- 3) BOWER, R. E.: Future Directions in Aeronautical Research and Technology, Diamond Jubilee of Powered Flight, The Evolution of Aircraft Design, AIAA Conf. (Dec. 1978), p. 117.
- 4) Special Course on Concepts for Drag Reduction, AGARD Report No. 654 (1977).
- 5) 神谷信彦ほか: 遷音速における数値実験と風洞実験との比較, 第23回風洞研究会前刷 (1979. 11).
- 6) 遠藤 浩: 航技研2次元風洞について, 日本航空宇宙学会誌, 第26巻, 第299号 (1978. 12), pp. 611-617.
- 7) 航技研ニュース, 二次元風洞特集, No. 246 (1979. 11).
- 8) LEONARD, R. W.: Planning A New Era in Air Transport Efficiency, Astronautics & Aeronautics (July/Aug. 1978), pp. 38-46.
- 9) NAGEL, A. L. *et al.*: Future Long Range Transports, Prospects for Improved Fuel Efficiency, AIAA Paper 75-316 (1975).
- 10) AHUJA, K. K. *et al.*: A Study of the Free Jet as a Simulation Technique for Flight Effects on Jet Engine Noise, NASA CR-3056 (1978).
- 11) GRANT, J.: The Prediction of Supercritical Distribution on Blade Tips of Arbitrary Shape over a Range of Advancing Blade Azimuth Angles, Vertica, Vol. 3 (1979), pp. 275-292.
- 12) 遠藤 浩ほか: 航空機の模型実験における二, 三の問題, 機械学会誌, Vol. 83, No. 735 (昭 55. 12), pp. 57-61.
- 13) 中村良也: 流体騒音の発生機構に関する会議および第5回欧州回転翼機および動力機に関する会議に出席して, 日本航空宇宙学会誌, 第28巻, 第316号 (1980), pp. 232-235.
- 14) 沢田秀夫: 三次元流れで通気性のある壁による風洞壁干渉に対する一般的修正法, 航技研報告 TR-545 (1978).
- 15) 遠藤 浩: 国際対応風洞試験について, 航技研資料 N-25 (昭 54. 4).
- 16) ONERA: Activities 1978, p. 159.
- 17) KEMP, W. B., Jr.: Transonic Wind Tunnel Wall Interference, NASA CP-2009 (1976), pp. 65-71.
- 18) ORLIK-Rückemann, K. J.: Dynamic Stability Testing of Aircraft—Needs versus Capabilities, Prog. Aerospace Sci., Vol. 16, No. 4 (1975), pp. 431-447.
- 19) ANGLIN, E. L.: Aerodynamic Characteristics of Flight Configurations During Spin Entry and Developed Spins, J. Aircraft, Vol. 15, No. 11 (1978), pp. 769-776.
- 20) HAMEL, P.: Flugmechanik, heute und morgen—Bilanz und Perspektiven, DFLVR Nachrichten (23 März 1978), pp. 20-21.
- 21) 広瀬直喜: 計算空気力学の展望, 日本航空宇宙学会誌 第28巻, 第318号 (1980), pp. 1-9.
- 22) 原 亘利: レーザホログラフィによる流れ場の可視化予備実験, 航技研報告, TR-516 (1977).

STOL 機実用化の展望*

森 幹彦**・大竹 邦彦**

小 松 敬 治**

1. はじめに

科学技術庁航空宇宙技術研究所で実施しているファンジェット STOL 機 (Short Take-off and Landing Aircraft: 短距離離着陸機) の研究開発が進み, 昭和 58 年には実験機が完成し, その後3カ年にわたって飛行実験が実施される計画である。この機会にジェット STOL 機のニーズと, ニーズを充足すべき機材開発に必要な諸技術について改めて検討するとともに, ジェット STOL 機開発とわが国の航空機工業, 航空輸送の関連について概観して, 将来における STOL 機の実用化について展望する。

