

その2 「ヘリコプタの機外騒音について」

2000-10-4 ATIC 山川栄一

1. はじめに

ヘリコプタは低空を低速で飛行するため、独特のパタパタという騒音に曝される時間が長く、飛行経路下やヘリポート周辺の住民にとっては大変耳障りであり、環境問題の一環として、近年その騒音低減に対する要求がますます厳しくなっている。本稿では、(株)コピュータヘリコプタ先進技術研究所(略称; ATIC)における研究結果を含め、ヘリコプタ機外騒音についての基礎的な内容を概説する。参考までに資料-1にATICの会社概要を、資料-2にATICにおける騒音研究内容を添付しておく。

2. 機外騒音低減の必要性

資料-3はヘリコプタに対して一般の人々が抱くイメージを、ヘリコプタ技術協会のホームページから拾ったものである。ヘリコプタの機外騒音を低減し、低空をのろのろと飛行するヘリコプタへの不安感を取り除き、ヘリコプタの有用性について理解してもらうことが、パブリック・アクセプタンスにとって重要であることがわかる。

資料-4は低空を危なっかしそうに飛ぶヘリコプタを遠距離から目視することが、騒音問題の引き金となる、いわゆるバーチャルノイズを説明した図である。

資料-5は我が国における騒音問題の事例を示す図で、第1の事例はある会社が公聴会において住民への説明に失敗したため、爾後、東京都内の屋上ヘリポートは防災用として以外はほとんど認可されなくなった事例を示す。第2の事例は日本における最初のコピュータ・ヘリ運航会社シティエアリンク社の場合で、地域住民に対する騒音を配慮して高度2,900FT以上の飛行という条件と、雲中飛行が認められない有視界飛行方式(VFR)との板挟みが、就航率と利用率の低下をもたらし、赤字経営により、最終的に運行中止となった事例である。

3. ヘリコプタの ICAO 騒音基準とその動向

資料-6左下の表は輸送用ヘリコプタ(T類)に適用される ICAO(国際民間航空機関)の騒音基準値をまとめたものである。最初1980年に ICAO 騒音基準値が設定されたときには、現在の数値よりも3EPNdB低い値に設定されたが、多くのヘリコプタが基準値を満足しないため、1985年に現在の基準値に再設定されている。

騒音問題への民衆の関心の高まりと機外騒音低減技術の進歩に伴い、現在、ICAO騒音基準値を再度3EPNdB程度厳しくすることをICAOで検討中であるが、米国の2大ヘリ・メーカ(ベル社、シコルスキー社)の反対もあって、いまだ結論は出ていない。

資料-7は現用ヘリコプタの騒音レベルが年々低減している傾向と、ATIC研究において設定した騒音低減目標値10EPNdBを示している。近年、N類(重量2.7トン以下:○で示す)のヘリコプタではICAO騒音基準値に対して7~8EPNdB騒音低減したヘリコプタが出現したが、ATICが目指す輸送用T類(□で示す)で5トン以上のヘリコプタでは、5EPNdB程度の低減が最も低騒音のヘリコプタであり、10EPNdBのATIC騒音低減目標値は現時点ではチャレンジングな値であることがわかる。

4. ヘリコプタの騒音発生源とその低騒音化

資料-8はヘリコプタの騒音発生源、騒音波形および騒音周波数を示す図である。エンジン騒音は高周波のため、距離が離れると大気中では急速に減衰する。また、トランスミッション

はカウリングで覆われているため、その騒音は機外騒音としては殆んど無視できる(機内騒音としては無視できない)。従って、最終的に騒音発生源として問題になるのはメインロータおよびテールロータということになる。

ヘリコプタ特有のパタパタ音はスラップ音とも呼ばれ、その発生原因から HSI 騒音(高速衝撃騒音)と BVI 騒音(ブレード/渦干渉騒音)に分けられる。HSI 騒音はヘリコプタの高速飛行時に、前進側ロータブレード翼面の一部に生じる衝撃波から発生する、衝撃的な騒音である。BVI 騒音は着陸進入時に、先行するロータブレードが発生した翼端渦を後続のブレードが切り裂くことにより発生する、これもまた衝撃的な騒音である。

ヘリコプタは固定翼機(3度)よりも大きい約6度の経路角で着陸進入するが、この角度は下方へ流れる翼端渦の真っ只中を降下していくことになり、着陸時にパタパタという大きな BVI 騒音を発生する原因となっている。

資料-9 はヘリコプタの騒音を下げる手段をまとめたものであり、個々の内容については、あとの資料で簡単に説明を加える。

- ① テールロータの低騒音化
- ② メインロータの低騒音化
- ③ エンジンの低騒音化
- ④ 低騒音化のための先進技術の採用(HHC/I BC、アクティブ・フラップ)
- ⑤ 低騒音飛行経路(高角度進入、高角度上昇)
- ⑥ 運用における工夫⇒⇒Fly Neighborly

5. テールロータの低騒音化

資料-10 は国産の新小型観測ヘリコプタ OH-1 に採用された、低騒音ダクテッド・テールロータを示す。ブレード間隔を不等間隔とした8枚ブレードを低い回転数で回すことにより、騒音の周波数を分散させ、そのピーク値を下げていることがわかる。

6. メインロータの低騒音化

資料-11 はメインロータ・ブレードの翼端形状を工夫する事により、HSI 騒音や BVI 騒音が低減することを示す。

資料-12 は DNW(ドイツ・オランダ低騒音風洞)における、1/3スケール・モデルロータの風洞試験状況である。風洞の壁面全体が吸音楔で覆われ、風洞自体の発生する騒音が低く、ロータの性能と騒音、および BVI 騒音において重要な翼端渦位置やブレードの変形量が計測可能であるが、風洞の使用料が1日約800万円と高価なのが難点である。

資料-13、資料-14 はこの DNW 風洞試験結果の一部であるが、高性能/低騒音翼型の採用により性能で5~10%、機外騒音で3~5 dB 良くなることを示している。

資料-15 は4枚ブレード・ロータと5枚ブレード・ロータ(いずれも矩形翼端)の騒音を示すが、ロータ面迎角0度~4度の BVI 条件下では、翼端渦強度が4枚ブレードに対して4/5である5枚ブレードの騒音は、約3 dB 小さいことがわかる。

資料-16 はロータ回転数と騒音および性能の関係を示す。回転数を減らすことによりロータ前方への騒音は減少するが、ロータ下方への騒音はさほど減らず、性能面では最大水平速度が低下することがわかる。

資料-17 は BVI 騒音の原因となるロータ後流渦(翼端渦)の変形の模様と、ブレードと後流渦が平行に干渉する状況を示すものであり、BVI 騒音解析には後流渦位置の予測が重要であるこ

とが理解される。

資料-18 は後流渦変形の解析モデルを変えることにより、BVI 騒音解析結果がどのように変わるかを示している。

資料-19 は世界各国の研究機関における、BVI 騒音解析結果を比較したものである。それぞれの解析結果はそこそこに試験値と一致しているが、ATIC の解析結果はA、B 2つのBVI 騒音ピークを明確に捉えていると思われる。このような解析を行うことにより、等騒音レベルのコンター図を書くことができるので、BVI 騒音がうるさい領域を避けて着陸する、いわゆる低騒音着陸進入方式の可能性を検討する事ができる。

資料-20 は ICAO 騒音予測コードの精度を飛行試験結果と比較したものである。ロータや機体の空力諸元が全て判っている国産ヘリコプタBK117に比べ、空力データに推定データを使用しているA109の解析値と実測値の差が大きいのは、仕方が無いことかもしれない。

7. エンジンの低騒音化

資料-21 はエンジンの低騒音化のため、排気管へマフラーを追加した例およびインテークに吸音材を適用した例を示す。これらは何れも実験機であり、実用機に適用された例は今のところは無いが、将来ロータ騒音が低くなった時には、エンジンの低騒音化も考慮する必要が出てくるであろう。

8. 低騒音化のための先進技術の採用

資料-22 はブレードピッチ角を 3/rev. 4/rev. 5/rev. というような高調波で制御する、HHC (高調波制御) が BVI 騒音に及ぼす効果を示す。HHC を入力することによりブレードに対する翼端渦位置が変化し、HHC の入力位相角によってブレード揚力が増えたり減ったりして、最終的に BVI 騒音レベルが変化することがわかる。

資料-23 は米国におけるアクティブ・フラップの研究状況である。ATIC ではボーイング社(当時のマクドネル・ダグラス社)の影響を受け、平成 7 年度下期よりアクティブ・フラップの研究をスタートした。研究スタートの遅れをカバーするため「ハードウェア試作⇒データ取得試験」のループを廻すことに重点を絞り、フラップ駆動にピエゾ(PZT)アクチュエータを使用し、変位拡大には偏芯軸を使用する方式(日米の特許を取得済み)を採用した。

資料-24 はマッハ数 0.8 までのアクティブ・フラップの遷音速風洞試験状況と、そのとき使用した一本のピエゾ・アクチュエータを使ったフラップ駆動ユニットを示す。ATIC 実大ロータにはこの駆動ユニットを改良して装備した。アクティブ・フラップはブレードの先端部に取り付けたフラップを高調波制御するため、ブレード付け根においてブレード全体のピッチ角を変化させる HHC よりも、小さい入力で同じ効果を発揮することができる。

資料-25 は ATIC 実大ロータに装備したアクティブ・フラップの機能試験状況と、フラップのヒンジ部構造を示す(ピエゾ・アクチュエータは二本使用に改造)。

資料-26 はアクティブ・フラップ付き ATIC 実大ロータの、世界最初のワール・タワーにおける回転試験状況を示す。

9. 低騒音飛行経路 (高角度進入、高角度上昇)

資料-27 は ICAO の着陸進入の条件である 6 度経路角での進入の代わりに、高角度進入のような低騒音進入方式を使用した場合の騒音レベルを示す。このデータでは、例えば S-76 ヘリコプタの場合は、6 度の代わりに 9 度で進入することにより、着陸進入時の機外騒音は約 4 dB

低減することがわかる。

10. 運用における工夫⇒⇒Fly Neighborly について

資料-28 は HAI(国際ヘリコプタ協会)でパイロットに提唱されている“Fly Neighborly Guide”の要旨をまとめたものである。現用のヘリコプタであっても、パイロットが機外騒音低減の意識の下に、自分のヘリコプタの騒音特性を把握しその運用に工夫をすれば、地域住民に対する機外騒音の影響をかなり軽減することができる。

11. まとめおよびヘリコプタの未来への期待

ヘリコプタの機外騒音は、ある特定の技術を適用すれば直ちに下がるという単純なものではなく、各種の要素技術を組み合わせて、ロータ設計の中で上手にコンプロマイズすることが重要である。ATIC での研究結果では、各種の騒音低減手法をうまく適用することによって、T類5トンクラスのヘリコプタでも水平飛行および上昇飛行時の機外騒音レベルは、現在の ICAO 基準値よりも 10EPNdB 低減可能であるという目処を立てている。しかし着陸進入時の機外騒音レベルは、BVI 騒音の発生を避けるための高角度進入方式の併用、あるいはアクティブ・フラップのような先進技術の適用により、はじめて 10EPNdB の騒音低減が可能になると考えられる。

我が国において開発されたヘリコプタは、BK117、MH2000、OH-1 と 3 機種を数えるに至った。資料-29 に示すように我が国は機数では世界第3位の民間ヘリコプタを運用しており、航空機の世界において我が国の技術が世界に通用するのは、ヘリコプタだけではないかと筆者は密かに考えている。また、資料-30 はヘリポート、空港、新幹線、高速道路等のインフラ・コストの比較を示すが、ヘリポートのインフラ・コストは他のインフラのコストに比べて2桁以上小さく、今後は、ヘリコプタやティルトロータ機が将来の空港混雑緩和手段となる可能性がある。資料-31 に ATIC が考えている近未来のコミュータ・ヘリコプタ運用イメージを示す。

資料-32 に本稿全体のまとめを示すが、以下の4点から、日本におけるヘリコプタの将来は大いに期待できるものと信じている。

- ① ヘリコプタは日本の国情と国民性に適した乗り物である。
- ② 数年後にはヘリコプタ IFR 運行に使用できるインフラの整備が始まる。
- ③ OH-1 の開発、ATIC の研究等、日本のヘリコプタ技術レベルは諸外国に肩を並べるまでになった。
- ④ 従って、新技術と運用を絡めて我が国のヘリコプタをうまく育ててやれば、需要は拡大し、ヘリコプタ産業は第二の自動車産業になる可能性がある。

ATIC が研究したヘリコプタの低騒音化技術と飛行安全技術が、日本で次に開発されるヘリコプタに世界に先駆けて搭載される事を期待して、本稿を終了する。

謝辞

航空宇宙技術研究所の齊藤リーダ、青山主任研究官には、騒音解析技術の共同研究において色々と御指導いただいた。ここに感謝の意を表します。

参考資料

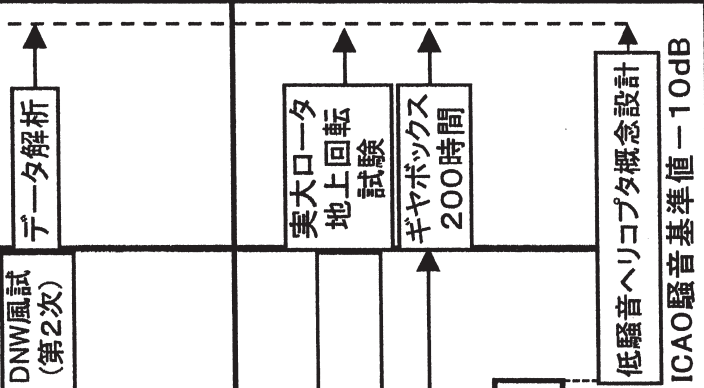
- 1) 山川榮一、齊藤茂“ヘリコプタの騒音”日本航空宇宙学会誌、2000年4月、pp. 280-288
- 2) その他多くの文献が平成7年(第33回)以降の飛行機シンポジウムにおいて ATIC より発表されているので、興味がある方は一読されたい。

資料-1 コミューターヘリコプタ先進技術研究所(ATIC)とは？

- (1) Advanced Technology Institute of Commuter - Helicopter
- (2) 将来のコミュニーター・ヘリコプタの
 - ①機外騒音低減技術の研究を行う
 - ②飛行安全技術の研究を行う
- (3) 出資者
 - ①基盤技術研究促進センター（通産省のヘリコプタ研究助成最初のケース）
 - ②川崎重工業（株）
 - ③(株) 島津製作所
 - ④東京航空計器（株）
 - ⑤帝人製機（株）
 - ⑥日本飛行機（株）
- (4) 総出資額＝約87億円
- (5) 1994年3月31日設立
- (6) 研究期間＝7年＋1日
- (7) 分散研究方式；研究者は各出資会社においてタイムシェアリング・ベースで研究

資料・2 ATIC におけるヘリコプタ騒音低減技術の研究

平成6年度	平成7年度	平成8年度	平成9年度	平成10年度	平成11年度	平成12年度
空力要素技術の研究						
空力要素技術の統合化						
総合評価						
<ul style="list-style-type: none"> ・低騒音翼型の研究 ・低騒音翼端形状の研究 ・ブレード／渦干渉騒音の研究 ・HHC／アクティブ・フラップ制御の研究 						
ハードウェア要素技術の研究						
ハードウェア要素技術の統合化						
<ul style="list-style-type: none"> ・低騒音モデルロータ・システム試作研究 ・HHCアクチュエータの研究 ・アクティブ・フラップの研究 (平成7年下期より研究スタート) ・可変回転数ギヤボックスの研究 						
騒音解析技術の研究						
<ul style="list-style-type: none"> ・回転騒音、渦騒音解析 ・HIS騒音の解析 ・BVI騒音の解析 						
ICAO騒音予測コードの開発						
<ul style="list-style-type: none"> ・A109、BK117試験結果との比較 						
低騒音ヘリコプタ概念設計 ICAO騒音基準値－10dB						

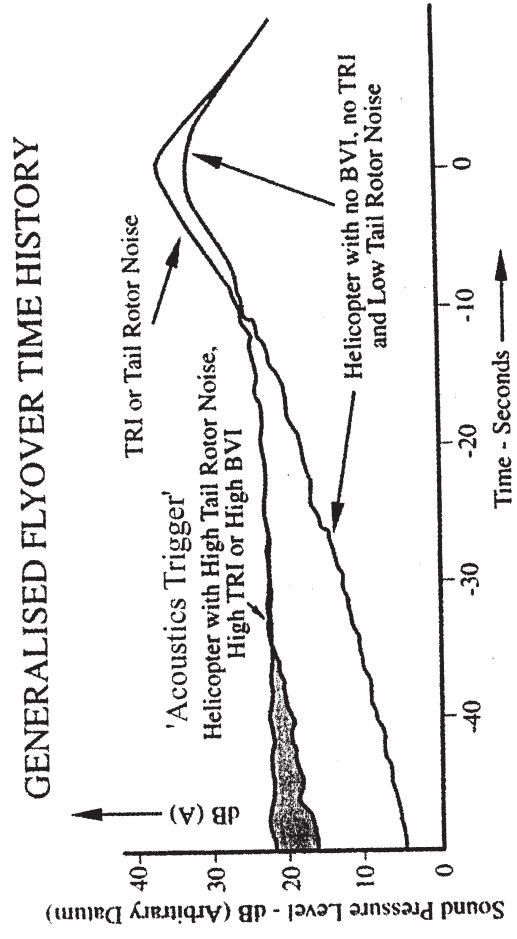
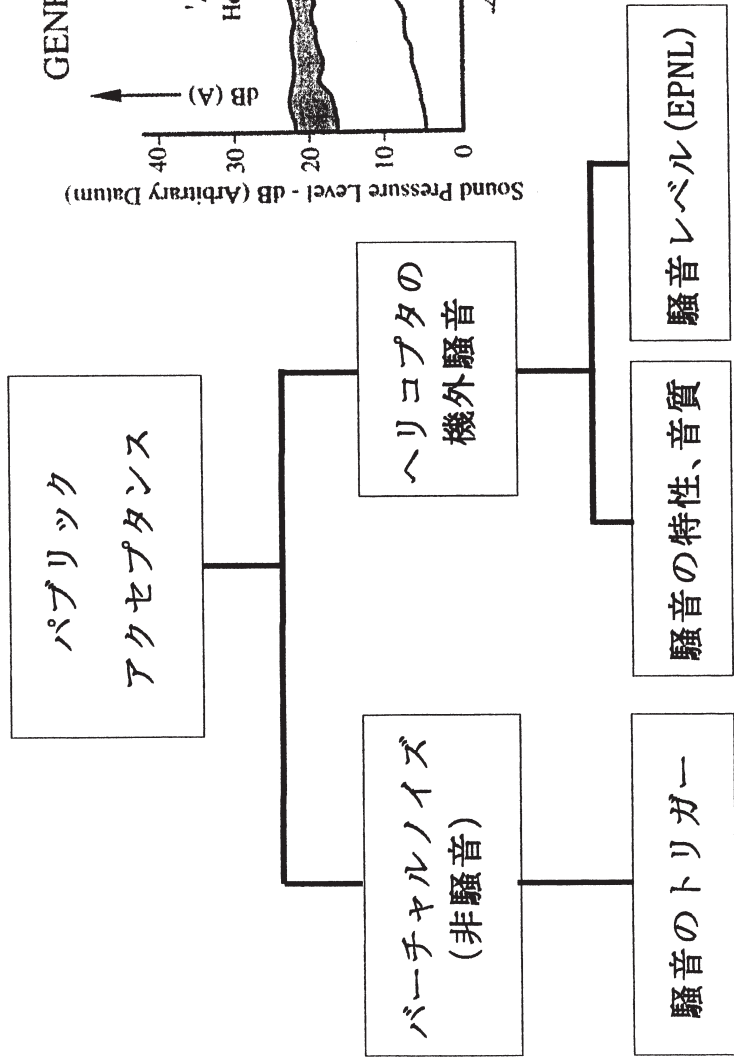


資料-3 ヘリコプターの一般的印象

(ヘリコプター技術協会ホームページより)

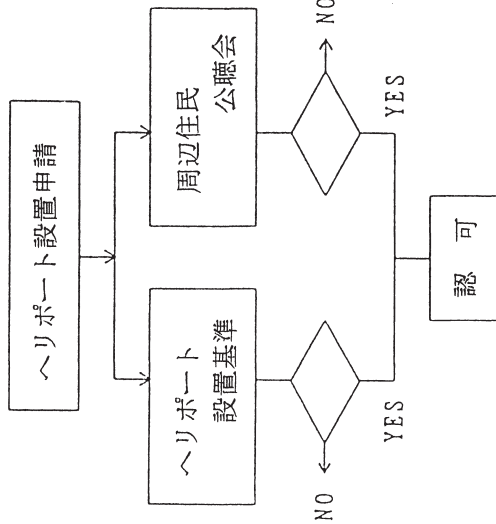
- ヘリコプターは飛行性能が良くない。低いところをのろのろと飛ぶ。
- ヘリコプターはうるさい。苦情を言っても、いっこうに直らない。
- ヘリコプターはどんな仕事をしているのか。何の役にも立っていない。
- ヘリコプターは不安全な航空機だ。いつ墜落するか分からない。
- ヘリコプターは遊覧飛行の値段が高い。だから乗りたいとは思わない。
- ヘリコプターは近くで見ることが無い。ヘリポートが少ないからである。
- ヘリコプターは勝手に飛び回る。航空管制を受けないらしい。
- ヘリコプターは騒音がやかましい。生活の邪魔になるし、住宅の価値が下がる。

資料-4 バーチャルノイズについて

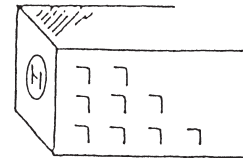


資料-5 ヘリコプタ機外騒音低減の必要性

1. 新規ヘリポートの設置が困難

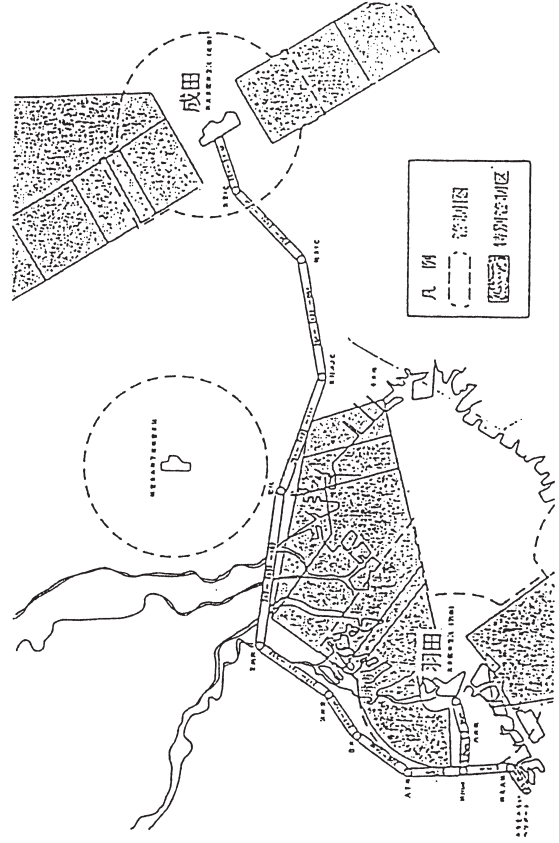
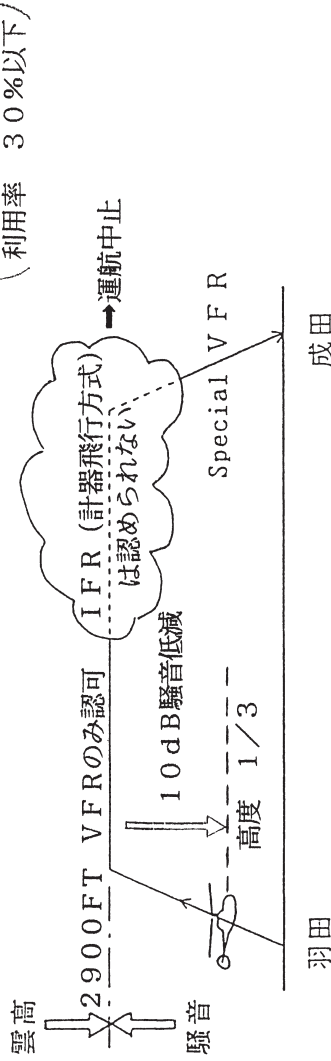


- ① ある会社の屋上ヘリポート公聴会での失敗
- ② 都内ほとんどの屋上ヘリポートは防災用
- ③ ヘリコプターの都心乗り入れができない



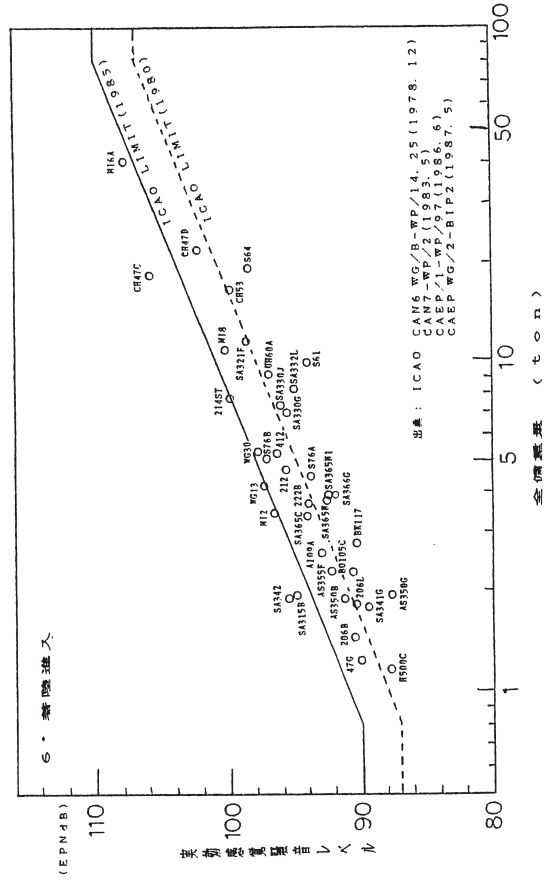
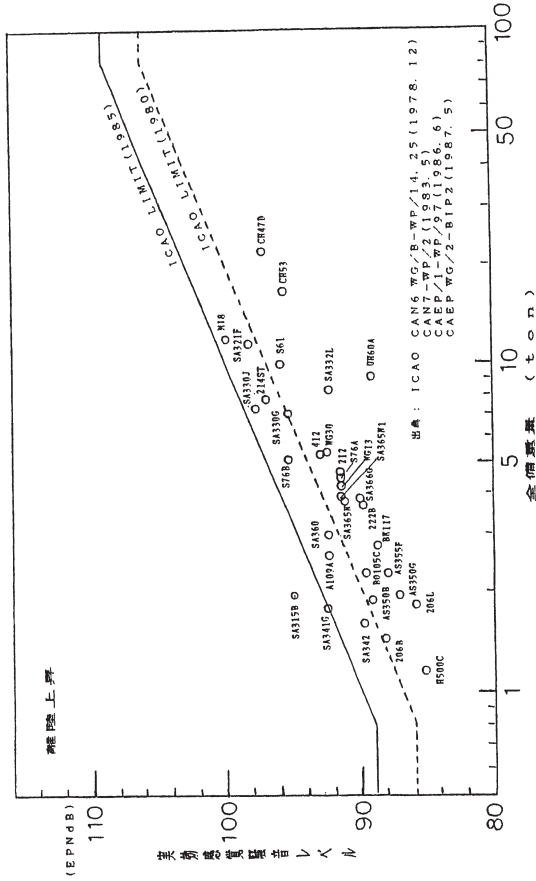
2. コミュニタ運行とヘリコプタ騒音(シテイエアリンクの事例)

- ① 騒音低減のため、高度2900FT以上の運航しか認められず
- ② VFR (有視界飛行) しか認められず
 ∴ 雲高が2900FT以下の場合、運航中止となる (就航率 80%以下
 利用率 30%以下)

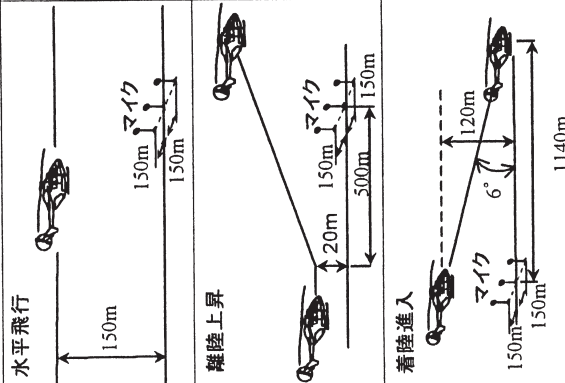


資料-6 ICAO ヘリコプタ騒音基準値

- (1) ICAO ヘリコプタ騒音基準値は、多くのヘリコプタが当初の1980年設定値(点線)を満足しないため、1985年に主として米国のメーカーの意見に従って、最初の値から3dB増加した値(実線)に再設定された。
- (2) 現在のヘリコプタ騒音基準値を3dB程度低減させる事をICAOで検討中であるが、米国のメーカーが反対しており、いまだ結論は出ていない。



最大離陸重量M (ton)	0.788以下	0.788~80	80以上
水平飛行	88 (EPNdB)	89.03+9.97logM (EPNdB)	108 (EPNdB)
離陸上昇	89 (EPNdB)	90.03+9.97logM (EPNdB)	109 (EPNdB)
着陸進入	90 (EPNdB)	91.03+9.97logM (EPNdB)	110 (EPNdB)



資料-7 現用ヘリコプタの騒音レベルと ATIC の騒音低減目標 (10 dB)

- (1) 現用ヘリコプタの ICAO 騒音基準値に対する騒音マージンのトレンドを図2に示す。
- (2) 近年、N類(重量2.7トン以下：○で示す)のヘリコプタでは騒音マージンが7～8 dBのヘリコプタが出現したが、ATICが目指すT類(□で示す)で5トン以上のヘリコプタでは騒音マージンは5 dB程度であり、10 dBの騒音低減目標はチャレンジングな値である。
- (3) ICAOヘリコプタ騒音基準値を少なくとも3 dB厳しくする事が ICAO 航空環境保護委員会で検討中である。

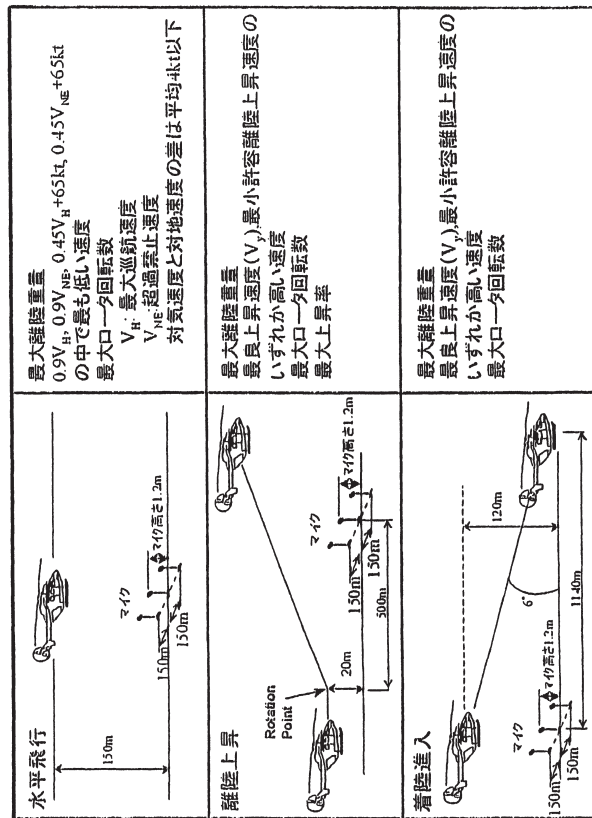


図1 ICAO 騒音計測条件

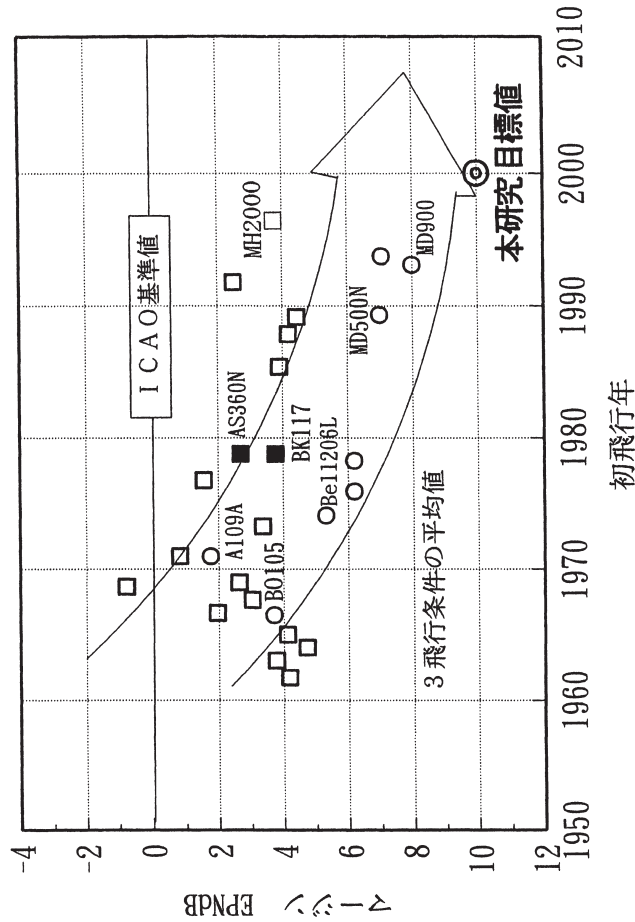
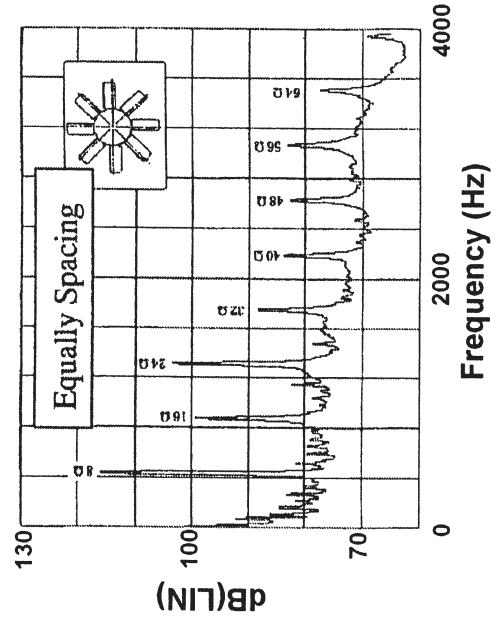
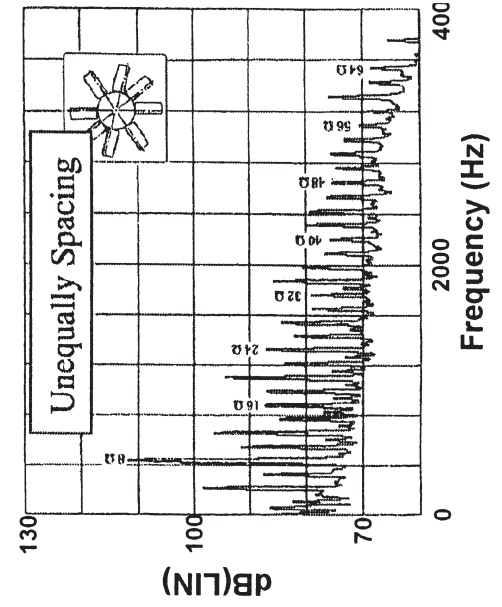
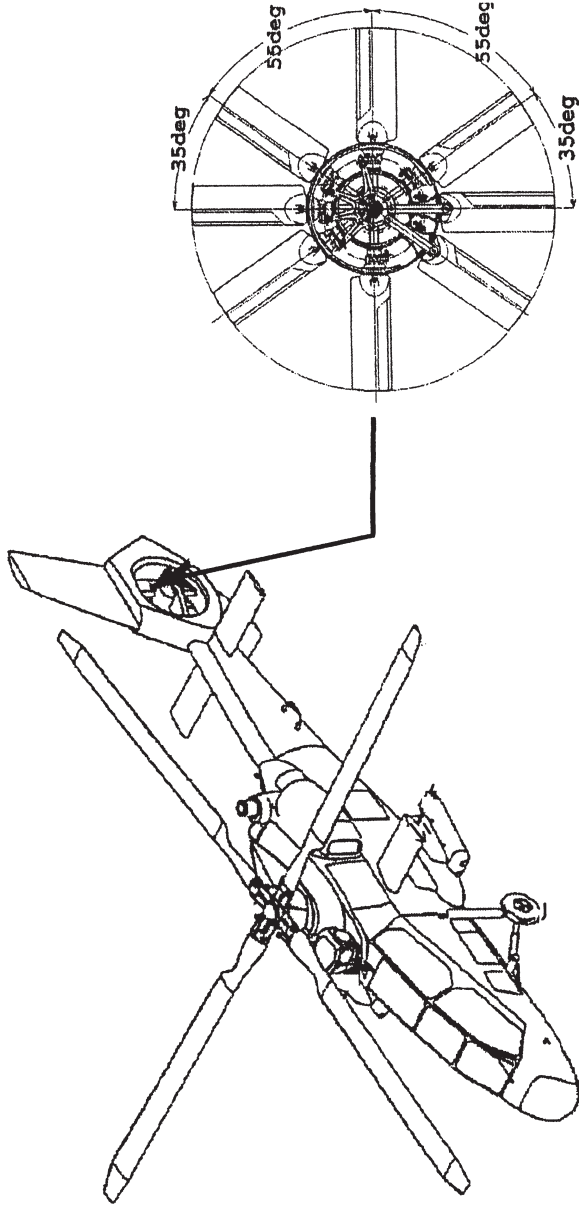


