に向けての技術開発をいっそう強化することが必要であり、それによって昭和 60 年代におけるジェット STOL 機の実用化を具体的に展望しようとする。

本稿は STOL 機の技術論よりも、むしろ、わが国で初の実験機開発による技術開発計画を、航空機工業、航空輸送等との関連において検討したもので、今回の特集記事としては若干異質かと懸念している。関

係各位からの建設的な批判をいただければ幸甚である。

なお、執筆にあたり科学技術庁、運輸省、通産省、防衛庁、航空宇宙工業会等の資料を参照したことを付記する。

空気力学からみた CTOL の可能性について*

久保田 弘 敏**・久 野 哲 郎**
越 岡 康 弘**

1. ま え が き

航空機輸送システムの発展の方向を、高速性、経済性、環境適応性、低公害性、安全性、およびシステム効率の向上と考えると、そのために必要な基礎、応用技術の方向を検討し、かつ、今後開発すべき民間航空機のあり方を検討することは大いに意義がある^{1)~3)}。

これらは、社会的ニーズ、航空技術の動向、等の要素から定まってくるもので、その進むべき方向に応じて、V/STOL、ヘリコプタ、GEM、さらには超音速航空機 (SST) 等への新技術が要求される。同時に、現用の従来型航空機 (Conventional Take-Off and Landing Transport Aircraft) の性能を向上させる可能性の検討も必要である。V/STOL、ヘリコプタ、GEM、SST については、別に展望がなされているので、ここでは CTOL の高亜音速巡航時の性能向上のいくつかの例を、主として空気力学の面から考察することとする。

2. 空気力学からみた CTOL の新技術

CTOL に関する新技術については、推進、構造、材料、空気力学、システム・安全、等の面から、広範囲の技術調査がなされており^{4)~6)}、NASA では 1978 年にそのための会議 “CTOL Transport Technology Conference” を開いている (その会議での論文集は NASA CP-2036 となって発表されており、本稿でもそのうちから多数引用した)。わが国でも検討が開始されていることは、遠藤の展望⁷⁾ でも言及されている

とおりである。空気力学上重要であろうと思われる項目は第 1 表に示されている。

ここでは、個々のものを詳述することはやめて、それらを、高速性、経済性、低公害性に重点をおき、石油に代わる燃料を用いる航空機や、高速性、経済性に重点をおく将来型大型機に適用する場合の二、三のスタディの例を報告する。

3. CTOL 新技術の二、三の例

3.1 水素 (LH₂) 燃料航空機—代替燃料使用機の一
例 世界的な石油危機に際し実現が望まれている代替燃料使用航空機のうち、水素燃料航空機は、現在では燃料価格が高く、DOC (直接運航費) の面で不利であるが、将来の大幅なコストダウンの可能性と、エンジン規模の縮小、エンジン性能の向上、および低公害性のゆえに有望視されている^{8), 9)}。安全性、輸送・貯蔵・補給の効率からみて液体水素 (LH₂) の形にして取り扱うのが望ましいが、それにしても、その貯蔵タンクの体積が大きいので、通常のように主翼内に置くことができず、いくつかの配置方式が検討された¹⁰⁾。その代表的なものは第 1 図に示す外部タンク方式と内部タンク方式で、この比較はいろいろなケースに対して行なわれている¹¹⁾が、前者の空気抵抗が大きいことが致命的である。たとえば、乗客数 130 名、航続距離 2,780 km、巡航マッハ数 0.86 での揚抗比は、後者のそれに比べて 84% にしかならず、ペイロード部に隣接して燃料タンクがあるという危険性と、胴体延長という不利さはありながらも、内部タンク方式に落ち着きそうであり¹¹⁾ (とくに前記危険性がそう重要でなくなる貨物機では)、機体の大型化が予想される。

高亜音速巡航時の揚抗比を高め、CTOL 性能を向上させるためには、空気力学的な抵抗を減少させることが最も効果的である。第 2 図⁶⁾ に見られるように、全

* 昭和 55 年 4 月 8 日、日本航空宇宙学会第 11 期年会シンポジウムにて講演。昭和 55 年 7 月 3 日原稿受理 A Note on Some Possibilities for Advanced CTOL on the Standpoint of Aerodynamics