2. ジェット STOL 機のニーズ

2.1 航空輸送の状況 世界の航空輸送は過去 20 年

間に年率 10% 以上の拡大を続けて現在の旅客輸送量は約 1 兆 (人・km) に達しており, 今後も 5% 以上の成長率を維持して今世紀末の輸送量は 3~4 兆 (人・km) と予測されている。わが国は世界的に最も高い成長を示している国であって, 国内線の年平均成長率は過去 20% 以上, 今後も 10% 程度の高成長を維持するものと予測されている。現在の国内航空輸送の旅客数は約 4 千万人, 昭和 60 年には約 7 千万人に達する見込みである (第 1, 2 図参照)。

現在, 世界の民間航空で使用されている航空機は約 8 千機, そのうち約 5 千機は中短距離ジェット機ないしはターボプロップ機である。輸送量を路線長別に仕分けると全体の約 1/2 が 2,000 km 以下, そのうちの約 1/2 すなわち全体の約 1/4 が 1,000 km 以下の短距離路線である。第 3 図は世界主要国の空港の状況と使用機材を示したもので, 空港は滑走路長 900 m 以下, 1,500 m 以下のものと, 1,500~1,800 m 以上のいわゆるジェット空港に区分けしてある。米国とソ連を除いた全世界の空港は合計 7,500 空港, うち 5,700 空港が 1,500 m 以下の非ジェット空港である。米国とソ連

* 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 8 月 15 日原稿受理 Note on the Future Feasibility of Jet STOL Transport

** 航空宇宙技術研究所 Mikihiko MORI, Kunihiro OHTAKE and Keiji KOMATSU

第1図 世界の航空輸送の発達

の空港の詳細は不明であるが、米国は大型空港が 115 空港、ローカル空港は数千空港以上と推定される。なお、これらの数字はゼネラル・エビエーション用の小型空港を含んだ数字である。同図には使用機材についても大型ジェット機と中型ジェット機ないしはターボプロップ機、およびコンピューター機に区分して示してある。

わが国の航空輸送路線と機材構成の関係はかなり複雑であって、路線長数百 km の航空路線が輻輳し、かつジェット機とターボプロップ機が混用されている。現在の国内空港と使用機材は次のようである。

空港 1,800m 以上 19 空港
1,500m 以下 49 空港

機材 大型ジェット機 30 機
中型ジェット機 66 機
ターボプロップ機等 81 機

2.2 ジェット STOL 機のニーズ STOL 機はいうまでもなく短距離区間 (Short Haul) 輸送機としての使用が想定されている。これは短距離区間輸送は主としてローカル路線であり、ローカル空港の滑走路長は通常 1,200 m 以下で CTOL 機 (Conventional Take-off and Landing Aircraft: 在来型航空機) の運航が不可能であるからである。

STOL 機のニーズとは、換言すれば STOL 輸送機に対する要求仕様はいかなるものかということであり、要求仕様の概要として下記が想定される。

(1) 乗客数: 50 席規模はターボプロップ機分野として、また 200 席規模以上は CTOL 機分野と考えられる。したがって、STOL 機は DOC (Direct Operating Cost: 直接運航費) に対するサイズ効果も考慮して 100~150 席規模が妥当と考えられる。

(2) 航続距離: 世界航空輸送の約 1/4 を占める 1,000 km 以下の短距離区間輸送を対象にするものとし、300~1,000 km 程度が妥当であろう。

(3) 巡航速度: 短距離区間輸送機といえども輸送効率とサービス性の面から 0.7~0.8 M 程度は要求されよう。

(4) 必要滑走路長: 第3図に示した空港状況、および 1,500~1,800 m 以上は CTOL 機分野である

第2図 主要国の航空輸送量

離着陸を行なう STOL 機は CTOL 機以上の低騒音性が要求される。低騒音化のためには騒音の発生自体を抑える技術と、地表への騒音伝播を低減する技術が必要であり、エンジン、ナセル、フラップから成る PHLD からの騒音を低減する低騒音ナセル、動力装備技術とともに、前記の STOL オペレーション技術が必要となる。