図2 低騒音化の傾向と ATIC の目標値

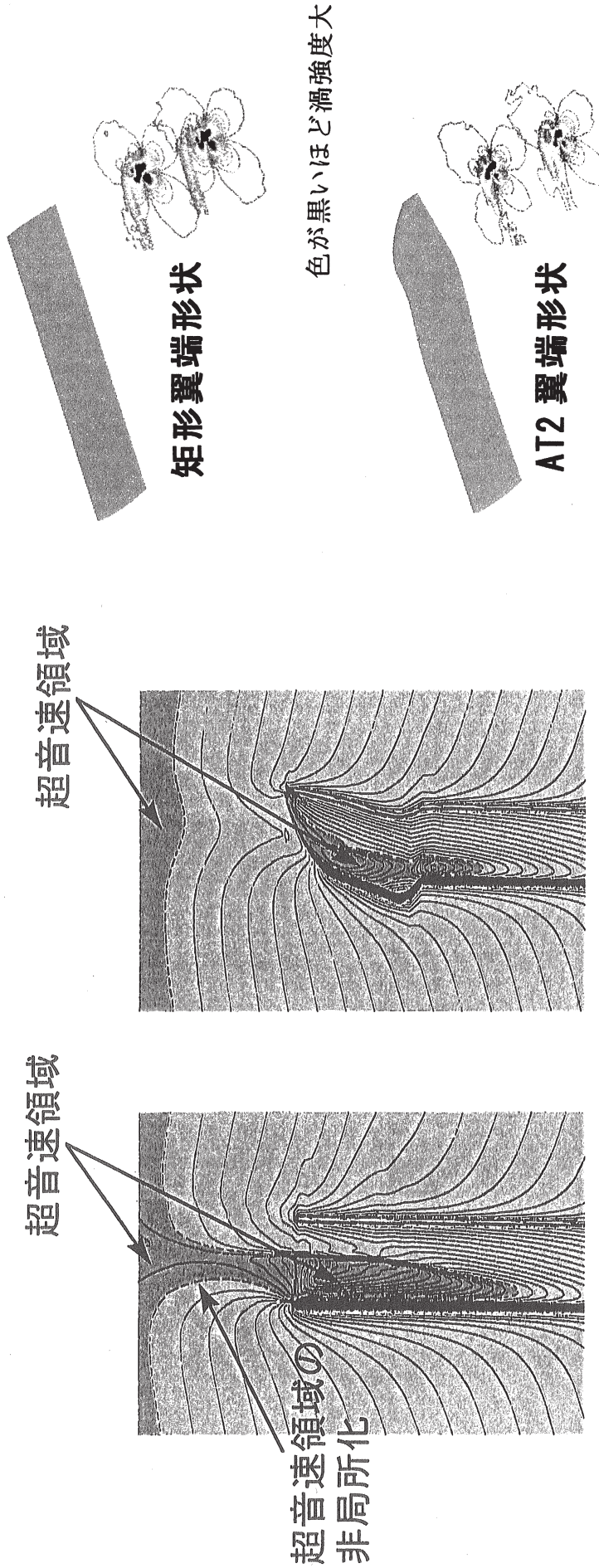
資料-9 ヘリコプタの低騒音化について

1. テールロータの低騒音化
 - ①NOTAR
 - ②低騒音(Ducted Tail Rotor)⇒OH - 1 ヘリコプタで技術は確立
2. メインロータの低騒音化
 - ① 低騒音翼型
 - ② 低騒音翼端形状
 - ③ 可変回転数(ロータ先端速度を低下させる)
 - ④ 設計点を性能重視から低騒音化へずらす⇒Design to Noise
3. エンジンの低騒音化
4. 低騒音化のための先進技術の採用
 - ① HHC(高調波制御)、IBC(ブレード独立制御)
 - ② アクティブ・フラップ
5. 低騒音飛行経路 (高角度進入、高角度上昇)
6. 運用における工夫⇒Fly Neighborly

資料-10 OH-1 ヘリコプタの低騒音ダクテッド・テールローター



資料-11 翼端形状の効果



翼端渦強度の低下による

BVI (ブレード/渦干渉)騒音の低減

(矩形翼端とAT2翼端の比較)

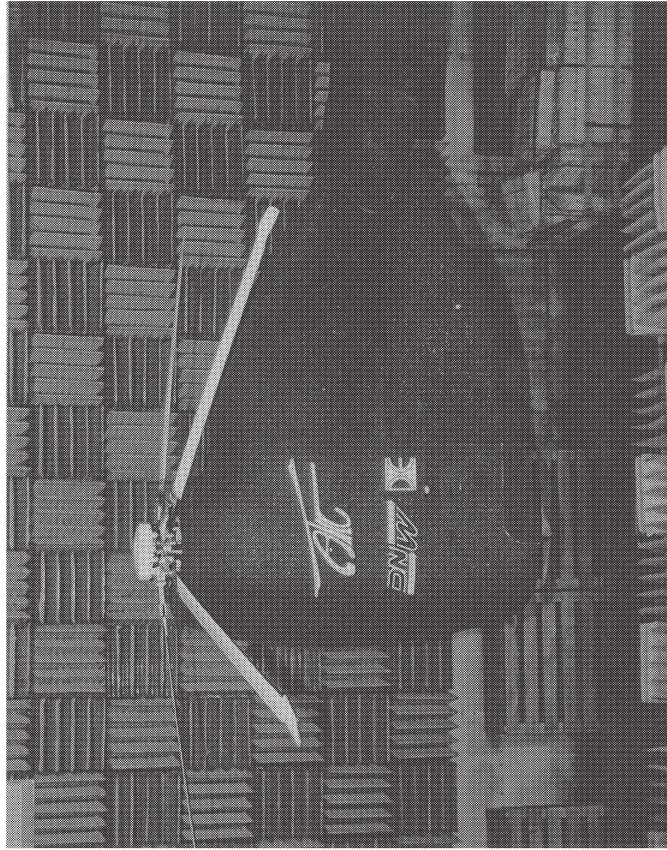
AT1 翼端形状

矩形翼端形状

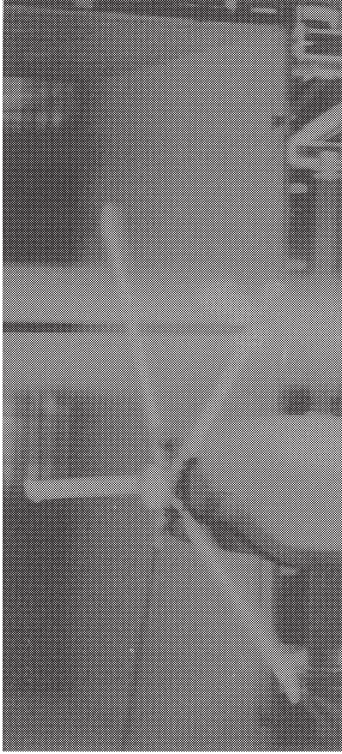
衝撃波発生緩和によるHSI (高速衝撃)騒音の低減

(矩形翼端とAT1翼端の比較)

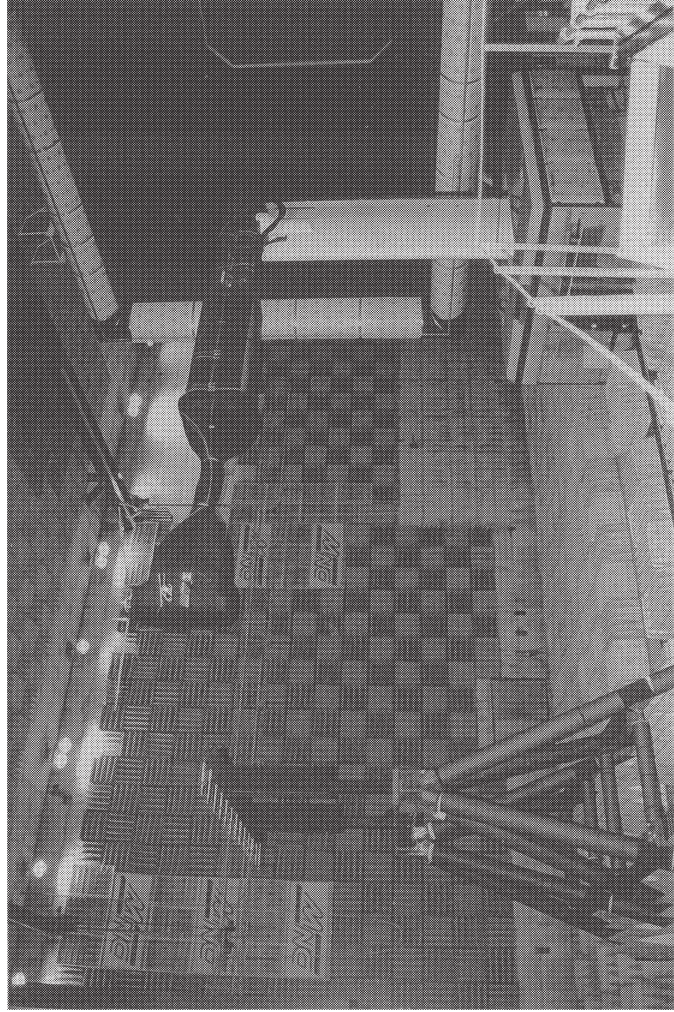
資料-12 D N Wにおける1/3スケール・モデルロータ風洞試験



低騒音モデルロータ・システム

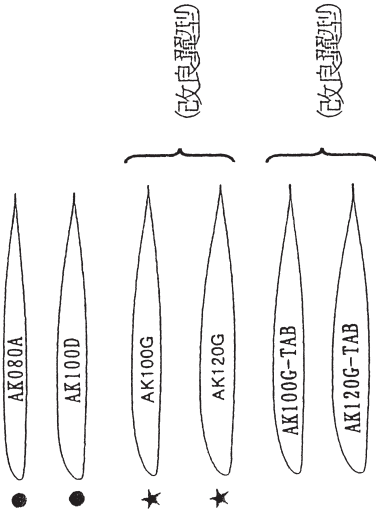
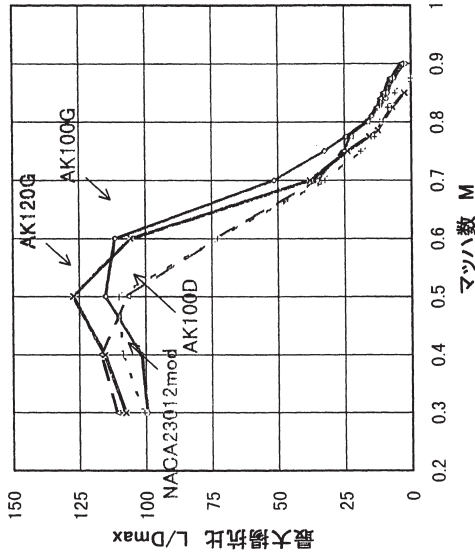
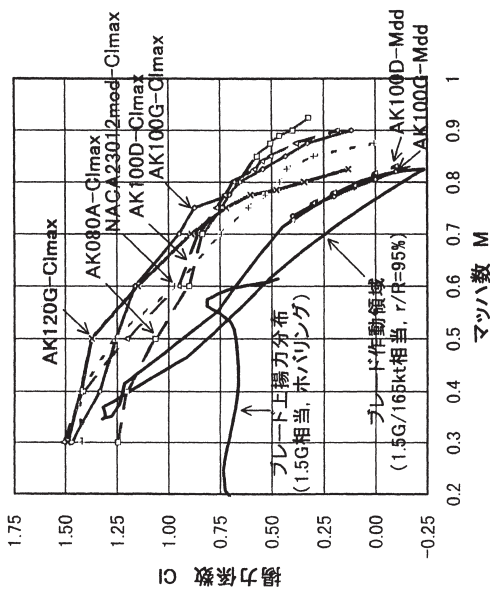


レーザによる渦の可視化



マイクロホン・トラバースによる騒音計測

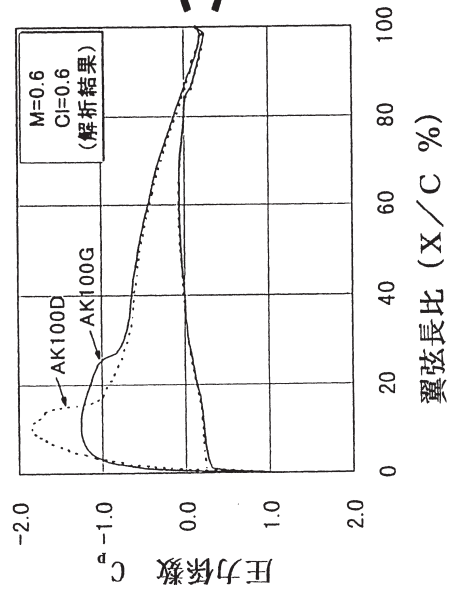
資料-13 高性能／低騒音翼型の効果



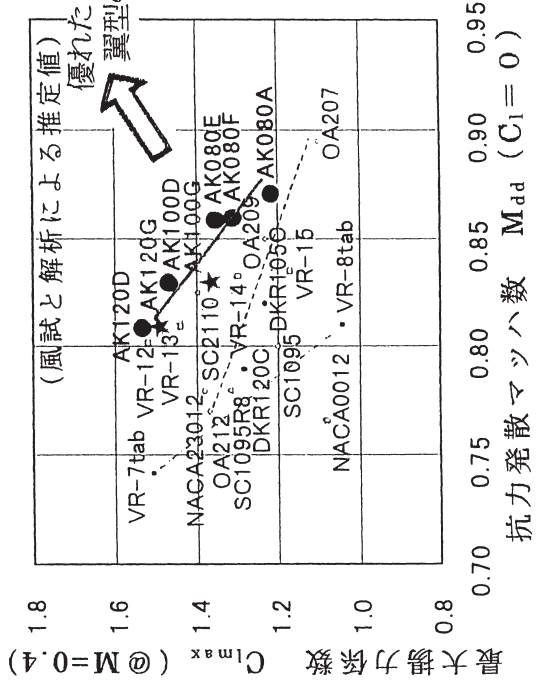
揚力係数 vs. マッハ数

揚抗比 vs. マッハ数

新開発翼型の形状



翼型の圧力分布の改良



各種翼型の性能

資料-14 DNW(ドイツ・オランダ低騒音風洞)試験結果

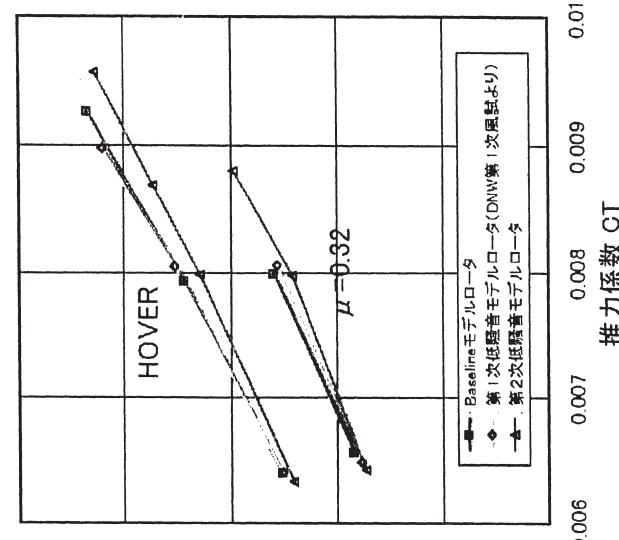
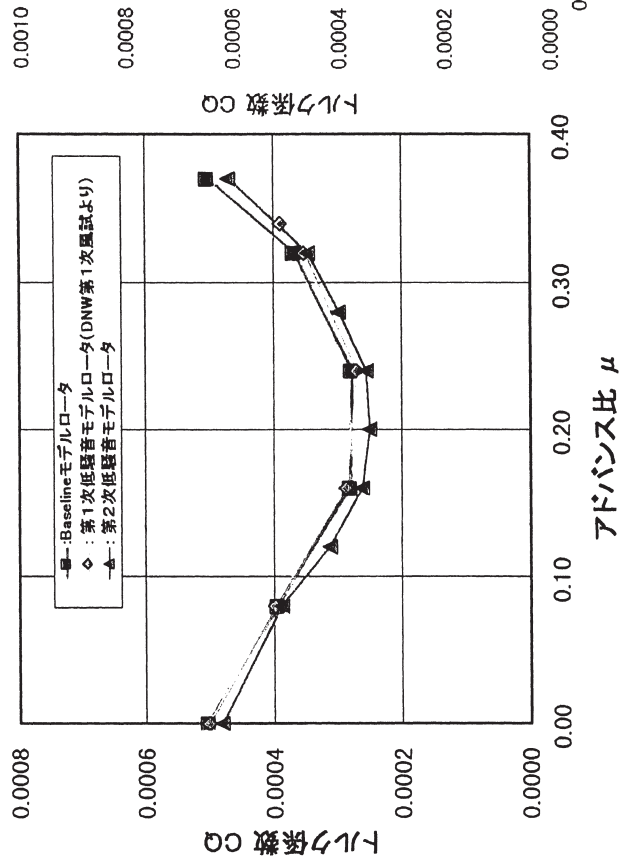
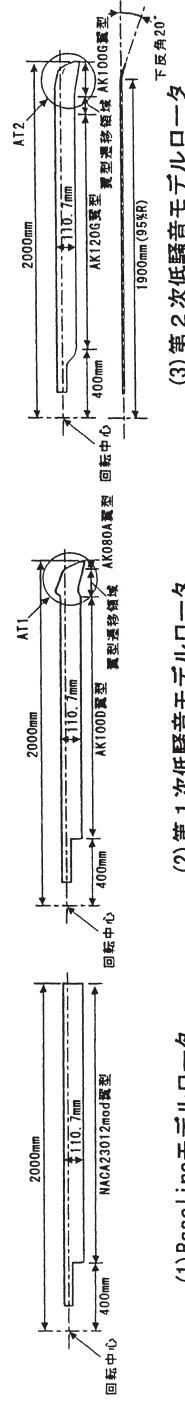
第1次モデルロータ

- (1) 高速時の性能は向上したが
中／低速時の性能向上無し
- (2) 高推力時の性能向上無し
- (3) 騒音はベースラインロータ
に比べ3～5dB低い



第2次モデルロータ

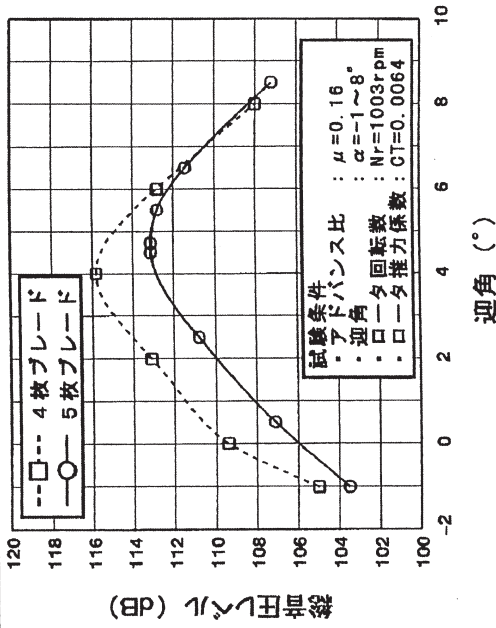
- (1) 高速から低速までトルクは
ベースラインロータより
5～10% 小さい
- (2) 高推力時のトルクはベース
ラインロータより4～8%
小さい
- (3) 騒音は第1次ロータと同等



水平飛行性能の比較

高推力時の性能比較

資料-15 ブレード枚数を変えた場合の騒音の比較



マイク位置：前進側ブレード真下

図10 ブレード枚数が下方に伝わる騒音に与える影響

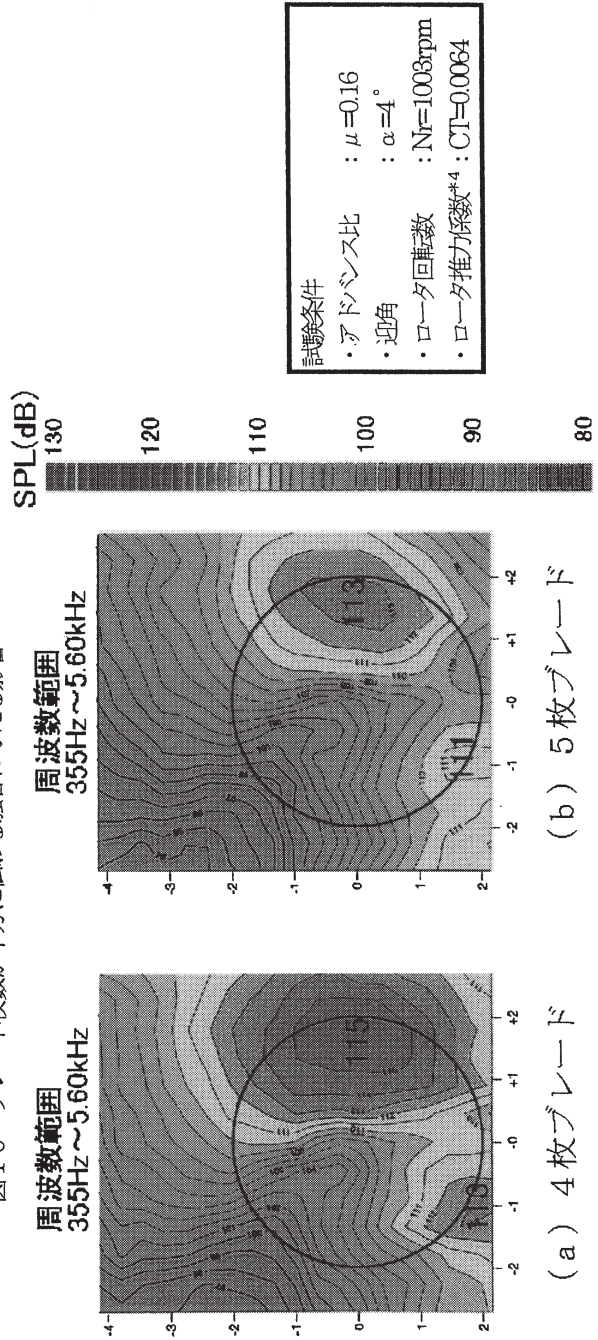
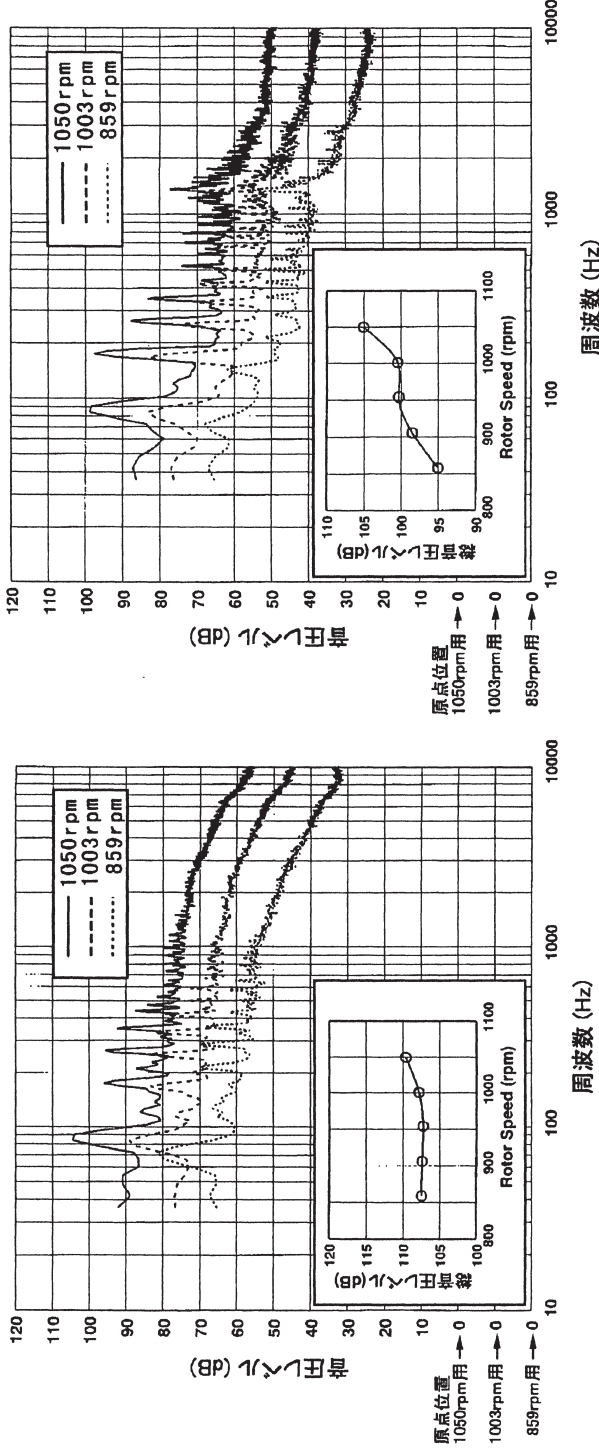


図11 ブレード枚数がBVI騒音に与える影響

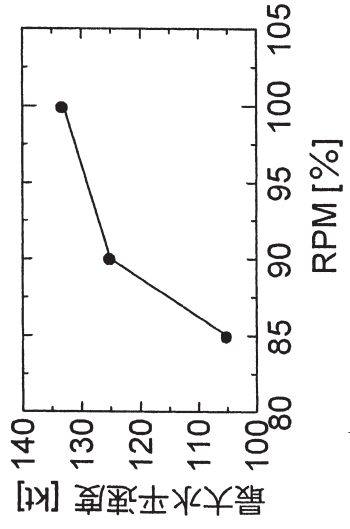
資料-16 ロータ回轉数變化の効果

ロータ回轉数を減少させると翼厚騒音と渦騒音が減少し、特に前方への騒音が減少する。ロータ回轉数を減少させると、中速度域のパワーは減少するが、高速度域のパワーは増加する。従って実機では、最大速度が減少する。

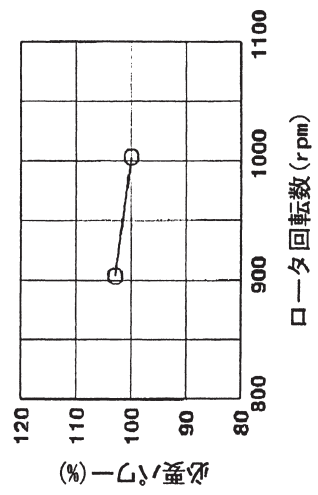


回轉数變化が前方への騒音に与える影響

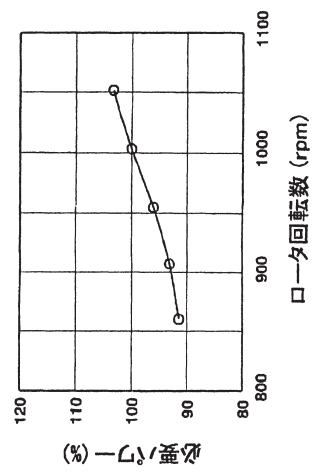
回轉数變化が下方への騒音に与える影響



回轉数變化と最大水平速度の變化

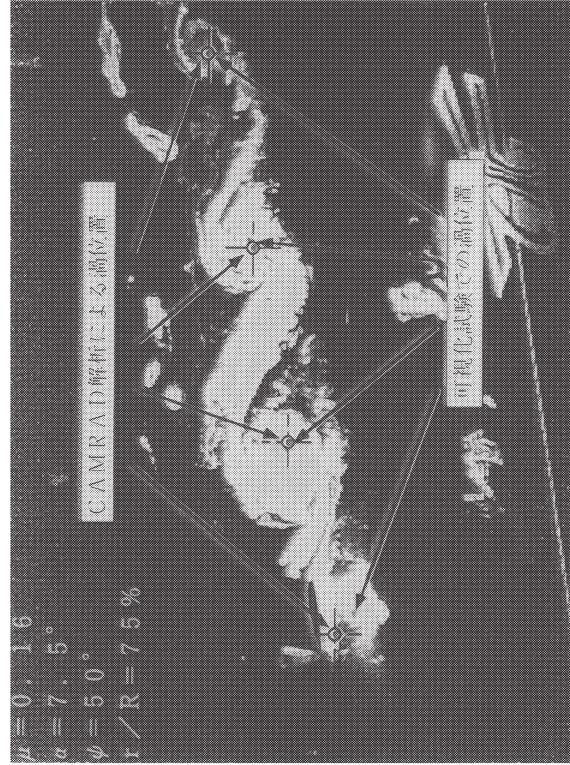
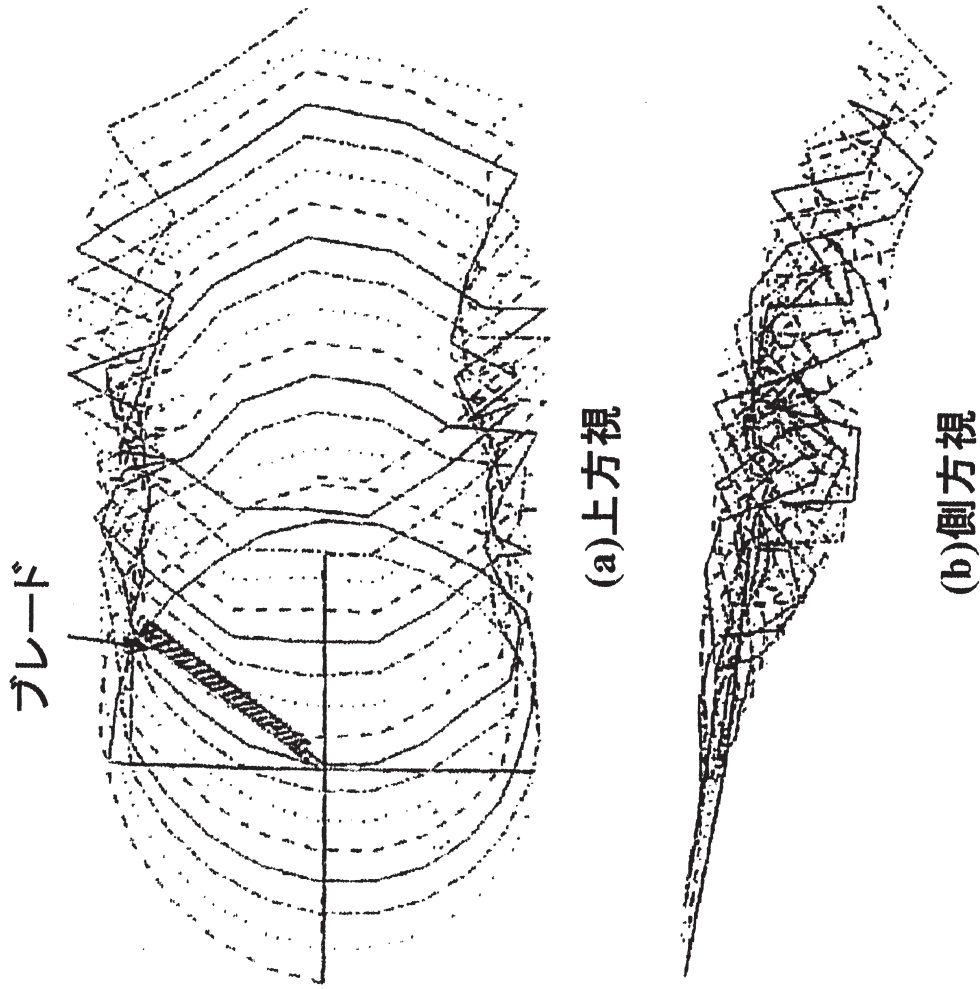


回轉数變化と高速飛行パワーの變化



回轉数變化と中速飛行パワーの變化

資料-17 BVI騒音(ブレード/渦干渉騒音)と渦軌跡



レーザーによる渦位置の可視化例

ロータ後流渦の変形の解析例

資料-19 騒音解析技術の研究成果(8年度までの成果)

(BVI 騒音解析コードの開発と低騒音着陸進入方式)

- (1) BVI (ブレード/渦干渉) 騒音解析コードを開発し、NASAの実験値と比較した結果、良い一致が得られた。本解析結果は、他の研究機関の解析結果と比較しても遜色のないものである。
- (2) 平成9年度DNNW (ドイツ・オランダ風洞) で実施した風洞試験結果を検証データとして、現在解析コードの改良を実施中であり、この結果をICAO着陸進入時の騒音予測コードに発展させた。
- (3) 図2の騒音レベルコンタールを使い、図3に示すような低騒音着陸進入方式の研究を実施中。
(低騒音着陸進入システムについては、既に日本特許を取得済)