** 東京大学工学部航空学科 Hirotoishi KUBOTA, Tetsuro HISANO and Yasuhiro KOSHIKAWA

第1表 空気力学からみた CTOL に期待される
新技術 (中口¹¹⁾)

期待される新技術

- (1) スーパークリティカル翼 (Supercritical wing)
- (2) 翼胴ブレンディング (Wing-body blending)
- (3) ウィングレット (Winglet)
- (4) 層流制御 (Laminar flow control)
- (5) 高揚力装置 (High lift device)

CTOL としての適用可能性

- ・水素燃料航空機+(1)+(4)+…: 高速性, 経済性,
低公害性
- ・大型航空機+(1)+(3)+(4)+…: 高速性, 経済性

第2図 航空機抵抗軽減の可能性 (Bower¹²⁾)

想される。層流での表面摩擦抵抗が乱流でのそれにくらべて非常に小さいことはすでによく知られており¹²⁾、それは、次のような積極的な層流制御 (Laminar Flow Control) によって実現される可能性がある。

3.1.1 翼面上の境界層吸い込み 翼表面の細いスロット、あるいは多孔質物質を通して境界層吸い込みを行ない、境界層を薄くして遷移を遅らせることによって、全表面の摩擦抵抗を減少させる試みは古くから存在し、最初のアイデアはおそらく 1936 年ごろの GRIFFITH と MEREDITH の吸い込み翼によるものであろうといわれている。その後、後退翼上の横断流不安定性に関する GRAY, OWEN, PFENNINGER らの解析、実験により、諸々の知見が得られ、それらに関する研究の成果は SCHLICHTING の教科書¹²⁾や LACHMANN の論文集¹³⁾にも詳しく述べられている。中口の解説¹⁴⁾には、これらの研究の結果をふまえて、LFC の有利さと問題点が摘出されている。境界層吸い込みを実現させるためには、翼の内部に所要の負圧を与える吸い込み用ポンプが必要であり、その駆動のためのパワーが問題となるが、これを抵抗係数に換算したものは非常に小さく、これで層流化が達せられれば、燃料消費量の点でも有利である。これらのすべての考慮のもとに、大西洋航路に就航させたと仮定した場合の LFC 機と通常機の比較から、LFC 機の DOC は約 20% 低くなると報告されている。

1964 年、アメリカ空軍がノースロップ社の協力を得て試験飛行 (高度 12,000 m, マッハ数 0.74~0.75) した X-21 はこの方式を採用しており、その結果 (第3図) から、①翼面上境界層の層流化は予想通り、②摩擦抵抗の減少による揚抗比の増加は、吸い込み面積のうち層流化の実現されている面積が 78% および 100% のとき、それぞれ 23% および 32% である、③飛行性能の不具合はなし、等の結論が得られた^{15)~17)}。しかし、その結果の有利さにもかかわらず、その後、LFC 機の実現をみなかったのは、その長所と、LFC 面の保守、性能維持の努力、等とのトレード・オフがうま

第1図 水素燃料航空機の概念図 (Brewer *et al.*¹¹⁾)

(a) Internal tank configuration

Design range 10,186 km (5,500 nmi)
Payload 400 pass.
Gross weight 177,675 kg (391,700 lb)
Cruise Mach number 0.85

(b) External tank configuration

Design range 10,186 (5,500)
Payload 400 pass.
Gross weight 198,110 kg (436,750 lb)
Cruise Mach number 0.85

抵抗のうち、誘導抵抗と圧力抵抗の占める割合は、各々、約 42% および 8% であり、それらはスーパークリティカル翼やウィングレットの採用、剝離制御、等により軽減される。残る 50% を占める摩擦抵抗は、翼、胴体、等の空力表面上の流れを広い範囲にわたって層流化することによって大きく軽減されることが予

第3図 X-21 主翼面上の境界層吸い込みによる層流化
飛行マッハ数 0.745 (Kosm¹⁵⁾)

くゆかないと判断されたからと思われる。すなわち、この方式では、境界層吸い込み量の制御、主流と横断流擾乱の干渉、異物（昆虫、氷等）の付着による乱流領域の拡大、等の空気力学的な問題点だけでなく、吸い込み系の設計や、オフ・デザイン特性、実際に遭遇する気象条件での特性、LFC 面の保守に要する労力、等の問題点が生じるためである^{14), 18)~22)}。