(5) 省エネルギー技術

運航における省エネルギー化の指標である輸送効率 R は近似的に

$$R = V \cdot (L/D) (W_p/W) (1/sfc)$$

で与えられる。ただし、 L : 揚力、 D : 抗力、 W_p : ペイロード、 sfc : 燃料消費率である。

(速度 V) $\times$ (ペイロード W_p) で表わされる輸送能力(生産性)を所定の値とすると、STOL 機においては次の点が問題となる。すなわち、PHLD の装着によって巡航中に有害抵抗が発生する可能性があり、また、飛行性確保のために尾翼面積が増大する方向にあるため、それに伴う抵抗増加も考えられ、これらによって揚抗比 L/D が低下する。同時に、PHLD の装備、尾翼面積の増大、およびそれらに伴う機体全体構造の強化によって、CTOL 機に比較して機体重量が増加して W_p/W が低下する。

これらはいずれも航空機に STOL 性能を付与することに伴うものであるが、STOL 機の実用化、とくに民間用 STOL 輸送機の実現のためには経済性の向上は必須条件であり、STOL 機に適した空力抵抗減少技

術および軽量材料・構造設計技術等の省エネルギー技術は不可欠である。

3.2 STOL 実験機研究開発 航空宇宙技術研究所におけるジェット STOL 機の研究開発プロジェクトは、低騒音 STOL 実験機の開発および飛行実験によって各種の新技术を実証・確立するとともに、将来の実用化に向けての省エネルギー技術等の先行技術研究を行なう計画のもとに実施されている。

実験機はジェット輸送機 C-1 を原型機として、これに通産省工業技術院で開発されている FJR-710 型ファンジェット・エンジンを USB 方式 (Upper Surface Blowing: 翼上面吹出し) によって 4 基搭載するもので、昭和 58 年に完成、以降 61 年まで飛行実験を行なう予定である。実験機の開発スケジュールは、第 4 図に示したように昭和 52 年～53 年の基礎設計を経て 54 年から製作に入り、現在、細部設計および関連試験が進捗中である。第 5 図は実験機の 3 面図と主要諸元である。

本プロジェクトによる技術研究開発の状況は、前項で述べた STOL 機必要技術に対応して、下記のように進められている。

(1) 高揚力発生技術: 実験機の標準着陸飛行状態を着陸進入速度 72 kt、径路角 6 度に設定し、これを実現するため USB 方式の PHLD および境界層制御技術を開発している。その結果、実験機の低速飛行能力としては最小飛行可能速度 50 kt 以下、最大揚力係数 $C_L=8$ 以上となる見込みであり、ジェット STOL

第4図 低騒音 STOL 実験機開発計画

第5図 低騒音 STOL 実験機

主要諸元

全幅	30.6 m	巡航速度	300 ノット
全長	30.3 m	着陸速度	72 ノット以下
全高	10.20 m	必要滑走路長	700 m
全機重量	38,700 kg	航続距離	2,600 km 以上
エンジン	FJR 710/600 S 型		
	推力 4.9 ton 4 基		

機に必要な高揚力発生技術の開発目標は達成しうるものと考えている。

(2) 低速飛行制御技術：実験機の操縦システムは、AFCS (Automatic Flight Control System: 自動飛行制御システム) として SCAS (Stability and Control Augmentation System: 安定操縦増大装置) をディジタル3重系として構成・装備して飛行の安全性を確保し、さらにバックサイドにおける飛行経路制御を昇降舵によらず推力によって行ない、これにスポイラーおよびUSBフラップを連動させて DLC (Direct Lift Control: 直接揚力制御) および DDC (Direct Drag Control: 直接抗力制御) を行なう新しい STOL 操縦方式を採用する。これらによって STOL 機の低速飛行制御技術はほぼ確立されるものと考えている。