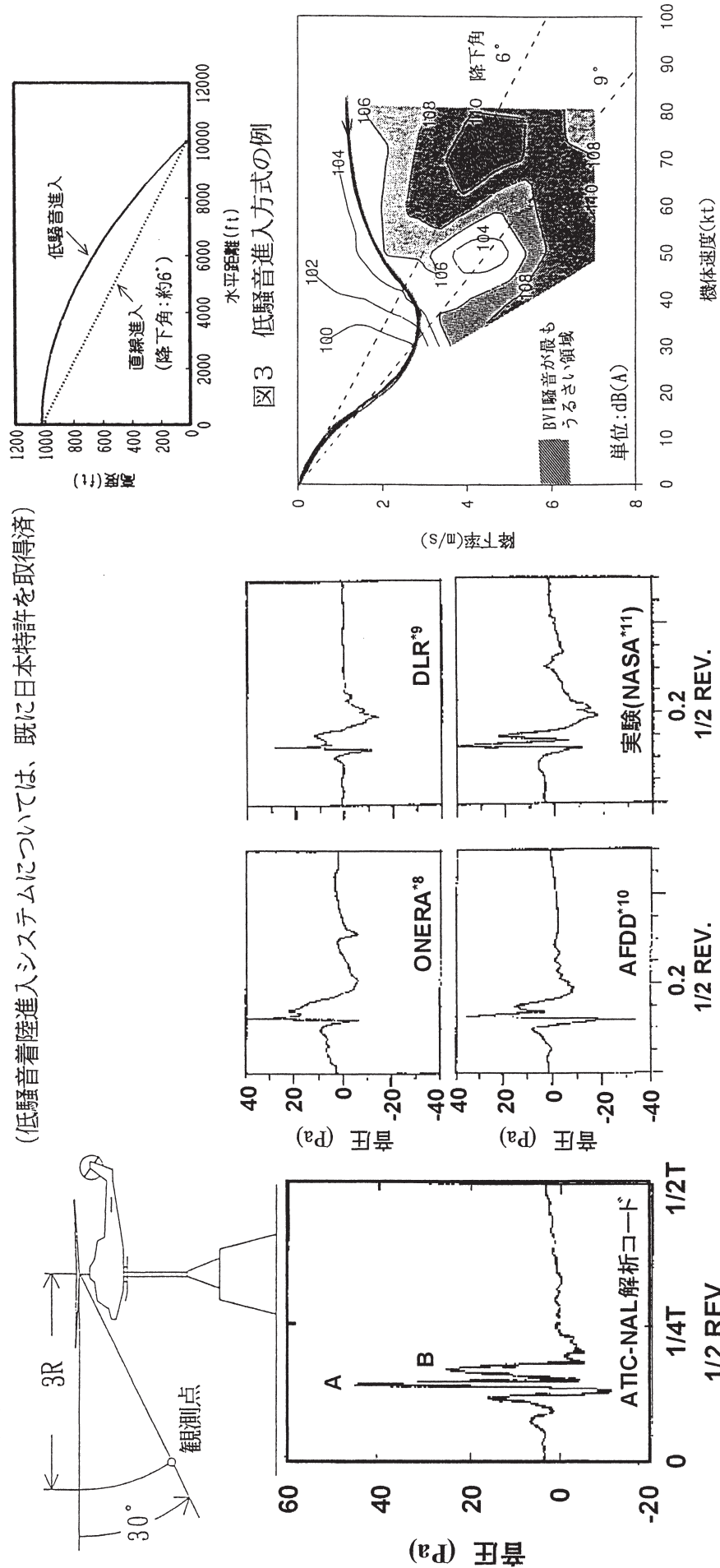


図1 他の研究機関の解析結果との比較

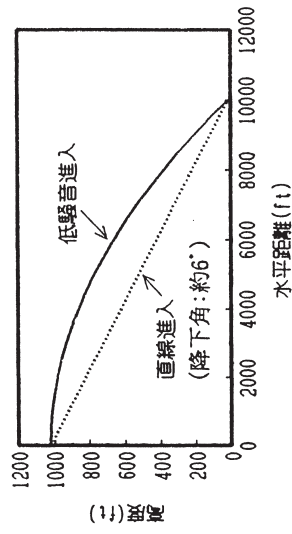


図3 低騒音進入方式の例

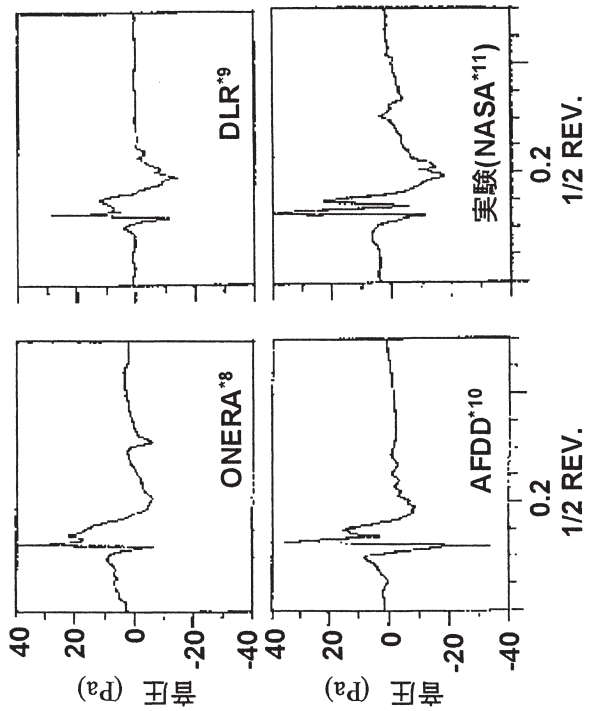
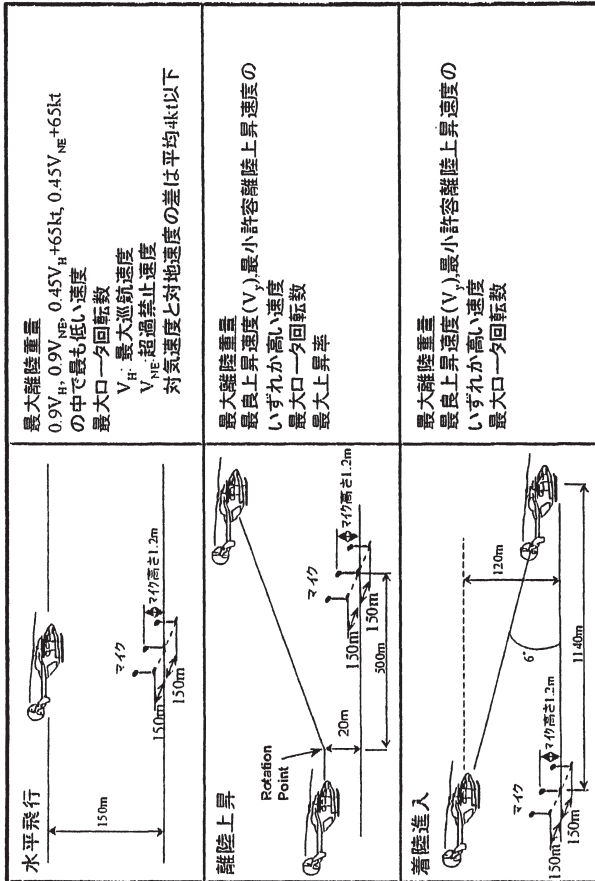


図2 等騒音レベルのコンタール図

資料-20 ICAO 騒音予測コードの開発

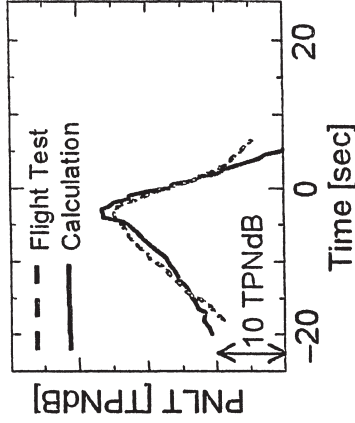
ICAO 騒音予測コードは年々改良を重ねており、騒音の積分値である EPNdB (表 1 参照) だけでなく、計測した騒音のタイム・ヒストリーとも良く一致するようになった。



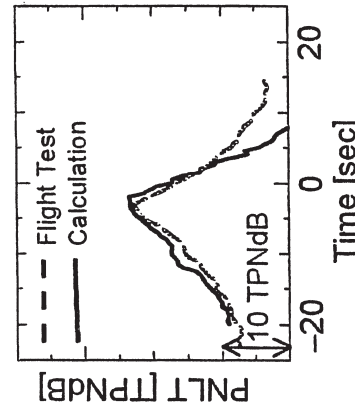
ICAO 騒音証明のための飛行条件

ICAO 騒音解析値と実測値の比較 (EPNdB)

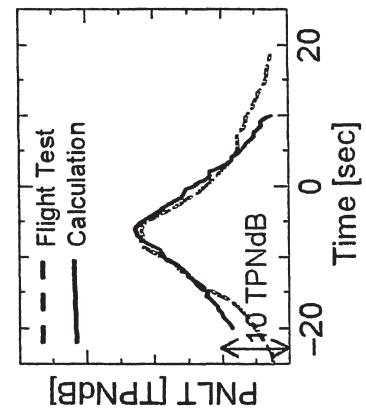
	飛行状況	解析値	ICAO実測値	誤差
BK117	水平飛行	91.4	91.3	-0.1
	離陸上昇	89.5	89.9	0.4
	着陸進入	95.5	95.8	0.3
A109	水平飛行	92.7	91.8	-0.9
	離陸上昇	90.1	92.4	2.3
	着陸進入	95.1	93.0	-2.1



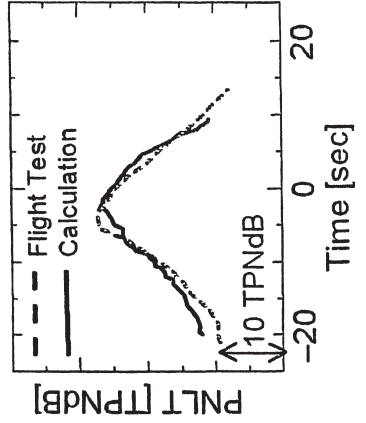
(a) 100kt水平飛行



(b) 140kt水平飛行

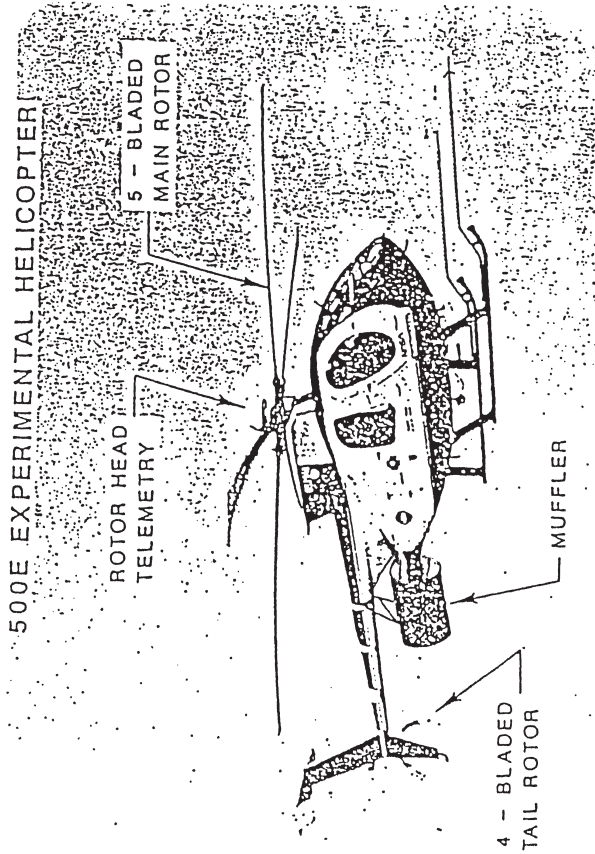


(c) 離陸上昇

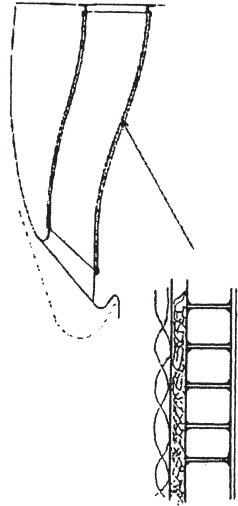


(d) 着陸進入

資料-21 エンジンの低騒音化

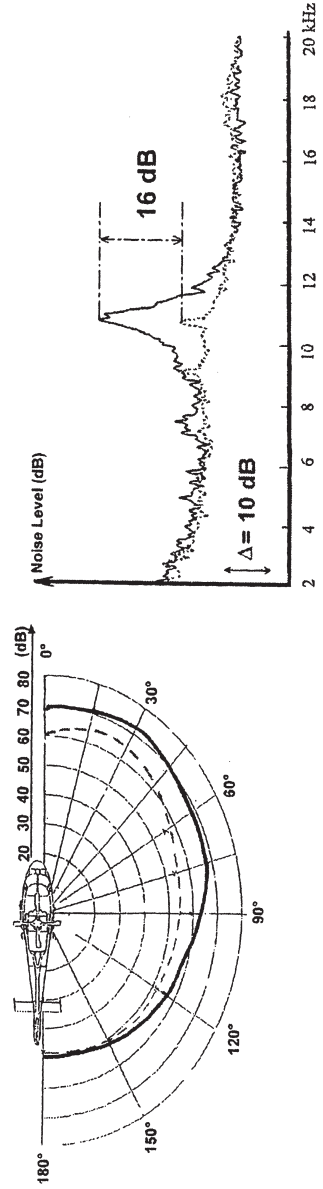


ヒューズ 500E 低騒音実験機 (排気管へのマフラーの追加)



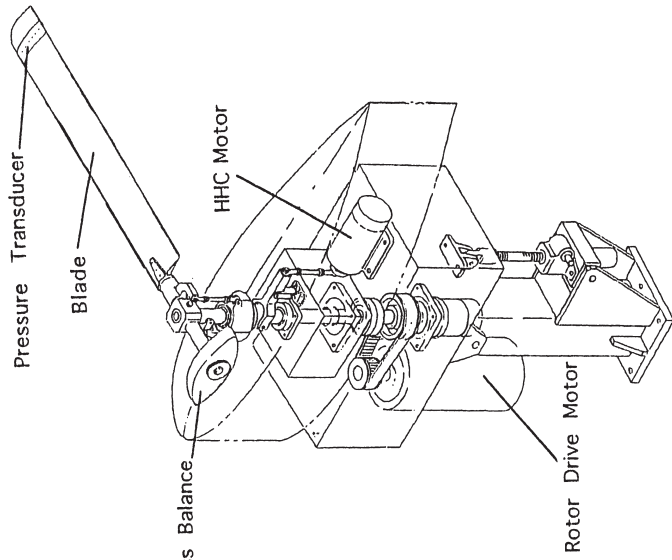
インテークへの吸音材適用

—— Standard Air Intake - - - - - Quiet Air Intake

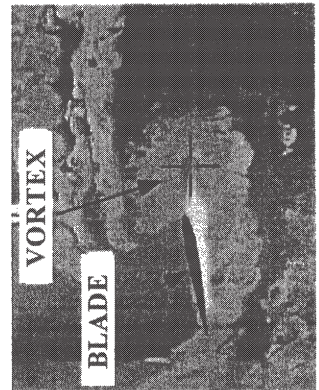
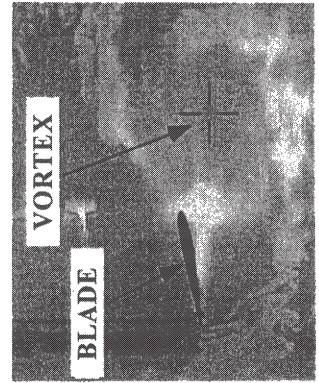
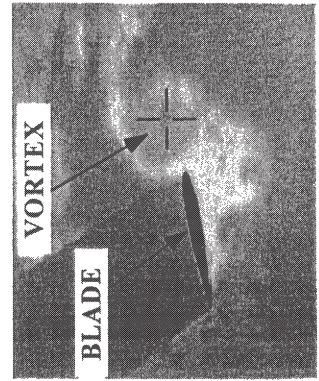
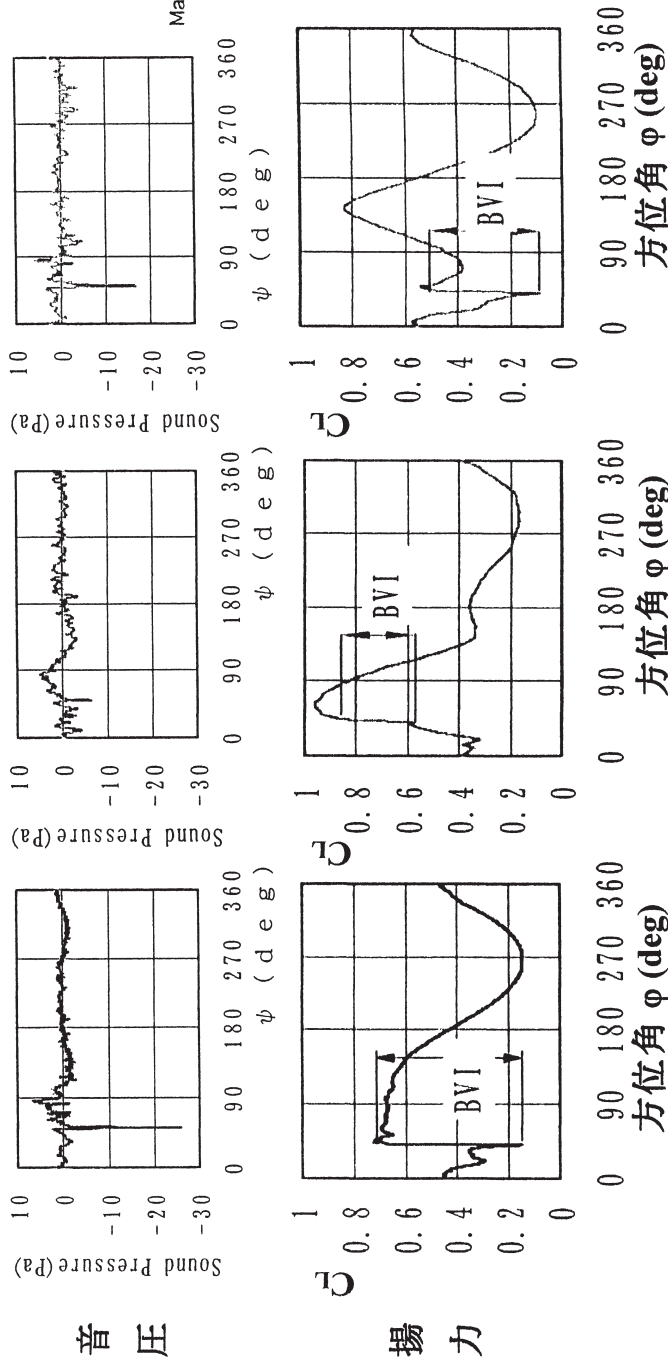


インテーク吸音材の効果(ドローファン低騒音実験機)

資料-22 HHC (高調波制御) の効果



1枚ブレードの試験装置



資料-23 海外におけるアクティブ・フラップ等の研究状況

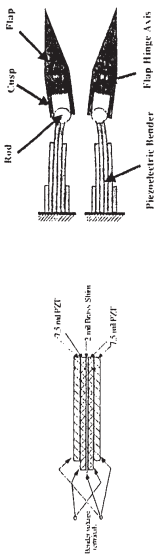


Figure 1 - 4-layer piezoelectric bender

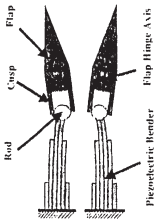


Figure 2 - Mechanical Leverage mechanism

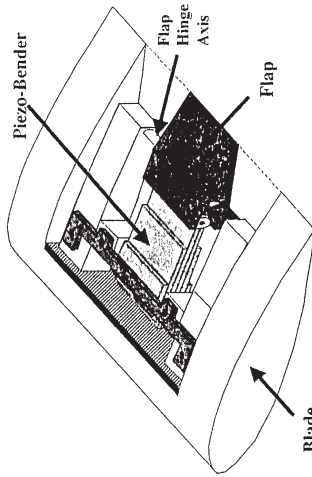


Figure 17: Main blade and active tip cross-section, both are NACA 0012 with a 76.2 mm chord (3 in)

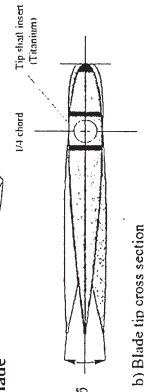


Figure 18: Mach scale blade layout

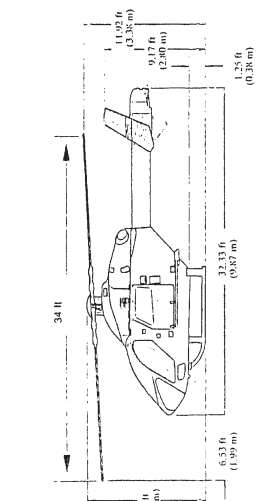


Fig. 1: MD-900 and blade with active control flap and trim tab

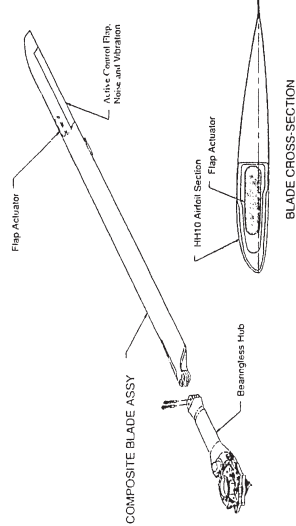


Fig. 2: Blade section with flap and piezoelectric stack actuator

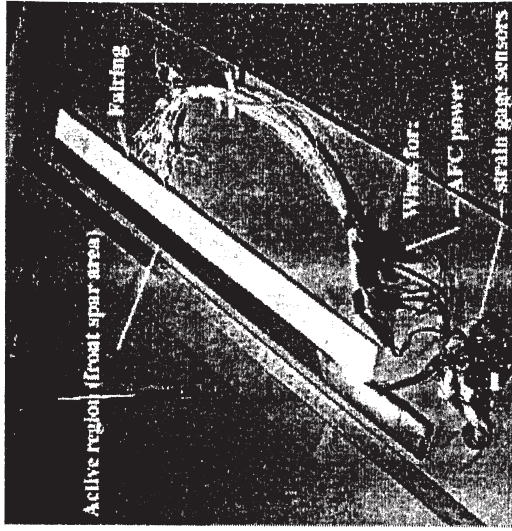
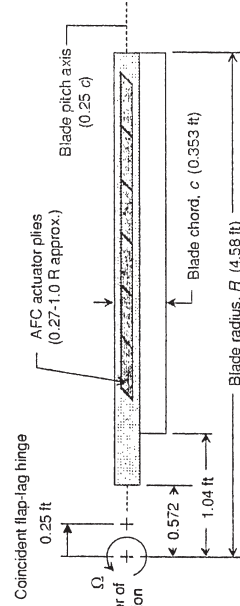


Figure 11. Final ATR prototype blade.



- NACA 0012 airfoil contour from station 12.5 to blade tip
- -10° built-in linear twist from center of rotation to blade tip

資料-24 実大ロータとアクティブ・フラップ

実大ロータは、通常の試験を行う4枚ロータのTYPE-1 供試体と、アクティブ・フラップの試験を行う2枚ロータのTYPE-2 供試体の二つに分けられる。

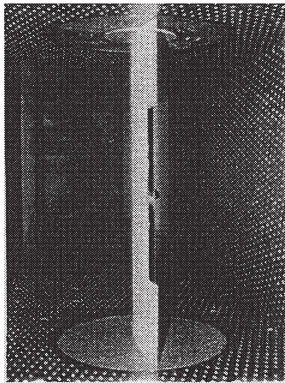


図3. 風洞試験状況

供試体概要	
スパン	1m
コード表	390mm
フラップスパン	0.5m
フラップコード	20%
翼型	AK-100D

変位拡大機構
(メカニカル方式)

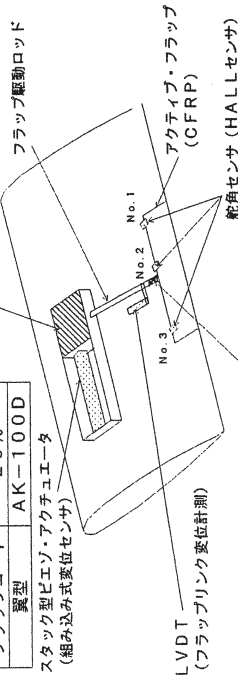


図4. 風洞試験供試体の概要

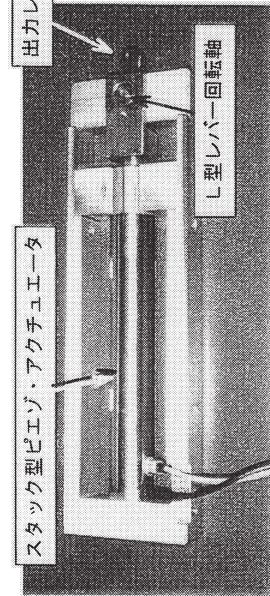


図2. フラップ駆動ユニット

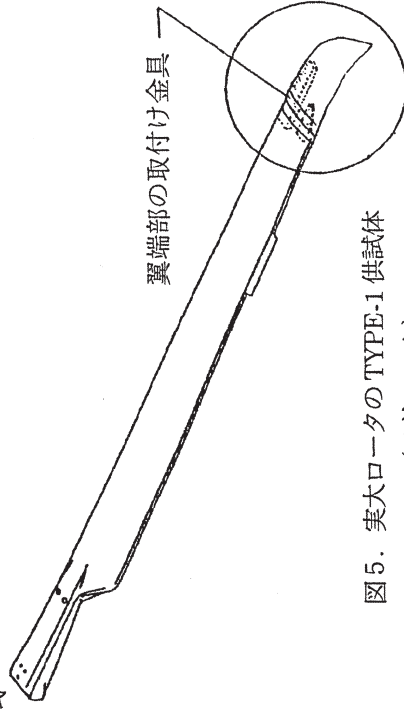


図5. 実大ロータのTYPE-1 供試体
(4枚ロータ)

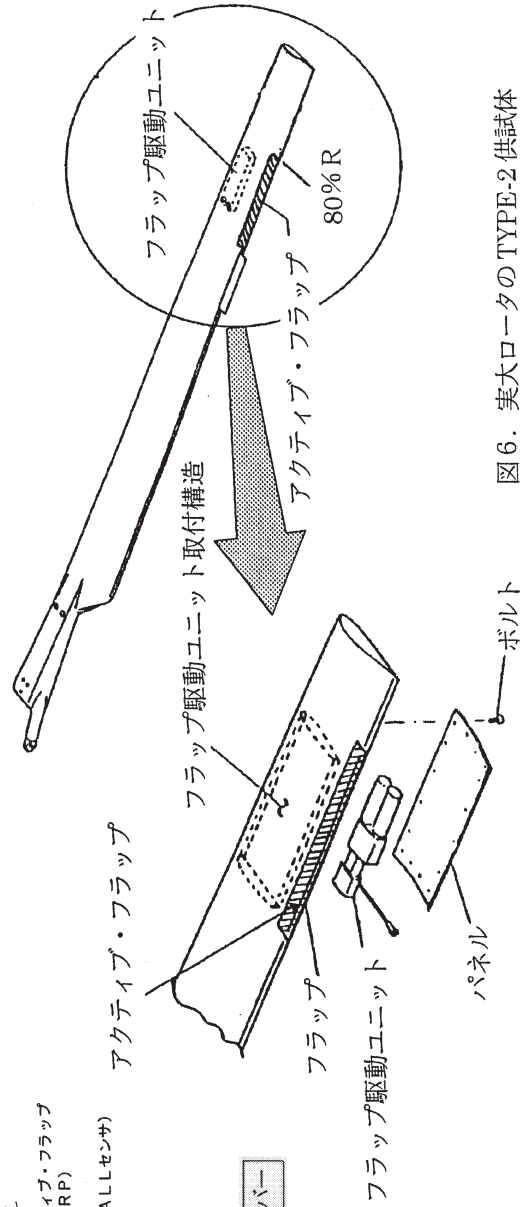
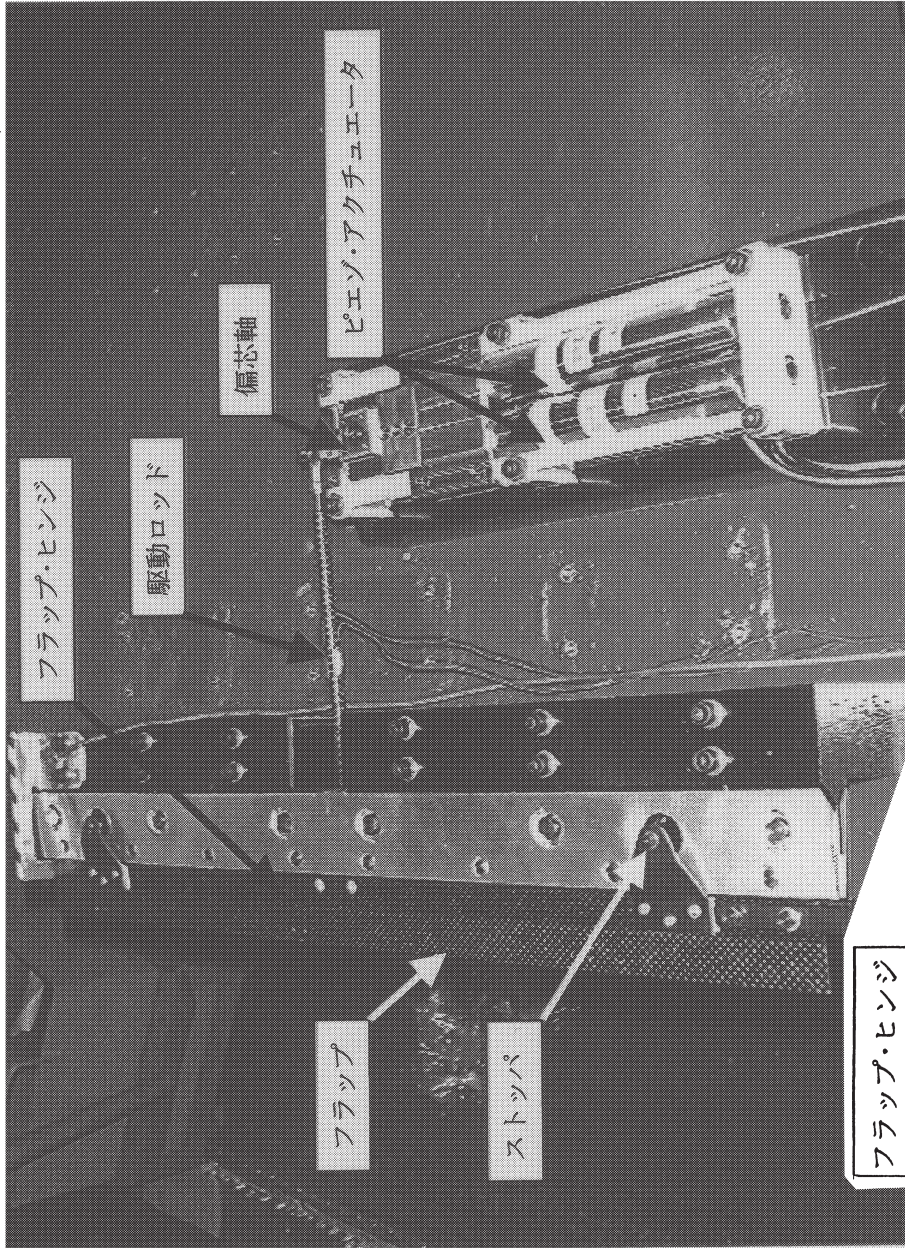
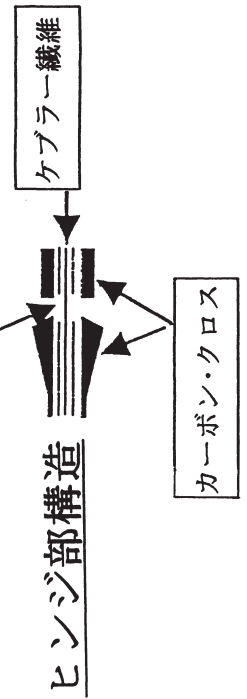


図6. 実大ロータのTYPE-2 供試体
(2枚ロータ)

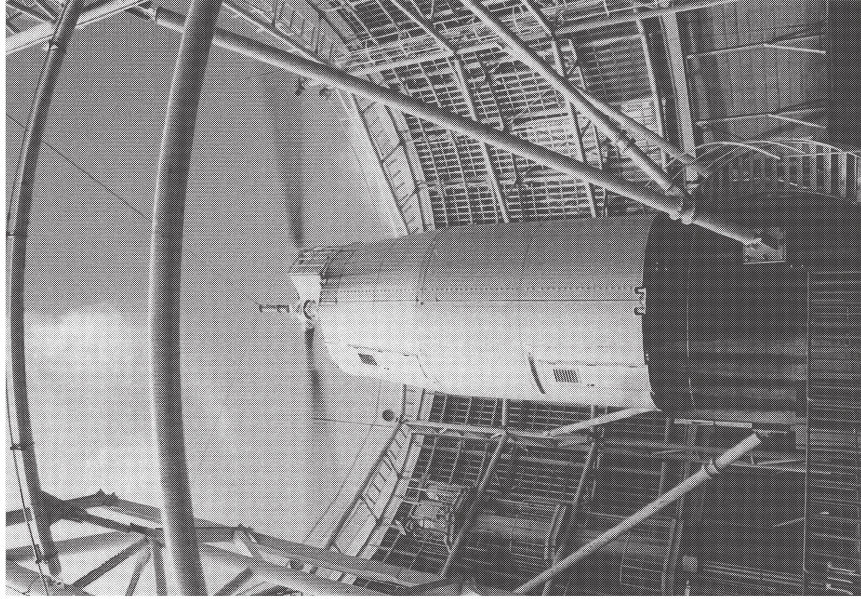
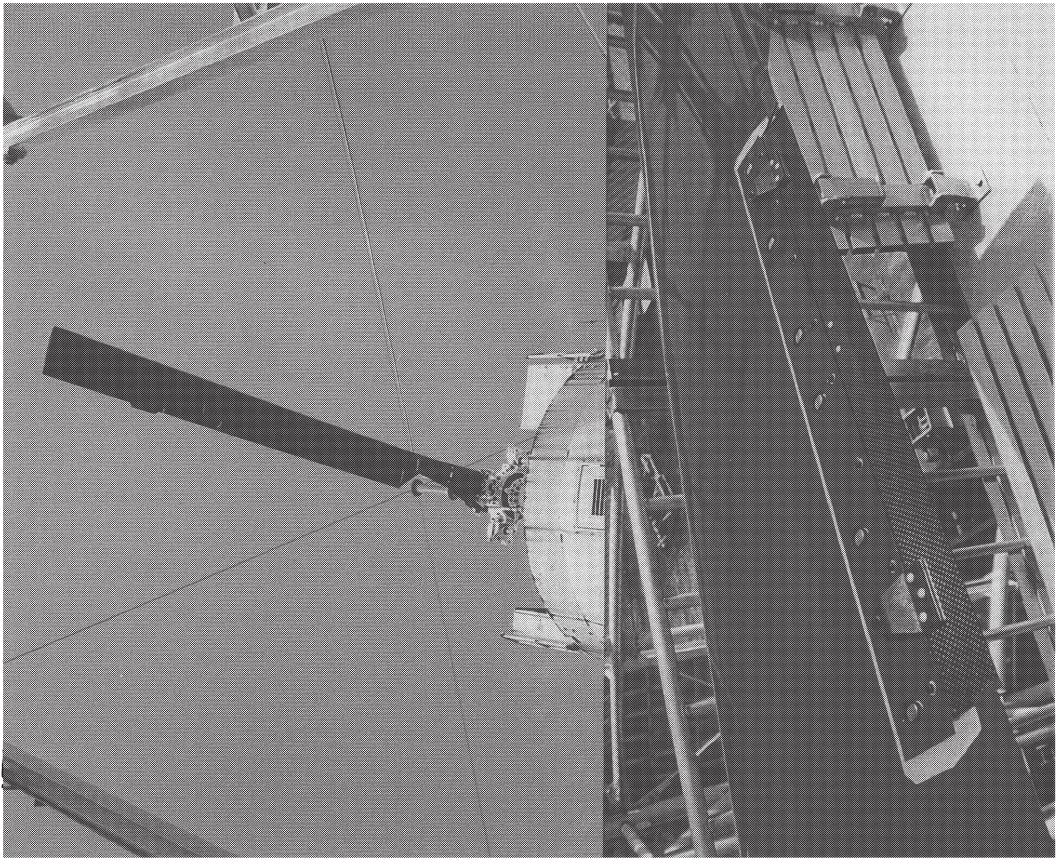
資料-25 実大ロータに装備したアクティブ・フラップ



