p. 632-635
- 18) McDonnell Douglas Corporation; Technology Progress and Future Systems (1985)
- 19) Wagner, R. D. ; Laminar Flow Control for Commercial Transport Aircraft Applications, Preprint for Conference on Energy Efficient Aircraft Toward 21st Century (1986)
- 20) O'Lone, R. G. ; Boeing Plans 777 as First in New Transport Family, Aviation Week & Space Technology (Oct. 22, 1990) , p. 18-19
- 21) Leroy, G., et al. ; General Review of Al-Li Development at Pechiney, Preprint for Al-Li Symposium (1988)
- 22) 日経ビジネス, 1987年3月30日号, p. 112-115
- 23) 花井敏雄, 吉田憲司, 他；超音速客機の研究動向, 航空宇宙学会誌Vol. 37, No. 430 (1989年11月), p. 509-519
- 24) Fujimoto, A., et al. ; Numerical Investigation on Supersonic Inlet with Realistic Bleed and Bypass Systems, AIAA 91-0127, Preprint of 29th Aerospace Sciences Meeting (1991)
- 25) 沢田恵介；超音速輸送機の空気力学—NS解析による全機空力特性—, 第27回飛行機シンポジウム講演集(1989), p. 608-611