ところが、最近になって、とくにアメリカで、LFC に対する関心が再び高まってきたのは、ACEE (Air-craft Energy Efficiency) プログラム²³⁾による省エネルギー技術へのバックアップもさることながら、前記 LFC の問題点は周囲の技術的水準の向上とともに改善されつつあり、これをスーパークリティカル翼と組み合わせ、より効率を向上させ、DOC を減らそうという努力のあらわれるとみることができ。LFC をスーパークリティカル翼に適用した場合、前記の問題点は決して無縁ではなく、また、特有の問題も生じる。本来、吸い込み系は翼後縁におくのが望ましいが、スーパークリティカル翼では後縁はカスプ状になっており、そこに吸い込み系をおくのは形状的、構造的に不都合である。これは、吸い込み系をできるだけ胴体側に位置させることにより解決される²⁴⁾。このように、幾多の問題は改善、解決の方向にあり、さらに空力的に最大の問題であろうと思われる吸い込み量制御については、以下のような研究が進行している。

LFC をスーパークリティカル翼に採用して、長距離航空機の抵抗軽減を図るためには、最適吸い込み流量分布を決める必要がある。この手順は次のようである^{22), 25)}。第4図(a)のような衝撃波なしのスーパークリティカル翼 SSC-73-06-126 (設計マッハ数 0.73, 設計揚力係数 0.60, 厚み比 0.126) の条件をほぼ等しく保って、LFC 翼用に下面を改良設計した翼型 LFC-73-06-135 (第4図(b)) は前縁付近で速度が小さく、したがって、圧力係数 C_p が一定で低く抑えられるよ

第4図 スーパークリティカル翼面上の境界層吸い込みの計算例 (ALLISON *et al.*²⁵⁾)

- (a) 衝撃波なし翼 SSC-73-06-126 の圧力係数分布。設計マッハ数 0.73, 設計揚力係数 0.60, 厚み比 0.126
- (b) 層流制御翼 LFC-73-06-135 の圧力係数分布。設計マッハ数 0.73, 設計揚力係数 0.60, 厚み比 0.135, 翼弦長でとったレイノルズ数 10×10^6 , 後退角 35°
- (c) LFC-73-06-135 翼面上の最適吸い込み流量分布

うになっている。そのことによって、この領域では吸い込みがなくとも層流化が期待でき、前縁でのいろいろな装置の取り付けの余地を残している²⁵⁾。しかも、前縁の曲率が SSC 翼にくらべて大きくなるので、横断流成分を小さくする利点がある。

後退翼面上では、凸の曲率をもつ領域でスパン方向の横断流成分があらわれ、その速度分布は境界層内で変曲点を有し、強い不安定性を示す²⁶⁾。この領域は、翼上面では前縁と翼後部とにあり、下面では翼中央部にある。前記のように改良設計した LFC 翼では、下面に比較的曲率の大きな凹面があり、ここで TAYLOR-GÖRTLER 不安定性を示す。これらの2種類の不安定性と、翼上面の TOLLMEN-SCHLICHTING 不安定性

(第4図(b)参照)とが、翼面上の層流化を実現させるのに大きな阻害要因となっており、この不安定性を抑制するのに必要最少限の境界層吸い込み量が境界層安定理論に基づいて計算されている。

第4図(c)には、このために開発された計算コード^{27)~29)}を用いて得られた最適吸い込み量 C_q (吸い込み流量を主流流量で無次元化した係数) の分布が示されており、先に述べた三つの不安定性の生じる領域で流量を大きくせねばならないことが見られ、とくに、下面の TAYLOR-GÖRTLER 不安定性を抑制するのに大きな吸い込み量が必要である。しかし、これらの計算では、上流解は圧縮性境界層のものを使いながら、ORR-SOMMERFELD 方程式による安定計算では非圧縮、線形としており、実際の圧縮性のあるときのほうが擾乱の成長は抑えられる²²⁾ といえるものの、具体例としての説得力に欠けるうらみがある。

