寄 書 LETTERS TO THE EDITOR

英国における航空機の全天候運航に関する研究開発* Research and Development of All Weather Operation of Aircraft in England

横 井 鍊 三**
Renzo Yokoi

1. ま え が き

日本航空工業会を通じて寄せられた英国航空工業会 (Society of British Aerospace Companies Ltd., SBAC) の招待に応じて、航空振興財団の全天候着陸方式調査研究委員会の代表8名***が岡田実工学院大学々長を団長として、昭和45年7月渡米した。

英国において進められて来た航空機の全天候運航 (All Weather Operation, AWO) に関する研究開発の経過と現状について、正しい認識を日本の関係者に知ってもらいたいと言うのがSBACの目的であった。英国政府の関連部局である Board of Trade (BOT, 行政部門) と Ministry of Technology (Min Tec, 研究開発部門) の視察団に対する終始一貫した応待ぶりから察すると、この招待は官のご指示によったものと思われる。視察団は一週間朝から夜まで、びっしりと日程が組まれ、最終日は全員がぐたぐたになるほどであった。

この視察を通じて感じたことは、AWOの開発のため約15年前から英国では官軍民、学者が一体となって、莫大な予算を投じ、総ゆる角度から開発を行ない、一致協力して実現に邁進していることである。日本の現況と比較してあまりにも差が大きい。以下この視察の概要を述べる****。

2. 日 程

第1日、SBAC会議室において、関係者全員の紹介、官民から英国AWOの研究開発経過の説明を受ける。SBACの公式昼食会に出席した。

第2日、Hawker Siddely工場 (Hatfield) にて、Trident 実験機見学、Blind Landing Experimental Unit (BLEU, Bedford 空軍基地内) の見学および説明を受ける。BLEUはRoyal Aircraft Establishment (RAE), Min Tech. の一研究部門で空軍と同居している。

BedfordよりFanborough空軍基地まで実験機 (HS 748) に塔乗、進入時にC.P. ILSで空港接近実験を三回行ない、Auto-flare Landingで着陸した。Radio Department, RAE (Fanborough 空軍基地内) で Integrity Monitoringの説明を受ける。

第3日、Radio Department, RAEにて、C.P. ILSの説明を受け、実験設備を見学した。英国各社の即席展示品を見学し会談した。国会議員の案内で国会を見学後、Min TechのSecretary主催のカクテルパーティの招宴に応じた。

第4日、Smith Industries Ltd. 本社 (London 郊外Cricklewood) にて、映画並びに展示品により製品説明を受ける。British European Airways (BEA, London Heathrow 空港) にて、Automatic Landing System (ALS) と乗員訓練の説明並びに実験機その他を見学、Smith社のProduct Support Centerを見学。ALSのAfter Serviceの説明を受ける。Smith社晩餐会に出席した。

第5日、Elliott Flight Automation Ltd. (Rochester) にて、映画並びに展示品により製品説明を受ける。British Overseas Airways Corp. (BOAC) のALSについて説明を受ける。E社の工場見学後、夜E社の晩餐会に出席した。

3. AWOの研究と開発

AWOの研究開発は、各種技術に関する研究と開発を行ない、それらをシステムとして総合して初めて可能となるものであるが、まずその個々の研究開発につき述べる。なおこの初期の段階ではBLEU方式の自動着陸が研究開発されたことは、余りにも有名であるので省略する。

* 昭和47年5月22日原稿受理

** 東京航空計器株式会社

*** 団長: 岡田実。団員: 松田節雄 (運輸省電子航法研究所), 花井良夫 (防衛庁技術研究本部), 島本照夫 (運輸省航空局), 郷野恭弘 (日本航空株式会社), 山中恒夫 (東京芝浦電気株式会社), 渡部優 (三菱電機株式会社), 横井鍊三 (東京航空計器株式会社)

**** 航空振興財団の全天候着陸方式調査研究委員会より視察団報告が提出されている (昭和45年度)。

3.1 飛行場の霧の実態研究 英国の全飛行場における、霧の発生状況、分布、性質につき調査並びに測定を行なっている。これは非常に長時日と労力を要する地道な研究であって、この研究が基礎となって、各 air base の CATII, CATIII 指示の判定のもととなっている。この研究は slant visual range (SVR) との関係の研究に及んでいる。

3.2 Runway 上の視程および Light の研究 これは runway visual range (RVR) と SVR の測定器材の開発と light control が主体であって、runway 用の double reflector transmissometer や runway light automatic counter などが開発されている。

さらに light 照度と霧との関係から、light 照度の control の研究を行なっている。CAT II, CAT III の自動着陸においては、RVR と light control が指定される。

3.3 将来の航空交通管制、空港整理の研究 この研究の一つとして、Concord 機のように機首が長く、pilot 席が地上より高い所にある航空機では approach and landing も難しいが、着陸後 runway からの誘導路への進入も難しいので、これらの runway light を写し出した visual simulator の研究が行なわれている。この研究は 16 mm movie と pilot 席を組み合わせた小映画館位の大きさである。

航空交通管制の自動化の問題にもすでに入り、研究に着手している。

3.4 Approach and Landing の Pilot の動作解析, Pilot の CAT II, CAT III Landing の訓練 British European Airways においては、全 pilot の approach and landing の動作を flight recorder にとり、この record を air-base で computer に入れて動作解析を行なっている。この解析を約 8 年前から、全 pilot の全 flight に実施しているため、ぼう大な資料となっている。この解析から最適な automat-

ic landing の maneuver, pattern が解析される。また各 pilot の熟練度が解析され、CAT II, CAT III Landing の pilot への certificate の基礎資料としている。さらに pilot の訓練の資料となっている。この資料から ALS の CAT II, CAT III の pilot が生まれる。

3.5 Correlation Protected ILS の研究開発 これはマイクロ波を用いて、双曲線航法方式の原理で動作する。その特長は (1) マイクロ波を用いているのでビームを尖鋭にできる。したがってアンテナ上空を飛ぶ離陸機による interface が避けられる。(2) 相関法 (correlation techniques) を用いているので、周囲の建物などからの反射波を直接波と時間的に分離して無影響とすることができる。(3) ローカライザのアンテナが runway の左右におかれるので、離着陸の妨害にならないだけでなく、前後からの進入に同じように使える。(4) 現用の ILS 受信器装置にマイクロ波部のアダプターを取り付けるだけで使用できる。(5) STOL, VTOL を含む総ての機種に適用できる。すなわち glide path の選択が容易である。

以上のような特長をもっているため、英国では将来の ILS として C. P. ILS をとりあげ、各種の試験が行なわれ実機装備した実験機も保有しており、調査団に対し実験機に塔乗させ実演をした。また実験場に設置したアンテナ系を含む実験施設をも見学させた。