アクティブ・フラップの機能試験

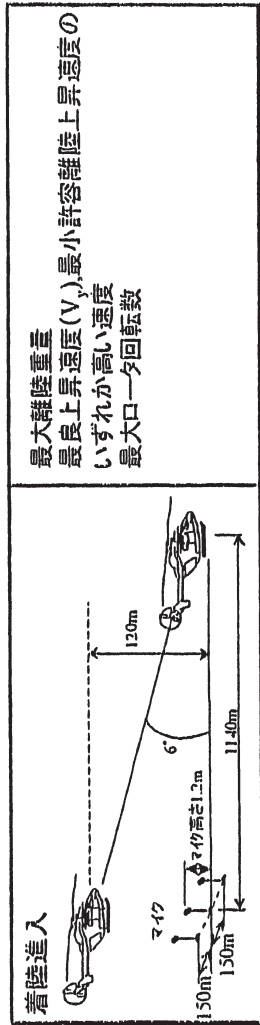


資料-26 アクティヴ・フリップ付き実大ロータの地上回転試験

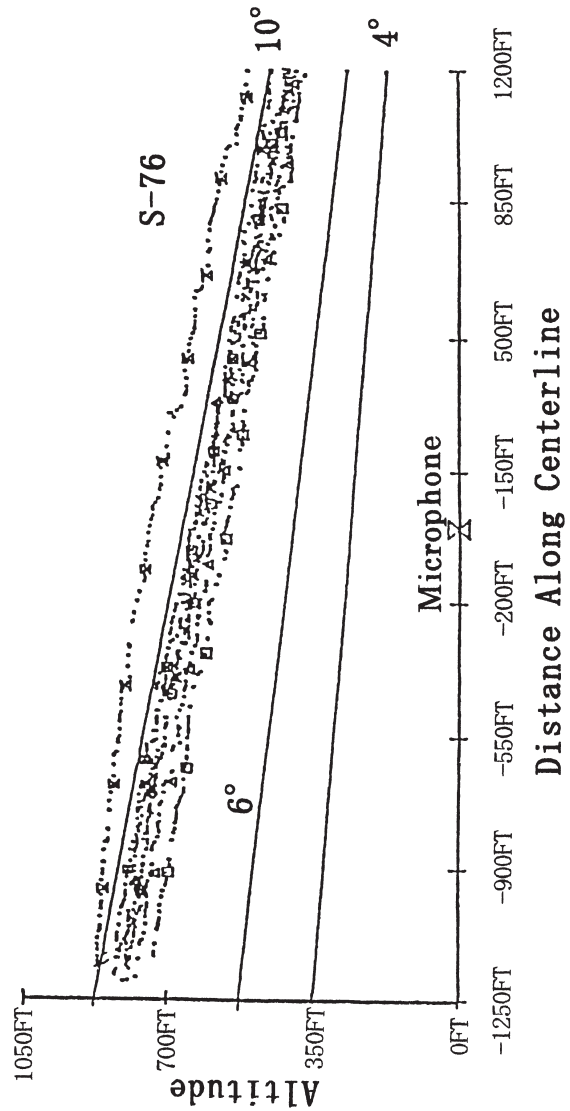
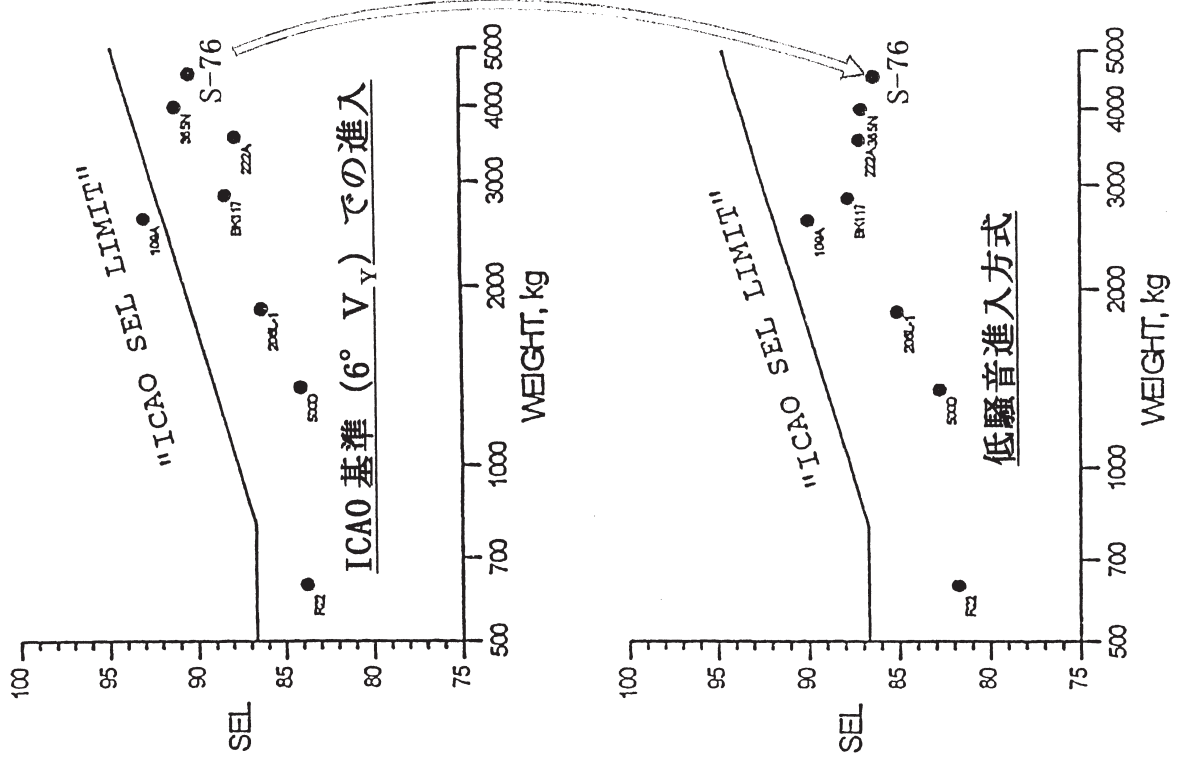


ワールドワーカーでの試験状況

資料-27 低騒音飛行経路(高角度進入の効果)



ICAO 騒音計測基準(着陸進入)



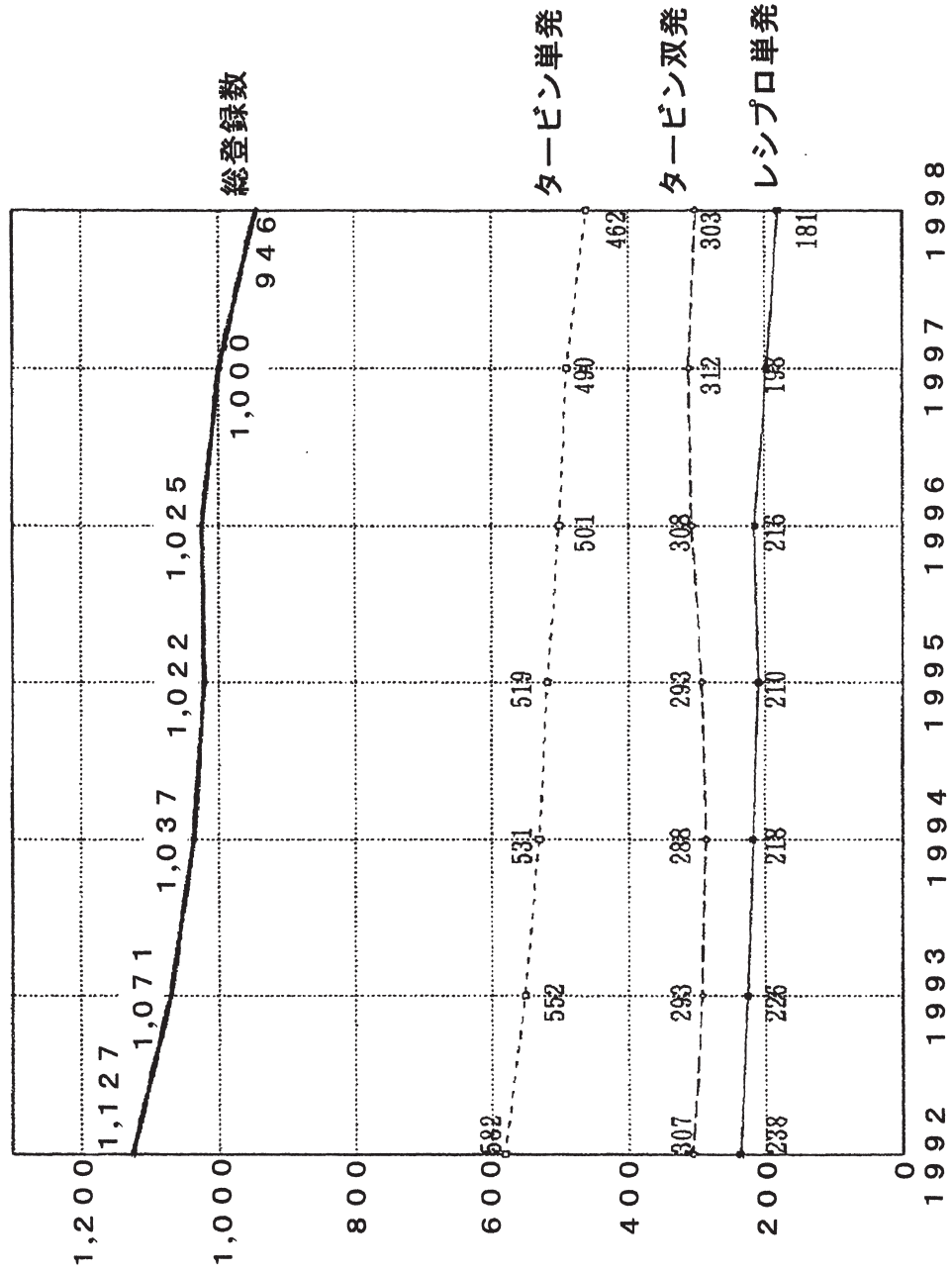
S-76 による高角度進入飛行

資料-28 Fly Neighborly について

- (1) 騒音にうるさい地域に対して、距離と高度をとる。
- (2) ○○に対しては、最低高度○○FT、横方向の距離○○マイルをとる。
- (3) 離陸は最大馬力で急角度上昇、着陸も可能な限り高角度進入する。
- (4) 騒音にうるさい地域に対して、巡航速度を10～15%落とす。
- (5) 騒音にうるさい地域を、旋回の内側にする。
- (6) 旋回は出来るだけ緩やかに、スムーズに行う。
- (7) 飛行ルートを可能な限り、高速道路上や河の上を取る。
- (8) 騒音にうるさい地域に対して、直接そこに向かって進入しない。
- (9) 飛行コースの選定に際して、ヘリコプタよりも風上のほうが騒音は少ないことを考慮する。
- (10) 騒音にうるさい地域に対してホバリングする場合、テールロータの向きを考慮する。
- (11) Fly Neighborly Guide 等を示された各ヘリコプタの騒音特性を把握し、可能な限り低騒音の運用を心がける。

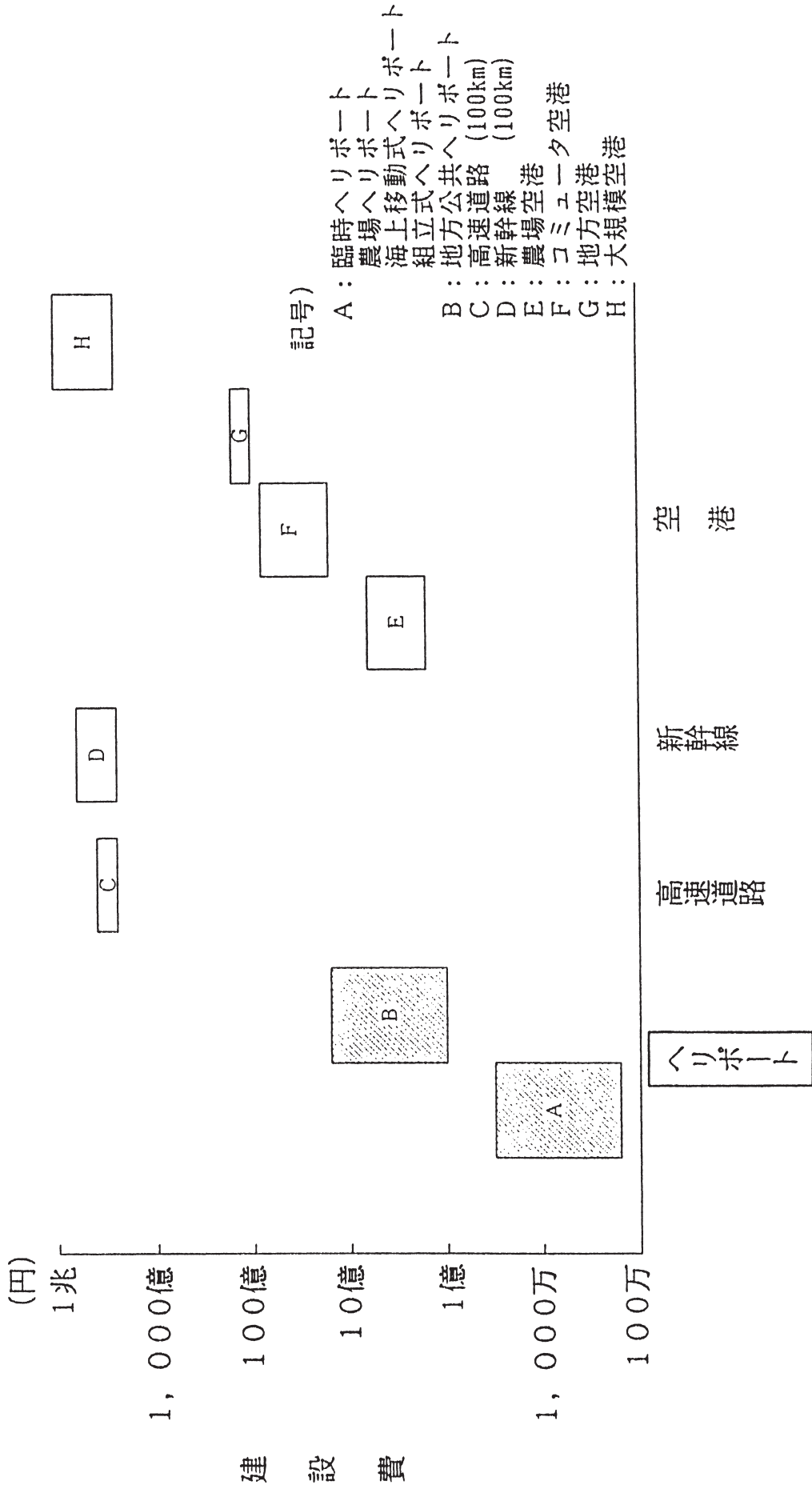
資料-29 我が国の民間ヘリコプタ機数の推移

バブルがはじけて我が国のヘリコプタ機数は1,000機を割ったが、依然として日本は世界第3位のヘリコプタ大国である。



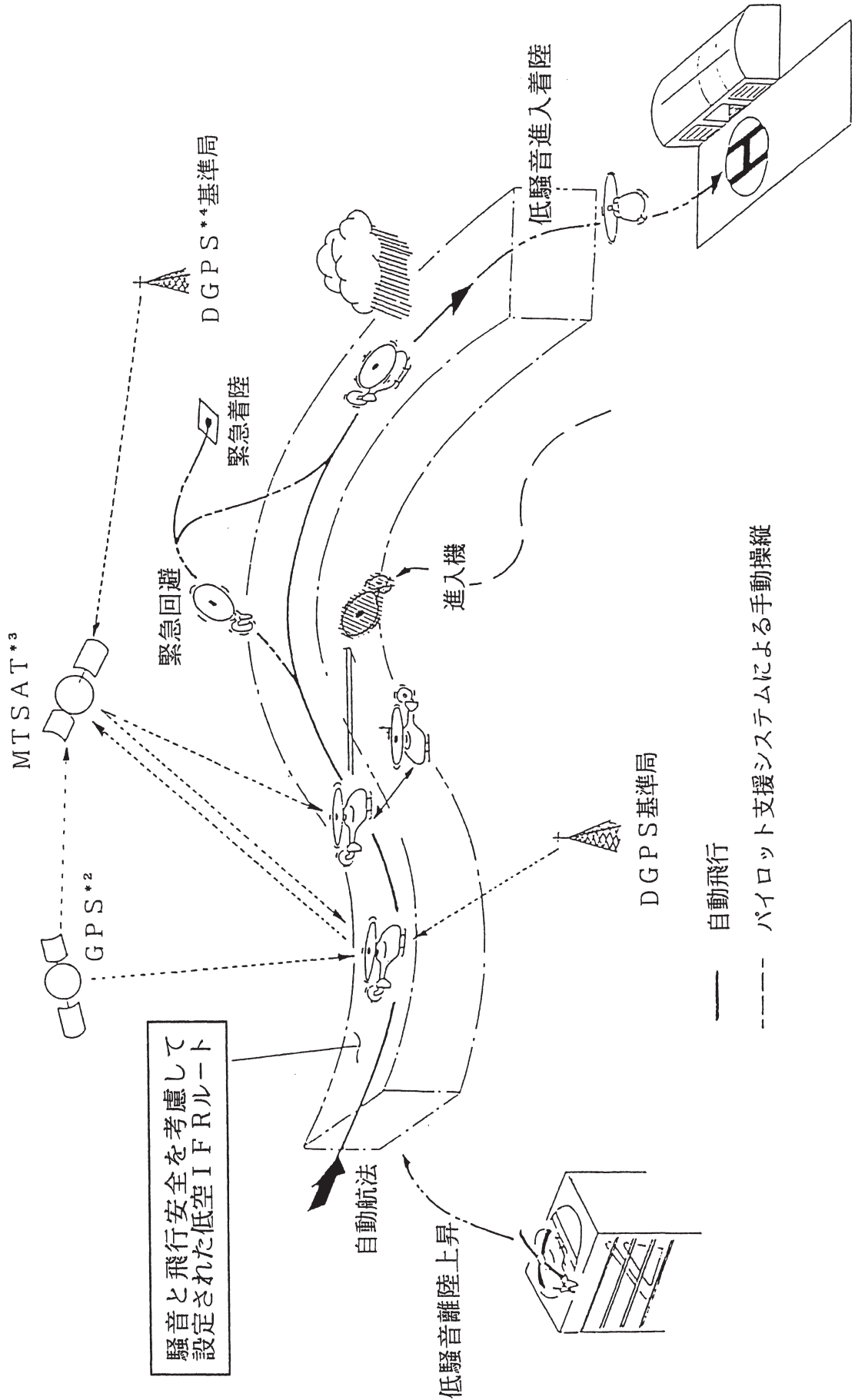
我が国の民間ヘリコプタ在籍機数の推移 (1992～1998)

資料-30 へりポートと他のインフラ・コストの比較



出典：「'93 高速道路便覧」（建設省道路局監修）
 「数字で見る鉄道'92」（運輸省鉄道局監修）等

資料-31 将来のコンピュータ・ヘリコプタ運用のイメージ



資料-32まとめとヘリコプタの将来への期待

- (1) ヘリコプタは我が国の国情、国民性に適した乗り物である。
(山が多い地形、航空機の半分はヘリコプタ、製造における品質管理が重要な部品が多い等…)
- (2) 将来のインフラストラクチャ (例えば運輸多目的衛星ベースの管制システム) の発展に伴い、ヘリコプタは高速端末輸送システムの一環として今後発展していくものと考ええる。
- (3) OH-1の開発、ATICの研究等により、我が国のヘリコプタ技術は
ようやく諸外国に肩を並べるまてになった。
- (4) 従って、新技術と運用を絡めて我が国のヘリコプタをうまく育てれば、
需要は拡大し、第2の自動車産業になる可能性を有していると考ええる。
- (5) ATICの研究は本年度で終了するが、この技術を使って我が国主導で
開発したヘリコプタが、世界の空を飛び回る事を夢見て、我々オールド・
エンジニアは若いエンジニアに今後を期待したい。

第2部

平成12年度 航空安全・環境適合技術研究に関する研究報告会

(平成12年10月4日：午後実施)

目次

(1) 航技研における航空安全・環境適合技術研究について	73
朝田洋雄	
(2) 航空安全情報システムの動向	77
渡辺 顯	
[運航安全グループ報告]	
(3) 乗員の行動様式に関する研究	83
村岡浩治、野田文夫、船引浩平、飯島朋子、岡田典秋、若色 薫	
(4) 適用型飛行経路を用いた運航方式の研究	87
船引浩平、村岡浩治、飯島朋子	
(5) 航空機搭載風計測ライダの開発検討	89
井之口浜木	
[機体構造グループ報告]	
(6) 航空機胴体構造の耐久性におよぼす与圧、曲げ、ねじり荷重の効果	93
寺田博之、岡田孝雄、Pavel Dybskiy	
(7) Propagation of a Short Crack in Aircraft Lap Joints.....	97
Pavel Dybskiy, Hiroyuki Terada, Takao Okada	
(8) 航空機胴体構造の落下衝撃特性と解析手法について	101
熊倉郁夫、峯岸正勝、岩崎和夫	
[環境適合グループ報告]	
(9) 航空エンジン排気の非接触測定—半導体吸収NO、NO ₂ 濃度測定装置の開発	105
林 茂、山田秀志、堀 守雄	
(10) 回転翼機の空力騒音発生機構解明に関する研究(そのIV)	109
齊藤 茂、青山剛史、末永尚史、白井正孝	
(11) 航空エンジン低騒音化技術に関する開発研究	113
長井健一郎、武田克己、生沼秀司、石井達哉、小林 紘	

本ページは各報告に関する主要図のカラーページです。詳細内容は各報告をご覧ください。

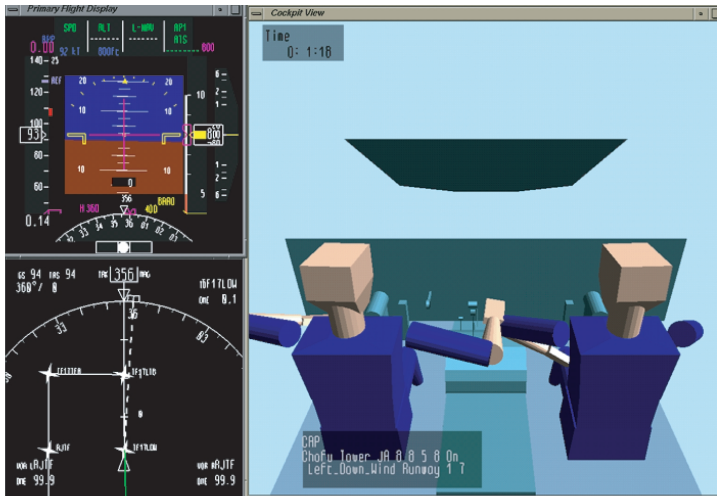


図1 数値乗員モデル
(P.83 論文3
乗員の行動様式に関する研究)

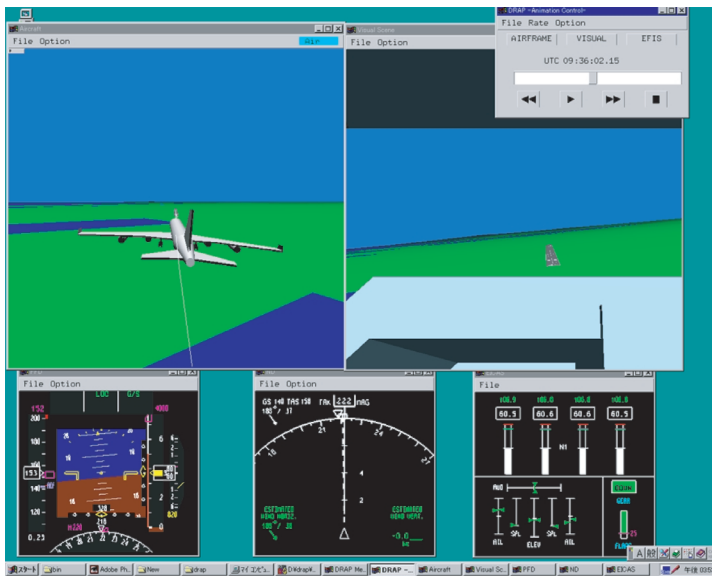


図2 DRAP表示例
(P.83 論文3
乗員の行動様式に関する研究)

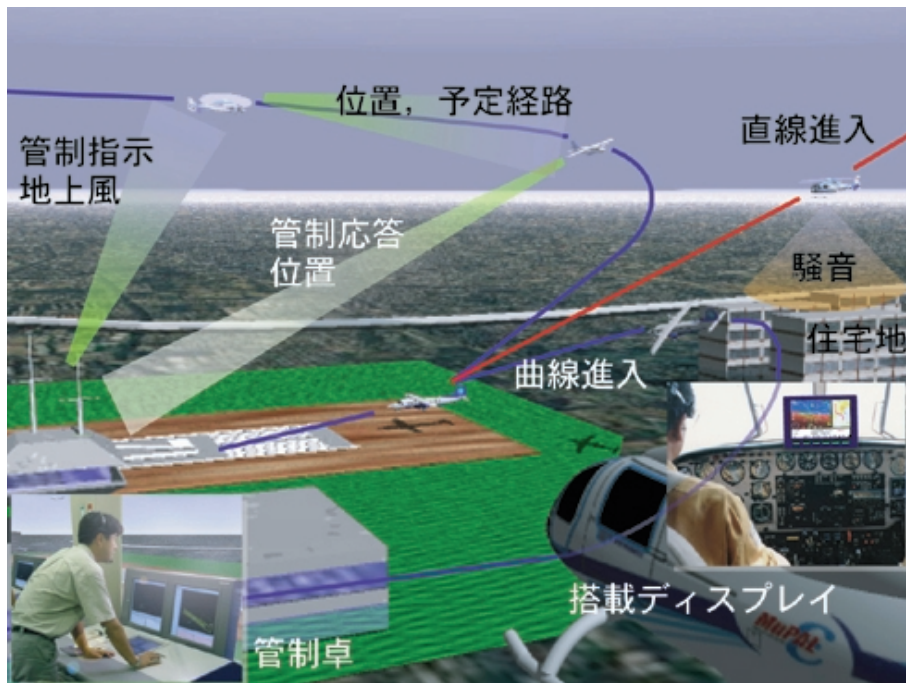


図3 NOCTARNの概念図
(P.87 論文4 適用型飛行経路を用いた運航方式の研究)

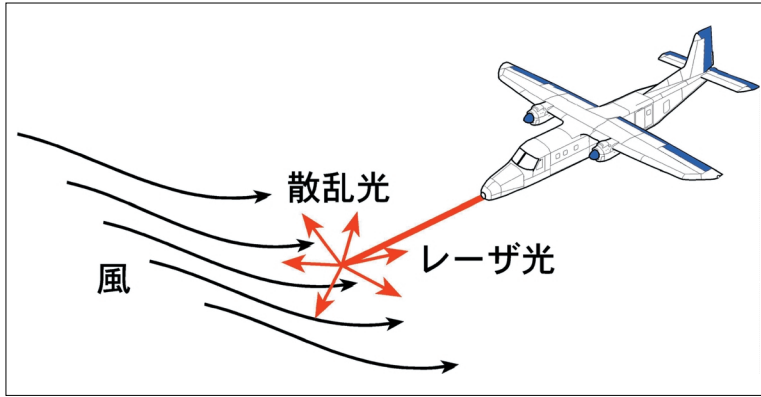


図4 航空機搭載型風計測ライダの概念図
(P.89 論文5 航空機搭載型風計測ライダの開発検討)

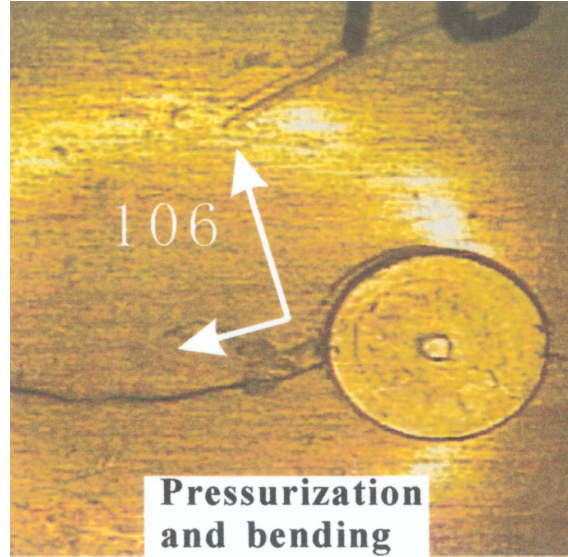
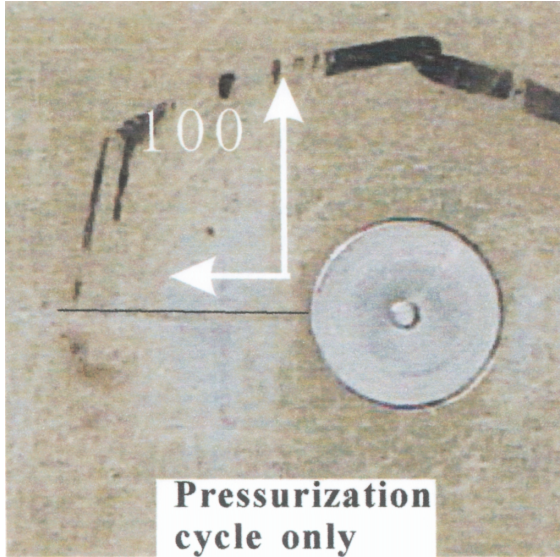


図5 Comparison of crack path and direction of principal stress for pressurization with and without bending cycles
(P.93 論文6 航空機胴体構造スケールモデルの与圧・曲げ疲労試験)

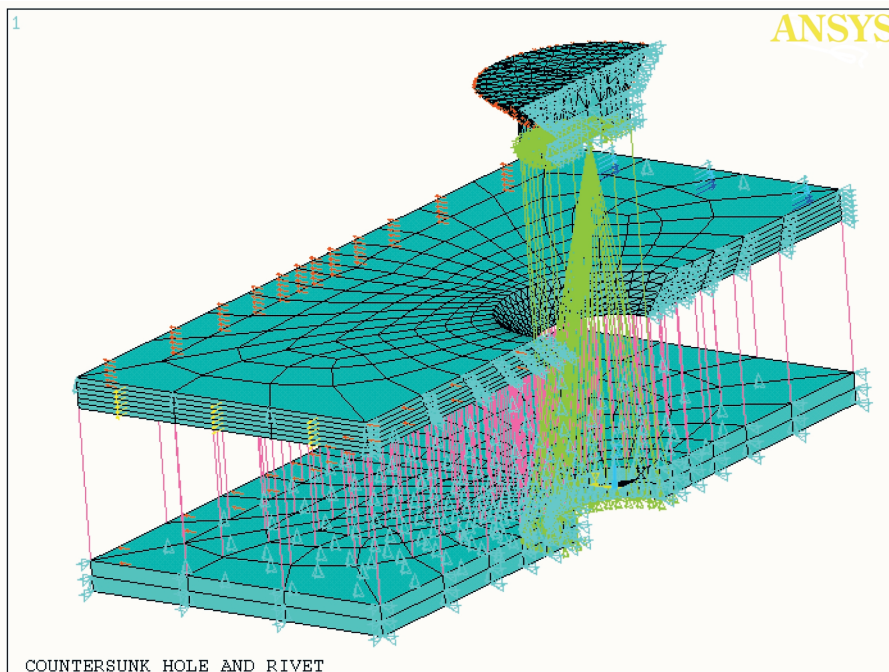


図6 Finite-element model for rivet joint
(P.97 論文7 Propagation of a Short Crack in Aircraft Lap Joints)

本ページは各報告に関する主要図のカラーページです。詳細内容は各報告をご覧ください。

本ページは各報告に関する主要図のカラーページです。詳細内容は各報告をご覧ください。

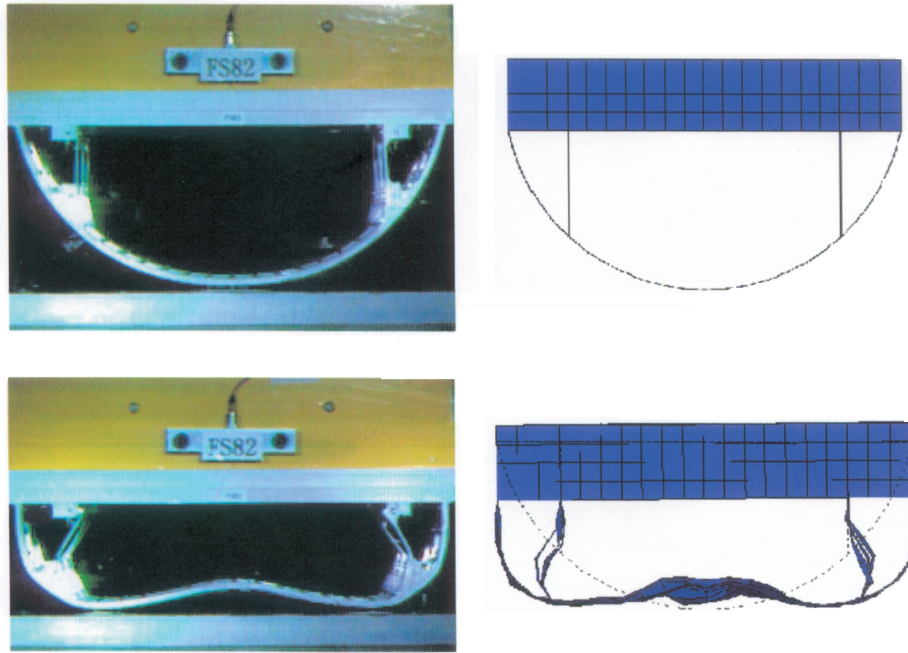


図7 航空機胴体下部構造の落下衝撃特性と衝撃解析の例
(P.101 論文8 航空機胴体構造の落下衝撃特性と解析手法について)

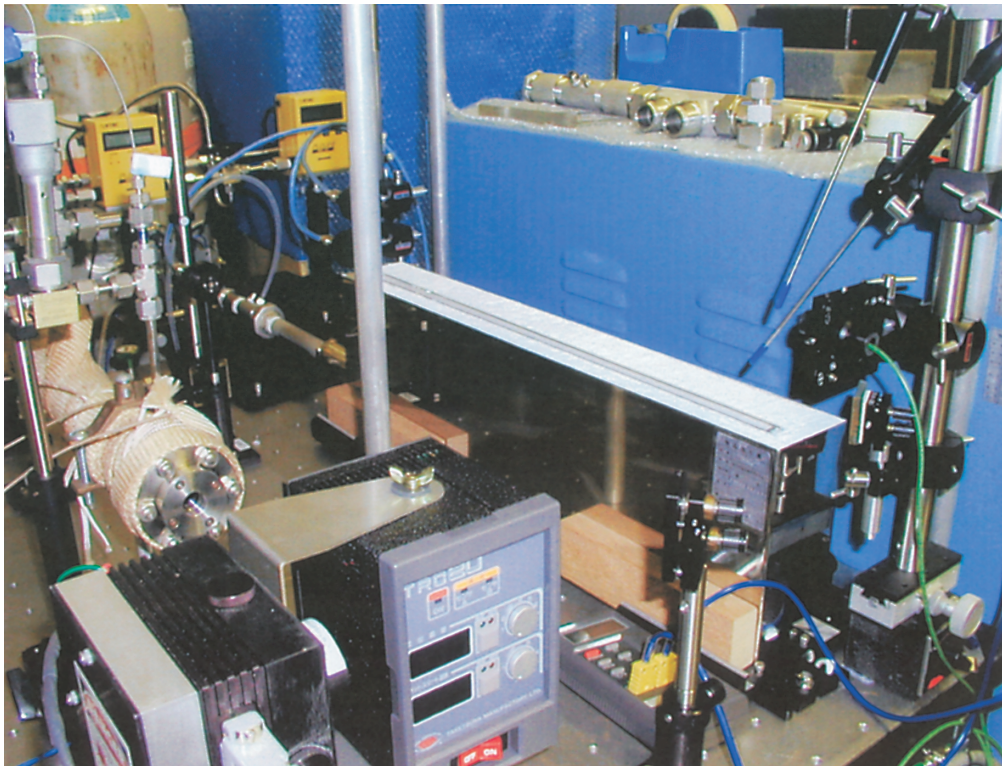


図8 Heated calibration optical cell(left) and rectangular nozzle generating exhaust gas jet(right)
(P.105 論文9 航空エンジン排気の非接触測定)

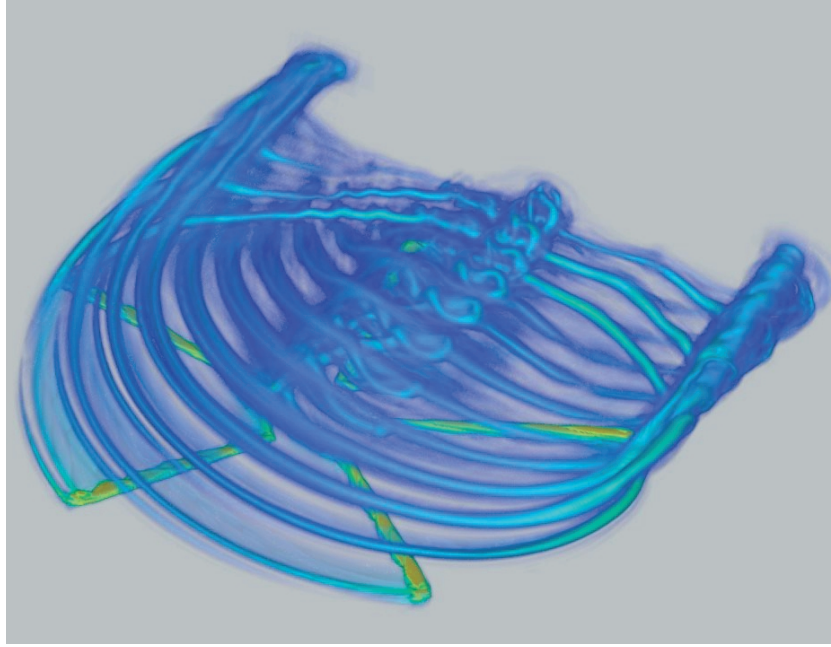


図9 Volume Rendering Techniqueによる翼端渦の可視化
従来の可視化と違って、翼端渦とブレードとの干渉現象をより鮮明に捉えることができる。

ATIC AT2 Blade：翼端から1対の渦が発生している。

(P.109 論文10 回転翼機の騒音低減技術研究(II))

本ページは各報告に関する主要図のカラーページです。詳細内容は各報告をご覧ください。

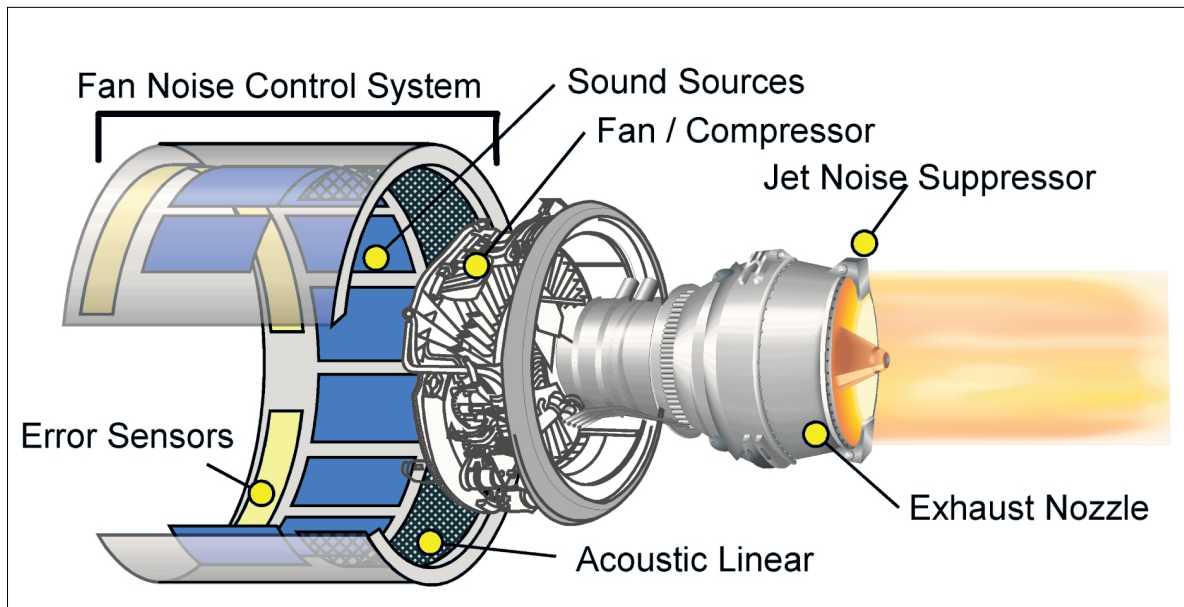


図10 エンジン・デモンストレータ概念図

(P.113 論文11 航空エンジン低騒音化技術に関する開発研究)

(1) 航技研における航空安全・環境適合技術研究について

朝田洋雄（航空宇宙技術研究所）

Research on Aviation Safety and Environmental Compatibility Technology at NAL-ASET

Hiroo Asada (NAL)

Key Words : 3D flexible trajectory, Wind turbulence, Active noise control, Crashworthiness, Non-intrusive instrument, Exhaust gas, Helicopter noise

Abstract

This report presents briefly NAL research activities on aviation safety and environmental compatibility technology of emission and noise. The NAL will be engaged in its technology development as an independent administrative agency after 2001. Consequently, the ASET will focus on the development of new operational concept using 3D flexible trajectory, wind turbulence and airspeed measurement equipment and active noise control and tab-mixers for reducing aircraft engine noise. While, it is pointed out that the researches on the crashworthiness of fuselage structures for cabin safety, non-intrusive instrument for aircraft engine exhaust gas measurement and helicopter external noise and its reduction will be continued which have already been conducted for several years.