計算で得られた最適吸い込み系の検証に対しては、風洞実験や飛行試験が計画されており³⁰⁾、その結果を注目したい。

3.1.2 LH₂ による空力表面冷却方式 LH₂ は -252°C という低い沸点を有する液体であるので、その特質を利用し、層流制御が可能であり^{9), 31)}、この方法は、LH₂ 航空機の実現に向けて、まさに一石二鳥の効果があり、注目値する。これは、壁面が冷却された層流境界層ではその遷移が遅れることを利用するもので、圧縮性流れの場合にはその効果は著しく³²⁾、これにより、摩擦抵抗の減少が図れる。

一つの可能性としては、LH₂ をタンクからエンジンに送るまでに空力表面内部を循環させて表面を冷却する方式がある³¹⁾。巡航状態に至ってはじめて冷却を開始するとすれば、表面は初期には断熱壁状態であり、そこから LH₂ によって熱を奪われ、冷却されはじめることになる。このとき、空力表面の各要素での熱バランス

$$Mc(dT_w/dt) = Q - \dot{m}_l \Delta h_{Tw} \quad (1)$$

において、 $dT_w/dt < 0$ 、すなわち、右辺が負になることが必要である。ここで、 Mc は要素の熱容量、 T_w は要素の表面温度、 Q は外部から加えられる熱量、 $\dot{m}_l$ は LH₂ の流量、 Δh_{Tw} は LH₂ の温度がその貯蔵温度から表面温度まで上昇するときのエンタルピー増加である。

(1) 式のプロセスで表面温度が低下してゆくとき、境界層遷移位置は後方へ移動し、前縁から測った遷移距離 x_{tr} と表面温度との関係は BOEHMAN & MARISCALCO³³⁾ の計算結果(ただし、平板に対して)から得られる。この結果から x_{tr} がわかれば、TRUCKENBRODT の方法³⁴⁾ によって見積もられる全表面での摩擦抵抗係

数

$$C_{Df} = (C_{Df})_{lam}(x_{tr}/L)^{1/2} + (C_{Df})_{turb}\{1 - (x_{tr}/L)^{6/7}\} \quad (2)$$

が得られる。ここで、 $(C_{Df})_{lam}$ 、 $(C_{Df})_{turb}$ は、おのの長さ L の部分に対する層流および乱流摩擦抵抗係数である。よって、全面が乱流であるとしたときにくらべて、

$$\Delta C_{Df} = (C_{Df})_{turb} - C_{Df} = (C_{Df})_{turb}(x_{tr}/L)^{6/7} - (C_{Df})_{lam}(x_{tr}/L)^{1/2} \quad (3)$$

だけの利得がある。RESHOTKO の試算(乗客数 400 名、航続距離 10,186 km、巡航マッハ数 0.85、巡航高度 11,285 m)³¹⁾ では、翼面の前部 75%、胴体の前部 20%、エンジン・ポッドの全面が冷却されるものとしている。前記のように遷移位置が後方に移動してゆき、最終的には冷却面全面(長さ l) が層流化する($x_{tr} = l$ となる)が、この時間経過も含めて、表面摩擦抵抗係数の減少分 ΔC_{Df} を計算すると第5図のようになり、全機で 0.0073 (全抵抗の約 20%) の減少である。この抵抗減少に伴う DOC の減少は約 21% である(第2表)³¹⁾。

この方式による LFC は、Lockheed-Georgia, 同 Burbank におけるプロジェクトとして開発が進められている³⁵⁾ (前記 RESHOTKO の研究も Lockheed 社

第5図 表面冷却による摩擦抵抗減少の効果 (RESHOTKO³¹⁾)

第2表 LH₂ 冷却による LFC の利得 (内部タンク方式、乗客数 400 名、航続距離 10,186 km、巡航マッハ数 0.85、巡航高度 11,285 m) (RESHOTKO³¹⁾)

項 目	LFC なしの値	利 得	
		絶対量	%
全燃料 (巡航) (kg)	22,972	6,387	27.8
離陸総重量 (kg)	171,143	12,684	7.4
(L/D)巡航時	16.4	4.4	27
直接運航費* (円/席-km)	2.16	0.46	21.3

* 1 ドル = 250 円で換算

の委託研究である)が、まだ次のような問題点を残しており³⁶⁾、今後の検討にまたねばならない。

① LH_2 による直接冷却は、むしろ表面を冷やしすぎて、表面での氷結による乱流遷移を引き起こす。 LH_2 と GN_2 (気体窒素)との熱交換を行なって、 GN_2 による表面冷却を考慮するほうが望ましい。しかも、冷却系は氷結が問題になりそうな高度ではパイパスする。