3.6 Appoach and Landing の地上測定装置 実験機に 1 kW ぐらいの lamp を装備して、地上からその lamp を scanning する Milligan telecroscope system を開発している。これは ILS の calibration を行なうためのもので、BOT の実験機で現在実験中である。

3.7 Automatic Landing System の研究開発 英国では現在 2 つの系列で競争的に開発が行なわれている。その一つは Hawker Siddley 社の Trident

注: ローカライザ信号は着陸後 ロールアウト終了まで使用する。

第1図 Automatic landing system in the H.S. Trident

III に, Smith 社の ALS SEP-5 を搭載して, BEA が実用している系列である。

その二は British Aircraft Corp. 社の VC-10 に Elliott 社の ALS を搭載して, BOAC が実用している系列である。

前者は triplex system で, 第1図に示すような経過をへて自動着陸を行なう。後者は duplex system with monitor circuit で, 自動着陸の経過は前者と同様である。両 system とともに 10^{-7} の確率を保障しようとしている。人間の操作は 10^{-6} と言われている。

両 system とともに, auto-pilot に radio altimeter, auto throttle, auto flare, kick off drift を付加し, redundancy の上から, ある system は 2, 3 と数を増し, または monitor 回路で補ない安全性を高めている。pilot は auto landing の間, monitor の役目をして, 必要なとき go around する態勢を取っている。automatic にも go around は可能となっている。

ALS では fail safe から, fail passive, fail operative という考え方に移行し, 設計もそのようにだんだん変わって来ている。

CAT III B のための ground roll guidance として, S 社では ground roll director system と ground speed and distance-to-go indicator system の開発を行なっている。また E 社では ALS の monitor として head up display の開発を行なっている。

3.8 Landing Measurements System の開発
赤外線による空港の着陸機測定器が Elliott automation radar system で開発されている。runway の touch 点付近で機体の進行方向, 速度, 降下速度, 降下姿勢を測定するもので, 着陸状態の分析に使用されている。

3.9 Integrity について Integrity とは, reliability を含めた総合性能で, 人間を含めた system から得られる総合忠実度とも言われるものである。

Automatic landing では地上設備, 機上設備, pilot を含む全系統が総合的に定められた確率 (10^{-7}) の確かさで作動するか, どうかを測定することである。またこれの monitor の方法, 測定装置などの研究が行なわれている。

3.10 ALS の Cost Benefit について Cost を考える場合, system では初度投資+MTBF×単位時間あたりの運転経費+修理費+事故費である。航空機の場合この事故費が非常に大きく算定が困難である。

悪天候によって, 乗客を逃がしたり他空港へ送ったりした費用を算定すると, 航空機が大型化し, かつ高価になるにしたがい ALS 搭載は充分引き合うと予想されている。

4. あとがき

以上のように概要を記述したが, 詳細には視察団報告を取り寄せるか, 団員に直接聞いて頂きたい。

終わりに視察の感想を述べたい。

1) 英国の官民軍一体となった研究開発 今回の視察で AWO 開発のため英国の BOT, Min Tech, 国防省, 学者, 製造者, 使用者が一体となって研究開発を行なったことをまざまざと見つけられた。

Min Tech の下の RAE なる研究機関は, 軍の air base 中にあり, 協同活動を行なっている。AWO なる委員会が BOT にあり, 研究は RAE がやり, その試作は民間が行ない, 実験を BOT の実験機で行ない, その成果から air line の商用機に搭載して実績を積み重ねている。この官民軍が一体となって協力して完成したことが講演のなかで言われている。

本 AWO の研究開発に大量の政府資金が投入されたことはもちろん, 民間会社もそれ相当に投資を行なっている。

本 AWO の研究開発に官民軍それぞれ大量の技術者, 研究者を振り向けている。層の厚さも大きい。

2) AWO の総合研究開発 AWO の開発は, 単に airborne とか, navigation 装置 だけの開発ではなく, 機体の各システム・人間工学・気象など, あらゆる面から大きなシステムとして取りあげ, 目的達成のため協力しあって完成した事実に対して敬意を表したい。約 15 年前から発足して, 未だに将来のものへと研究を重ねている粘り強さに驚嘆せざるを得ない。

airborne としての ILS, ALS 各種計器; ground facility としての各種 antenna, decision height, RVR の測定, fog の測定, air base の解析, pilot に対しての動作解析, 訓練, certification; survival としての head-up display などの総合した研究開発である。

将来の問題として, 航空交通管制や, runway からの早い誘導路への誘導や*, 空港付近の交通整理の問題などにすでに取り組んでいる。また ALS の integrity を増すための研究や, inertial platform との組み合わせの研究, 自動復行の研究などが行なわれている。

3) ALS 搭載の利益 BEA, BOAC に ALS を搭載して, 事故が減少する計算できない利益は別として, 悪天候により客を逃さなかったり, 他空港へ客を送ったりしないことによる有形の利益が次第に出つある。ほう大な費用を投じた研究開発も長い目で見れ

* runway 上が速度が一番速く, 航空輸送のネックとなる。runway を増すことも重要であるが, 如何に早く runway を開放してやるかと言う問題を考えると, この誘導の問題も重要である。

ば、事故の減少・定時制の運航によって利益となって還元されると信じます。

4) ALS の今後の動向 従来悪天候を主体として全天候着陸の考え方が進められてきたが、航空機が大型化し、高価になるにしたがって事故の影響が大きい。安全性に対する要求も大きい。投下資本の有効利用と安全性の面から、天候の如何にかかわらず全天候着陸方式がとられ、approach and landing 時の乗員

の work load の適正化、operation の標準化・均質化を計る方向に向かうものと思われる。以上のように ALS は将来の航空機の必須装備品となると考えられる。

終わりに貴重な時間と費用を割いて下さった英国関係各位に深く感謝致します。またご援助下さった日本航空工業会、航空振興財団に対し謝意を表したい。

NASA における最近のジェット・エンジン研究の動向*

Trend of Aircraft Propulsion Research at NASA

広木 強**・山中国雅**
Tsuyoshi HIROKI and Kuniyasu YAMANAKA

まえがき

NASA におけるジェット・エンジン関係の研究活動は宇宙開発に押されて一時中断されていたが 1963 年ごろから再開された。その後米国経済の停滯の影響をうけて NASA 関係者の希望した規模に比べると、いま一つ頭うちの感はあるが、それでも将来の航空エンジンにつながるような技術、すなわち VSTOL 用エンジン、騒音、排気等の公害関係、超音速吸排気系、石油以外の燃料、高性能エンジン要素等の研究開発は着実に進められているようである。筆者らは 1970 年に NASA Lewis Research Center で行なわれた Conference on Aircraft Propulsion に出席する機会を得た。この Conference では最近の NASA における air breathing engine に関する研究が発表され、各国から集まった研究者、技術者の間で活発な討議が行なわれた。ここでは、この Conference で発表、討議された内容のものを中心に、最近の NASA におけるジェット・エンジン関係の研究の現状と動向についてその主なものを紹介する。