(3) 運航技術：上記の操縦システムの装備によって高度の飛行制御が可能となるので、急角度進入等の STOL オペレーション技術を飛行実験によって開発する計画である。目下はそのための準備段階として、シミュレーション試験、可変安定応答機(クインエアー)による模擬飛行実験を実施している。

(4) 低騒音技術：PHLD の騒音低減については、第1にナセル内に吸音材を組み込んでエンジンの発生する騒音エネルギーを吸収する技術を開発しており、さらにノズル、フラップの形状についてもジェット流噴出に伴う空力騒音の減少法について検討している。

USB 方式の STOL 機は翼による騒音遮へい効果が期待されるので、前述の PHLD 騒音の低減および急角度離着陸オペレーションによって、本実験機の騒音は ICAO CAN/5 規制値より 3~5 db 下回る見込みであって、かかる低騒音技術を備えた STOL 輸送機の騒音被害面積は、現用 CTOL 機の 1/10 程度になるものと予測している。

(5) 省エネルギー技術：省エネルギー技術については実験機を用いた開発研究を実施することを前提に、現在は基礎技術を蓄積することを重点として進められている。

すなわち、空力抵抗減少技術についてはすでにわが国独自の遷音速翼設計理論を確立するとともに、2次元風洞を用いて翼型開発試験に着手する段階であり、さらに翼端小翼、翼胴結合改善等の主翼形状の最適化とともに、巡航中にも境界層制御を活用する方式など、各種の空力抵抗減少技術を研究開発する計画である。これらを総合的に適用することによって STOL 機の燃料消費率を大幅に改善できると考えている。

機体重量の軽量化については、炭素繊維複合材(CFRP)を機体構造に導入する技術を確立するため、尾翼構造の要素模型(桁、リブ、外板、結合部等)、

桁間箱型構造模型の試作試験を終えて、実験機の垂直尾翼を対象にした模型の設計製作を進める方針である。こうした一連の技術研究によって軽量材料・構造技術の基礎を固めると考えている。

エンジン関係については、今後の検討課題としてナセルの USB ノズルを可変形状とし、巡航時の効率向上と排気ジェットが主翼上面を流れることによって生ずる“Scrubbing Drag”を減少させる技術、あるいは USB ナセルがロングナセルであることを利用して、コアジェットとバイパス・ジェットの最適混合を図って推進効率を向上させる技術等が有望と考えられ、これらの技術開発に必要な基礎研究も進められている。

4. 実用化の展望

わが国独自で、あるいはわが国が技術上の主導権を保有して行なう国際共同開発によって、ジェット STOL 輸送機を実用開発する可能性について、前項までの記述に基づき展望する。

4.1 技術 わが国が戦後国産開発した輸送機は YS-11 と C-1 である。YS-11 は昭和 30 年代開発のターボプロップ機、C-1 は昭和 40 年代開発のジェット機であるが、エンジンはいずれも外国製品を搭載しており、機体技術上も当時外国において実証済の既存技術を基本としている。設計製作上のポイントの一つはいずれも STOL 性能の付与にあって、両機とも同規模の他機種に比較して優れた STOL 性能を有している。STOL 性能については、同じく昭和 40 年代に開発された飛行艇 PS-1 がある。同機はターボプロップとして、プロペラの後流偏向による優れた高揚力発生能力を有する本格的な STOL 機であり、STOL 技術上世界的にも先駆をなす機体である。このようにわが国の航空技術開発の流れの中で STOL 技術は一貫して追求されてきたのである。

現在実施されているファンジェット STOL 機の研究開発は、こうしたわが国の STOL 技術開発の基調を踏えて展開されているのであって、3.2 で述べたごとく、同計画によってジェット STOL 機の必須技術である高揚力発生技術、低速飛行並びに STOL オペレーション技術、および低騒音技術の開発はほぼ達成されるとともに、空力抵抗減少技術および軽量材料・構造技術による STOL 機の省エネルギー化の基礎技術が確立される見込みである。