② 空力表面全体にわたる圧縮性三次元境界層の安定計算が必要。各要素が曲率をもった現実的な形状を考慮する必要がある。

以上のように、境界層吸い込みや LH_2 冷却によるLFCでは、翼面上の層流化による摩擦抵抗の減少が期待されるが、一方、高亜音速飛行域で適用するときには、翼面上に形成される衝撃波が流れの剝離を引き起こすおそれがあり、抵抗減少には不利になることがありそうである。層流剝離は乱流剝離よりも起こりやすく、したがって、層流化が進んでいると剝離の危険性が大きくなり、その対策を研究する必要がある。ALLISONら²⁵⁾は、翼上面で前縁から95%翼弦長、下面で75%翼弦長のところに剝離が起こっている場合を想定して揚力低下を計算し、フラップをわずかに下げることにより揚力回復を図ろうとしているが、抵抗増加は否めず、LFCによる摩擦抵抗減少の利点との差は明らかでない。また、衝撃波位置を予想して、剝離直前に強い吸い込みを行なうにしても、飛行条件が常に設計条件であるとは限らないので問題である。その点、 LH_2 冷却方式は、翼表面が冷やされていて境界層は薄いので、衝撃波と境界層の干渉の問題は比較的小さいと思われる。

3.2 将来型航空機の一つの行き方 輸送効率と経済性を重視すると、機体は大型化し、かつ、新技術を駆使して性能向上を図るものが考えられよう。第6図はPFENNINGERの構想になるアスペクト比の大きな長距離航空機の例であり³⁷⁾、これは次のような特色もっている。

3.2.1 LFCの採用 摩擦抵抗減少のため、3.1で述べた境界層吸い込みを主翼、尾翼面上に行なって境界層の層流化を図る。この効果をより確実にするため、空力的観点から、①翼弦長を短くしてレイノルズ数を抑える、②横断流不安定性を極力避けるため、後退角を小さくする、③エンジン騒音による翼面上の境界層の乱れを小さくするため、エンジン位置を後方におく、等の工夫がなされる³⁷⁾。しかしながら、構造的には不利な面が多く検討を要する。

3.2.2 ウィングレットの採用 第6図の機体の翼

第6図 将来型長距離航空機の例 (NAGEL³⁷⁾)

端は、むしろ、鳥の羽根先端に似たスプリット・ウィングに近いが、ウィングレットの一種といえよう。

1880年代の終わりごろから、垂直翼端板が誘導抵抗を減少させるのに効果があることが知られていたが、WHITCOMB, FLECHNER, JACOBS, MONTOYAら^{38)~40)}がこれをウィングレットとして発展させ、高亜音速のジェット輸送機用に使用する可能性を見いだした。

傾斜角、振り角、および取付角を有する上下のウィングレットは、翼端渦を拡散させること、および小翼に働く空気力の推力成分で誘導抵抗をキャンセルすることによって抵抗を減少させる(第7図参照)。WHITCOMBらの風洞試験結果でも、ウィングレットをつけたときの揚抗比は、基本翼のそれにくらべて明らかに大きい。

同じように誘導抵抗を減少させることは、翼端延長方式によっても可能であるが、この場合は、翼根部にかかる曲げモーメントがウィングレットによるものよりも大きくなり、構造的に不利になりそうである⁴¹⁾。この比較をするため、“空力的利得”(揚抗比 L/D の増加分)と“構造的損失”(翼根部での曲げモーメント C_B の増加分)との比

$$R = \frac{\Delta(L/D)}{(L/D)_{\text{basic-cruise}}} / \left[\frac{\Delta C_B}{(C_B)_{\text{basic-max}}} \right] \quad (4)$$

を見積もる必要がある。ここで、添字 basic は基本翼をあらわす。WHITCOMBらの風洞試験では、曲げモーメントの増加分を等しくするには、翼端延長はウィングレット・スパン長の38%程度でなければならず、そのときは、翼端延長による揚抗比の増加分はウィングレットによるものより小さい。さらに、翼端延長部分をそれより長くすれば、曲げモーメントの増加が卓越し、ますますウィングレットより不利になる。このように、ほとんど常に、 $(R)_{\text{ウィングレット}} > (R)_{\text{翼端延長}}$ であり、ウィングレットをつけることは、基本翼はも