1. Fan and Compressor Technology

ファンおよび圧縮機に対する性能向上の要求としては、効率を上げること、段圧比を高くすること、作動範囲の大なること、inlet distortion に対し強いこと、騒音が少ないこと、などであるが、これらを実現するために NASA が最近行なってきた研究には一連の単段の高段圧比ファンによる試験、およびそのための高マッハに適した動翼々型の研究、高マッハ、大転

向角の静翼の研究、翼面および壁面境界層の制御法の研究、inlet distortion に対する圧縮機性能の変化、distortion tolerance 拡大のための casing treatment の研究があり、また、単段試験の成果を利用した段圧比の高い多段圧縮機の試験等がある。

現在ファンおよび圧縮機の動翼は、周速 1,000~1,600 ft/sec、翼先端 diffusion factor 0.35 の範囲で設計されているが、NASA の単段圧縮機の研究は、翼先端 diffusion factor を 0.45~0.50 にのばすことを目標としており、周速は上記またはそれ以上の範囲をあつかっている。研究は NASA 所内のみでなくコントラクトによる委託研究も行なっている。

第 1 図に、これまでの動翼のみの単段試験の成果が示されているが、diffusion factor 0.4~0.5 周速 1,000~1,600 ft/sec において最高効率点における圧力比 1.4~2.0、ポリトロプ効率 90% 前後を得ており、現在のレベルを上まわっている。今後のプログラムとして先端周音 1,800 ft/sec、2,200 ft/sec の動翼が計画されている。

高マッハ、高負荷で良い効率を得るためには、それに適した翼型の研究が必要であるが、その一部として

EXPERIMENTAL TRANSONIC ROTOR PERFORMANCE
DESIGN SPEED

第 1 図

* 昭和 46 年 12 月 6 日原稿受理

** 石川島播磨重工業株式会社

回転中の圧縮機のケーシングにレスポンスの速いクリスタル・プレッシャー・トランスデューサーをつけて、翼先端付近の翼列内の流れの状態を計測した。

翼列形状のうち重要なものの一つはスロート面積である。スロート面積が大きすぎると翼面上の局部マッハ数が上がり shock loss を増大させると同時に、スロート直後の shock boundary layer interaction による separation を増大させる。スロート以後の surface は亜音速 diffusion をコントロールするうえに重要でうまく設計しなければならない。

multi-circular-arc-blade はこれらの要求を比較的うまく満足する翼型である。

スロート面積の性能におよぼす影響の一例は第2図に見られる。

スロート面積とチョーク面積の比を 1.11 にしたものは、1.2 のものに比して効率は2% 高く、作動範囲が2倍以上広がっている。

スロート以後の形状の影響は第3図に見られ、ソリディティを上げて亜音速 diffuser 部を長くしたものは効率、圧力比とも大巾な向上が見られる。

高負荷動翼には、比較的高い入り口マッハ数 ($M=1$) で大転向角の静翼が必要となってくるが、このような静翼の loss は主にハブ部の背側で起こる (第4図)。この loss を減少させるための1つの手段としてハブ部の翼背面にスリットを切り、境界層のすいこみを行なった結果、0.2% のすいこみ量でハブ部の損失は20% 減少し、動翼との組み合わせで、段効率で1.5% 向上した (第5図)。このほか、この種の静翼の性能改良のための各種の試みが行なわれているが、前記の

高マッハ、高負荷動翼を有効に使用するためには、この種の静翼の性能向上のためのいつその研究が必要である。

圧縮機およびファンの stall margin をきめる要因はいろいろあるが、そのうちで最も決定的なものは inlet distortion に対する許容限界であろう。inlet distortion test は compressor 入り口にスクリーンをもうけて、各種のパターンの distortion をつくり出して行なわれる。inlet distortion の性能に及ぼす影響の一例が第6図に示されている。半径方向および円周方向のどちらの distortion に対しても stall limit および最大圧力比とも、大きく減少することがわかる。性能劣化の程度は圧縮機により異なるが、これまでの試験結果を周速に対してまとめてみたものが第7図である。

この結果から周速の大きなほど inlet distortion に対し敏感であるように見えるがデータが十分でないので断言するのは危険である。

また周速より loading の方が inlet distortion toler-

第2図

第3図

第4図

第5図

第6図

第7図

ance に影響が強そうに思えるが、定量的に示すには未だデータが不足である。

周速 1,140 ft/sec の圧縮機は、正常な inlet flow に対しては stall margin が大で、流量を変えても圧力比の変わらないフラットは作動範囲が大であるが、この種の圧縮機は inlet distortion に対し弱い結果となっている。別な試験結果でも、正常な inlet flow に対して stall margin が大なることはかならずしも、distorted flow に対しても強いことを意味しないことがわかっていてる。

圧縮機のストールは tip 部の rotating stall で始まる場合が多い。

したがって外側ケーシングから suction を行えば stall margin が向上することが予想され、試験が行なわれた。tip casing をハニカム構造とし、抽気したわけであるが、期待どおりの結果が得られた。

ところが驚いたことに抽気をやめた状態、すなわち、tip casing がハニカムになっているということだけで stall margin が大巾に改善されることがわかった。これに伴い、各種の casing treatment の効果を試験し、この方法が有効であることが確かめられて来ている。現在どのような形状が効果が高いかがわかりつつあるが mechanism の理解は不十分である。casing treatment の方法により stall margin は増加するが、効率の低下がはげしいものもある。実用となるものはこれらのうち、効率低下がわずかで stall limit 拡大の効果の比較的大なるものであり、そのような形状のいくつかが見つかっている。また圧縮機によっては静翼ハブ部がまっ先に stall に入るものもあり、この場合の作動範囲拡大に上記の方法が有効ではなからうかと当然考えられるが、NASA において実際に静翼を片持ちにし、内側ケーシングに円周方向溝をつけたものが目下試験中である。

これまでの話はすべて単段試験の結果であるが、その成果を利用した多段高段圧比圧縮機の研究が NASA で始められている。第1のものは7段で圧力比90、第一段動翼先端周速 1,200 ft/sec のもの、第2のものは、同じ圧力比を周速を 1,400 ft/sec にして5段

で得ようとするものであるが、種々の困難な問題のため未だ性能が得られていない。また、2段ファンで圧力比 2.8 周速 1,450 ft/sec も目下設計中である。

2. Turbine Cooling Research

Lewis における冷却タービンの研究の目標は (1) 各種の冷却法に対する翼面局部温度の推定法の確立、(2) 翼の寿命の推定法の確立、(3) 将来の高温高圧エンジンに適用するための新しい冷却方式の研究および (3) 冷却効果の高い翼の製作を可能にするための材料、加工法の研究、である。