今後は、これら省エネルギー・経済性向上技術を早急に実験機に適用して、実用技術としての有効性を明らかにする必要がある。同時に、先に述べた要求仕様に基づいて STOL 輸送機の概念設計等を行ないつつ技術要求と技術開発の間にサイクルを形成して、研

究開発をより具体的、かつ効率的に推進することが必要である。

ここでエンジン技術について付言する。STOL 実験機には現在開発中の FJR-710 型ファンジェット・エンジンを搭載するが、これは実験機といえども、通常は航空機開発に際して既存エンジンの搭載を前提とするのに比べて異例である。あえて開発中のエンジンを採用した理由は、PHLD の開発においては詳細なエンジンデータを必要とするとともに、エンジンの部分改造等も要するため、国産エンジンに依らなければ、とくに動力装備技術の効果的な研究開発を行ないにくいとの判断による。もちろん、実験機に搭載するのに十分なエンジン性能は保証されるべきことが前提であり、そのために、耐久性、耐環境性を含めた安全性と信頼性を確保するべく、所要の地上運転試験あるいは空中試験の実施が計画されている。本実験機への搭載によって、国産開発された FJR エンジンの実用性が証明されうることはいうまでもない。

以上述べたごとく、現在のジェット STOL 機研究開発計画を完遂することによって、昭和 60 年代の早期に STOL 輸送機の実用開発に必要な国産技術基盤が、機体技術ならびにエンジン技術ともに形成される見込みであって、現在の米、ソ、カナダにおける開発状況を考慮すると、ジェット STOL 機分野でわが国が世界的に技術上の主導権を確立しうると考えられる。

4.2 生産 技術基盤の保有を前提とした場合、実用機を開発・生産するわが国航空機工業の技術力と生産力のポテンシャルはどうか。

わが国が民間輸送機を開発・生産した実績は YS-11 のみである。同機の開発は昭和 32 年から始められ、当時のわが国航空界の総力を結集して、現在に至るも国内外で使用されているほどの技術的には優れた航空機を産み出したのであるが、販売力不足等のため経営的には失敗し、大幅な赤字を計上して昭和 48 年に至り 182 機をもって生産は打ち切られた。その間、YS-11 につぐ国産機として YS X 計画も検討されたが、それも沙汰やみとなり、その後の経過は米国ボーイング社との YX (B 767) の共同開発に至ったことは周知のとおりである。

B 767 開発は米日伊三国の国際共同事業であるが、三国間の対等な合併事業ではなく、実質上、日伊はボーイング社の下請生産の形となっている。これは世界民間航空機市場の約 90% を独占する米国にあって、1 社で 50% 以上を占めるボーイング社と、航空機工業規模において米国の 1/20 以下、仏、英、西独に及ばず加、伊と並び、世界の 4 流国に低迷しているわが

国との力量の差の表われともいえよう。ただし、その際、留意すべきは、彼我の工業力の差は基本的には技術力の差であって、自主技術の保有なしにはたとえ生産設備を拡張しても基本的な工業力の向上は望めないということである。残念ながら、わが国の航空機工業力をにわかに向上させることは相当困難であり、とくに大型ジェット輸送機分野で近い将来わが国が米国、ヨーロッパ諸国に対して対等の立場に立つことはきわめて困難であると思われる。

しかしながら、YS-11 およびその後の小型民間機の開発・生産実績、さらに B 767 計画等によって蓄積される生産技術、資材、設備等を総合化すれば、一定の分野について、かつ自主技術の保有を前提とした場合、世界に比肩しうる工業力を発揮することは十分可能と考えられる。こうした観点からすれば、ジェット STOL 機はわが国が独自に、あるいは国際共同事業においてもわが国主導のもとに開発しうる、最も可能性の大きい分野であると考えられる。

4.3 運航 (需要) 2.2 で述べた仕様を満足し、かつ省エネルギー技術の導入によって経済性 (DOC) も短距離区間輸送機として妥当なジェット STOL 機が開発された場合、その運航の可能性、すなわち需要はどの程度見込みあるかについて簡単な試算を示す。