第7図 ウィングレットの原理

第8図 第1, 2, 3世代航空機のウィングレットの相対利得 (FLECHNER *et al.*⁴²⁾)

とより、翼端延長方式より有利である。

FLECHNER ら⁴²⁾は、さらに、第1世代の航空機 KC-135 A、第2世代の航空機 (ワイド・ボディ) L-1011 と DC-10、および第3世代の航空機 (ワイド・ボディ、高アスペクト比のスーパークリティカル翼を有する将来型機) に、おのおの、ウィングレットをつけた場合の利得比 R を高亜音速風洞試験で求め、第3世代機でのウィングレットの効果はやはり翼端延長の効果より優れていて、かつ、第2世代機のそれよりも優れていることを見いだしている (第8図) (第1世代機 KC-135 A の R が大きいのは、翼面荷重分布が他のものとは異なっているから、とのことである)。

輸送効率の向上をめざす超大型機で注目を集めているのは、胴体部をなくし、翼内にペイロードを収納す

るスパン・ローダーである。分布荷重が局所揚力とバランスし、通常機で問題となる翼根部の曲げモーメントが小さくなるため、構造重量を小さくでき、経済性を増す⁴³⁾。これまでの論法でゆけば、これにも LFC を行ない、ウィングレットをつけることによって抵抗減少を図り、さらに経済性を増すことができる。

一般に大型機のほうが DOC を小さくできるが、通常の形式では、ある大きさのところから逆に DOC は増大しはじめる。すなわち、機種ごとに DOC はある極小値をとり、スパン・ローダーでは、この $(DOC)_{min}$ を与える大きさが通常形のものよりも増し、大型化の限界点を先に延ばすという利点がある。また、その $(DOC)_{min}$ の値も他のものより低い。この状況は第9図³⁷⁾に示されている。

4. ま と め

CTOL の巡航性能を向上させる可能性のいくつかを、とくに高亜音速領域での空気力学的諸技術の面から述べてみたが、空力的にその価値は認められても、全体的な設計の面からみると再検討の余地のあるものも多い。LFC にしてもウィングレットにしても、そのアイデアはかなり古くから存在しているにもかかわらず、その実用化というところでギャップのあるのが普通であった。

しかしながら、各技術の研究・開発状況からみて、それらを組み合わせた [CTOL 新技術の可能性は高いと思われる。とくに、水素燃料使用航空機は、エネルギー危機という背景によりながらも、空気力学的に性能を向上させる要素を多分に含んでいて、興味深いも

 第9図 超大型機の DOC (NAGEL⁹⁹⁾)

のである。水素エンジン開発と相携えて、空力的経済性を追求してゆくことは重要であると思われる。

ウィングレットについては、ここでは高亜音速ジェット機巡航時に適用する場合に限ったが、小型双発レシプロ機の片発上昇性能を向上させる研究も行なわれている⁴⁰⁾ことも付記しておく。

主として、現在行なわれている研究・開発のスタディを行なったが、このうちから、CTOL の可能性の展望が幾分かでもひらければ幸いである。

最初、水素航空機に関する調査をすすめられた相原空力部門委員長をはじめ、文献収集に協力していただき、討論において有益な示唆を与えてくださった多くの方々に、心から感謝の意を表したい。

参考文献

- 1) 中口 博: わが国航空機工業の「長期構想」について, 第6回航空学シンポジウム前刷集 (1979), pp. 1-6.
- 2) FRISBEE, L. E. and HOPFS, R. H.: The Challenging Horizons for Technical Progress, Aeronautical J. (Oct., 1977), pp. 437-450.
- 3) BLACK, R. E. and STERN, J. A.: Advanced Subsonic Transports—A Challenge for the 1990's, J. Aircraft, Vol. 13, No. 5 (1976), pp. 321-326.
- 4) Anon: NASA Outlook for Aeronautics (1976).
- 5) CONNER, D. W.: CTOL Concepts and Technology Development, Astronautics & Aeronautics (July/Aug., 1978), pp. 29-37.
- 6) BOWER, R. E.: The Promise of Advanced Technology for Future Air Transports, SAE Paper 780551 (1978).
- 7) 遠藤 浩: 将来の航空技術のための空気力学的課題, 日本航空宇宙学会誌, 第29巻, 第325号 (1980), pp. 56-63.
- 8) 日本航空宇宙工業会水素エンジン調査委員会: 水素航空機について, 日本航空宇宙学会誌, 第27巻, 第305号 (1979), pp. 275-283.