Convection cooling, film cooling, transpiration cooling の3つの冷却方式の効果を同一の作動状態において、適当な仮定のもとに比較したものを第8図に示す。タービン入り口温度が上昇すると convection cooling に要する冷却空気量は急激に増大することが見られる。しかしながら convection cooling は他の2つの方式に比し、数々の利点を持っているので、その使用可能範囲内では有利である。convection cooling は翼の chord length が短くなると製作上の制約のため冷却しづらくなるが、その程度を推定した一例が第9図に示されている。翼コードが 1.5 in から 0.75 in になると、必要冷却空気量はほぼ2倍になる。同様な研究を film cooling と convection cooling を併用したものについて行なった結果は必ずしも同じでなく、冷却のし易いサイズがありそうである。

Lewis における冷却翼の実験は主に static cascade と J75 エンジンを改造した research engine による

ものとがある。static cascade (第10図) は4枚の翼からなる高温翼列風洞で、作動温度 $2,500^{\circ}\text{F}$ ~ $3,000^{\circ}\text{F}$ 、作動圧力 150 psia で、中央の2枚の翼が冷却翼としての供試翼である。冷却翼の表面温度分布は、埋め込まれた熱電対と、赤外線写真により計測される。research engine は第11図に示されるもので、全体の翼のうち、動静翼各々5枚ずつが供試翼となっている。Static cascade に使用するものと同じ翼が research engine に組み込めるようになっている。エンジンはタービン入り口温度 $2,500^{\circ}\text{F}$ 、圧力 45 psia で連続作動可能である。

動、静翼の翼表面温度は埋め込まれた熱伝対により計測され、動翼からのシグナルは目下のところスリップ・リングにより外に取り出されているが、近々 rotary transformer に変える予定である。

実験的研究と並行して理論解析には、冷却翼内外の伝熱過程を最新のデータにより解析するものと、低温低圧における実験値から実機運転状態に相当する和温高圧における翼面温度を推定するものとがある。後者について NASA の方法を適用した結果が第12図に示されている。グラフの下方に示されている丸印の点は低温における実験値である。これを使って高温の場合を推定したものが上方の点線である。上方の角印の点が高温における実験値で、低温からの推定値と良い一致を示していることがわかる。解析的に翼面温度を求める研究は、convection cooling, film cooling,

transpiration cooling, impingement cooling と別々に計算式を求め、翼内温度分布は翼をメッシュに切ってデジタル・コンピューターにより計算する。

理論値を static cascade による実験値と比較したものを第13図に示す。全体的に良い一致を示しているが、impingement 部において、理論値と実験値の差が一番大きい。research engine における同様の結果が第14図に示されているが、static cascade の場合と同様な傾向が見られる。

より高度の冷却効果を得るための新しい冷却翼の開発が NASA 所内とコントラクトの両方で進められており、冷却効果の試験のみでなく、その加工性、耐蝕性、耐疲労性等の研究が同時に進められている。第15図に開発中の静翼の写真及び説明図を示す。従来の convection を主としたものに比し、impingement, film, transpiration を主体としたものとなっている。

COMPARISON OF EXPERIMENTAL AND EXTRAPOLATED VANE TEMPERATURES FOR CASCADE TESTS

第12図

COMPARISON OF EXPERIMENTAL AND ANALYTICAL VANE TEMPERATURES FOR ENGINE TESTS

第13図

COMPARISON OF EXPERIMENTAL AND ANALYTICAL VANE TEMPERATURES FOR CASCADE TESTS

第14図

2500°F STATIC CASCADE

第10図

第11図

第15図

Transpiration cooling 翼で特にワイヤ・メッシュを使う方法は corrosion による目づまりが大きな問題であり, 材料によっては100時間で80%程度まで目づまりを起こしてしまう。目づまりを起こさないcorrosion resistance の強いメッシュ材の開発も NASA で進められている。

3. Combustion

燃焼設計に用いられるクライテリアは第1表に示すように, 従来のクライテリアに exhaust emission を追加する必要がある。これは, 第16図の如く, 燃焼器の作動条件の推移が年代とともに, 入り口圧力が上昇してきているためである。燃焼器の速度が大きくなっていないのは, 圧力損失を小さくおさえるためである。また入り口温度が上昇すると, ライナの温度も上昇し, ライナの冷却方法が問題となる。NASA では第17図の如き数種の方法につき実験を行なった。Exhaust emission (NOx) を減らし, ライナ冷却用の空気を減らすためにはライナの長さを短くする必要がある。そこで長さを短くする方法として, 次の方法が考えられた。

Short combustor i) double annular ram induced liner (第18図) これは大きな動圧を必要とする

第1表

Combustor Design Criteria	
1.	Combustion EFF
2.	Total pressure loss
3.	Size & weight
4.	Durability
5.	Exit temp profile
6.	Altitude relight
7.	Exhaust emissions

ので, 前方ディフューザを必要としない。

ii) one side entry combustor (第19図) Ram induction の一つで, スワラがついている。この特徴は圧縮機出口の半径方向速度分布の影響を受けないことである。

iii) modular swirl-can combustor (第20図) 一次領域と二次領域の区別はなく, 各 modular が燃料噴射, 蒸発, 保炎をする。これにより, 従来の長さを

第16図

第17図

DOUBLE-ANNULAR COMBUSTOR

第18図

ONE SIDE-ENTRY COMBUSTOR

第19図

SWIRL-CAN COMBUSTOR

第20図

TOTAL PRESSURE LOSS COMPARISON

第21図

33% 短縮しても良好な燃焼効率が得られた。これらの結果を第21図、第22図、第23図に示す。

圧力損失は double annular type が大きい、空気

COMPARISON OF BLOWOUT LIMITS

第22図

PATTERN FACTOR COMPARISON

第23図

COMBUSTION EFFICIENCY

第24図

の流入方法を変えて、下げることが可能である。高空再着火性能は、圧力と温度をパラメータにして blow out limit で間接的に推定できるが、第22図に示す如く、吹き消え限界は double annular が最も悪いが、これは後で spark position, fuel spray angle を適当にすることによって、改良することができた。

温度分布は、第23図に示す如く side entry が最も悪く、double annular が最も良い。

High exit temperature combustor 短い燃焼器のもう一つの応用として、ほぼ、理論空燃比で作動する燃焼器を、swirl can modular combustor を使って実験をし、極めて良好な結果が得られている。!!