1. はじめに

航空安全と環境適合に係わる多くの技術研究が NAL にてこれまでに行われ、社会に貢献できる成果を上げてきた。そのような活動を一層促進するために平成 8 年度に ASET を発足させ、既に 4 年が経過した。その間、社会ニーズの把握、外部研究評価への対応、技術研究成果の社会への還元、関連機関との連携強化等について、限られた人数と経費の中で取り組むことにより、幾つかの有効な成果 [1-4] を上げてきた。

周知のことであるが、米国ではゴア副大統領委員会が纏めた報告書「The White House Commission on Aviation Safety and Security」に応じて、NASA が 1997 に航空安全計画を作成し、それに基づいて「The Aviation Safety Investment Strategy Team」に産学官の力を結集して、米国主導で数値目標を持って航空安全性向上の技術開発を行っている。これは NASA が立てた「三本の柱」（航空、SST、宇宙）の一本である航空の中の 1 項目である。航空では環境適合性に関しても排気と騒音の低減について同じように数値目標を設定して取り組んでいる。

ASET も米国のこのような動向を十分に認識して研究活動を進める必要がある。

NAL は平成 13 年度より独立行政法人となり、国民の要請に積極的に応えることが強く求められるようになった。ASET の技術開発課題もその要請に合致する必要がある、耐空性及び環境に係わる規定に使うことができる成果を上げねばならない。

本文では、未だ十分とは必ずしも言い難い面もあるが、成果、外部研究評価結果、独立行政法人の中での技術開発遂行、最近の外部機関と連携等について概括する。

2. ASETの成果

平成 7 年から平成 11 年度の 5 年間に亘って行った研究により得た主な成果を纏めると次のようになる：

- ・胴体部分模型試験を用いた残存疲労寿命とリハット継手疲労亀裂進展の結果について FAA、NASA と協力して解析。寿命評価に関する基準検討に使用
- ・航空ヒューマンファクタ研究を運航会社との協力の下で行い、自動化に係わる教育訓練と CRM 訓練に関する JCAB 運航課

長通達に対処

- ・ 数値乗員モデルを完成し、航空事故調査委員会と運航会社に提供
- ・ 東京都の依頼により大島空港周辺の風計測を行い、安全離着陸のための空港拡張計画に協力
- ・ NO、NO₂濃度を非接触、高精度で同時測定可能な装置開発の見通しを得た。これまでに得た成果を持って、IPCC（気象変動に関する政府間パネル）：WMO（世界気象機構）/UNEP（国連環境計画）の特別報告書作成に参加。
- ・ ヘリコプターのブレード/渦干渉騒音の低減化手法を解析評価できる CFD コードの開発を進め、実用化できる見通しを得た。

3. 独立行政法人中期計画で行う技術開発

この数年間に互って行われてきた行政改革の一環として、当研究所は平成 13 年度 4 月 1 日より他国立研究機関と同じように独立行政法人として業務を行うことになる。即ち、これまでの国立研究機関の立場を離れて法人として、民間機関として平成 13 年度から平成 16 年度の 4 年間を一期とした中期計画によって、技術実証、技術開発、技術研究を行うことになる。独立行政法人の中で行う技術開発には：

- ① 行政、運航、製造等の外部機関より明確且つ具体的な技術開発要請があること
 - ② 技術開発成果を実用に反映できる具体的な方策があること。最も代表的なものとして、耐空性、環境に係わる規定に反映
 - ③ 数値目標、またはそれと同等な目標の明示とそれを達成するための計画策定
 - ④ 外部機関との協力関係の整備と外部資金の獲得
- 等が要求されている。

その観点から最も優先的に進めたい課題として、表 1 の太矢印線にて示した：

- ① 都市型空港の高度利用技術の開発研究
- ② 風擾乱及び対気速度計測技術の開発研究
- ③ 航空エンジン騒音低減化技術の開発研究

の 3 課題の実施を考えている。具体的内容については各研究報告の中で紹介する。

次の優先課題としては：

- ④ 客室構造の耐衝撃性向上に関する研究
 - ⑤ 航空エンジン排出成分の非接触測定技術に関する研究
 - ⑥ 回転翼機の騒音制御技術に関する研究
- の 3 課題を取り上げて研究を進めることを計画している。

4. 外部研究評価

各関連機関からは、社会が要請する航空安全・環境適合性に係わる技術開発研究を行う必要があることを強く指摘されてきた。そこで、研究課題、目標、手法、成果が適切であるか否かについて、外部評価委員による研究評価を平成 9 年度～平成 11 年度の 3 年間に互り受け、その評価結果 [5, 6] を ASET の研究活動に反映させるように努力してきた。外部評価委員には、原貞夫委員長（JAL）、遠藤信介委員（JCAB）、奥博靖委員（ATEC）、梶昭次郎委員（東大）、平岡康一委員（KHI）の 5 名にお願いした。外部研究評価は各研究領域においても行われ、横断組織である ASET の各研究内容の評価は平成 11 年度からは研究領域で行われ、ASET では総括管理と情報交流活動について評価が行われた。平成 11 年度の評価結果を簡単に纏めると：

- ① 航空安全・環境分野での更なる貢献
- ② 国内外のニーズと研究動向の把握、他機関との連携による研究推進
- ③ NAL に相応しい研究課題の推進
- ④ 人間行動様式に関する研究
- ⑤ 航空エンジン騒音問題への取組みが不足
- ⑥ 成果公表と活動の拡大、及び国内外への情報提供

になる。指摘の①、②、③、⑥については、これまでの活動を更に精緻強化、拡充することにより対応したいと考えている。⑤については、平成 13 年度からの中期計画の中で本格的に取り組むことを計画している。④については、既に実施している「乗員間の行動様式に関する研究」の中に人間心理の課題を含めるか否かを検討する。

5. 外部関連機関との連携

航空安全・環境適合技術を進めるためには国内外関連機関との連携は必須であり、その全容については平成 11 年度報告書で紹介した。特に記述しておきたいことを纏めると、まず、国立研究機関は、行政（国民）の要請に応えた課題の研究を遂行することが第一であり、図 1 に示すように引き続き JCAB との協力 [7] を密にするよう努力してきた。そのことは、運航機関、更には FAA-TC との協力関係を推進することにも繋がっている。次に、世界的インシデント等情報交換システム（GAIN）については、このシステム動向を把握すること、また将来 NAL がインシデント事象の技術研究を担当する場合も考慮して、JCAB、ATEC、運航会社と協力し

て国際会議に継続して出席し、一方では ATEC の委員会にも参加してきた。

6. おわりに

航空安全・環境適合性の向上を図ることは、21 世紀においても引き続き世界の関連機関が取り組むべき重要な課題である。NAL も研究と技術に関する特徴を生かして、また新たに始まる独立行政法人に課せられた役割を十分に認識し、このような動きに多少なりとも貢献して、国民の期待に応えたいと考えている。まずは第 1 期中期計画に掲げた主要な 3 技術開発課題の目標達成を目指して努力することになる。JCAB 始め関連機関の NAL への御支援と御協力を是非とも戴ければ幸誠である。

Cooperation with External Organizations

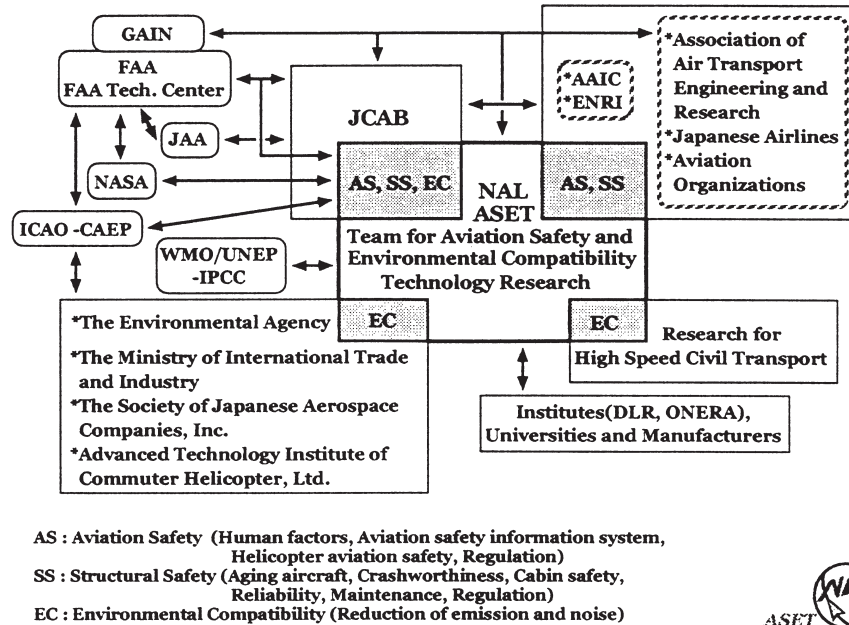


図 1 外部関連機関との連携

参考資料：1) NAL：平成 8 年度近未来航空技術研究報告会前刷集（7/10/1996）、平成 9 年度（7/8/1997）、平成 10 年度（7/22/1998）、2) NAL：平成 11 年度航空安全・環境適合技術研究に関する研究報告会（9/28/1999）、3) NAL: Proceedings of the International Workshop on Technical Elements for Aviation Safety（3/15-17/1999）、H.Terada, Ed.、4) 渡辺（ASET 情報交流班）：航空安全・環境適合技術研究に関する情報交流報告書、その 1（8/1996）、その 2（3/1997）、その 3（3/1998）、その 4（3/1999）、5) NAL 航空安全・環境適合技術研究評価委員会：平成 9 年度航空宇宙技術研究所 航空安全・環境適合技術研究評価報告書（3/1998）、平成 10 年度（3/1999）、平成 11 年度（3/2000）、6) NAL 総合評価委員会：平成 9 年度研究評価報告書（8/1998）、平成 10 年度（9/1999）、7) 航空安全行政推進懇談会（JCAB）：今後の航空安全推進に当たって（10/1999）

(2) 航空安全情報システムの動向

渡辺 顯

航空宇宙技術研究所
航空安全・環境適合技術研究組織 情報交流班

A trend of the aviation safety information system

WATANBAE Akira (National Aerospace Laboratory)

By a guarantee of flight safety it is possible to make a comfortable trip. These ten years the accident rate is almost flat. Then as increasing the number of an air-transportation, the number of accident will increase. In order to cope with these circumstances and to increase aviation safety, it is being conducted to make a new aviation safety information system that utilizes incident information data derived from the world aviation organizations.

In this report an outline of the world and Japanese movement on the new aviation safety information system will be described. And some characteristics of the incident data concerning flight phase will be simply shown in the appendix.

Key Words : Aviation Safety, Safety Information System, Incident Information

1. まえがき

航空輸送は安全性が保証されて快適な旅が可能となる。世界の民間航空の運航状況を見ると、航空機の世代が新しくなるにつれ、技術進歩と安全対策により事故件数は減少してきた。しかし、この十数年ほどは事故率が一定で、このままでは世界の航空需要の伸びに比例して事故は増加してしまうと危惧されている。これまで以上に抜本的な対策が要求されている。

事故（アクシデント）あるいはその前段のインシデントには必ず原因、要因があり、1つの事象例は他の事故防止に有効な場合が多い。この点をふまえ、航空界では、インシデント情報を航空安全に利用する動きが種々あり、数年前より「航空に携わる人々が自発的に安全情報を発し、それを集め、分析し、関係者へ配布・共有し、事前に安全対策を施すシステムを世界的なネットワークで構築しようとする動き」がでてきている。ここでは、この世界的な様子と我が国の動きの概要を述べる¹⁾。

2. 運航状況

2-1 航空輸送量と事故率

航空の歴史においては、1950年代より飛行速度、輸送量などが驚くべき発展をとげてきた。航空機の世代が新しくなるにつれ、エンジン性能、機体構造および材料の性能向上、操縦システム/コックピットの自動化、シミュレータ訓練の効率化、航空交通管制のデジタル化など、様々な分野での技術進歩があり、安全性も飛躍的に向上してきている。

図1に世界の西側運航会社の大型旅客機の航空輸送量と事故件数および事故率を示すが、1950年代から、技術進歩により急激な減少を続けた。これにより死亡

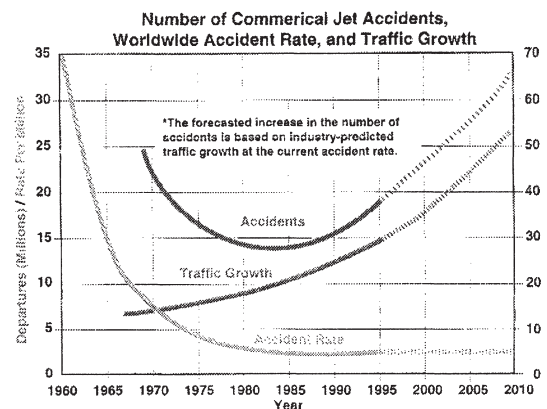


図1 航空輸送量と事故率²⁾

者数は年間平均800人未満にまで低下してきた。

しかし、残念ながら、1980年代半ばよりここ十数年間、事故率の低下は留まり、フラットな状態が続いている。このままでは、今後の航空需要の伸びに伴って、2025年には事故による死亡者数は世界中で年間4500人以上にも上ると予測され、2000年には、年48回（毎週1件）の事故が起きることを予想している。

2-2 事故の背景

(1) 事故の原因

事故はいくつかの要因が重なって起きる場合が多い。

- ・人的要因（ヒューマン・ファクターズ）
- ・機体関連（機材、疲労、整備など）
- ・気象要因
- ・運航方式、管制要因
- ・その他（行政事情、経営方針など）要因

ここ10年間の事故原因をボ-イングの資料よりみると、

- ① CFIT 2700件 (Controlled Flight into Terrain)
 - ② 操縦不能 2200件
 - ③ 飛行中火災 600件
 - ④ 空中衝突 500件
- また、飛行フェーズではダグラスの資料(1991-1995)

よりみると次のようである。

- ① 着陸時： 136件 ⑥ 着陸復航： 9件
- ② 離陸時： 46件 ⑦ 降下時： 7件
- ③ 進入時： 35件 ⑧ エンジン始動時： 2件
- ④ 上昇時： 21件 ⑨ 地上時： 1件
- ⑤ 空中： 19件 ⑩ 駐機時、他： 2件

進入降下着陸を合わせると64%、離陸上昇時は24%である。さらに着陸復航も加えて、空港付近での事故は91%以上となる。

(2) 事故とインシデント

一般に、事故1件につき、小さな事故あるいは事故になりそうなことはその10倍はあり、さらに、些細な報告されていないこと等はその100倍から1000倍もあると予想されている。このような現象は図2のように示され、ハインリッヒのピラミッドといわれる。

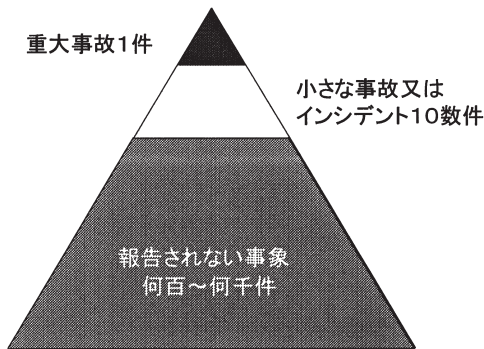


図2 ハインリッヒのピラミッド

事故に至る過程は多くの場合、図3に見るように、いくつかの不具合要因の連鎖により引き起こされる。従ってこの連鎖を断ち切ることで、事故を防ぐことが可能と考えられる。

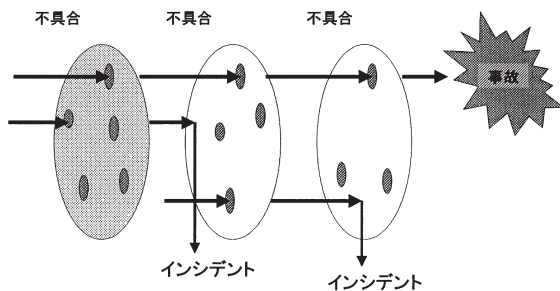


図3 事故はインシデントの連鎖(チェーン)による

3. 航空安全への取り組み

3-1. 安全への対策

安全を阻害する要因を早期に把握し、事故予防措置をとることは効果的で、このためには、事故やインシデントデータの解析に加え、日常システム監視などについて日頃の対策が重要である。

- ・ 日常運航の環視 (DFDRの利用)
- ・ 異常運航前の兆候のキャッチ
- ・ インシデント情報(データ)の収集、分析、配布 → 自発的安全報告制度
- ・ 日頃の訓練の向上
- ・ 日頃の安全対策の対応

3-2. インシデント情報の利用

航空機事故を未然に防止するには、インシデントに関する情報を当事者の積極的な協力のもとで幅広く収集し、専門家が分析し、結果を関係者に適切にフィードバックする制度、いわゆる「自発的安全報告制度」が非常に効果的であると認識されてきている。

米国で、1974年のトランスワ-ルト航空TWA514便がダラス空港にアプローチ中、山に衝突した。この事故のわずか6週間前にも同社航空で、事故には至らなかったが同じような事象を経験していたことが判明し、これを契機に航空機の運航において経験された不安全事象について報告をうける制度の運用が米国で1975年に開始された。このシステム制度はASRS(Aviation Safety Reporting System)と呼ばれ、報告数は現在年間約3万件に達し、解析結果は関係者にフィードバックされ、安全対策に利用されている。

4. 航空安全情報システムについて

航空安全情報に関するシステムはASRS以外、表1に示すように、日本を含め各国で運用あるいは研究されている1),3),4)。FOQAはDFDR(Digital Flight Data Recorder)を有効活用するもので、有効性が高いものとして各国で採用されている5)。

表1：世界の航空安全情報に関するシステム例 ()内は組織名

米国	FOQA (NASA), ASRS (NASA), ASAP (NASA), APMS (Airlines/NASA/FAA), PEAT (Boeing), CAST (maker/FAA),
英国	BASIS (BA), CHIRP
カナダ	CASRP, SECURITAS
フランス	AIRS (AIRBUS)
日本	DFORM (JAL), ASI-NET (ATEC), DRAP (NAL), FBSS-RAIS (NAL)
ドイツ	EUCARE
ニュージーランド	ICARUS, ASMS
国際	ADREP (ICAO), STEADES (IATA), GAIN

5. 世界的航空安全情報システム「GAIN」

FAA(米国航空局)が1996年5月に全世界の航空関係者に「航空事故ゼロ達成へ、参加のお願い」というメッセージをだし、運航上の安全を阻害する要因を認識し、適切な是正処置を講じるために、航空安全情報の収集、分析、伝達のための世界的な機構としてGAIN(Global Aviation Information Network)を提唱した6)。以下にGAIN活動の状況を示す7),8)。

5-1 GAINのコンセプト

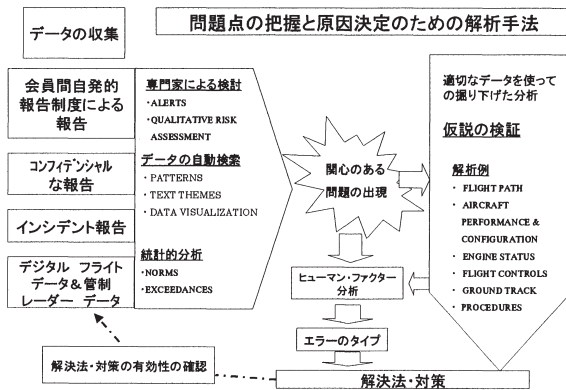
1998年11月に開催された第3回の世界会議でGAINの定義を、「GAINは、航空安全向上のために、世界の航空に携わる者の中であって、ユーザーよる、ユーザー間での安全情報の自発的収集、共有を促進するものである。」とした9)。この情報共有には航空会社同士、航空機メーカー同士といった情報の共有、そして業界横断的な共有、たとえば従業員、経営者、航空会社、航空機メーカー、管制官、空港の運営に携わる人々同士の横断的な情報共有などが含まれる。

役に立つ情報を作り出すため、また日常的なオペレーションをより良く理解するため、「質的、量的に膨大な量の航空安全情報を集め、分析すること」が重要であり、これがGAINの基本コンセプトである。ただし、生のデータをそのまま共有する必要性はほとんど無く、生のデータを分析して得た情報を安全情報として共有する事によって、互いに大いに有益な情報となる10)。

5-2 データの収集と解析プロセス

日常運航のデータとしては、主にデジタル・フライト・データ (DFDR) と管制レーダー・データ (ATC RADAR) などから得られる。膨大な量の運航情報を入手することの重要性は事故調査結果からも理解でき、真に効果的な早期警告機能とは、安全運航のため、画期的に進歩した情報のフィードバックと分析機能を持ったシステムである。

これらの機能を総合した解析プロセスを図4に示す。我が国のエアラインも含め、世界の主要航空会社内では、自発的な報告プログラムや航空安全報告と法的に義務づけられているインシデント報告などを情報源としてデータの収集を行い、解析ツールにより検討され、結果は情報提供側にフィードバックしている。



5-3. GAINの検討・活動経緯 11)

現在までのGAIN会議の活動経緯を表2に示す。

(1) GAIN世界会議での討議

第1回GAIN世界会議では以下の事項が報告された。

- ① FAAの提案に対し世界各国から寄せられた77件の回答の報告
- ② 既存安全情報交換システムの紹介
- ③ GAINの方向性、組織、活動の障害等への意見

表2 GAIN活動の経緯

・1996.5	FAAがGAINコンセプト提唱 世界航空界に意見要請
・1996.10	第1回世界会議(ボストン)
・1996.11～	5つのW/G活動
・1997.5	第2回世界会議(ロンドン)
・1997.9	ステアリング・コミティ設置
・1998.11	第3回世界会議(ロンビ-フ)
・1999.1～	新ステアリング・コミティと4W/G活動
・2000.6	第4回世界会議(パリ)

④ GAINの基本構想検討

⑤ W/G(Working Group)の設置

第2回世界会議は英国・欧州域を主対象として開催された。発表者は政府機関、航空会社、メーカー、航空管制関係、各種団体等多岐に亘り、いずれもGAINの目的・方針に賛成でありサポートすることを表明している一方、情報提供者が行政罰や刑事罰を受けたりすることの無いように、免責や個人データの秘匿化について適切なシステムで有ることを要求していた。

また、この会議の後、GAINのステアリング・コミティーが設置され、今後の進め方が協議された。メンバーは主に民間運航・機体製造機関からなる。

第3回世界会議では、再度GAINの意義を再確認する検討作業が参加者と共に行われた。

(2) 第4回世界会議

第3回GAIN世界会議後のステアリング・コミティーで今後の新活動方針が打ち出され、課題別に以下の4つのW/Gが設置され活動を行った。第4回世界会議は23カ国から175名が参加して開かれた。安全情報の共有に関する討議が行われた。また4つのW/Gの結果が報告された。

- ① WG-A: 航空安全推進手順作成(OFSH)
 - ② WG-B: 解析手法とツールの開発検討(CASTL)
 - ③ WG-C: 情報共有プロトタイプ作成(2種)
 - ④ WG-D: 情報共有の障害の除去検討(ICAO条項)
- このほか政府支援チームに関する検討がなされた。

6. 世界的情報交換を進める上での障害・課題

航空安全情報システムの実現に対しては幾つかの障害を克服する必要がある。情報の提供においては、ある程度の状況を伝える必要があるが、その状況が分かると誰がそれを起こしたか、誰が被害を被ったか等が

- ① 組織内での業務処罰
- ② 刑事処罰
- ③ 訴訟
- ④ 情報公開法に基づいての公開

- ① 言語
- ② 文化
- ③ 地域性
- ④ 先進/後進

推測しやすくなる。このため提供者は、その情報を次表に見るように、他に利用されることを恐れている。また世界的に見ると言語などの違いが有り、共通性を図る努力が必要である。

7. 我が国の状況

7-1. 日本における航空安全情報に関する動き

日本での航空安全情報に関する主な流れを表3に示す。1975年に運輸省が航空法改正により定めた「機長の異常接近報告制度」が我が国の最初の報告制度とみることができる。このあと、日本航空が1977年に社内に安全報告制度を設置したのをはじめとし、他の航空会社も順次社内に自発的安全報告制度を発足させ運営している。

表3 我が国の動き

・1975	運輸省 機長の異常接近報告制度
・1980～	各社の内部安全報告制度
・1980	航空法調査研究会の提言
・1987	航空振興財団での安全制度調査 運輸省 異常運航報告制度
・1998	ATECでの安全制度調査研究委員会
・1999	日本版航空安全情報システム構築
・2000	航空法改正 重大インシデント報告制度

1980年に航空法調査研究会が安全情報システムの制度化を提言した¹²⁾。また1987年には航空振興財団が秘匿に関する調査を行ったが、我が国の法体系から、不祥事につながる情報を報告して、処罰をしないということではできないと報告している。

平成10年10月に航空輸送技術研究センター(ATEC)に「世界的インシデント等情報交換システムに関する調査・研究委員会」が設置され、航空会社をはじめとする航空安全に関連ある機関からなるメンバーで調査活動が開始された。メンバーはGAIN世界会議にも参加し、GAIN構築活動を支援している。

7-2. ASI-NET システム

我が国も共有の安全情報報告システムを構築する動きが起こり、平成11年12月に航空輸送技術研究センター(ATEC)内に、図5に示す「航空安全情報ネットワーク(Japan Aviation Safety Information Network)」が構築された¹³⁾。現在は主としてデータを収集している段階で、一部解析が試みられている。

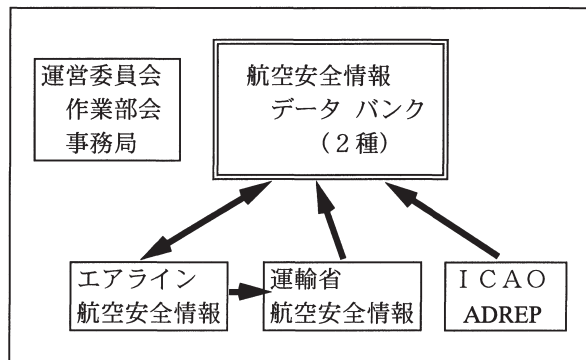


図5 日本版航空安全情報システム

8. あとがき

航空機の利用がますます増加する中で、快適でより安全な運航を実現するために、新しい取り組みが始まっている。その1つがGAIN構想である。インシデント情報はあらゆる場面に多々あり、その情報を有効に、しかも世界的に共有しようと言う構想は雄大であり、簡単にはまとめられないが、ネットワーク社会における主要な技法を駆使しようとするものであり、今後の航空安全のためにその成功が期待される。

インシデント情報に関しては、これまでに種々の解析が試みられているが、航技研が入手したデータを基に飛行フェーズに関して統計的解析を少し試みたので、その結果を付録に示す。

最後に、本文をまとめるに当たっては多くの資料等を参考にさせて頂いた。関係各位にここに深く感謝する。

参考文献

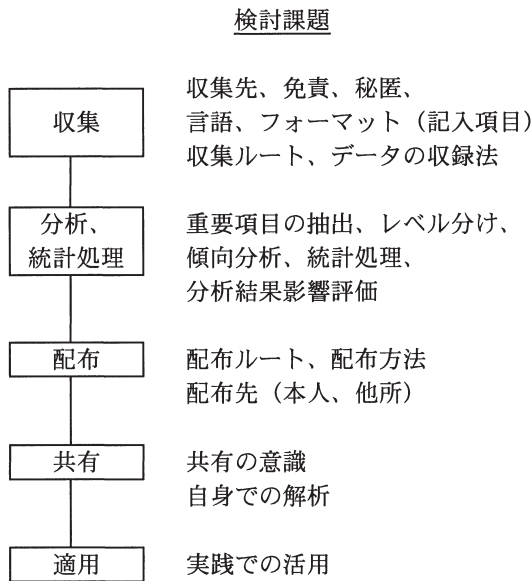
- 1) 渡辺：空の安全へ「航空安全情報システム」、自動車技術会2000年春季学術講演会、2000.5.25.
- 2) Stuart Matthews: Human Factors in Aviation, Proc. of the International Workshop on Technical Elements for Aviation Safety, 1999.3.
- 3) ICAO:A32-WP/58 ICAO Global Aviation Safety Plan
- 4) K.Muraoka,N.Okada:FBSS-RAIS Flight Crew Behavior Simulation System-Reconstruction of Accident/Incident Scenario,AIAA-2000-4587,2000.8.
- 5) FAA: FOQA Policy Statement 1998.12.2
- 6) Christopher A. Hart, FAA: All Who Can Help The International Aviation Community Reach Zero Accident, 1996.5.9
- 7) 一：世界的インシデント等情報交換システムに関する調査・研究報告書、平成11年3月、平成12年3月、航空輸送技術研究センター
- 8) 道本、渡辺：世界的航空安全情報システム「GAIN」、日本航空宇宙学会誌、2000,1 Vol.48,No.552
- 9) Christopher A. Hart: What is to GAIN?, Third Gain World Conference 1998.11.3
- 10) Stuart Matthews: Freedom and an Open Society-Road Blocks to improving Aviation Safety in the U.S.A., Third Gain World Conference 1998.11.4
- 11) 一：インシデント等情報交換システムに関する調査・研究報告書、平成12年3月、航空輸送技術研究センター
- 12) 宮城雅子：複雑大規模システムにおける事故防止(I),(II)、航空法調査研究会、1995.2.
- 13) 一：航空安全情報交換システムの構築に関する報告書、航空輸送技術研究センター、2000.3.