- 9) BREWER, G. D.: Cargo-Carrying Airline Proposed for Liquid Hydrogen Fuel Development, ICAO Bulletin (Feb., 1979).
- 10) BREWER, G. D., MORRIS, R. E., LANGE, R. H. and MOORE, J. W.: Volume II—Final Report: Study of the Application of Hydrogen Fuel to Long-Range Subsonic Transport Aircraft, NASA CR-132559 (1975).
- 11) BREWER, G. D. and MORRIS, R. E.: Final Report: Study of LH₂ Fueled Subsonic Transport Aircraft, NASA CR-144935 (1975).
- 12) SCHLICHTING, H.: Boundary Layer Theory, Seventh ed., McGraw-Hill Book Co., Inc., New York (1979).
- 13) LACHMANN, G. V., ed.: Boundary Layer and Flow Control, Vol. 1, 2, Pergamon Press, Oxford (1961).
- 14) 中口 博: Laminar Flow Control, 日本航空宇宙学会誌, 第10巻, 第107号 (1962), pp. 377-389.
- 15) KOSIN, R. E.: Laminar Flow Control by Suction as Applied to the X-21 A Airplane, J. Aircraft, Vol. 2, No. 5 (1965), pp. 384-390.
- 16) WHITES, R. C., SUDDERTH, R. W. and WHELDON, W. G.: Laminar Flow Control on the X-21, Astronautics & Aeronautics (July, 1966), pp. 38-43.
- 17) PFENNINGER, W.: Flow Problems of Swept Low-Drag Suction Wings of Practical Construction at High REYNOLDS Numbers, Annals of the New York Academy of Sciences, Vol. 154, Art. 2 (1968), pp. 672-703.
- 18) NENNI, J. P. and GLUYAS, G. L.: Aerodynamic Design and Analysis of an LFC Surface, Astronautics & Aeronautics (July, 1966), pp. 52-57.
- 19) PETERSON, J. B., Jr. and FISHER, D. F.: Flight Investigation of Insect Contamination and Its Alleviation, NASA CP-2036 (1978), pp. 357-373.
- 20) GRATZER, L. B. and GEORGE-FALVY, D.: Application of Laminar Flow Control Technology, NASA CP-2036 (1978), pp. 409-447.
- 21) STURGEON, R. F.: Toward a Laminar-Flow-Control Transport for the 1990's, NASA CP-2036 (1978), pp. 449-495.
- 22) SROKOWSKI, A. J.: Development of Advanced Stability Theory Suction Prediction Techniques