供試燃焼器は、full annular で modular の数は120コで行ない、燃焼効率を第24図に示す。出口温度が3,600°F のときに要したライナ冷却空気量は8%で済んだ。この理由は(1)燃焼器の長さは僅か11.4inと短かく、空気孔をライナにあける必要がないのでライナ表面積を少なくできること、(2)ライナにおける turbulence level を少なくするようにして冷却効果

をあげたこと, などによるものである。

このとき heat release rate は 13.3×10^6 Btu/h/ft³ が得られた。

また smoke level も小さく, 3,000°F 以上で約3時間の耐久性が確認された。

Exhaust emission 最近, エンジン排気による大気汚染が, 燃焼器設計者の注目をひいているがこの emission は次の二つに分類される。

(1) smoke (particular matter)

(2) CO, 中間生成炭化水素, NOx (gaseous emissions)

(1)の smoke は圧力が 10 atm 以上になると問題になり, 当量比が1を越える fuel rich のときに発生し易い。通常 smoke number 25 が限界であるが, 排気部の直径, 見る場所によっても, 可視限界は異なる。CO は, むしろ, アイドル時の fuel lean のときに発生し易い。自動車の排気との比較を第2表に示す。

これから分かるように, アイドル時の CO, 炭化水素がかなり問題になる。

Smoke の発生, 圧力による影響を第25図に示す。P & W の JT8D の燃焼器は primary zone を変えることによって 60 から 25 に落とすことができた。

NASA の短縮燃焼器 B (short combustor) は A よりも悪いが, これは primary zone への空気量が異なる。Aの再着火性能には問題がある。

NOx の発生は, 燃焼温度と燃焼器内滞留時間によって影響を受ける。温度による影響を第26図に示す。

第2表 Exhaust Emissions for Typical Jet Aircraft and Automobile Engines

Engine	Operating mode	Emission index, lb/1,000-lb Fuel		
		CO	Hydrocarbon	NO
Turbofan	Idle	50-174	10-75	2.0
	Approach	7-9	1-16	2.7
	Takeoff	0.7-1.2	0.1-0.6	4.3
Automobile	Overall ave	104	10	18

EFFECT OF COMBUSTOR PRESSURE ON SMOKE

第25図

第26図

カーブが PPM と LB NO/1,000-LBFUEL で異なるのは, 温度が高くなるということが, 燃空比が大きくなることを意味するためである。

4. V/STOL Propulsion

V/STOL 機用エンジンは CTOL (conventional take off and landing) 機用エンジンに比し, (1) 高推力/重量比, (2) 低騒音, (3) より高い安全性, が要求される。(1)は同一機体重量当りの必要推力が大である為であり, (2)は V/STOL 機が比較的居住地の近くで使われる可能性が強いためであり, (3)は揚力のエンジン推力に依存する率が高いからである。さらに, これからの V/STOL 機は CTOL 機並みの機速, 経済性を要求されるとの考えから, NASA における V/STOL 用エンジンの研究はターボファン, エア, ポンプ型のエンジンが主になっている。

STOL機に必要な高揚力を発生する原理としてジェット・フラップ方式が知られている。この原理の問題は(1)いかにして翼全スパンにジェット・シートを作るか, (2)翼背面の流れの剝離をいかに防ぐか, (3)エンジンのうちの一機が故障したときどうするか, である。NASA ではこれらの問題を解決するためにジェット・フラップ原理に基づいた三つの方式, (1) externally-blown flap, (2) augmentor wing, (3) multiple fan airplane を考え研究を進めている。Externally blown flap 方式の概念図を第27図に示す。主翼の下側に装着されたターボファン・エンジンからの排気は大転向角のフラップの pressure surface に吹き

第27図

つけられる。揚力は下向きに曲げられたジェットの流れの推力そのもののほか、ほぼ翼全長が広がるジェット・シートからのジェット・フラップ効果、すなわちフラップが長くなったのと同等の効果より得られる。この方法の第一の問題点はエンジン故障によって起こる rolling moment の打ち消しである。これに対し Langley では2つの方式を考えて実験を行なった。1つは、エンジン故障の起こっていない側の flap 角を減らし、故障したエンジン側のフラップ角を増やす方式で、もう一つは、エンジンから高圧の bleed air を抽気し、逆側のエルロンに導いて境界層制御を行ない、一発停止が起こった場合、その側に導びかれている抽気量を増やす方式である。Langley における試験の結果、この両方法共有効であるが、どちらかというとな後者の方式の方が利点が多く、そのためには高圧の空気を多量に抽気出来るエンジンの開発、または補助エンジンが必要となる。Externally blown flap 方式に適したエンジンはハイバイパス・ターボファン・エンジンで現存のものでも性能的には使用可能であるが、騒音基準は満足しえない。ジェット速度、ファン圧力比をより低くし、吸音対策を改良したものが望ましく、プロペラ機の技術も利用出来ると思われる。Augmentor wing の概念図は第28、29図に示されている。augmentor は二次元の ejector で、ejector 効果により主流ジェットの推力を30%増加する。

Augmentor の上側の入り口が翼背面境界層を排し、剝離することなくフラップにそって流れを転向させ高揚力を発生する。

エンジンの一発停止はやはり問題であるが、第28図に示すようにクロス、ダクティングすることにより解決し得る。

実際の設計に当たっての問題点の一つは augmentor に空気を導くダクトのサイズである。空気の圧力損失を最小限におさえる必要があり、翼断面におさまらずらくなる。空気圧を高くすれば解決するが、燃費、騒音のため無理である。

翼アスペクト比、ファン圧力比等の設計パラメータの取り方でいろいろ変わるわけで、最適設計を求めるためのシステム・デザインの研究が必要である。

Augmentor wing 用のエンジンもハイバイパス・ファン・エンジンであるが、やはり騒音の問題で現存のエンジンは使えないであろう。タービン入り口温度を下げてコア・ジェットの速度を減らす等が必要となると思われるが現存の技術レベルを達成可能と思われる。

前記の STOL 用 propulsion の3つの問題に対し、低圧力比のファンを多数使う multifan 方式は利点をもっている。第30図にレイ・アウトが示されている。離陸推力、巡航推力ともに、この multifan system が供給する。ファン圧力比は1.25と低く設計出来るので騒音が少ない。ファンの数が多いため、ファンの一発停止による影響は少ない。またフラップの上面に取りつけた多数のファンは、強力な suction として作用するので翼背面の剝離の心配はない。ファン駆動用の空気は、圧力比7のエア・ポンプ4基より供給される。駆動空気圧が高いためダクトは小さくてすむ。試験の結果、離陸時（フラップ角 30°）および着陸時（フラップ角 60°）において、迎え角 30° まで試験して、stall は起こらず、滑走距離 1,500 ft 以下とするに必要な揚力係数が得られた。ファンの断面図は第31図に示されている。