(付録) インシデントデータの統計的解析例

インシデント情報は多くの機関で収集が始められているが、その世界的共有による有効利用はこれからである。有効に活用するためには、インシデント情報の特質を明らかにすることが大切である。

A 1. インシデントデータ収集と解析プロセス

インシデントデータ収集・分析・共有プロセスと各フェーズでの検討課題をみると付図1に示すようになる。これらの中で重要なこととして、「如何に有効な情報を集めることができるか」、「得られた情報のどれが今後の事故防止に有効か」、「その情報を実践で如何に活用するか」がある。



付図1 インシデントデータ収集・共有の流れと課題

A 2. インシデントデータとアクシデントデータの統計的解析例

インシデントの要因は多種多数あり、膨大な数となるが、その解析がアクシデントを防ぐのに有効となるためには、インシデント情報がどのような特質を持っているか予め調べる事が重要である。文献 A1)～A4) においては、世界・我が国の事故報告データや ASRS データなどの統計的解析が試みられている。

ここでは、つぎの4種のデータを利用して、飛行フェーズに関して、インシデントデータの特質調査を試みたので紹介する。

(1) 利用したデータの種類の

①アクシデントデータ①

文献 A3) に示されているもので、1954年～1994年の死亡事故を中心としたアクシデント 2500 件のデータを統計処理したもの。

②アクシデントデータ②

航空関連資料に集計が示されているもので、IATA Safety Report の 1999 年 1 年間の 5 1 件データ。

③インシデントデータ③

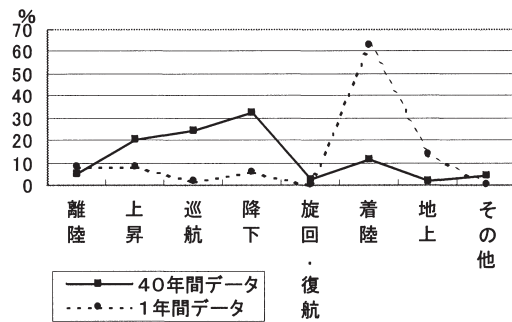
NASA の ASRS データ A5) の中の、1995 年 1 年間に報告されたボーイング系機体に関する 3262 件とエアバス系機体に関する 87 件のデータ。

④インシデントデータ④

米国系航空安全組織 (ASE) が 1997.7 から 1998.10 に収集した 420 件のインシデントデータ。

(2) アクシデントデータの比較

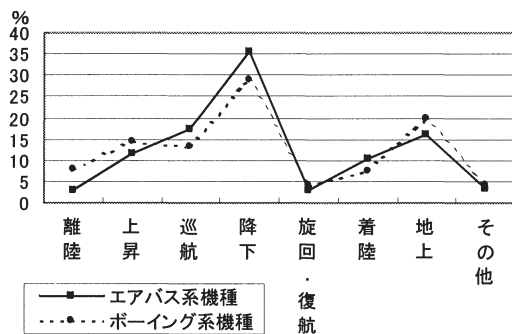
アクシデントデータ①とアクシデントデータ②を飛行フェーズごとにまとめて比較すると付図2のようになる。データ②は最近の1年間のもので、その年の顕著な事例（着陸）がわかる。数十年の傾向とすると離陸・上昇時より降下・着陸時の方が多いたことが窺える。



付図2 アクシデントデータ (40年間データと1年間データ)の比較

(3) インシデントデータの機種別の比較

インシデントデータ③に関して、ボーイング系機種とエアバス系機種に関するデータを飛行フェーズ別にまとめた比較を付図3に示す。

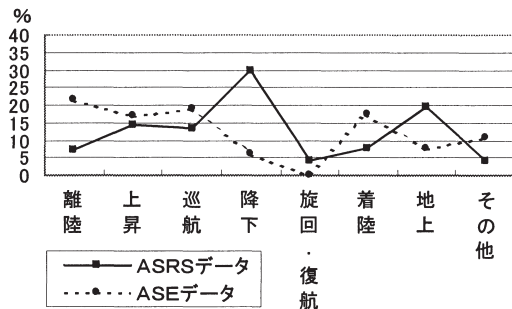


付図3 インシデントデータ(エアバス系機種とボーイング系機種)の比較

これを見ると、今回利用した米国 ASRS のデータでは、両者の飛行フェーズでのインシデント報告傾向は似たようになっており、特に機種の違いは少ないことが窺える。

(4) インシデントデータベースの違い

インシデント ASRS データ③とインシデントデータ④の飛行フェーズでの比較の様子を付図4に示す。上昇と巡航以外で違いが見られる。また、降下と着陸での違いは、恐らく、報告の分類上どちらに含めるかの違いも含むであろう。

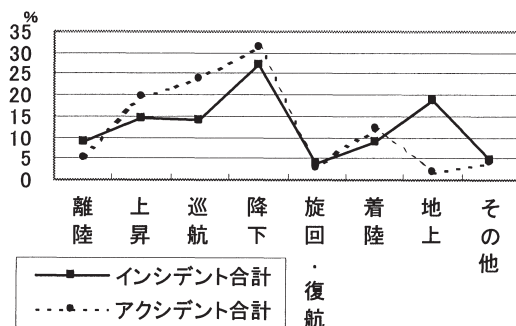


付図4 インシデントデータ (ASRSデータとASEデータ)の比較

(5) アクシデントとインシデントの違い

大ざっぱであるが、アクシデントデータ①と②の合計とインシデントデータ③と④をそれぞれ合計して、飛行フェーズごとにその比率を比べたのが付図5である。

これを見ると両者似たような傾向を示しているが、地上ではインシデント情報が多い。これは地上では事故になりやすく、かつ地上にいる時間が長いいため報告記憶時間が長くとれるためと考える。



付図5 アクシデントとインシデントのデータ件数割合の比

(6) 分析例の解釈

- ①アクシデント（事故）状況、事故原因はその年によって、大きく異なり、長い年月の平均的なものから次の事故を予言することは難しいとみる。
- ②ジェット機の機種によるインシデント報告の飛行フェーズ別での違いの差はあまり見られない。このことは、どの機種のインシデント情報も他機種の参考になると推測できる。
- ③インシデントデータ収集の仕方での違いはありそうである。このことは、あるデータソースからだけの判断だけでなく、色々な機関で収集したデータの分析が重要であることを示す。
- ④インシデントデータとアクシデントデータの比較では飛行フェーズによる報告割合の差は、地上以外多くはない。このことは、インシデント情報の傾向から、アクシデント対策を立てることは有効であることが窺える。
- ⑤ここでの解析は一例であり、インシデント情報の分析には、内部要因を分析することは当然最重要であるが、全てのインシデント情報を分析しがたい場合は、情報の分類、要因の重み付けなどが重要になると考える。

A3. あとがき

事故は思いも寄らない不具合要因で起こることがあり、かつこれまでは考えていなかったインシデントの組み合わせが引き起こす場合もある。インシデント情報だけで事故を減らす、あるいは防ぐことができるとは思えないが、これまでの事故との対比、インシデントデータ解析手法、情報分類、重み付けなど多面からの検討が重要である。

今後もアクシデントデータ、インシデントデータ双方を十分に解析・共有し、今後の航空安全に寄与させることが大切と考える。

付録参考文献

- A1) 山本、松岡：事故調査報告書に見る20年間の航空事故の変容、第33回飛行機シボジウム、1995.11.
- A2) 加藤、松岡：米国NTSBデータベースに見る航空事故の変容、第33回飛行機シボジウム、1995.11.
- A3) 寺田、他：航空事故データベースの構築と解析ならびに構造破壊事故例の研究、航技研報告、TR-1279、1995.11.
- A4) 常磐、松岡：米国ASRSと同一データベースに見るインシデント報告の変容、第33回飛行機シボジウム、1995.11.
- A5) ARG/US：The NASA Aviation Safety Reporting System, Incident Database, DOS Version Release 96-3 CD-ROM,

(3) 乗員の行動様式に関する研究

飛行システム研究領域

村岡浩治, 野田文夫, 船引浩平,
飯島朋子, 岡田典秋, 若色薫

1. はじめに

航空安全環境適合技術の中の運航安全に係わる研究の一環として、航空ヒューマンファクタに関する研究を進めている。航空ヒューマンファクタに分類される課題は時差や疲労等の生理的課題からコミュニケーションや言語学、社会学的課題等まで極めて広範であるが、当所では、その内でも飛行システムに関わりの強い課題を選んで実施している。

1998年度までに主に実施してきたのは、パイロット・インターフェイスに関する研究、運航シミュレーション環境の構築および数値乗員モデルの開発であった¹⁾。1999年度からはCRM (Crew Resource Management)スキル指標の構築および日常運航再生ツールDRAP (Data Review and Analysis Program)の開発に着手した。本稿では、過去一年間の作業内容を中心に、これまでの研究成果と現在取り組んでいる課題について報告する。

2. 研究内容

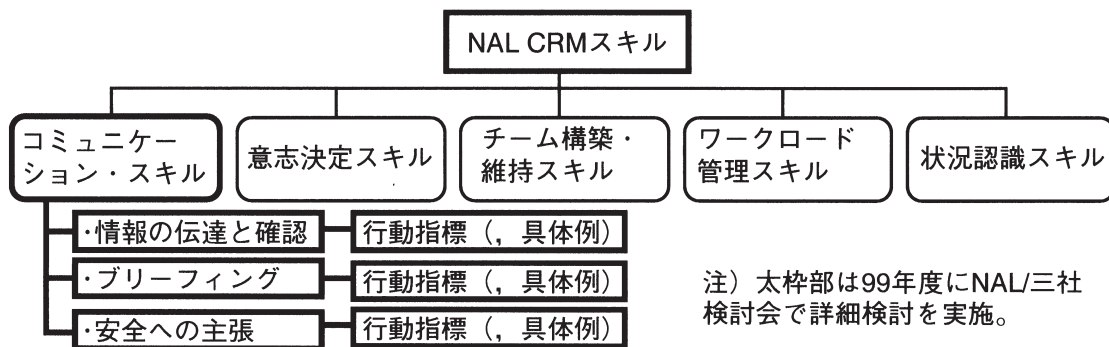
2.1 CRMスキル指標の構築

CRMとは「安全で効率的な運航を達成するために利用可能な人的リソース、ハードウェア

および情報を効果的に活用すること」と定義され、国内ではこれまでにCRMの概念の導入を主眼とした訓練が主に実施されてきた。近年は、概念の理解だけではなく、CRMを具体的に運航現場で実践するための能力 (CRMスキル) を定着化させることが必要とされている。

航技研では、これらの背景をふまえ、昨年度より、諸外国で提案されているCRMスキル指標を分析すると同時に我が国における運航の特徴に合致したCRMスキル指標を提案し、その実用性の評価を行うことを目的に、CRMスキル指標の構築に関する研究を開始した。ここで言うCRMスキル指標とは、乗員が具体的にライン運航で実践する行動の基本となる行動指標、およびCRMスキルに関するクルー・パフォーマンスの計測が可能となる計測指標からなる。

昨年度までに、全日本空輸 (株)、日本航空 (株)、(株)日本エアシステムのCRM教育に関わる訓練担当者や乗員らの協力のもと、まず、CRMスキル全体の構成要素を検討した (図1)。そして、CRMスキルの一つであるコミュニケーション・スキルの構築作業を行った。コミュニケーション・スキルの構成要素は、情報の伝達と確認、ブリーフィング、安全への主張からなるものとし、それぞれの要素について行動指標を構築した。さらに、構築した行動指標



注) 太枠部は99年度にNAL/三社検討会で詳細検討を実施。

図1 NAL CRMスキルの構成案

のみでは抽象度が高く、乗員が理解・実践しにくいと考えられるものもあるため、行動指標の理解を助けるための具体的事例を収集した。事例の収集に当たっては、過去の事故・インシデント事例の収集および乗員ヘインタビューを実施した。表1にNALで提案するCRMスキルの一部であるコミュニケーション・スキルの行動指標例及び具体的行動例・事例の一部を示す。

現在、コミュニケーション・スキル以外のCRMスキルの要素についてもNAL内で分析を行い、NALのCRMスキルの分類および各要素におけるコンセプトの第一次案をの作成をおおむね完了した(図2)。

今後は、第一次案をもとに、ワークロードの配分と状況認識等、個々のスキル行動指標について、エアライン3社(ANA, JAL, JAS)のCRM教育に関わる訓練担当者や乗員らの協力のもと、開発を進める予定である。

2.2 DRAP の開発

昨年度より、エアライン向けの日常運航再生プログラム"DRAP" (Data Review and Analysis Program)の開発を行っている。

現在、多くの大型旅客機にはAIMS (Aircraft Integrated Monitoring System)等の飛行データ処理システムが搭載され、日常運航データを取得している。いくつかのエアラインは、これらのデータを解析し、必要に応じてパイロットにフィードバックして将来の運航安全を一層向上させようという、DFOM (Daily Flight Operational Monitoring)やFOQA (Flight Operations Quality Assurance)等と呼ばれる活動を実施している。

DRAP (図3)は、この飛行データをアニメーションとして表示するためのソフトウェアである。航技研においては以前より飛行実験およびシミュレーション実験のためのデータ処理システムなどの開発を進め

表1 (a) コミュニケーション・スキル
行動指標例

・情報の伝達と確認
-情報は省略せずに正確に伝えること。
-標準的な用語を用いること。
⋮
・ブリーフィング
-SOP (Standard Operational Procedure)通りでない応用操作を行う場合は説明すること。
-客室乗務員とのブリーフィングでは運航の概要と相互連絡方法について確認を行うこと。
⋮
・安全への主張
-疑問に思ったことは躊躇せずに口に出すこと。
-危険であると感じたときは自己主張の程度を強めること。
⋮

表1 (b) コミュニケーション・スキル
具体的行動例・事例の一例

「安全への主張」の事例
状況：副操縦士はコースを逆に飛んでいるのではないかと疑問を持ち、それを機長に伝えたが機長からは反応がなかった。
対策：「機長これでいいのでしょうか?」と間違いをほのめかして伝えるのではなく、「もう一度チャートをみてください。」と言ったり、「私はATCにRadar Positionを聞いてみます。」等の率直なアドバイスをし、機長に懸念を促す。
⋮

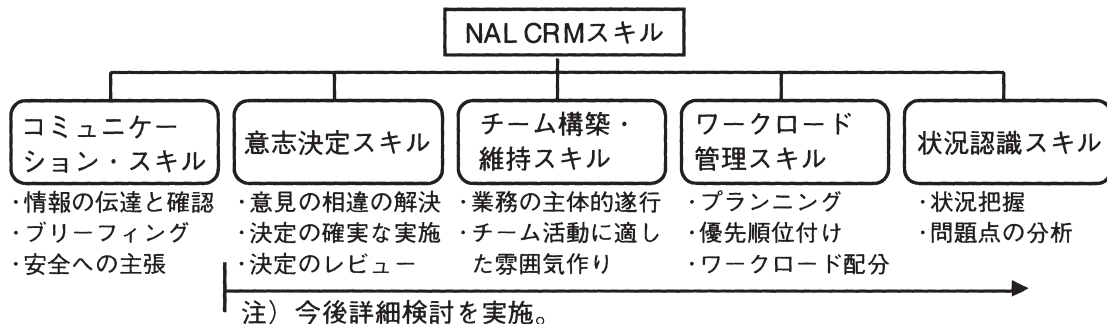


図2 各スキルの構成要素

てきたが、これらの技術を統合する形で本プログラムを開発している。現在までに、以下のような機能を作成した。

(a) データ変換機能

取得された飛行データをDRAPで読み込み可能なデータフォーマットに変換するとともに、位置に関する飛行データを再構築する。現バージョンでは進入着陸時の飛行データ構築が可能である。

(b) アニメーション機能

記録されたデータを、コックピットからの視界、第三者視点からの機体運動、計器などの形で再生する機能である。

(c) 風推定機能

機体の空力特性値を利用し、水平および上下の風向風速を算出する。この機能によりND (Navigation Display) には表示されない、ラダー使用時の横風や上下風を表示することができる。

これらの機能で構成されるプログラムを公開前のプロトタイプ版と位置づけ、今春よりJALの担当部署において運用評価をいただいている。今後は、対象機種を拓げるなどの機能拡張を実施するとともに、DFOM, FOQA活動を実施する他の航空会社へ運用評価を依頼し、プログラムの改善・改良を図っていく考えである。

2.3 数値乗員モデルの開発

数値乗員モデルは乗員の身体寸法などの物理特性および意思決定プロセスなどの認知特性をモデル化したもので、ヒューマン・ファクタに関する課題を計算機上で解析するためのツールである。本ツールは、操作手順の開発、訓練用シナリオの開発、航空機事故にいたるまでの乗員行動の解析といった分野に利用でき、これによって飛行シミュレーションや飛行実験の事前評価、および事故要因分析などの解析が可能になると考えている(図4)。

昨年度は、これまでに作成したコックピット内の操作手順および非通常時の操作模擬機能に加えに加え、航空管制との通信模擬に関わる機能整備に着手した。まずはじめに、通信模擬に必要な会話文章の生成や信号の授受に関する基本機能を構築することを目的として、有視界飛行における着陸進入時の管制通信を対象にモデルを作成した。本機能は、位置通報点において飛行場管制と通信を設定した後、管制指示に従って場周経路へ進入し、適宜位置通報を行いながら最終的に着陸許可を受諾して着陸するといった飛行を模擬するものである。同シミュレーションでは、地上管制官も計算機上に模擬されるが、地上管制官からの指示はシナリオとして計算機上にあらかじめ用意し、異なる指示や指示のタイミングを変更するなどしたシナリオを複数用意する方法でシミュレーションを行う構成とした。

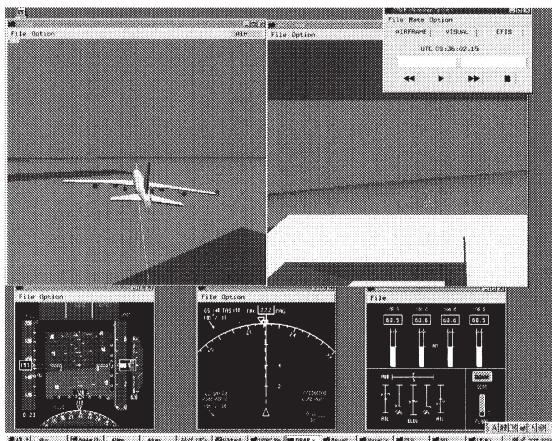


図3 DRAP画面表示例

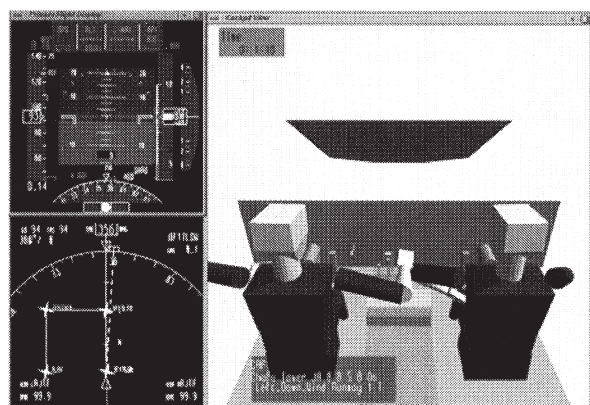


図4 乗員モデル表示例
(位置通報@Left Down Wind)

今後は、交信機能とこれまでに作成した操作手順模擬等の機能を結合し、コックピット内行動の模擬精度を向上させていく予定である。また、本モデルをベースとして将来型の運航環境における進入・交信手順を組み込んで成立性評価のためのシミュレーションに応用する予定である。

2.4 地上・機上コミュニケーション課題に関する研究

本項目に関しては、これまでに運航シミュレーション実験装置REOS (Research Environment for Operational Simulation) への管制通信パネル付加や、機上トラフィック・ディスプレイの試作評価などを実施してきた。

当初の計画では、本課題について、将来型の航空交通管制環境におけるコックピット・インターフェイス等について航空ヒューマンファクタ研究の一項目として取り組む予定であったが、より規模を拡げる形で、次報告に詳述するプロジェクト"NOCTARN" (New Operational Concept using Three-Dimensional Adaptable Route Navigation) として展開する方針とした。同プロジェクトでは、地上騒音軽減、運航効率および安全性の維持向上のために、GPSやトンネル型経路表示装置、データリンク通信等を利用した曲線進入方式を核とした次世代の運航方式の提案を目的とする。ここでは、運航方式を実現するための計測技術や運航方式、表示方式その他の技術について研究を実施するとともに飛行シミュレーションおよび実験用航空機を用いたデモンストレーションを実施する計画である。航空ヒューマンファクタの見地からは、これまでに実施してきたパイロット・インターフェイスの開発や実験技術をベースとして、同プロジェクトのためのインターフェイス開発やコミュニケーション方式の提案、運航方式の評価などを実施していく予定である。

3. まとめ

ヒューマンファクタ研究の状況について、これまでの成果と現在実施している事項について紹介した。これまでも、製造および運航関係者の方々の多くの御協力や御助言によって研究を進めてきたが、今後とも一層の御指導をお願いしたい。

参考資料

- 1) 船引, 村岡, 飯島, 岡田, 若色, 田中: 航空ヒューマンファクタの研究, 平成11年度次世代超音速技術および航空安全環境適合技術に関する研究報告会, 1999.
- 2) 船引, 村岡, 飯島: 航技研におけるヒューマンファクタ研究, 日本人間工学会41回大会, 2000.
- 3) 村岡: 数値乗員モデルの研究, 平成11年度次世代超音速技術および航空安全環境適合技術に関する研究報告会, 1999.
- 4) 馬場, 村岡: 数値乗員モデル管制交信模擬機能の開発, 航空宇宙学会31期年会講演会, 2000.
- 5) 船引, 村岡, 飯島: 適用型飛行経路を用いた運航方式の研究, 平成12年度次世代超音速技術および航空安全環境適合技術に関する研究報告会, 1999.

(4) 適用型飛行経路を用いた運航方式の研究

航空宇宙技術研究所 船引浩平, 村岡浩治, 飯島朋子

1. はじめに

人口密集地域にある空港では、航空機の離発着に伴う周辺騒音が大きな社会問題となっている。その反面、航空需要の増加によって運用時間の長時間化や航空機間隔の短縮などの要求は強まっている。このような要求に対して、航空機の経路を柔軟に設定することで住宅地などに対する騒音を低減させ、かつ空域を有効に利用する方法が以前から検討されてきた¹⁾。

航空宇宙技術研究所（以下、航技研）でも、これまで GPS(Global Positioning System)を用いた精密進入のための航法技術²⁾や、これにトンネル型経路表示装置を組み合わせた曲線進入技術の研究³⁾を進めてきたが、次の段階として、このような進入方式を核とした、地上騒音の軽減、運行効率と安全性の維持向上を目的とした次世代の運航方式に関する研究を開始した。提案する運航方式および本研究は NOCTARN(New Operational Concept using Three-Dimensional Adaptable Route Navigation) と呼称する。本稿では提案する運航方式案と研究計画の概要について述べる。

2. 提案する運航方式と研究課題

2.1 運航方式の概要

運航方式の概念図を図1に示す。住宅などへの騒音被害を軽減するためには、対象地域の上空を避けつつ、十分な操縦性を確保するような経路を設定する必要がある。このような自由度の高い経路は GPS のデータを基に設定し、経路に関する地上の管制官とパイロットとのやりとりには CPDLC(Controller Pilot Data Link Communication)を用いる。従って、管制指示や要求は目標飛行経路を直接やりとりする形でおこなわれる。また、CPDLC は、管制指示に関する情報だけではなく、上空や地上での風や他機の位置、飛行経路などを扱う。これらの情報は空域内の全ての機体と管制官との間で共有化されて衝突回避や、地上騒音などに対する風の影響を考慮した経路設定などに利用される。なお、当面の研究では、大規模空港における大型旅客機の運航ではなく、小型機の運航を対象とする。これは、ヘリコプタやアビオニクス⁴⁾の製造メーカーが日本にあること、すでに研究の進んでいる大型機の運航に比べて研究の余地が多いことが理由である。

このような運航方式を提案するためには、飛行経路及び空域の設定基準や管制基準、運航手順などの検討が必要である。そこで、管制官やパイロットを含めた統合的なシミュレーション環境を構築し、実験によって成立性を評価してゆく。

2.2 地上設備

想定される地上設備はレーダ及び管制卓によって構成される。空域の装備機は CPDLC 情報から位置や飛行経路を取得できるが、非装備機については地上レーダによって情報を取得し、必要によって他機に対して空域内の非装備機のデータを送信する。

地上管制卓に関する課題として、複数の三次元経路を辿る機体の位置や、空域内に非装備と装備機の異なる運航をする機体が混在した場合の状況などを管制官が的確に把握できるかどうかを検討し、適切な HMI(Human-Machine Interface)を提案してゆく。

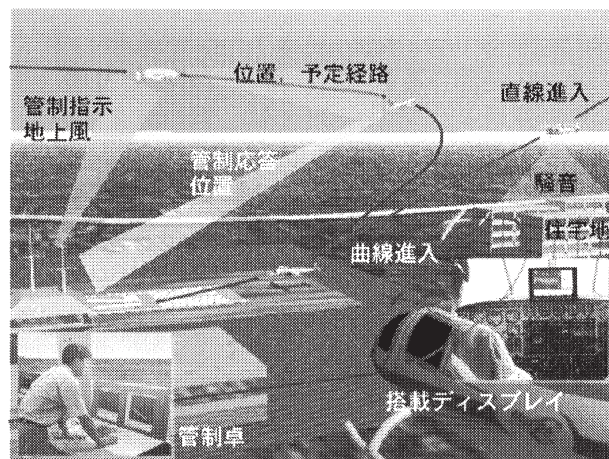


図1 運航方式の概念図

2. 3 搭載機器

想定される搭載機器は、GPS、MFD(Multi-Function Display)および CPDLC デバイスなどによって構成される。MFD のイメージを図 2 に示す。MFD の主な機能は、(a)航法に関する情報と操縦に関するキューの生成、(b)他機の情報の提示、(c)管制官との交信である。(a)については、トンネルによる三次元的な目標経路の呈示を核とし、速度や高度などの飛行に関する情報を統合して表示する。(b)については CPDLC によって得られる他の装備機と地上から一括して送られる非装備機の情報をあわせて呈示する。(c)に関しては、地上からのメッセージの表示と、ダウンリンクするメッセージの選択機能を与える。

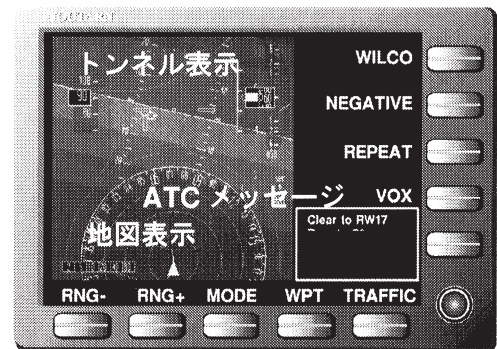


図 2 MFD イメージ

課題としては、多くの情報を整理して限られた表示装置に呈示する方法や、また、着陸前のワークロードが高い状態で可能な CPDLC の操作方法の検討などがあり、飛行シミュレーションや飛行実験によって開発を進めてゆく予定である。

3. 研究計画

表 1 に研究計画の概要を示す。本研究では、搭載機器と地上設備の検討および試作と、運航システム全体を含むシミュレーション環境の構築とそれを用いた運航方式の検討を実施する。これらの内、特定の課題に対しては、Human-in-the-loop のシミュレーションおよび飛行実験を適宜実施してゆく。最終的には複数の航空機と管制官を含めた飛行実験を実施し、システムの成立性を実証する。

表 1

	2000	2001	2002	2003	2004
搭載機器	表示方式検討 飛行方式検討	CPDLC 機器開発	表示装置等開発	搭載作業	統合飛行実験
地上設備	基本検討	管制卓開発	管制卓開発	地上設備統合 統合 SIM	
運航方式	SIM 環境整備 飛行経路設定方式	SIM 環境整備 通信手順 空域設定方式	SIM 環境整備 VFR 機との干渉 非常手順		

4. まとめ

小型機を対象とした次世代の運航方式に関する研究計画の概要を述べた。現在、シミュレーション環境の構築、搭載システムの検討などを開始しており、実験用航空機を用いた飛行実験を適宜実施している。また、本研究はその性質上、内外の研究機関や製造者と共同で実施する必要がある、研究態勢造りを急いでいる。今後とも関係諸機関のご協力とご理解をお願いしたい。

文献

- 1) Erkelens, L. J. J.; Research on Noise Abatement Procedures, 10th European Aerospace Conference "Free Flight", 1997.
- 2) Harigae, M., Tsujii, T., Ono, T., Inagaki, T., and Tomita, H.; Flight Evaluations of Carrier DGPS/INS Hybrid Navigation for Automatic Landing, 36th Aircraft Symposium, 1998.
- 3) Funabiki, K., Muraoka, K., Terui, Y., Harigae, M., Ono, T.; In-Flight Evaluation of Tunnel-in-the-Sky Display and Curved Approach Pattern, AIAA Guidance Navigation and Control Conference AIAA-99-3966, 1999.

(5) 航空機搭載型風計測ライダの開発検討

井之口浜木（航空宇宙技術研究所）

Examination of Onboard Wind Measurement LIDAR

Hamaki Inokuchi (NAL)

Key Words: LASER, Onboard Sensor, Doppler LIDAR, Wind Measurement

Abstract

The aircraft is always influenced by the wind, and the wind turbulence becomes one of the main factors of an aircraft accident. If pilots can know the wind turbulence beforehand in flight, avoiding it or reducing damage is possible. Therefore, it is important to predict the wind turbulence on the flight path for flight safety. Since wind measurement remote sensor using LASER is developing recently, research and development of onboard wind measurement LIDAR (Light Detection And Ranging) was started for wind prediction in National Aerospace Laboratory. The examination result and the plan of research and development are explained.

1. はじめに

航空機事故の多くは、ウインドシア、ダウンバースト、晴天乱流などのような風の異常に起因して生じている。したがって、もし操縦者が飛行中にこれから遭遇する飛行経路上の風の強弱や変化、擾乱の程度を予め知ることが出来たら、それを回避したり、影響を軽減させるための措置を講じることが出来るため、航空安全上有益である。しかし、現在は飛行経路上の風を実時間で測ることは出来ないため、地上の気象観測結果や先行機からの情報をもとに、風の予測を行ったり、気象レーダに映る雲のエコーから乱気流を予測したりしている。

上空の風を直接測る手法として、従来は気球を放球して、その時々刻々変化する位置を追跡レーダやGPSを利用して測定することにより、風速を算出する方法が一般的であった。近年になり、音波、電波、光波を利用したリモートセンシング技術が発達してきたため、地上の設備により直接上空の風を測ることも可能となった。これらの設備からの風情報を操縦者に伝達することにより、操縦者は予め風の状況を知ることが出来る。しかし個々の航空機の飛行経路上の風を全て測定するには、大規模な設備が多数必要となり、現実的ではない。

一方、航空宇宙技術研究所では航空機を用いて飛行経路上の風を計測する機上搭載システムを開発し、運用している。本システムは、大島空港拡張計画に関連して新滑走路に対する予定飛行経路上の風を測定し、地形性の乱流を明らかにするデータを取得した¹⁾。しかし本システムでは、測定点があくまでもノーズブーム先端であるため、自機

がこれから遭遇する風を測定し、自機の航空安全に役立てることは困難である。そこでもし風観測用のリモートセンサを航空機に搭載することができたら、これから遭遇する気流が予知できるため、航空安全に役立てることが出来ると考えられる。

このため、航空宇宙技術研究所では、航空安全に貢献することを目的とした、航空機搭載可能な風計測リモートセンサを、実用化するための研究開発を開始した。その研究開発に関する調査検討結果と研究開発計画について報告する。

2. 風のリモートセンシング

風のリモートセンシング技術は、地上から上空の風を観測する装置として開発されており、音波、電波、光波を利用した方式がある。それぞれの方式は、略語により以下のように呼ばれる。

・音波を利用する方式²⁾

ソーダ：SODAR (Sound Detection And Ranging)

・電波を利用する方式³⁾

レーダ：RADAR (Radio Detection And Ranging)

・光波を利用する方式⁴⁾

ライダ：LIDAR (Light Detection And Ranging)

風速を検出するための方法は、雲などを追尾してその変異量から求める方法⁵⁾および、放射した波の波長に対して大気中で散乱された波の波長がドップラーシフトにより変化することを利用した方法があり、後者はドップラー効果を利用するので、それぞれの略語の接頭語としてドップラーが付加されることもある。それぞれの方式の特徴は使用する波長や送信出力により異なるが、既に開発されている標準的な地上設置型の装置について表1

に示す。

表1 風計測リモートセンサの方式

	ソーダ	レーダ	ライダ
長所	価格が2000万円程度である。充分な実績があり手軽に利用できる。	有効範囲が最大で100km以上の装置がある。	目的に合わせて小規模なものから大規模なものまで作ることが出来る。
短所	有効範囲は、約1000m以内である。騒音を発生する。外部騒音の影響を受ける。降雨降雪時には使用出来ない。サンプリング間隔が長い。	周波数によっては晴天時には使用出来ない。有効範囲が広いものは移動できないほど巨大である。数億円以上する。	開発途上であり、まだ実績が少ない。降雨降雪時には使用出来ない。出力と波長によっては、眼球に対する危険性がある。

これらの装置を航空機に搭載しようとした場合、まずソーダは測定方向に対して巨大な開口部を有するスピーカが必要となるため、困難である。外部騒音の影響を受ける点でも、有効範囲が限られている点でも、サンプリング間隔が長い点でも不利である。

レーダは実用器が既に航空機に搭載されているが、それは晴天時には機能しない。晴天時に使用できるレーダは巨大であるために、航空機には搭載できない。

ライダはまだ開発途上であるが、出力や眼球に対する安全性など、様々な仕様の装置を目的に応じて作ることが出来る。このため航空機搭載用の風計測リモートセンサとして、ライダが最も適していると判断した。

現在開発されている地上設備としての風計測ライダは、数10km程度遠方の風を計測することが出来る。これを小型化すれば、原理的には航空機搭載は可能である。

3. 航空機搭載風計測ライダ

航空機搭載風計測ライダとは、図1に示すように飛行中の機体から前方の大気中にパルス状のレーザー光を放射し、大気中に浮遊するエアロゾルによるレーザーの散乱光を受信して、ドップラーシフト量を測定することにより、風速を求める装置である。大気散乱光は大気の熱運動によるレーリ散乱、および風と共に移動するエアロゾルによるミ

ー散乱が合成されたものとなり、レーリ散乱は広帯域に拡散するためノイズ成分となる⁶⁾。また、レーザー光は光路上のあらゆる点で散乱するため、放射および受信の時間差から測定点を算出する。

風計測ライダは、日本国内ではまだ航空機搭載

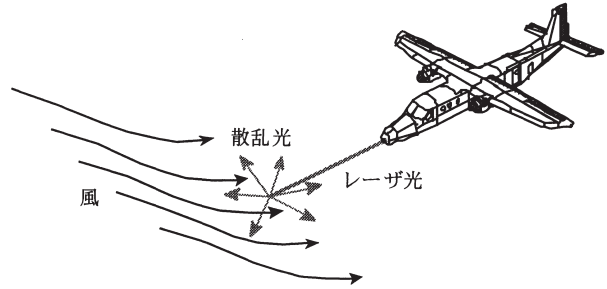


図1 航空機搭載風計測ライダ概念図

の実績はないが、米国では、2μm帯および10μm帯で試験されている⁷⁾⁸⁾⁹⁾。これらの波長帯は高出力化が容易なため従来から利用されているが、効率を上げるためには冷却が必要なので、航空機搭載には搭載性の点で問題がある。眼球に対する安全性も低く、民生品での使用例が少ないため、部品のコストや信頼性の点でも不利である。

そこで今回は単なる基礎実験に終わらず、将来の実用化を考慮した方式について検討した。なお、当初はレーザー光の到達距離として100mを目標として検討を開始したが、実現可能な範囲の出力増加で数kmの可能性があると判明したため、目標値を1kmとした。

風速を求める要となるドップラーシフト量検出方法には、ヘテロダイン方式¹⁰⁾およびエッジ方式¹¹⁾があり、その両方の可能性について検討を行った。

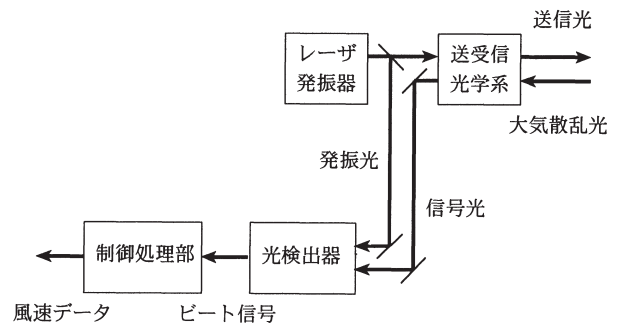


図2 ヘテロダイン方式

ヘテロダイン方式では、図2に示すように装置からレーザー光を放射して、その大気散乱光を受信する。大気散乱光は、ドップラーシフトにより波長が変化するために、装置内部の発振光と受信した信号光との間には波長のずれが生ずる。この波長のずれによるビート信号から風速を求める方法で

ある。

エッジ方式でも同様に図3のように装置からレーザー光を放射して、大気散乱光を受信する。この方式では、エタロン¹²⁾と称するフィルタを受信部に使用し、ドップラーシフトにより受信光の波長が変化するために、エタロンの透過率も変化することを利用して風速を求める方式である。

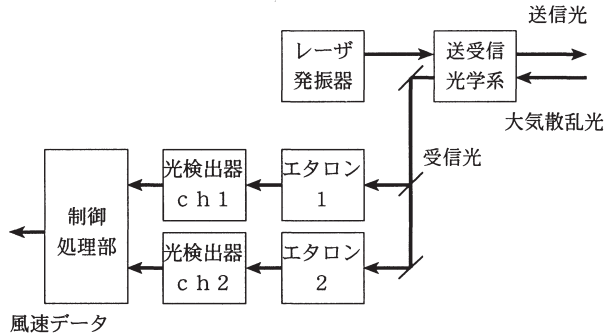


図3 エッジ方式

原理は図4に示すとおりで、1枚のエタロンだけでは大気の状態による受信レベルの変動があるため、受信強度の変化量測定だけでドップラーシフト量を求めることは出来ない。しかし、2枚のエタロンの透過率の差を利用すれば、大気の状態の影響が相殺されるため、受信強度の測定だけでドップラーシフト量を求めることが出来る。

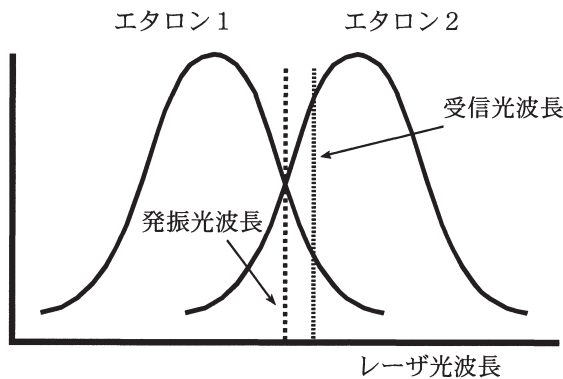


図4 エッジ方式動作原理

それぞれの方式の長短の検討は、1km先の風速が1m/sの精度で計測できることを条件に行い、レーザー波長はガスレーザーに比べて信頼性の高い固体レーザーの波長の中から、0.355 2.052 μ mを選択した。光学系の有効口径は50mmとして、大気の視程は30kmの場合について検討し、両方式について以下の結果を得た。¹³⁾

・ヘテロダイン方式

レーザー波長1.5 μ m帯を選択した場合、開口部でのエネルギー密度がMPE（最大許容露光量）¹⁴⁾を下回るため、飛行中だけでなく地上での整備上も眼球に対する安全性が高い。検討した他の波長で

も飛行中の1km先では十分な安全性が確認された。ただし本方式は振動や温度などの環境に敏感なため、十分な耐環境対策が必要となる。

・エッジ方式

検討したどの波長でも眼球に対する安全性を確保すると、検討条件が満足できない。安全性を犠牲にして高出力や大口径にした場合は大型化し、コストや搭載性の点で実用化は不利である。ただし数10m程度の近距離では、ヘテロダイン方式より計測精度が高いうえ、光学系の要求精度がそれほど高くないため、製作しやすくメンテナンスは楽である。計測用センサとしては可能性がある。