- for Laminar Flow Control, NASA CP-2036 (1978), pp. 375-394.
- 23) KRAMER, J. J.: Planning a New Era in Air Transport Efficiency, *Astronautics & Aeronautics* (July/Aug. 1978), pp. 26-28.
 - 24) Boeing Commercial Airplane Co.: Evaluation of Laminar Flow Control System Concepts for Subsonic Commercial Transport Aircraft, Final Rept., NASA CR-158976 (1978).
 - 25) ALLISON, D. O. and DAGENHART, J. R.: Design of a Laminar-Flow-Control Supercritical Airfoil for a Swept Wing, NASA CP-2036 (1978), pp. 395-408.
 - 26) GREGORY, N., STUART, J. T. and WALKER, W. S.: On the Stability of Three-Dimensional Boundary Layers with Application to the Flow due to a Rotating Disk, *Phil. Trans. Royal Soc. London, Series A*, Vol. 248, No. 943 (1955), pp. 155-199.
 - 27) KAUPS, K. and CEBECI, T.: Compressible Laminar Boundary Layers with Suction on Swept and Tapered Wings, *J. Aircraft*, Vol. 14, No. 7 (1977), pp. 661-667.
 - 28) SROKOWSKI, A. J. and ORSZAG, S. A.: Mass Requirements for LFC Wing Design, AIAA Paper 77-1222 (1977).
 - 29) ORSZAG, S. A.: Advanced Stability Theory Analyses for Laminar Flow Control, NASA CR-3233 (1980).
 - 30) LEONARD, R. W.: Airframes and Aerodynamics (Planning a New Era in Air Transport Efficiency), *Astronautics & Aeronautics* (July/Aug. 1978), pp. 38-46.
 - 31) RESHOTKO, E.: Drag Reduction by Cooling in Hydrogen-Fueled Aircraft, *J. Aircraft*, Vol. 16, No. 9 (1979), pp. 584-590.
 - 32) LEES, L.: The Stability of the Laminar Boundary Layer in a Compressible Fluid, NACA Report 876 (1947).
 - 33) BOEHMAN, L. I. and MARISCALCO, M. G.: The Stability of Highly Cooled Compressible Laminar Boundary Layers, AFFDL-TR-76-148 (1976).
 - 34) TRUCKENBRODT, E.: Ein Quadraturverfahren zur Berechnung der laminaren und turbulenten Reibungsschicht bei ebener und rotationssymmetrischer Strömung, *Ingenieur-Archiv*, Bd. 20 (1952), pp. 211-228.
 - 35) THEISEN, J. G., BREWER, G. D. and MIRANDA, L. R.: Laminar Flow Stabilization by Surface Cooling on Hydrogen Fueled Aircraft, AIAA Paper 79-1863 (1979).
 - 36) RESHOTKO, E.: Private Communication (May, 1980).
 - 37) NAGEL, A. L.: Studies of Advanced Transport Aircraft, NASA CP-2036 (1978), pp. 951-982.
 - 38) WHITCOMB, R. T.: A Design Approach and Selected Wind-Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing-Tip Mounted Winglets, NASA TN D-8260 (1976).
 - 39) FLECHNER, S. G., JACOBS, P. F. and WHITCOMB, R. T.: A High Subsonic Speed Wind-Tunnel Investigation of Winglets on a Representative Second-Generation Jet Transport Wing, NASA TN D-8264 (1976).
 - 40) JACOBS, P. F., FLECHNER, S. G. and MONTOYA, L. C.: Effect of Winglets on a First-Generation Jet Transport Wing, I-NASA TN D-8473 (1977), II-NASA TN D-8474 (1977), III-NASA TN D-8478 (1978).
 - 41) HEYSON, H. H., RIEBE, G. D. and FULTON, C. L.: Theoretical Parametric Study of the Relative Advantages of Winglets and Wing-Tip Extensions, NASA TP-1020 (1977).
 - 42) FLECHNER, S. G. and JACOBS, P. F.: Experimental Results of Winglets on First, Second, and Third Generation Jet Transports, NASA CP-2036 (1978), pp. 553-569.
 - 43) TOLL, T. A.: Parametric Study of Variation in Cargo-Airplane Performance Related to Progression from Current to Spanloader Designs, NASA TP-1625 (1980).
 - 44) 堀之内茂, 猪野寛二: FA 300 におけるウィングレットの研究, 第17回飛行機シンポジウム講演集(1979), pp. 96-99.

高迎角の空気力学とこれからの航空機*

柴 田 眞**

本稿は、日本航空宇宙学会第11期年会講演会のシンポジウム“空気力学とこれからの航空機”において、「CTOLの可能性について(その2)」として講演された内容をまとめたものである。講演の概要はすでに前刷集に掲載されているので、今回学会誌の特集号のた

めにまとめるにあたり、表題を上記のようにより具体的なものに改めるとともに、前刷集で省略した事項をできるだけ追加するよう努めた。

この特集号の他の記事で、代替燃料や輸送効率の向上といった面からのCTOL可能性や、超音速巡航翼の空力理論の展望などがなされているので、本稿では分野を変えて、巡航状態ではなく高迎角で飛行する場合の空気力学と、それに関連したこれからのCTOLの可能性を主題として取り扱っている。

* 昭和55年4月8日、日本航空宇宙学会第11期年会シンポジウムにて講演。昭和55年7月16日原稿受理 High Angle of Attack Aerodynamics and Advanced Aircraft

** 川崎重工業(株)岐阜工場 Makoto SHIBATA