1段のファン・ロータはチップ・タービンにより駆動される。駆動空気は高圧低温で、ロータはチタニウム製が可能である。エア・ポンプは第32図に示さ

TIP TURBINE FAN

第 31 図

AIR PUMP

第 32 図

VTOL PROPULSION FUNCTIONS

第 33 図

れている。抽気される第一スプール圧縮機の圧力比は 7 である。air pump の故障によるトラブルに対処するため、各ファンは、4 つのエア・ポンプから各々 1/4 ずつの空気の供給を受ける。VTOL 機として NASA で研究しているものは第 33 図に示されている。垂直推力を多数の lift fan により得る方式である。垂直離着陸時には翼に空気が動かないので翼端にコントロール用のエア・ジェットが必要となる。VTOL に必要な推力は、機体全備重量の 1.2~1.6 倍になる。lift engine ではエンジンの推重比の大であることが重要であるが、例えば全備重量 100,000 lb の機体 (DC 6, 737 クラス) の場合でエンジン推重比 10 (機体装着状態)、全備重量 80,000 lb に対しては 20 程度が要求される。翼につめこまれた lift fan は垂直上昇時以外 cross flow 状態で作動しなければならない。この場合、2 つの問題があり、第一はいわゆる inlet dis-

FAN DRIVE CONCEPTS

第 34 図

INTEGRAL DRIVE LIFT FAN

第 35 図

tortion の問題で入り口全圧の不均一によるものである。

第二の問題はヘリコプター・ローターに起こるものと同じで、機体進行方向に対し前進する翼と後限する翼の間に生じるインシデンス角の周期的な変化である。

これらの lift fan の性能に及ぼす影響は目下 NASA において研究が進められており必要な設計データが得られつつある。これまでの試験結果では、cross flow の影響は大ではあるが必要推力は得られている。ただし今後騒音低減のためにファンの周速を減らした場合にどうなるかは目下試験中である。

Lift fan と駆動源を組み合わせたシステムとしては第 34 図に示すように integral drive, gas generator または air pump による remote control drive が考えられる。

Integral drive の概念図は第 35 図に示されている。ファンは低圧、低周速なのでコンポジット材料を作った軽量に出来るであろう。タービンは低周速で比較的低温となるので強度設計は楽だが空力設計が問題で、仕事係数を従来の 2 倍程度にすることが望まれる。このようなタービンの研究は目下 NASA で進行中である。リモート・ドライブ方式では上記のタービンの空力の問題はなくなり、ファンはチップ・タービンで駆動される。Gas generator 駆動と air pump 駆動の本質的な違いは駆動空気の圧力比の違いで前者で 3 程

度、後者で7程度となる。したがって問題点も両者において異なり、個々に解決のための研究が行なわれている。

5. Noise Reduction

エンジンのノイズを議論するためには、まず、①観測者が航空機からどの位置にあるか、②エンジン出力の固定段階、③ノイズを計測する単位、などを定義する必要がある。ノイズの単位はデシベルを用いればよいが、実際に問題になるのは音のエネルギーの大きさではなく、人間がいらいらする度合いを考慮しなければならず、周波数によって区別し、人間が敏感な周波数に重みをつけた *perceived noise level* を用いる方がよい。もう一つのファクタとして *spectrum* 中に不連続な分離した音も考慮に入れる必要があり *effective perceived noise level* が開発された。

CTOL aircraft 最近 FAA で定められたノイズ測定的位置を第 36 図に示す。

第 37 図はノイズの制限値を示したものがあが、DC 8, B 707 クラスの *take off* 時のノイズは 118 PNdB であり FAA の限界 103 PNdB を越えている。

規定許容値は、以前のものに比べて 10~15 PNdB 小さくなっている。

NASA ではノイズ低減に関し、10 年来の研究をしてきており、*quiet engine* の研究、ナセルの *treatment* などについて研究を行ってきた。

Noise source ガス・タービンのノイズは二つのカテゴリに分けられる。

① **Internal noise** 第 38 図：回転機械から発する

第 36 図

第 37 図

もの。

② **External noise** 第 39 図：ジェット・ノイズ、バイパス比の大きなエンジンでは *internal noise* が支配的となる。

Internal noise はエンジン外壁で吸音する工夫をほとんどすることができるがジェット・ノイズはできない。第 40 図に *acoustic treatment* をエンジンにほどこす方法を示す。圧縮機からのノイズは、コア・エンジンの入り口でほとんど吸収されるようになる。タービンからのノイズは排気ダクトで吸収される。

DC 8, B 707 のエンジンは JI 3 D であり、バイパス比は 1.43 であるがこの *take off approach* 時のノイズを第 41 図に示す。これによると、*take off* 時はジェット・ノイズの方が、ファン入り口ノイズよりも大きい、*approach* 時は逆になる。

第 42 図は GE と共同で行なっている *quiet engine* のノイズ・レベルを示す。これはバイパス比が 5.5 であるためジェット速度が小さく、ジェット・ノイズはぐっと小さくなっている。

INTERNAL NOISE SOURCES

第 38 図

EXTERNAL NOISE SOURCES

第 39 図

QUIET ENGINE: WITH SUPPRESSION

第 40 図

第 41 図

第 42 図

第 43 図

Jet Noise ジェット・ノイズは①ジェットが大気と混合する際に発生するものと、②コアのジェットとファンのジェットが混合するときに発生するものに分けられる。したがって速度の差が大きい程、乱れの強さが大きくなり、ノイズが高くなる。

ジェット速度に対するジェット・ノイズの power を第 43 図に示す。これから例えば T/O 時の 2,000ft/s (ターボ・ジェット) を 1,500 ft/s (低バイパス・ファン) にすると 10 dB 低減することができる。

NASA で計画中の quiet engine のコアのジェット速度は 1,150 ft/s でファンは 900 ft/s である。T/O のときは 250 ft/s で飛行するので、相対速度差は小さくなりそれだけ、測定点では小さく聞こえる。また quiet engine ではジェット・ノイズよりファンのノイズが大きいから、treatment の影響が大きくなる。第 44 図は 300,000 lb 重量で 90,000 lb 推力クラスの場合

第 44 図

第 45 図

第 46 図

のコア・ジェットと、ファン・ジェットの比較を、ファンの圧力比に対して示したものである。

Fan noise ファンのノイズを周波数を横軸に表わすと第 45 図のように、① broad band, ② discrete tone, ③ multiple pure tone の 3 種類のノイズに分けられる。①は空気中の乱れ, blade の表面を空気が横切るときの scrubbing によるノイズで、一定ノイズ・レベルで広く存在する。②は rotor blade の passage frequency によるものであり, stator に rotor wake がぶつかることによって起こる。③は局部的に音波を越す相対マッハによって起こり, blade 上のショック・ウェーブが原因で低周波のものである。

このうち②の discrete tone が最も大きなデシベルをもっており騒がしい。

NASA のファン・ノイズの試験装置を第 46 図に示す。

駆動は前方から 37,000 Hp の電動機で行ない、任意の場所で計測した。

第47図

第48図

第49図

第50図

ファン・ノイズに影響するチップ周速、圧力比を変えて実験した。そのデータを第47図に示す。V/TOL用の周速の遅いファンも比較するために示してある。

第48図、第49図はチップ周速 1,100 ft/s で出口絞りを変えた場合のノイズ・スペクトルであるが、discrete tone の分布が変化し、レベルも低い。