以上のようにヘテロダイン方式を採用すれば、実現の可能性が高いことが判明した。ただし、これらの検討は多くの仮定を含み、しかも気象条件により結果は大きく左右されるため、今後製作予定の地上試験装置を用いて十分な基礎データを蓄積する必要がある。

航空機搭載風計測ライダは、現在表2のような計画で研究開発を進めている。

表2 風計測ライダ研究開発計画

平成11年度	実現性調査 基本仕様検討
平成12年度	詳細仕様検討 地上試験装置製作
平成13年度	地上試験装置製作 基礎試験（波長安定性測定）
平成14年度	地上試験装置改良（高出力化） 基礎試験（オフライン風計測）
平成15年度	試作器製作（処理部追加） 風速計測地上試験
平成16年度	試作器製作（ユニット化、搭載工事） 実験機搭載飛行試験

平成11年度に実施した机上検討による実現性調査で、実現の可能性が高いことが確認されたため、要素毎に試験データを取得しながら、試作器を製作する。まず平成12年度から13年度にかけて地上試験装置を製作し、発振するレーザー光の波長安定性を測定する。本ライダはドップラー効果を利用して風速を算出するため、波長の安定性は直接計測精度に影響するからである。平成14年度には地上試験装置を高出力化して大気中に放射し、散乱光のレベルやノイズの程度を測定した後、汎用の測定器や計算機を活用して、オフラインで実際の風を計測する。この段階でレーザー出力と有効計測範囲との関係が明らかになる。平成15年度には地上試験装置を改修して、試作器を製作する。本試作器は、風がオンラインで計測できる装置で

ある。平成16年度には試作器を試験的に実験用航空機に搭載し、飛行中に前方の風を測ることにより、実用器開発に必要な実地データを取得する。

試作器では1km先の風速が1m/sの精度、10Hzのサンプリングで測定できることを目標としている。この目標値は、詳細な検討により決定したわけではなく、理論値と実証値とを比較して実用器設計の基礎とするために設定した仮の仕様である。試作器を実際に搭載するのが小型機である点と、開発コストを低く押さえるために、必要最小限の性能を設定した。実用化のために、さらに広い有効範囲が必要な場合は、レーザの出力を大きくしたり、受信望遠鏡の口径を大きくしたりすれば良い。実用化のために必要な有効範囲の決定は、パイロットに対するヒアリング調査や、数値シミュレーションにより決定する。また、風計測ライダは、有効範囲に入ったら急に風を検出するわけではなく、距離に応じて計測精度が変化する性質があるので、試作器の実地データをもとに、より現実性のあるシミュレーションを行い、有効性を評価する予定である。

今後実用器を開発する際には、これらの装置によるデータをもとに、レーザ出力や受信望遠鏡の口径などの仕様が決定される。なお、実用器では、放射するレーザ光を円錐状に走査させ、風の3次元速度成分が測定できる装置を製作することを検討している。

4. おわりに

航空機搭載風計測ライダは、まだ研究開発を開始したばかりで、実用化に関しては有効性や搭載性など、まだ不透明な部分が多い。しかし現状の技術の組み合わせだけで実現できる可能性が高く、実現性は高いと思われる。今後、平成16年度までの計画で研究開発を行い、実用化の可能性を判定したい。

今回の風計測ライダに関する一連の研究開発は、センサの開発までとなっているが、実用化のためには測定した風の表示方式やパイロットに対する警告方法が重要となってくる。あるいは人間のパイロットではなく、直接操縦システムに風データを伝達することも考えられる。

さらに実用器を実際の航空安全に役立たせるためには、現用機に対する搭載位置や搭載方法も考慮する必要がある。現用機の大きな改造なしに風計測ライダを搭載するためには、光学系の小型化、省電力化、整備性や信頼性の向上が必須となる。

なお、風計測ライダ検討に関わる具体的な計算

は、日本電気株式会社が行った。

参考文献

- 1) 又吉直樹、張替正敏、辻井利昭、石川和敏、稲垣敏治、井之口浜木；実験用航空機ドルニエによる風擾乱計測、第36回飛行機シンポジウム講演集（1998）
- 2) 株式会社カイジョー；ドップラーソーダAR-410仕様書（1993）
- 3) 増田悦久、岡本謙一、中村健治、井原俊夫、大西勉；低層対気観測用レーダの開発、日本リモートセンシング学会誌 Vol. 12 No. 1 pp. 43-56（1992）
- 4) Coherent Technologies, Inc; Wind Tracer 説明書
- 5) 長澤親生、阿保真、内野修；半導体レーザレーダとCCDカメラによる風速測定、第13回レーザセンシングシンポジウム講演集（1989）
- 6) 岩坂泰信、小林愛樹地；成層圏エアロゾルとレーザレーダ観測、応用物理、第48巻、第7号（1979）
- 7) Killinger, Dennis; Comparison of 2 micron Ho and 10 micron CO2 lidar for atmospheric backscatter and Doppler windshear detection, NASA Technical Reports NASA-CR-189471（1991）
- 8) Thomas J.Wagener, Nick Demma, Jeffrey D. Kmetec and Tracy S. Kubo; 2 μ m LIDAR for Laser-Based Remote Sensing: Flight Demonstration and Application Survey, IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, Vol. 10, No. 2（1995）
- 9) R. Milton Huffaker and R. Michael Hardesty; Remote Sensing of Atmospheric Wind Velocities Using Solid-State and CO2 Coherent Laser System, proceedings of the IEEE, Vol. 84, No. 2（1996）
- 10) 浅井和弘、板部利和；風ベクトルの新しい計測技術-コヒーレント・レーザ・レーダ、O plus E（1992）
- 11) C. Laurence Korb, Bruce M. Gentry, and Chi Y. Weng; Edge technique: theory and application to the lidar measurement of atmospheric wind, APPLIED OPTICS Vol. 31, No. 21（1992）
- 12) 平井紀光；実用レーザ技術、共立出版株式会社（1987）
- 13) 角谷実、福岡大岳、浅葉薫；航空機搭載型風計測ライダの基本検討、第38回飛行機シンポジウム講演集（2000）
- 14) 日本工業規格 JIS C6802

(6) 航空機胴体構造スケールモデルの与圧・曲げ疲労試験

寺田博之、岡田孝雄、パヴロ・ディブスキー（航技研）

Fatigue Test of Fuselage Scale Model under Synchronized Pressure and Bending Loading

Hiroyuki Terada, Takao Okada and Pavel Dybskiy (NAL)

Key Words: Fuselage Scale Model, Riveted Joint Fatigue and Combined Load

Abstract

Bending loads synchronized with pressurization cycles were applied to the fuselage scale model structure to evaluate the effect of bending load on fatigue behavior of fuselage structure. About 1mm fatigue cracks were detected from the rivets of the top row fastener of the right and left side of the body after approximately 45,000 pressure cycles. Unstable flapping failure was observed at 79,515 pressure cycles. Fatigue behavior was compared with that of the previous test, where bending loads were not superposed. Number of cycles to crack initiation and final failure of the present test were approximately 1/2 and 2/3 of those of the previous test, respectively. This shorter life was reasonably comprehended by taking account of the principal stress induced by combined loads.

1. はじめに

一般に、航空機構造継手の疲労強度設計を行う際の基礎データとしてクーポンタイプの継手試験片や平板継手試験片を用いた一軸疲労試験結果が使用される。しかし、与圧により胴体継手に生じるバルジ効果や着陸・操舵・突風等による曲げ及びねじり荷重の影響は、上記の一軸荷重試験では考慮することができない。このため、胴体パネルの実スケールの部分供試体を用いた試験が近年進められている^{1,2)}。航技研では、一昨年度、平板継手と胴体継手の疲労特性の相関関係を明らかにすることを目的として、実機同様に Stringer、Frame、Tear Strap を有する約 1/3 スケールの航空機胴体構造モデルを作成し、与圧疲労試験を実施した³⁾。本研究では、与圧疲労試験の場合と同様の供試体に与圧荷重に加えて曲げ荷重を同期させた疲労試験を実施した結果について報告を行う。

2. 試験方法

供試体及び試験装置を図 1 に示す。供試体は半径 625mm、長さ 2,500mm であり、厚さ 0.8mm の 4 枚の板を周方向に 3 列のリベットで結合して製作した。外板の圧延方向は供試体長手方向と一致している。継手はリベット孔直径 3.2mm の沈頭鋸を用いた単純重ね継手であり、長手方向のリベットピッチは 17.75mm である。補強部材のタイプは B-737 型機の構造に合わせ、4 本の Frame、4 枚の Tear Strap、長手方向に 18 本の Stringer を供試体内側に取り付けた。また、固定端及び自由端付近での破壊を防ぐため、端部近傍には Doubler を当てた。

図 1 に示したように三角鉄塔に片持ちの状態以供試体を取り付け、供試体等の自重を相殺するため、自由端部にバランスウエイトを設置した。

与圧には圧縮空気を用いた。与圧の負荷速度を高め、また最終破壊時の安全を考慮して、供試

体容積の約 70%を発泡スチロール製の中子で充填した。曲げ荷重は、自由端側の左右に取り付けた 2 本の油圧ジャッキを用いて負荷した。また、曲げ荷重は与圧荷重と同期させた。

与圧は、一昨年の与圧疲労試験の場合³⁾と同様、供試体一般板厚部の周方向応力を実機の運用時の値と一致させるため、ゲージ圧で最小 10kPa (0.10 気圧)、最大 128kPa (1.26 気圧)を負荷速度 1 サイクル/分の三角波形で負荷した。また曲げ荷重については、最大与圧時に±19.8kN、最小与圧時に±10.4kN の荷重をそれぞれ 1Hz の正弦波形で 1 回負荷した。図 2 は与圧及び曲げ荷重の波形と、自由端から長手方向に 1,250mm の位置の供試体上面における各負荷に対応した長手方向ひずみの変化を示したものである。なお、胴体上下に位置する継手を以下 N 側、S 側、固定端に向かって右側、左側に位置する継手をそれぞれ、E 側、W 側とよぶ。

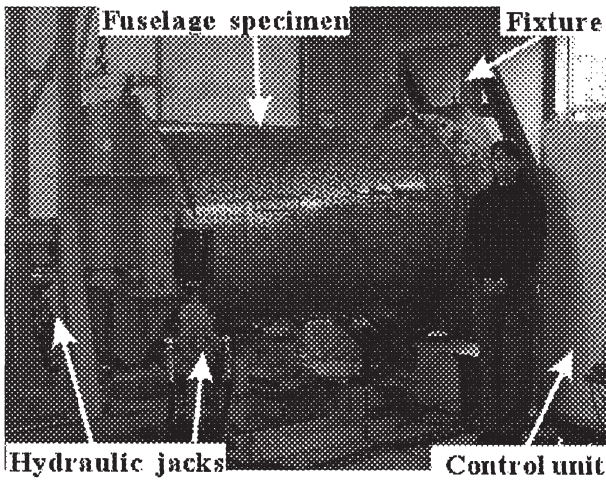


Fig. 1 Fuselage scale model specimen and testing aspect.

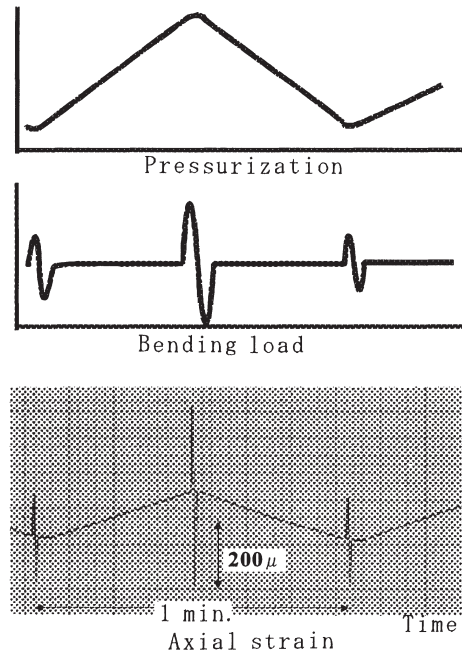


Fig. 2 Applied fatigue load features and longitudinal strain measured at

3. 試験結果

疲労試験：与圧および曲げ荷重による供試体の応力分布を測定するために、ロゼットゲージを用いてひずみ計測を行った。すべての疲労き裂は、与圧疲労試験の場合と同様、継手のトップ列のリベット孔縁から発生した。き裂は与圧荷重のみの場合よりも約 45,000 サイクル早い、45,253 サイクルの後、ベイ 3 の W 側で確認された。その後 78,800 サイクルで、最終破壊に至ったき裂（以後主き裂とよぶ）の合体が発生し、79,515 サイクルで、ベイ 3 の W 側の継手部でフラッピング破壊を生じ、試験は終了した。図 3 に与圧疲労試験の結果と併せて主き裂の進展の様子を示す。図より、与圧のみの場合と異なり、主き裂は、隣接したリベット孔（リベット番号 17, 18, 19）周りより発生していることがわかる。最初の合体から最終破壊に至るサイクル数は、与圧のみ

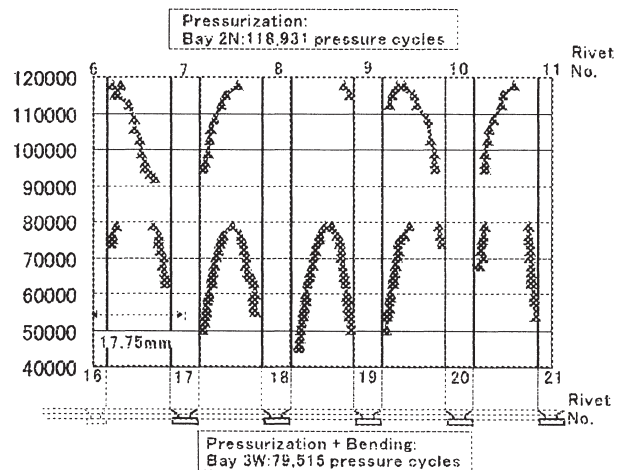


Fig. 3 Crack growth behavior at critical locations.

の場合の約 4,000 サイクルであったのに対して今回は約 800 サイクルであった。また、主き裂の他にも、リベット番号 8、12、22 番の孔周りにおいて十分に長いき裂が確認された。

4. 曲げ荷重の効果に関する考察

表 1 は最終破壊時に継手部において確認された疲労き裂の数を示したものである。表より、与圧荷重のみの場合に各継手からほぼ同数のき裂が発生したのとは異なり、かなり大きな曲げ荷重サイクルの負荷にも関わらず、予測に反して胴体上下側の継手部にはほとんどき裂が発生していないことがわかる。これは以下の理由によるものと考えられる。

- ① 与圧のみの繰返しでは至る所主応力比 (周方向応力 : 長手方向応力) は 2:1 となる。
- ② 曲げを重畳させた場合は、応力成分は (1)、(2) 式で与えられ供試体上下 (N & S) 部は長手方向応力を増加させるにすぎないが、左右 (E & W) 部ではせん断応力との合成により胴体構造側面部において (3) 式で与えられるような最大主応力となる。すなわち、構造の側面部においては、曲げ荷重の重畳によって与圧のみの場合に対して 1.06 倍の応力が周方向と 16° 傾いた方向に作用する。この 6% 大きい相当応力のためにき裂発生および最終破断寿命が減少したものである。この応力変動を図示すれば図 4 のようになる。

Table 1 Comparison of number of cracks detected at each side of joints.

	Pressurization cycle only	Pressurization and bending
N	21	8
W	39	40
S	17	8
E	26	25

$$\left. \begin{aligned} \sigma_1 &= \cos^2\theta \cdot \sigma_{hoop} + \sin^2\theta \cdot \sigma_{axial} + \sin 2\theta \cdot \tau \\ \sigma_2 &= \sin^2\theta \cdot \sigma_{hoop} + \cos^2\theta \cdot \sigma_{axial} + \sin 2\theta \cdot \tau \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

$$\theta = \frac{1}{2} \tan^{-1} \left(\frac{2\tau}{\sigma_{hoop} - \sigma_{axial}} \right) \quad (2)$$

$$\sigma_1 \cong 1.06 \sigma_{hoop} \quad (3)$$

$$\theta \cong 16^\circ$$

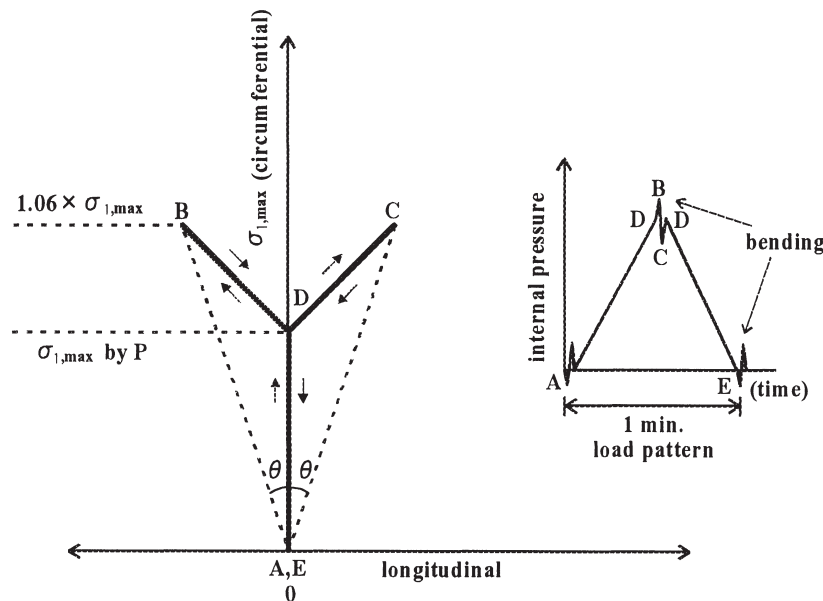


Fig. 4 Maximum principal stress under combined load of internal pressure and bending

また、上下部では曲げ荷重によって長手方向荷重が増加するものの、本試験で負荷した荷重では、その値は与圧による周方向応力の値を超えるものでなかったために側面に比べてき裂の発生が少なかったものである。

次に与圧疲労試験及び与圧+曲げ疲労試験における疲労き裂の形態の一例を図5にそれぞれ示す。図より、与圧疲労試験の場合、き裂方向は長手方向と一致しているのに対して、与圧+曲げ疲労試験では、き裂の方向は長手方向に対して約16度傾いている。この結果は(3)式とよく一致しており、き裂は最大主応力と垂直な方向に発生・進展することが明らかとなった。

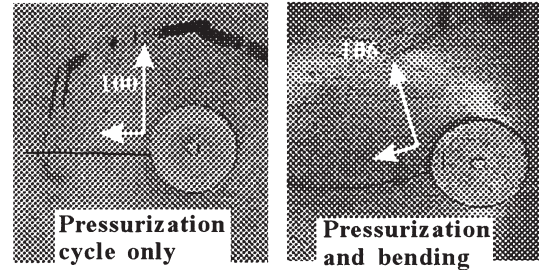


Fig. 5 Comparison of crack path and direction of principal stress for pressurization with and without bending cycles.

5. おわりに

航空機胴体に生じる曲げ荷重が胴体継手の疲労寿命に及ぼす影響について調べるために、胴体スケール供試体に与圧荷重に同期させた曲げ荷重を負荷した試験を行った。その結果、与圧のみの場合の約2/3の79,515与圧サイクルで試験は終了した。破壊した継手の位置と発生した疲労き裂の数から、曲げ荷重が疲労寿命に大きな影響を与えることがわかった。また、疲労寿命および疲労き裂の進展挙動は、与圧と曲げ荷重を合成して得られる主応力に依存することがわかった。

参考文献

- 1) P. W. Tan, C. A. Bigelow and J. Bakuckas, Jr., "An Integrated Methodology for Assessing Widespread Fatigue Damage in Commercial Aircraft", Fatigue'99(1999).
- 2) H.-J. Schmidt, B. Schmidt-Brandecker, N. Ohrloff and T. Fleischer, "Current Status of Research and Development Activities for the Fuselage of a Large Airbus Aircraft", ICAF Symposium'99(1999, June).
- 3) H. Terada and T. Okada, "Mechanical Problems for Structural Integrity of Aging Aircraft", Int'l Workshop for Technical Elements on Aviation Safety (1999, March).

(7) Propagation of a Short Crack in Aircraft Lap Joints

Pavel A. Dybskiy, Hiroyuki Terada and Takao Okada
Structures Division, National Aerospace Laboratory

Key words: Countersunk Rivet Joint, Quarterelliptical Short Crack

Abstract

An attempt was made to correlate propagation of invisible cracks originated under rivet head in longitudinal lap joint during fatigue tests of pressurized fuselage test articles and short crack growth rate data accumulated in literature within past decade. An approach proposed in the study is based on stress intensity factors, which were found in the literature for cracks emanating from countersunk rivet holes under different loading conditions. The latter were obtained from detailed stress analyses of single rivet lap joint using 3-D finite-element models in which boundary conditions were derived from global finite element analyses of barrel structure and 3-row lap joint as well as from experimental measurements.

1. INTRODUCTION

The idea to describe whole fatigue life of aluminum airframe as solely crack propagation phenomenon showed to be able to solve many of fatigue life prediction problems. In this study simplified variation of methodology proposed by J.C. Newman¹⁾ was used to simulate results which were observed during fatigue test of three barrel articles subjected to constant amplitude pressure, pressure/bending, and pressure/bending/torsion load with maximum pressure of 0.125 MPa, min/max pressure ratio $R=0.05$, upward/downward lateral force ($\pm 1000\text{kgf}$ and $\pm 2000\text{kgf}$), synchronized with the main pressure cycle²⁾. The main efforts were aimed at the local stress variation in the zone surrounding countersunk hole subjected to complex loading conditions caused by biaxial tension of skin, rivet clamping and bearing force, eccentricity of load transferred by lap joint, friction between components of the joint. As soon as stresses in a plate with hole cut off from joint are defined, an implication of stress intensity solutions, when they available for a particular configuration of crack, becomes an effective way to treat an engineering application.

2. EXPERIMENTAL RESULTS

Overall history of lap joint failure progression observed during fatigue test of three barrel articles subjected to constant amplitude pressure, pressure/bending, and pressure/bending/torsion load is shown in Figure 1.

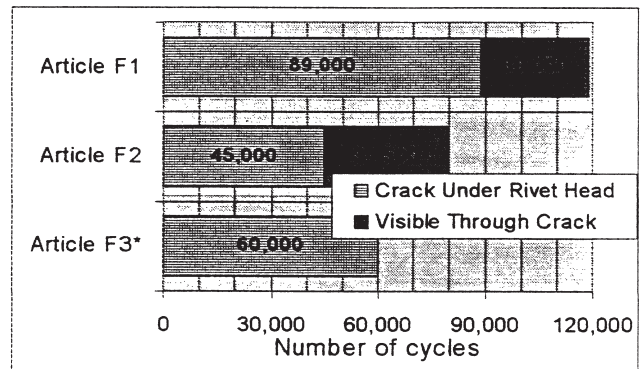


Figure 1. Appearance of first visible crack
(Note: Test of article 3 in progress now)

Typical corner crack configuration at countersunk hole edge captured by SEM is given in Figure 2.

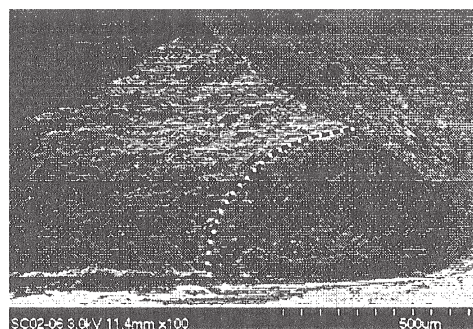


Figure 2. Typical corner crack at the hole edge
(SEM micrograph x100)

Summarizing observations gained from experimental measurements the following objectives were formulated, namely to investigate the effects of hoop tension, axial tension, in-plane shear, load transfer ratio, local (secondary) bending, rivet

squeezing force, friction on stresses surrounding the countersunk rivet hole.

3. FINITE ELEMENT STRESS ANALYSIS

FE analysis makes use of ANSYS Version 5.4 code³⁾. Figure 3 shows both numerical and experimental results on deformation of lap joint.

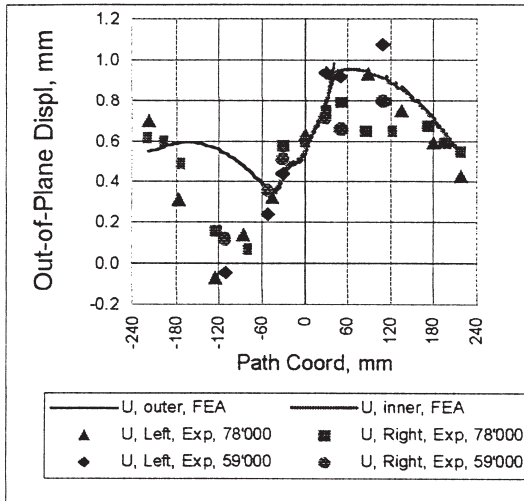


Figure 3. Displacement variation across lap joint under maximum $\Delta P=0.118\text{MPa}$

Data regarding boundary conditions for local rivet joint stress analysis are in Table 1, the problem outline is in Figure 4, and FE model adopted for FE analysis is shown in Figure 5.

Table 1. Analysis matrix.

Parameter	Value
T (main hoop tension, MPa)	90
B (bending deflection, mm)	0. 0.05. 0.1
A (lateral axial tension, MPa)	16. 40. 62
LT(load transfer factor)	0.2. 0.3. 0.4
Cl (total clamping force, N)	0. 200. 400
Kfr1 (rivet-hole friction coefficient) *	0. 0.15. 0.30
Kfr2 (rivet-hole friction coefficient) *	0. 0.15. 0.30

Note: XXX - the nominal values adopted for the FE analysis
 * - data from literature

To choose appropriate element density 3-D hexahedral elements of different order (8-node SOLID45 and 20-node SOLID95) were used for FE model of plate with open countersunk hole.

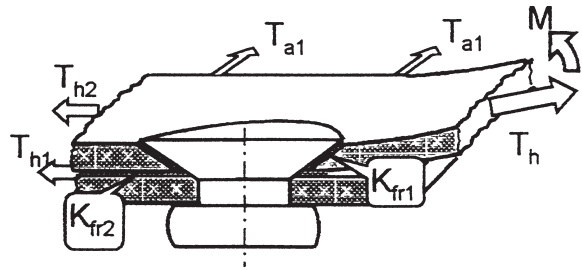


Figure 4. Rivet joint model parameters

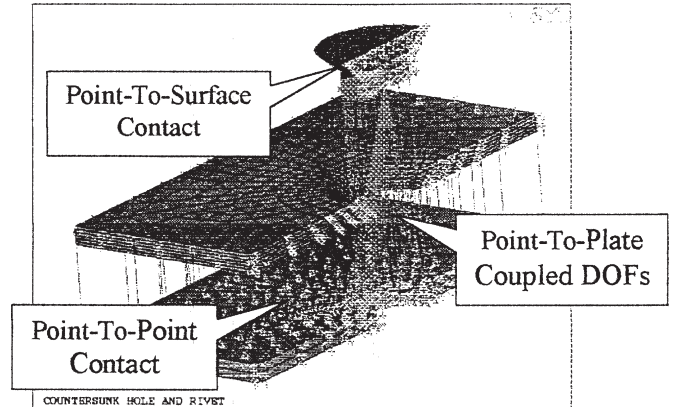


Figure 5. Rivet joint FE model

Figure 6 shows as an example the specific effect of load transfer ratio on stress variation in the critical section of countersunk rivet hole

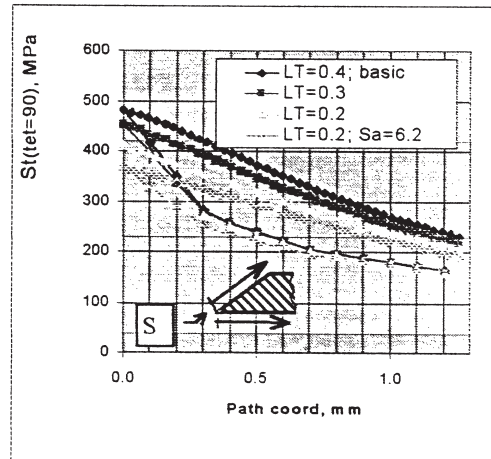


Figure 6. Effect of load transfer ratio

The following were concluded from FE study of rivet joint³⁾:

- Location of point of maximum stress concentration with reasonable degree of accuracy can be assumed at 90 degree along hole circumference.
- Friction has a small effect on stress concentration (about 3% for 100% variation in K_{fr}).

- Local bending and load transfer factor have the most significant effect (up to 15%) on stress concentration.
- Lateral tension is able to cause 10% variation of maximum stress level.
- Rivet squeezing changes the initial tensile stress level within range of 5% to 8% of maximum stress for given applied loads.
- High level of stress intensity well above yield stress indicates that plasticity conditions achieved in the given location.

The later statement implies subsequent elastic-plastic FE analysis. However, the life predictions made by J.C. Newman et al.⁴⁾ based on elastic and elastic-plastic concepts revealed very little difference between results of these two approaches for elastic stresses equal to or less than 700 MPa. It made rationale in our study to attempt some simplified evaluation of short crack growth life for our structural detail based on data from elastic FE analysis.

4. ESTIMATION OF SHORT CRACK LIFE

To estimate propagation of a crack through the rivet hole chamfer five crack front locations were selected (Figure 7) starting from small crack of order of tens microns at the rivet hole knife-edge (#1) and ending with through-the-skin-thickness oblique crack (#5). All cracks are circular.

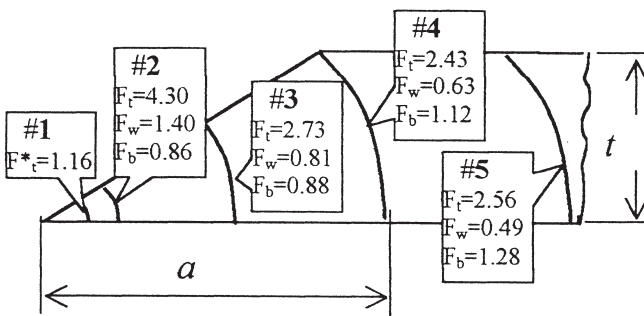


Figure 7.

Stress intensity factor for #1 location can be calculated under assumption of uniform stress field at the tip of hole edge that in turn, at reasonable extent of accuracy, validates the use of “corner crack in rectangular plate” model to estimate stress intensity factor³⁾:

$$K_I(Loc\#1) = F_t^* \cdot \sigma_{\theta \max} \sqrt{\frac{\pi a}{Q}} \quad (1)$$

where

- F_t^* - boundary-correction factor for a corner crack in a plate subjected to remote tension $\sigma_{\theta \max}$ (for $a/c=1, a/t \ll 1$);
- $\sigma_{\theta \max}$ - maximum circumferential stresses in the locality of stress concentration;
- Q - shape factor (for $a/c=1, Q=2.464$).

The boundary correction factors F_t, F_b, F_w obtained by A.Rahman et.al.⁶⁾ were used for all other crack locations to get value of K_I :

$$K_I(Loc\#2 \div 5) = \sum_{lc} \sigma_{lc} \cdot \sqrt{\frac{\pi a}{Q}} \cdot F_{lc} \left(\frac{a}{t}, \frac{a}{c}, \frac{h}{t} \right) \quad (2)$$

where

- lc - given loading conditions are remote tension (t), bending (b), and wedge load (w);
- σ_{lc} - value of remote tension σ_t , remote bending σ_b , and wedge load σ_w ;
- F_{lc} - boundary-correction factor for a crack under given loading conditions;

Stress intensity factor for a crack emanating from hole edge in the skin spliced by multiple row rivet joint can be easily derived from factors F_t, F_w from the above-mentioned work⁶⁾ for tensile and wedge load under condition when deformation is considered to be linear function of load (Figure 8).

Concerning crack growth law a piece-wise power function approximation of the baseline proposed by J.C. Newman et al.²⁾ was used in the study. That allowed employing the direct integration in order to count the number of constant-amplitude cycles in the history of short crack growth:

$$N = \sum_{i=1}^k \int_{a_i}^{a_{i+1}} \frac{da}{C_i(\Delta K)^{n_i}} \quad (3)$$

where

$$a_1 = a_0; a_{k+1} = 2mm; \text{ and } \Delta K \text{ from (1,2)}$$

$$\text{for } \Delta \sigma_{lc} = \sigma_{lc \max} - \sigma_{lc \min}$$

The final results are presented in Figure 9. This time estimates were made for different values of load transfer ratios (LT). The effective stress-intensity factor range K_{eff} was introduced as the result of either crack closure effect caused by development of plastic wake under varying constraint factors or residual stress effect caused by rivet squeezing. In the first case the diagram for ‘stress opening-to-maximum stress ratio against crack length’ was used⁴⁾ whereas in the second case the finite-element data were in use³⁾.

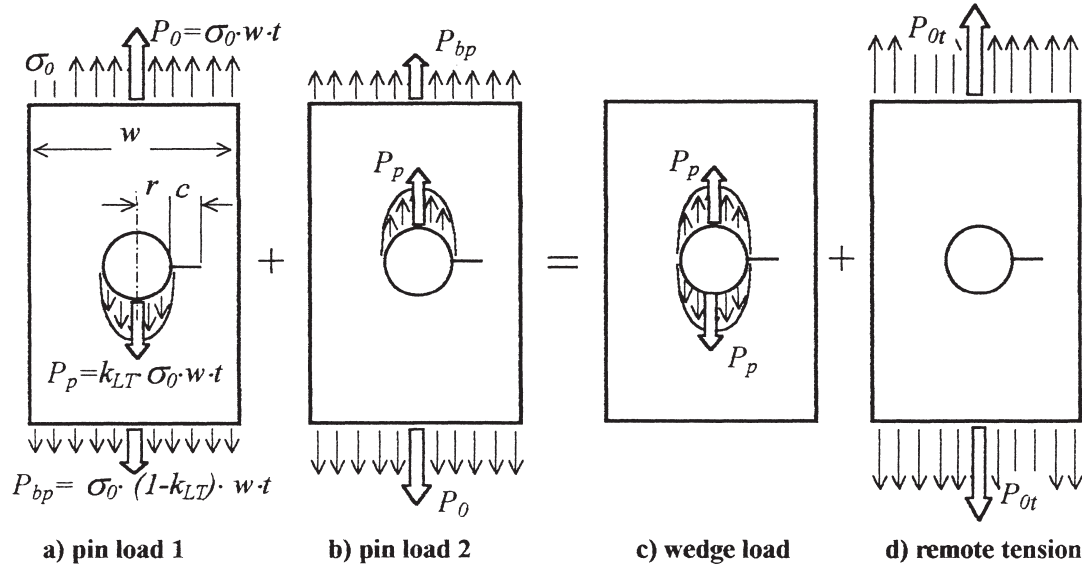


Figure 8.

5. CONCLUSION

Comparing experimental results (Figure 1) and theoretical estimates (Figure 9) it can be concluded that the cases of 40 microns initial crack with plastic closure or 6 microns initial crack without closure provide the best fit for most realistic value of $LT=0.3$.

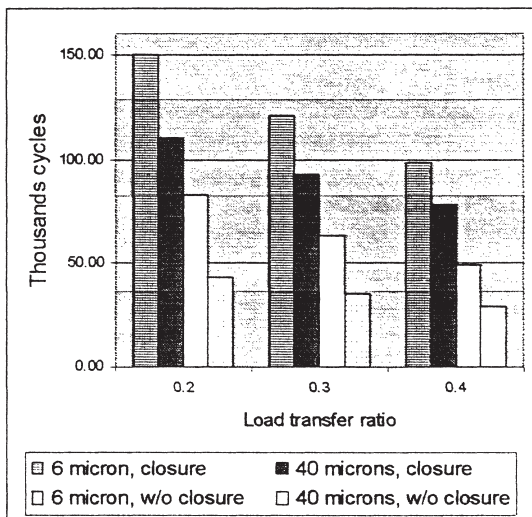


Figure 9. Failure progression estimates

Some concerns were related to the K solutions used in the study especially in the small crack range, viz what K-solution should be used to cover variety of small crack front shapes; how to incorporate into prediction methodology the role of microstructure as initial crack size (6-10 microns) became smaller against relatively big grain sizes of aluminum alloys (20-50 microns); also, effect of plasticity needs

proper and effective treatment in the range of small cracks?