4.3.1 国内 わが国の国内航空輸送約 4 千万人/年のうち、約 1/2 は準幹線ないしはローカル線の旅客であり、さらにその 1/2 弱がいわゆる YS-11 路線で、離着陸空港の両方あるいはどちらかが 1,200 m 滑走路空港である。そして今後 10 年間の航空輸送需要増を年平均 10% と見込むと昭和 65 年の全旅客数は 1 億人に達し、その間とくにローカル線の需要増が大幅と予想されているので、現在の YS-11 路線ないしはそれに準ずる路線の旅客需要は 3,500 万人以上になるものと推定される。

しかるに現在運用されている YS-11 は、昭和 42～48 年の間に就航した機材で老朽化が進んでおり、今後 10 年間にほぼ退役するとされている。一方、中型 CTOL ジェット機で 1,200 m 級空港で運用可能な機体がそれまでに開発されることは技術的にほとんど不可能に近い。したがって、3,500 万人の旅客需要をジェット STOL 機でまかなうことが想定されうるのであって、その場合の必要機数は、単純計算により、

$$\frac{3,500 \text{ (万人・年)}}{365 \cdot 0.9 \cdot 130 \cdot 5 \cdot 0.7 \text{ (ロード)}} \\ \text{(日) (稼働率) (人/機) (便) (ファクタ)} \\ = 234 \text{ 機}$$

となる。

上記はたんなる一試算であり、空港整備の状況と準

第6図 わが国の航空機開発、生産、運航

幹線に使用される CTOL 機との競争等により異なってくるが、100~150 席程度のジェット STOL 機の国内需要の目安となる数字である。

4.3.2 世界 世界における STOL 機の需要を予測することはきわめて困難であるが、単純に推定すれば下記の数字を得ることができる。

前述したように、世界の航空輸送の約 1/4 は区間距離 1,000 km 以下の短距離路線需要であって、1990 年における輸送量を 500×10^9 (人・km) と仮定すると

$$\frac{500 \times 10^9 \text{ (人・km・年)}}{700 \cdot 365 \cdot 0.9 \cdot 130 \cdot 5 \cdot 0.7 \text{ (ロード (km) (日) (稼働率) (人/機) (便) ファクタ)}}$$

$$= 4,800 \text{ 機}$$

の機材が必要である。これは各種の機材需要予測と同程度の数字であるが、これをすべてジェット STOL 機の需要とみなすことはできないことはもちろんであり、在来機材の使用、ターボプロップ機あるいは CTOL 機が大部分を占めると予想される。しかし前述したように(米・ソを除く)世界の空港の 3/4 が 1,500 m 以下の空港であることを考慮すると、少なくとも上記のうち、1 割程度はジェット STOL 機の新

規需要とみなして過大とは思えない。したがって、世界的には今後 10 年間に 130 席程度のジェット STOL 機は 400~500 機必要となるとの推定が成り立つ。

なお、先に述べた国内需要 200 機は、YS-11 の退役と国内空港の状況によるわが国特有の事情によって生ずる需要であるので、国内需要と世界需要は可加算と考えてさしつかえない。したがって、今後 10 年間のジェット STOL 機の需要は国内と世界を合わせて 600~700 機と単純推定され、これは少なくとも輸送機開発の採算点といわれる 300 機以上の需要はほぼ確実に見込みうることを示すものである。

5. あとがき

ジェット STOL 機を実用開発する場合の諸問題について検討した。その結果、自主国産技術の保有を図ることによって、今後わが国が主体となって STOL 輸送機を実用開発しうる相当の可能性があることが示された。第 6 図は現在実施されている技術開発プロジェクトを、わが国の航空機開発、生産、運航の発展過程の中で位置づけたものである。今後は、進捗中のプロジェクトの早期完遂を図ることはもちろん、実用化

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ご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 KOSHIOKA