また、絞り開の方は multiple pure tone が存在し、これは、流量が増大したため、相対マッハが増したことによる。

実験データを用いて、4発の 90,000 lb 推力のファ

第51図

第52図

第53図

ン・ノイズについて、単段と2段の場合について計算を行ない、その結果を第50図に示す。2段の方が7～8 PNdB 大きい。

Suppressors ファン出口のダクトにとりつけた acoustic liner の詳細を第51図に示す。大気との音圧差により、オリフィスからジェット流れを発生し、運動エネルギーの乱流拡散によって acoustic power を、消耗させる。調節は深さ、厚み、孔の大きさ、fiber glass を変えて行なった。

圧縮機やファンでは、例えば Al でも良い。Al のハニカム材を使って吸音の効果をテストした結果を第52図に示す。

Multiple pure tone などは完全に消え、T/0 で約 12 PNdB, approach で 13 PNdB 減少した。

同様のデータをファン圧力比に対して推定したものを第53図に示す。このような処理により 15 PNdB の減少が期待される。

6. Effects of Engine Inlet Disturbances on Engine Stall Performance

ガス・タービン原動機の作動限界の一つに圧縮機のスツール・サージングがあり、これらは、エンジン入り口の流れ状態によって影響を受けるが、入り口を乱す要因として“armament firing”, “flight maneuvers”, “thrust reversal”, “inlet unstart”, “inlet buzz” が考えられ、NASA では F-111A で飛行試験を行ない、エンジン入り口乱れ状態計測を行なった。

第 54 図にその結果を示す。この図で、A, B には high recovery の全圧計を、A', B' には low recovery の全圧計を用いたことを示す。

試験飛行状態が、M=2.17 44,000 ft の記録である。第 55 図はエンジン入り口の stall 時における全圧分布をサージ開始の瞬間時のものと時間平均した場

EFFECT OF STEADY-STATE PRESSURE DISTORTION SIMPLE TURBOJET

EFFECT OF EXTENT OF CIRCUMFERENTIAL SPOILING ON COMPRESSOR PERFORMANCE - SIMPLE TURBOJET

合について示す。

M=2, 45,000 ft で duct resonance を発生し、そのときの周波数分析したものを第 56 図に示す。

支配的な周波数は 27 Hz で 54 Hz でも共鳴している。縦軸は power spectral density で ΔP_{rms} は変動圧力分の root mean square である。

Engine investigated このエンジン stall に対する disturbance の影響を知るため、次の 3 つの種類のエンジンを使ってテストを行なわれた、

- ① simple turbojet — J 85-13
- ② fixed-geometry turbopan — TF 30-P 3
- ③ variable-geometry turbopan — GE 1/10

いずれも A/B 付きであるが、A/B 作動時のテストは行っていない。

6.1 Steady state disturbances

Effect of type of distortion J 85-13 でのテストは、円周方向および半径方向の圧力 disturbance を与えて行なったが、第 57 図に示す如く、円周方向の disturbance が最も影響が大きく、半径方向でしかも内側の disturbance はほとんど影響しないことが分かった。

Stall 限界の圧力比の損失を disturbed screen の角度 β で表わすと第 58 図のようになり、 $0^\circ \sim 60^\circ$ までは大きく影響するが、それ以上では、ほとんど影響はない。

Circumferential distortion correlation 60° 以下の円周方向 disturbance に対する圧縮機の感度は、入り口における測定された最大圧力に対する任意

第59図

EFFECT OF 180° CIRCUMFERENTIAL DISTORTION

第60図

EFFECT OF 180° CIRCUMFERENTIAL DISTORTION

第61図

の 60° をとってその平均の最も低い部分の平均圧力の比をとれば第 65 図の如く、円周方向の correlation をとることができる。第 59 図のデータには角度を 30° から 180° まで変えたものと、回転数を 87% から 100 RPM まで変えたものをプロットしているが、うまく一つのカーブになっている。

Turbofan weak link ②の fixed geometric turbofan についてもやはり円周方向の disturbance に敏感であったが、高圧圧縮機はファン入りの distortion には影響されず、この type のエンジンでは低圧圧縮機が weak link component であった。第 60 図、第 61 図にファンと低圧圧縮機のサージ限界の変化を示す。

6.2 Reynolds number and component interaction effects

Effects of Reynolds number index 高度と飛行マッハが変わると入りの R_e 数が変化する。第 62 図は TF 30-P-3 の bleed を閉じたときの定常 distortion の許容値である。 $R_e I$ は Reynolds number index

EFFECT OF REYNOLDS NUMBER ON DISTORTION TOLERANCE

第62図

EFFECT OF ENGINE INLET ReI H.P. COMPRESSOR PERFORMANCE VARIABLE GEOMETRY TURBOFAN

第63図

EFFECT OF ENGINE INLET ReI ON VELOCITY PROFILES

第64図

で海面静止標準状態の R_e 数に対する比である。これによると高空に行くに従って許容値は小さくなり、飛行マッハが高くなると機械回転数一定なら（修正回転数が下がることになり）やはり許容値が小さくなる。

TF 30-P-3 はファンと低圧系圧縮機との干渉が考えられるので、次に GE-1/10 でテストを行なった。

第 63 図に示す如く、作動線が stall line 側にシフトしたが、ストール限界はほとんど影響を受けず、結局、有効サージ余裕は小さくなった。これは作動線がシフトしたため flow pattern が変わってファンの速度分布がハブ側で低くなりまた平均して軸流速度が小さくなったためである（第 64 図）。

エンジン・ストール時のファンの入り口と出口、HP 圧縮機の入り口と出口の圧力を high response tracer で計測したものを第 65 図に示す。

これによるとファン出口に周期的な変動が見られ次いで、HP 圧縮機が stall をする。ファンの旋回失速そのものはエンジン作動に重要な影響を与えないが、HP 圧縮機を stall に導びき、エンジンの stall limit

AIR-JET SYSTEM SCHEMATIC

POWER SPECTRAL DENSITY

FLIGHT ENVIRONMENT (F-111) VS. SIMULATION (AIR JETS-PSU)

を小さくしている。

6.3 Dynamic pressure distortions このテストは J 85 と TF 30 について行なわれた。

Research technique $M=2.5$ まで作動できる altitude test chamber でテストを行なった。

Distortion は第 66 図に示す如く多くの小さな air jet によって与えられる操置を用いた。この air jet は円周 60° おきに設置され $0 \sim 200$ Hz で 10 atm まで圧力を上げることが出来、F 111 A であらかじめとった飛行のデータからアナログ・テープを用いて、distortion を与えるようにした。第 67 図はその比較である。

第 68 図は $M=2.5$ で 85% 修正回転時のエンジン入り口における unstart の経過を示す。入り口の unstart 後圧縮機入り口圧は急速に最小に達し、一方出口圧にはタイム・ラグがあり、このために、定常 stall line より圧力比がシフトして燃焼器の吹き消えを引き起こす。

COMPRESSOR RESPONSE TO INLET UNSTART

INLET UNSTART EFFECT ON ENGINE

TOLERANCE TO DYNAMIC INLET PRESSURE WITHOUT DISTORTION

FIXED GEOMETRY TURBOFAN, BLEEDS CLOSED, $ReI = 0.5$

この unstart transient の影響を第 69 図に示す。 $M=2.5$ より $M=2$ の方がずっと厳しくない。

Effect of pressure transients without spatial distortion 部分的 distortion がなくても、pressure transient の影響が考えられる。第 70 図は TF 30 の air jet system によって誘起される動的ファン入り口圧の変化に対する許容限界であるが、cyclic なものと pulse によるものの両方について周波数に対する pressure amplitude で示してある。

この部分的な distortion がいない場合の周期的なファン入り口圧力変動は HP 圧縮機よりむしろ、ファンあるいは LP 圧縮機によって許容限界が決まる。第 71 図は 10 Hz の周期的圧力変動を与えたときの各入り口出口における圧力の時間変化を示したものである。ストールは HP 圧縮機で始まっているようであり、これは燃焼器の容積による。HP 圧縮機出口で圧力が急に下がると LP 圧縮機、ファンでは、ファン出

第71図

第72図

第73図

口にハンマ・ショックが現われるまで圧力が増加する。第72図はこれを圧力比で表わしたものである。これによると最も変動の大きいのはファンのハブとHP圧縮機の後部である。しかしながら、ファンはなお余裕を持っており、weak link componentではない。HP圧縮機の後段の圧力比は定常状態のレベルを越えており、これがストールの初まりとなり、weak link component となっている。

Effects of transients with spatial distortion

第73図は180°円周方向変動 distortion に対する許容限界であるが、定常状態よりも大きな許容限界となり、周波数が増すと定常状態に近づく。

第74図は distortion が回転方向と同一の場合の方が逆まわりよりも許容限界は小さいことを示している。同一回転の場合は60 Hz を越えると急激に許容限が減少した。許容限は瞬間的な distortion の絶対値ばかりでなく、圧力の変化率であるとか、低圧領域内で、ファン、圧縮機が作動する時間などによって影響

TOLERANCE TO ROTATING 180° CIRCUMFERENTIAL DISTORTIONS

第74図

EFFECT OF SPATIAL TEMPERATURE DISTORTIONS ON ENGINE STALL

第75図

EFFECT OF INLET TEMPERATURE TRANSIENTS ON ENGINE STALL

第76図

される。

6.4 Temperature disturbances これはGE 1-10で部分的温度 distortion の量、変化率などを、水素ヒータを用いてテストされた。このヒータは90°セクタに分けられ、夫々Vガッタのフレームホルダを有し、swirl can pilot burner がとりつけられている。

第71図に定常状態の部分的 distortion の影響、第76図に transient な distortion の影響を示す。

第75図から、90°~180°の範囲では、温度上昇 ΔT の円周方向の広さより大きさの方が影響が大きいことがわかる。

第76図に示されたすべてのストールは高圧圧縮機から始まった。エンジン・ストールを伴う温度変化率の最小は2,500°F/secであり、その時の入り口温度上昇は50°Fであった。これは定常状態の場合よりずっと小さい。

あ と が き

紙面の都合上, 主なテーマについてのみ, 概略の内容を紹介したが, NASA における研究を, 全体的にみた特色として感じらることは, 分析的, 解析的というよりは, むしろアイデア的, 独創的であり, この分野の第1線をゆく研究の態度がうかがえる。

本文で紹介できなかったテーマについては参考文献1)を参照されたい。また, ここに掲載した図表は, すべて, 参考文献2)によるものである。

参 考 文 献

- 1) NASA SP-259, Aircraft propulsion, 1971.
- 2) Figure Reprint for Aircraft (Propulsion Conference, Nov.1970.

部門委員会の活動方針と計画

材料部門委員会

47年度の材料部門委員会の事業計画は次のとおり。

(1) 講習会の開催

当学会の活動を一段と活潑にする一環として講習会の開催を企画中です。近年材料とその力学の分野では, (i) 材料自体では, 複合材料, 超高張力鋼などの航空宇宙分野での研究実用化が進み, 新たな諸種の問題を提示しています。(ii) その力学の分野では, 材料強度論, 破壊の力学, 高速変形の力学など目新しい分野が続々補強され, 一方 (iii) 抵抗線歪み計, 光弾塑性, モアレ, 破面解析など, 実験力学諸分野の進展も目覚ましいものがあります。また (iv) 数値解析法として有限要素法がこの分野でも偉力を発揮しつつあり, 実験力学との分担協力はいかにあるべきかなども興味ある展望の主題です。以上の中の適切な題目を逐次とり上げることとし, 下記要領で第1回の講習会を開催しますので, 奮ってご参加下さい。詳しい要綱

は逐次会告に発表します。なお, ご希望がありましたら至急学会または部門委員長までご連絡下さい。

主題: 最近の材料の力学

場所: 東京都内

日時: 47年12月上旬の予定

(2) “材料破壊” シンポジウム (年会) の開催

主題: 材料破壊

日時: 48年4月 (学会の年会シンポジウムの一つに組み込んで開催することを希望)

要綱は必要時期会告掲載の予定です。なお, 47年4月には“高速変形および動的破壊”のシンポジウムを行ないましたので, この内容を会誌特集号に掲載するよう会誌編集委員会で準備が進められています。

(3) 部門委員会 若干回

上記の事業その他について, 部門委員会若干回を開く予定です。

(委員長 河田幸三, 原稿受付 47.6.9.)

表紙写真説明

衝撃波管の端管に円錐体を内蔵する拡大部を取り付ける。円錐体の周部を進む衝撃波はやがて円錐の底面に達し, 薄い disc 状のすき間を周辺から円筒対称の衝撃波として中心部へ収束する。名古屋大学航空学科にあるこのような PERRY および KANTROVITZ 型の converging shock 実験装置は 127.5 mm ϕ , 厚み 2.4 mm の disc 状収束部を持つ。

写真は室温, 初期圧力 14 Torr のアセチレン酸素等モル比混合物に対する収束デトネーションの発光をオープン・シャッターで撮った結果を示す。デトネーション波面には衝撃波面と異なって, 混合比・混合物の種類・初期圧力等によって定まる一定の数の三点衝撃波が含まれ, これらが互に衝突しながら反応のエネルギーで駆動され, 規則的な運動をするので, その軌跡が数多くの対数ラセン形からなる美しい青色の模様を作り出す。

撮影条件 ASA 100 フジカラー, 絞り F5.6

撮影者 名古屋市千種区不老町

名古屋大学・工学部・航空学科

藤原 俊隆