REFERENCES

1. Newman J.C. Jr, Phillips E.P., Swain M.N., Fatigue-life prediction methodology using small-crack theory, Int.J. of Fatigue, Vol.21, pp.109-119, 1999.
2. Terada H., Okada T., Dybskiy P. Fatigue test of fuselage scale model under synchronized pressure and bending loading, to be presented at 2nd Conference on research Activity of ASET, October 4, 2000, Tokyo, Japan (in Japanese)
3. Dybskiy P.A., Terada H., Okada T., Study of crack initiation state-of-stress conditions at the countersunk rivet holes within aircraft lap joints, Proceedings of The Fourth Joint DoD/FAA/NASA Conference on Aging Aircraft, St.Louis, Missouri, May 15-18, 2000.
4. Newman J.C. Jr, Harris C.E., James M.A., Shivakumar K.N., Fatigue-Life Prediction of Riveted Lap-Splices Joints Using Small-Crack Theory, Proceedings of ICAF'97 "Fatigue in new and ageing aircraft", 1997
5. Newman J.C. Jr, Raju I.S. Stress-Intensity Factors Equations for Cracks in Three-Dimensional Finite Bodies. Computational Methods in Mechanics of Fracture, Edited by S.N. Atluri, Elsevier, 1986, pp.311-334.
6. Rahman A., Bakuckas J.G.Jr, Bigelow C.A., Tan P.W. Boundary Correction Factors for Cracks at Countersunk Rivet Holes for Tension, Bending, and Wedge Loading, DOT Report-DOT/FAA/AR-98/37, Dec.1998

(8) 航空機胴体構造の落下衝撃特性と解析手法について

熊倉郁夫、峯岸正勝、岩崎和夫（構造材料総合研究グループ）

Impact Simulation of Simplified Structural Models of Aircraft Fuselage

Ikuo Kumakura, Masakatsu Minegishi, Kazuo Iwasaki
STRUCTURES & MATERIALS RESEARCH CENTER

ABSTRACT

For ensuring occupant's survivability in case of aircraft crash accident, it is necessary to reduce the impact load to an allowable level of the human body. This research aims to develop the analytical models for simulation of impact characteristics of aircraft fuselage structures and the analytical models are evaluated in comparison with the crash test results of sub-floor structural models. Optimal analytical models were investigated using an implicit finite element analysis code ANSYS/LS-DYNA3D.

Keywords: fuselage structure, crash analysis, drop test

はじめに

従来、客室の耐衝撃性向上対策としては主に座席構造や燃料システムの改善が進められているが、胴体構造等の衝撃吸収特性を考慮した構造設計を通してさらに客室の安全性改善が期待されると考えられる[1, 2]。事故時の搭乗者の安全性を維持するためには、人体が耐え得るレベルに衝撃荷重を抑制する必要がある。そのためには機体構造、とくに床および胴体下部構造のクラッシュ時の挙動を明確にし、さらに効率的な構造を探るために構造衝撃解析モデルを開発しておくことが必要である。本報告は、中型または大型機の胴体下部構造を想定した構造モデルの検討を行い、縮小モデルの垂直落下試験および解析を行った事例の紹介を行う。構造の非線形衝撃解析コードは各種開発されており、とくに陰解法の有限要素解析コードである PAM-CRASH や LS/DYNA3D がよく知られている。ほかに全機構造モデルを目的に米国 FAA 等で開発が行われた KRASH が大まかな傾向を予測する手法として知られている。ここでは、床および下部構造に限定した胴体部分構造について、構造モデルの垂直落下試験および ANSYS-LS/DYNA3D を利用した解析の結果を示す。対象とした構造形態は、2種類であり、最初のモデルにおいては、床剛性を剛とし、床下構造のみの衝撃変形特性を床高さをパラメータにして把握した。第2のモデルでは、床剛性を考慮し、座席位置や胴体上部の慣性質量を集中質量で近似して床剛性や床ビームを支持するストラットの影響を調べた。同一落下速度下での床位置の高さの影響については、床高さが高いほど衝撃加速度ピーク値は低くなるとともにピーク値に至る時間も遅くなることが確認された。床剛性の効果については、搭

乗者を模擬した質量の加速度レベルから強度要求の制約下でも衝撃荷重を低減するための適切な床剛性選択の可能性が示唆された。

構造モデル

床下構造の特性のみに注目して、同一落下速度条件下における変形および加速度応答調べる目的で、図1に示すような円断面胴体下部構造モデルを検討した。このモデルでは床剛性を rigid と想定している。構造は外板、フレームで構成し、一部のモデルではストラットも考慮した。ただし、機体の機軸方向にみられる縦通材は予測変形モードに及ぼす影響がフレームに比べて小さいと推定して省略している。落下試験の条件は付加質量と落下高さで決められるが、中程度の永久変形を想定し変形に要する力学的エネルギーを予測して決めた。床高さは胴体半径(R)に対する床下構造の高さ(H)の比(H/R)で与えている。多くの実際の輸送機ではこの比率は0.8近傍にある。ここではH/R=0.6、0.8、1.0および1.2の4ケースについて比較検討した。胴体の直径は450mmであり、外板は厚さ0.4mm、フレームは厚さ6mm、幅20mmの帯板で近似した。使用材料はアルミニウム合金2024-T3である。多くのケースでストラット部材は解析の検討の簡易さの目的で省略したが一部については導入した。モデルに付加した質量は試験装置に装備された最小重量落錘の85kgである。

第2のモデルについては後述する。

実験の概要

第 1 の構造モデルは、全て当所が開発した落下衝撃試験装置において、機軸を水平にした状態での自由落下方式で同一落下高さから垂直下方に位置するスチール製の厚いベースプレートに衝突させた。胴体底面が接触する時の衝撃速度は 4.1 m である。計測項目は衝撃速度、加速度、表面ひずみ、付加質量の変位および高速度デジタルビデオレコーダ(4,500 画面/秒)による映像記録である。各センサからの信号は 10kHz のローパスフィルタ下で取得したが、評価に当たってはさらに高周波成分の平滑化処理を行っている。

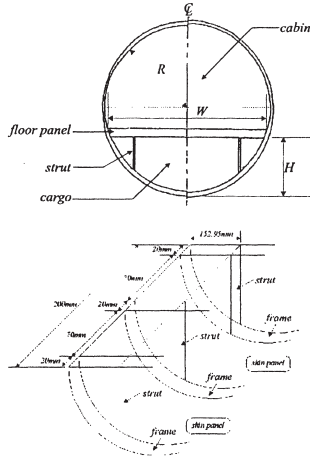


図 1 胴体下部構造モデル

床高さが加速度および変位に及ぼす影響

衝撃試験は 20 体以上について実施したが、結果の例を以下に示す。図 2 は高速度ビデオの画像であり、剛体面への接触と最大変形時の瞬間における供試体の状況を示す(ストラットなしの形態)。図 3 に床高さ $H/R=0.6$ および $H/R=1.2$ のモデルにおける接触直後の変位および加速度に時間経過を示す。これらの図より、接触後に最大変位および最大加速度レベルに達するまでの所要時間は床高さが大きいほど遅くなるのが確かめられる。すなわち変形に要する荷重が低く変位量が大きくとれるため、加速度の発生時間が持続し加速度ピークは低減している。その傾向は H/R が 1 付近以上でとくに顕著である(図 4 および図 5)。

解析の概要

構造衝撃解析には陰解法の代表的非線形衝撃解コードである LS-DYNA3D を用いた。ここでは米国 ANSYS 社のプリ/ポストプロセッサを組み込んだ ANSYS/LS-DYNA3D を利用した。計算に用いた材料特性は図 6 に示す 2 直線近似の弾塑性体モデルで表現した。

構造の有限要素モデル化に当たっては推定誤差と計算時間を考慮した効率的なものを開発することし、構造モデルの簡素化を検討した。

図 7 に要素分割の際の要素サイズの影響の例を示す。ここで用いた要素は ANSYS/LS-DYNA3D のデフォルト要素とされる Belytscheko-Tsai シェル要素である。実験結果の近似と計算時間の効率から以後はパラメタ 25 の要素サイズを使用した。この例の場合はモデル全体で約 1500 要素程度である。

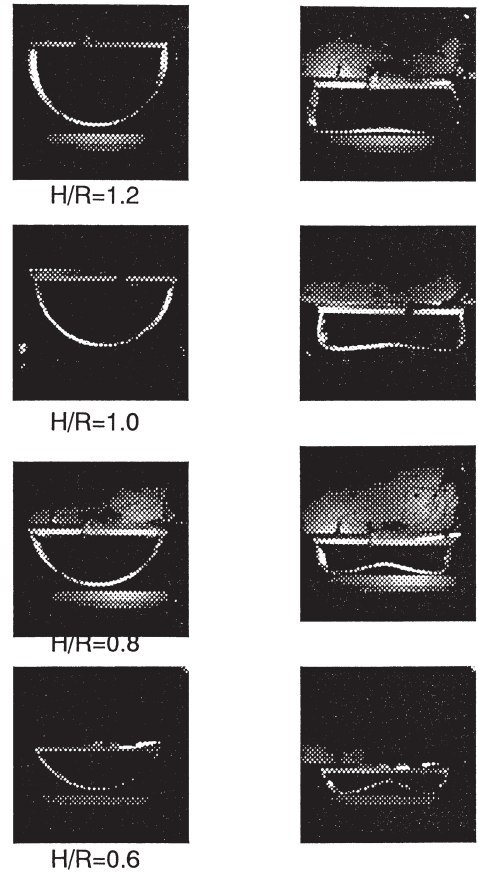
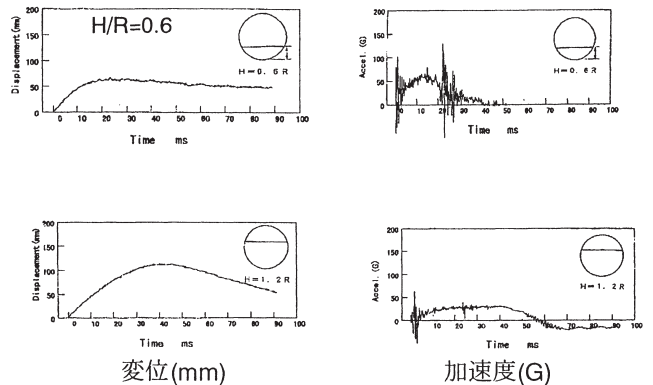


図 2 胴体下部模型の落下衝撃試験の高速度ビデオ映像の例
左:接触時 右:最大変形時
(H/R は床高さのパラメタ)



$H/R=1.2$

図 3 接触後の変位および加速度の時間変化の一例
(H/R は床高さのパラメタ)

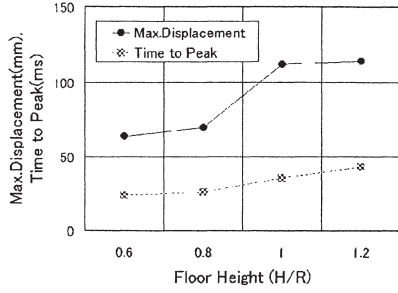


図4 床高さと最大変位の関係

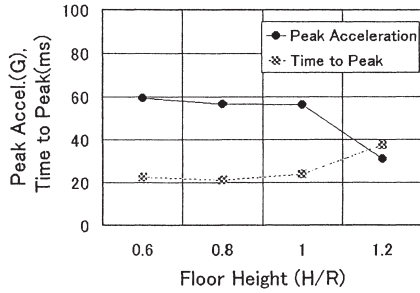


図5 床高さと加速度レベルの関係

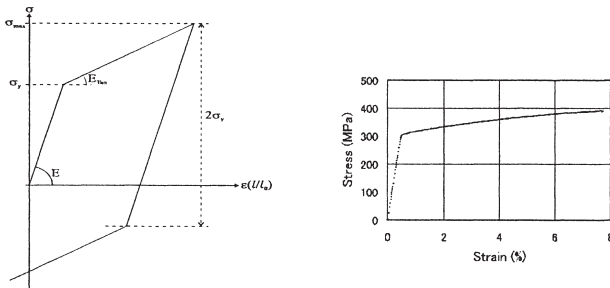


図6 引張試験結果と材料特性の近似

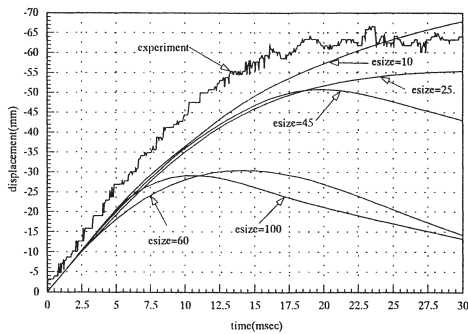


図7 要素サイズの影響

また、要素タイプが異なる他の数種のシェル要素の効果を比較したものを図8に示す。この解析モデルでは要素の差異はほとんど無く、計算効率のよい前記のデフォルトのシェル要素を利用することとした。図9に例としてH/R=0.6のモデルの変形量の推定結果を示す。また図10に床位置(付加質量部分)の変位と加速度の推定例を示す。実験結果に対する変位の一致度はかなり期待されるが、加速度の一致については一般に困難とされるが改善の余地があると言える。なお、ストラットの有無の影響は今回想定したモデルに関しては少なかった。H/R=0.8のストラット付きモデルの変形に関する解析と実験の対比例を図11に示す。

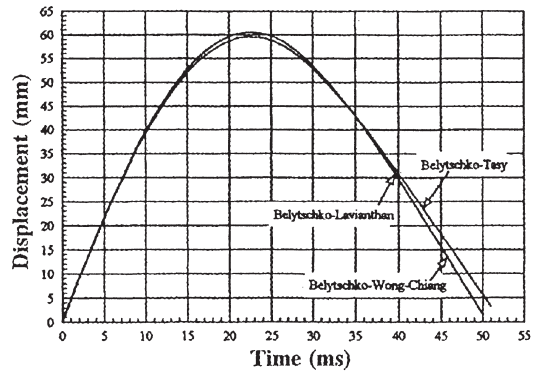


図8 異なるタイプのシェル要素との比較

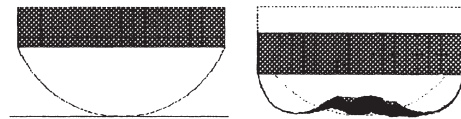
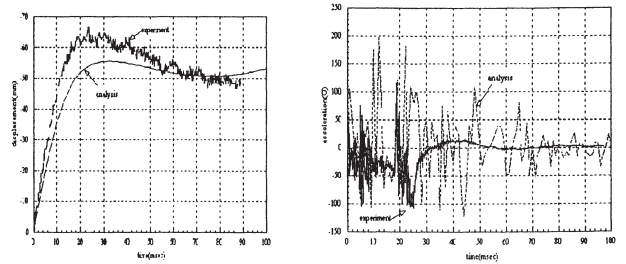


図9 正面からみたH/R=0.6のモデルの変形図 (ストラットなし)



(a) 変位

(b) 加速度

図10 H/R=0.6のモデルにおける変位および加速度の実験値および計算値の比較例

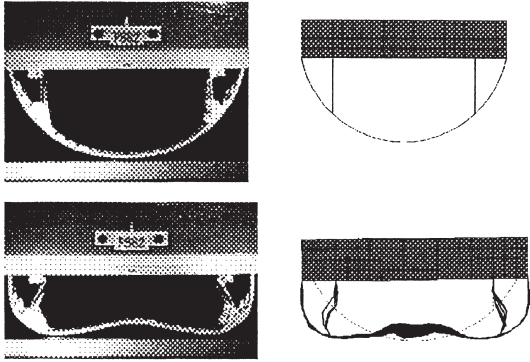


図 11 ストラット付きモデルの実験と解析結果
(変形前と変形モードの比較 H/R=0.8)

床剛性を考慮したモデル

第2のモデルとして図12に示す構造モデルを検討した。外径寸法は第1のモデルと同じであるが、床ビームとストラットのサイズをそれぞれベースモデルに対して変えた6種類を対象としている。このモデルでは胴体フレームおよび床ビームにZ断面部材を使用し、床下荷物室床部分の補強部材も導入し、実機に近いモデル化を行っている。基本的部材は7075-T6とした。図12に断面図、図13に解析モデルの例を示す。現在本モデルについての解析を進めているが、ここでは実験で得られた結果の一部についてのみ触れる。図14に衝撃前後の構造の状況を示す。実機構造の落下試験や事故例での典型的な破壊モードが得られている[3,4]。図15は床ビーム端部および搭乗者模擬ダミーウェイト位置での加速度の計測例である。図16に床ビーム剛性と搭乗者模擬ダミーウェイトの加速度ピークの傾向を示す。横軸はZ型床ビームの高さをパラメータとしている。

今後の問題として、適切な構造解析モデルの開発と、より現実的な構造模型または実機構造の衝撃試験等による破壊メカニズムの解明が必要と考えられる。

参考文献

1. C.M.Kindervater, "Aircraft and Helicopter Crashworthiness: Design and Simulation", Crashworthiness of Transportation Systems: Structural Impact and Occupant Protection, Kluwer Academic Publishers, p.525, 1997
2. R.J.Hayduk, "Full-Scale Transport Controlled Impact Demonstration", NASA CP-2359, 1986
3. G.Wittlin and C.Caifa, "Transport Airplane Crash Simulation, Validation and Application to Crash Design Criteria", AGARD-CP-443, p.16-1, 1989
4. T.V.Logue, R.McGuire, J.W.Reinhardt and T.V.Vu, "Vertical Drop Test of a Narrow-Body Fuselage Section with Overhead Stowage Bins and Auxiliary Fuel Tank System on Board", DOT/FAA/CT-94/116,1995

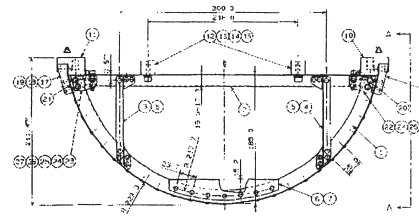


図 12 床剛性を考慮した構造モデル

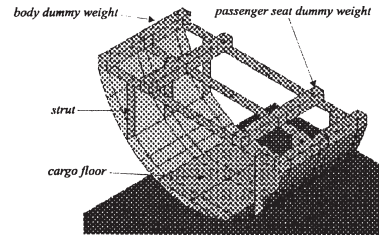


図 13 解析モデルの例

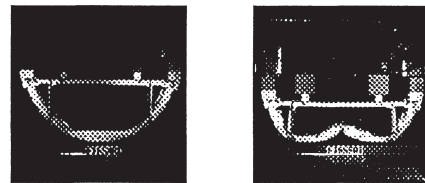


図 14 落下衝撃試験の例。

矩形のウェイトは座席の搭乗者を模擬しているダミーウェイトである

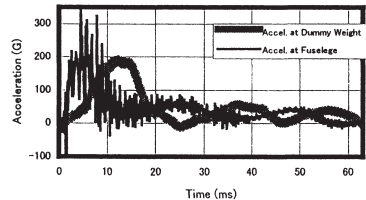


図 15 床ビーム端部および搭乗者ダミー位置の加速度

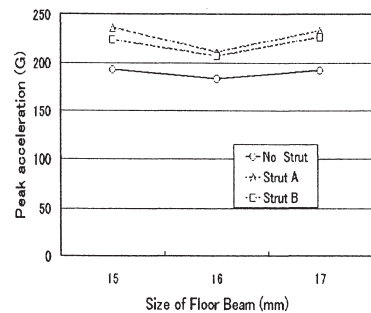


図 16 床ビーム剛性と搭乗者ダミー位置の加速度

(9) 航空エンジン排気の非接触測定 －半導体レーザー吸収 NO/NO₂ 濃度測定装置の開発－

林 茂 (航技研)

山田 秀志 (航技研)

堀 守雄 (客員研究官)

Non-Intrusive Measurements of Gaseous Species in Aircraft Engine Exhaust -Developments of Laser-based Spectroscopic NO / NO₂ Detection System-

A laser-based spectroscopic NO/NO₂ detection system is being developed for the measurements of NO and NO₂ concentrations in aircraft engine exhaust. The progress of the development and future plan is described. It is expected from the preliminary measurements using a 0.5-mm heated calibration cell that detection limits of 3 and 30 ppm-m were determined for NO₂ and NO, respectively at a mixture temperature of 500 C. Simultaneous detection of NO and NO₂ in an simulated heated jets from a rectangular nozzle of 0.5-m optical path was conducted. Design of a multi-path optical system is being conducted.

1. まえがき

IPCC (Inter Governmental Panel for Climate Change)は1999年、「航空と排気」と題するレポートを刊行した[1]。それによると、航空輸送(人-km)は1990年から2050年の間、年率約3.1%で成長すると試算され、燃料消費量は効率の向上を受けるとして年率1.7%程度の増加が予測されている。この予測によると2050年の燃料消費は1990年の2.7倍となり、航空排気は高々度で排出されることもあって、近い将来地球大気に対する影響が無視できなくなるであろう。また、運行経路が集中している北半球の中・高緯度ではその影響が顕在化しやすいとみられる。地球体への影響という観点からは、現在の規制対象となっている物質のなかでも排出総量が最も多く、その影響が大きいと予想されるNO_xの削減が重要である。このような状況から、これまでもICAO排出基準は2回にわたり強化されたが、現在の空港及びその周辺の大気保全を目的とした離着陸の排出の規制とは別に、上昇時や巡航時の排出削減を目的とする新たな規制の導入が必要という主張があり、ICAOのCAEPで検討が行われている。

航空宇宙技術研究所では、NO_x排出削減に直接繋がる超低NO_x燃焼技術の開発を行うとともに、航空安全・適合技術研究の一環としてNO_xの非接触測定技術の開発を進めてきている。現ICAO基準への適合は、地上でのアイドル、アプローチ、離陸からなるモー

ド運転での総排出量によって判定される。巡航時の排出量の評価は、その状態での大気温度、圧力を模擬したエンジン高空性能試験装置を用いた排出試験によるのが現実的で、最も信頼できる。ここで報告する非接触 NO/NO₂ 測定装置の開発は、その最終目標を当研究所に建設中のエンジン高空性能試験装置での排気評価への適用に置いている。しかし、まだ確立された技術ではないので、まず強い吸収が理論的に予測される NO₂ について検出部の試作とその高温光学セルでの感度試験から始め、次に NO について同一の段階を経て、両者のエンジン模擬ガス噴流での感度試験に進むというように段階的に進めてきた。

この技術は確立されれば、小型軽量化によって航空機搭載可能なエンジンモニタリング装置への発展や、現在の汎用燃焼ガス分析装置の検出部として使われることが期待される。また、従来からのプローブによる燃焼ガスの直接採取では内部で NO から NO₂ の変換が起きるといった問題が指摘されており[2]、その定量的評価の手段としても有効であろう。

NO₂ 検出ユニットの試作とその感度特性については昨年、この報告会で述べた[3]。ここでは、その後の NO 検出ユニットの試作、加熱光学セルによる相対ライン強度測定に基づく NO₂ と NO の検出感度の比較、加熱矩形排気ジェットでの NO、NO₂ 濃度の同時測定について報告する。また、エンジン排気温度 500 °Cにおいて、それぞれの濃度を ppm レベルで検出するためのマルチパス光学系の設計の概要についても述べる。

2. 航空排出 NO_x の地球大気への影響[1]

航空機から排出される NO_x は上部対流圏および下部成層圏においてはオゾン生成に強く関与し、そこでのオゾンの増加は地表付近での増加よりも放射強度を増加させる作用が大きい。北半球の中緯度での全垂直音速機の NO_x 排出のために、北半球中緯度のオゾン濃度は 1992 年の時点で 6%増加しているとみられ、2050 年までに 13%に増加すると推定される。オゾンカラムの全量でみると 1992 年の 0.4 %から 2050 年の 1.2 %へ増加する。オゾンは強力な温暖化ガスであるので、航空機が排出する CO₂（現在、人為的発生 CO₂ 総量の 2-3%と推定される）と同程度の温暖化効果をもたらすことになる。SST は垂直音速機よりも高度の高い下部成層圏を飛行するが、そこで排出される NO_x はオゾン層破壊の原因となる。

3. NO_x の非接触測定装置の開発状況

試作装置の測定原理は、NO 分子および NO₂ 分子による特定波長域での吸収による。エンジン排気中のこれらの濃度は 10⁻² ~ 10¹ ppm であるのに対し、H₂O および CO₂ は数%の濃度で存在するため、入手可能な半導体レーザーの発信波長の中から、これくらい大きな濃度差があっても吸収スペクトル間の干渉の無視できる波長を選択する必要がある。エンジン排気中の主要成分の吸収スペクトルとの干渉を事前に調べ、NO および NO₂ 検出用として中心波長が、それぞれ 670nm および 1800nm のレーザーを選んだ。

図 1 は、光路長 0.5m の加熱光学セルを用いて実験的により求めた NO および NO₂ の検

出感度の温度依存性を示す。この加熱セルで温度の上限は約 200 °Cである。図中の相対ライン強度を表す曲線は、室温から 200 °Cまでの温度範囲で得た実測データをもとに、モデル計算により高温側に外挿して描かれている。航空エンジンの排気代表的な温度 500 °C (800K)での検出感度は、NO₂は 4ppm-m、NOは 30ppm-mで、両者の間には約 10 倍の差がある。図 2 は、加熱矩形排気ジェット中の NO/NO₂ 濃度の同時測定[4]の結果の一例である。図 3 は、今後の試験に使用する較正用高温光学セルおよび燃焼排気発生装置と NO/NO₂ 濃度測定装置との関係を示している。

4. 今後の計画

現在の航空用ガスタービンの排気中の濃度は、NO で数 10 ～数 100ppm、NO₂ は、数 10ppm 以下である。これらの濃度の検出のために、NO については 1 ppm、NO₂ については 0.5ppm の濃度が検出できるように、対向ミラーを用いたマルチパス光学系を製作し、今年度中に燃焼排気中の NO、NO₂ の計測への適用試験を行う予定である。

また、来年度以降、ガスタービンの排気ジェットでの測定をおこない、性能を確認後、前述のエンジン高空性能試験装置での試験に適用する計画である。

参考文献 1) Aviation and Global Atmospher, IPCC Special Report, Cambridge Univ. Press, 1999. 2) Hori, M., Combs. Sci. Tech., 23 (1980), pp 131-133. 3) 林, 山田, ほか, 平成 11 年度航空安全・環境適合技術に関する研究報告会前刷り集 pp.13-16. 4) 朱, 林 ほか, 第 38 回燃焼シンポジウム前刷り集

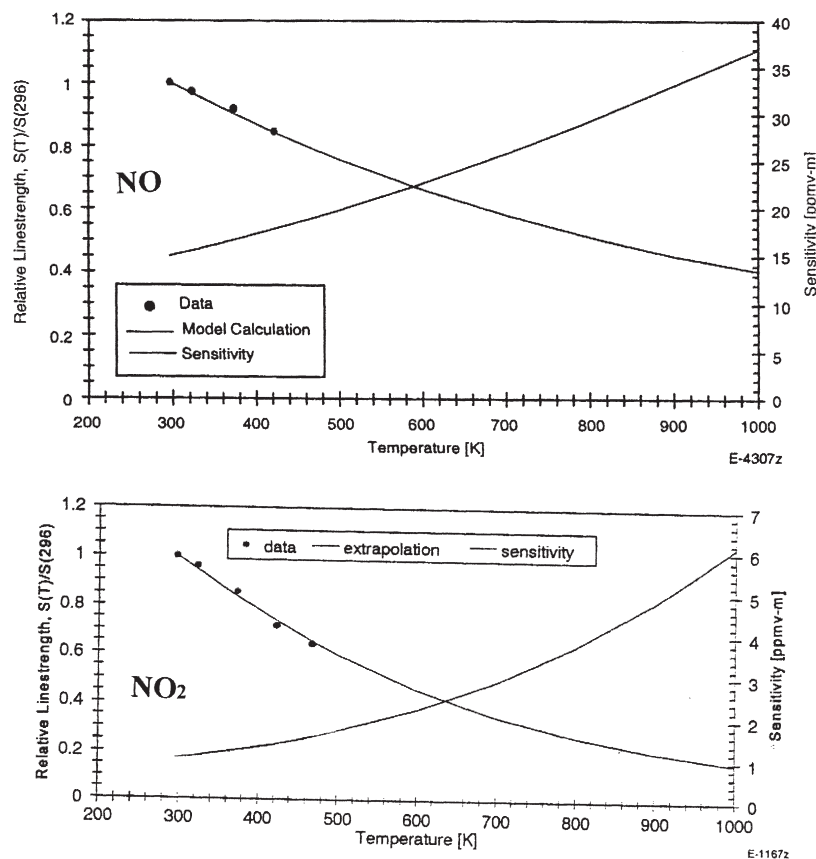


図 1 検出感度の温度依存性

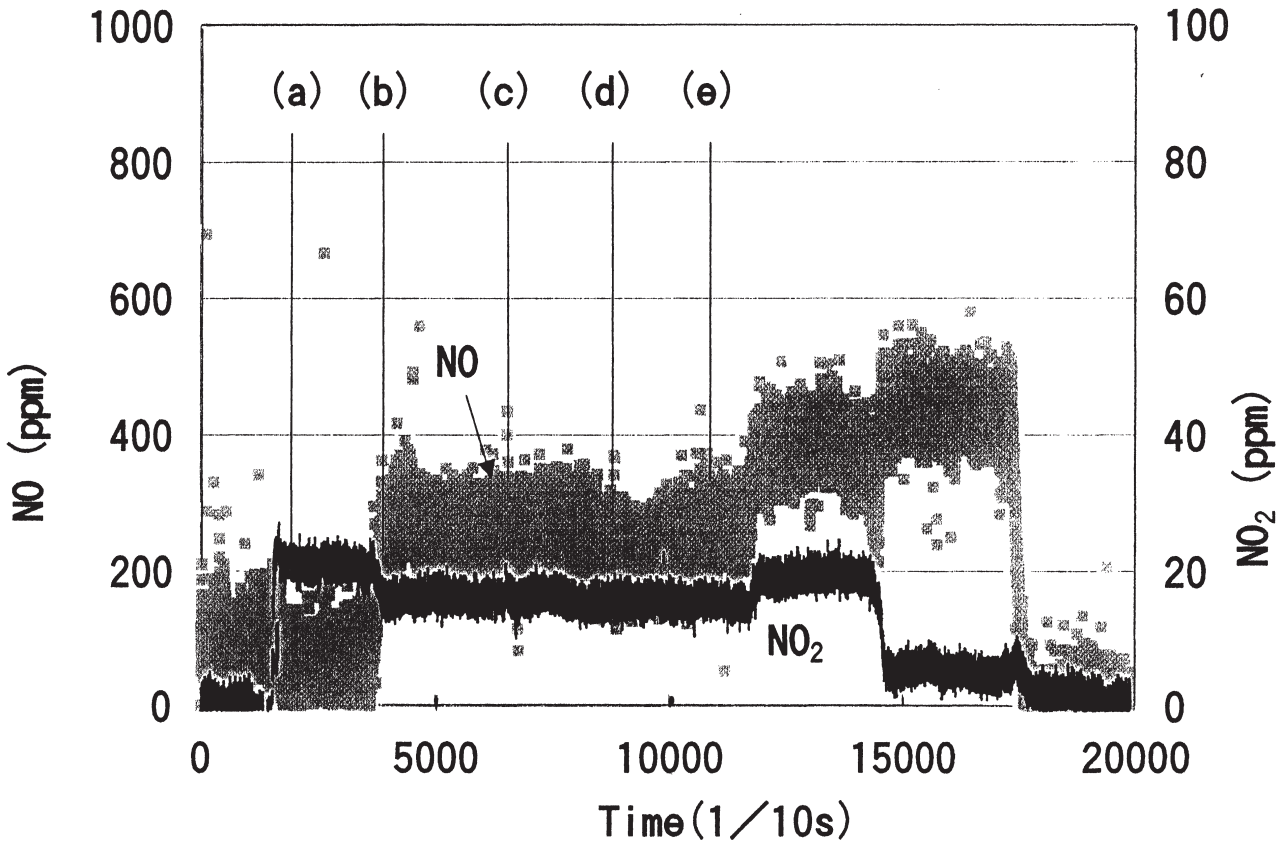


図2 矩形ジェット中のNO濃度とNO₂濃度の同時測定例 (25℃)

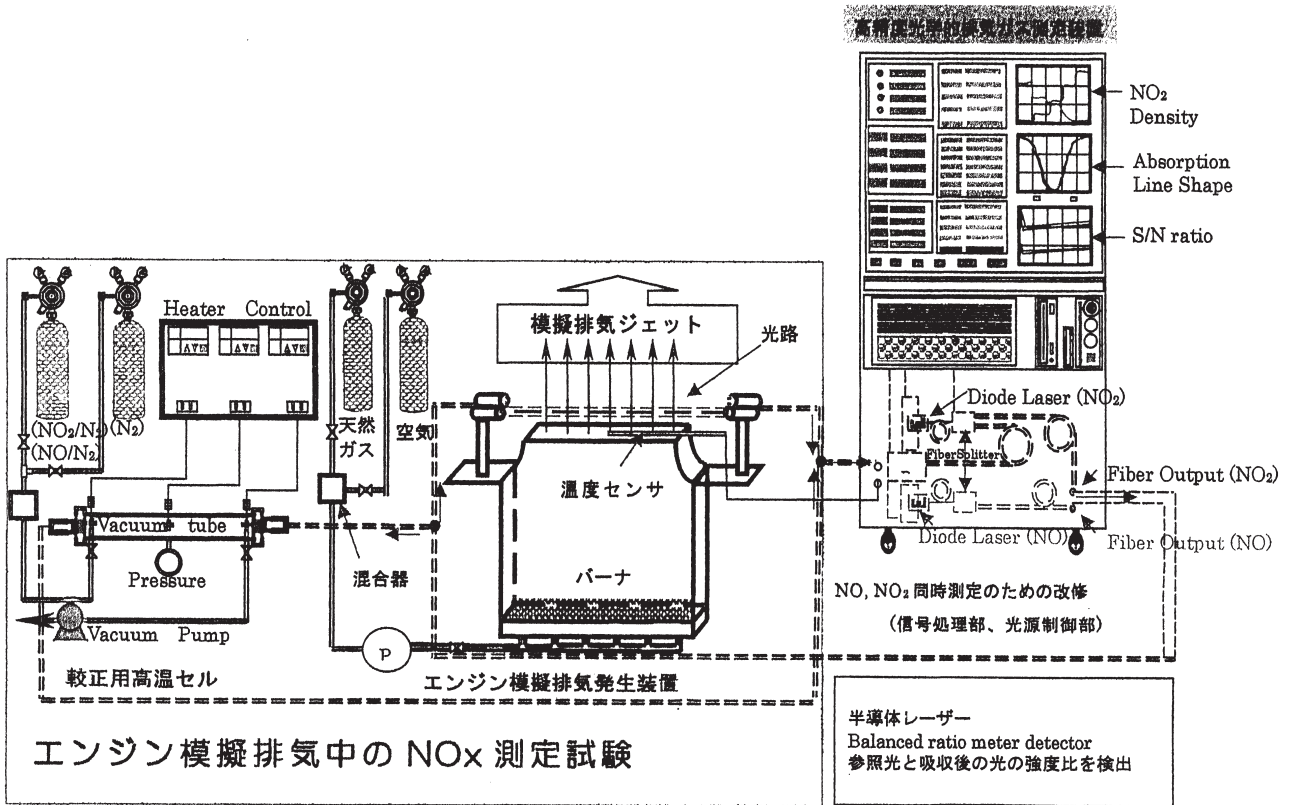


図3 NO / NO₂ 濃度測定装置の高温光学セルによる較正と燃焼排気発生装置への適用

(10) 回転翼機の騒音低減技術研究 (II)

○齊藤茂、青山剛史、末永尚史、白井正孝
流体科学総合研究グループ
回転翼空力研究グループ

Study on Noise Reduction Technology of Helicopter (II)

○Shigeru Saito, Takashi Aoyama, Hisashi Suenaga, Masataka Shirai
Fluid Science Research Group
Rotary Wing Research Group

Key words: Helicopter, Noise Reduction, Active Flap, Active Spoiler

Abstract

This paper reports the result of the research activity concerned with the research on the helicopter external noise. Specifically CFD activity to analyze the noise generation and experimental activity are described briefly. From the basic research, the noise reduction techniques such as active flap and active spoiler are investigated experimentally. These technologies are still under investigation. Some basic results about the active spoiler installed on fixed-wing are summarized in this paper.

1. 緒言

平成8年度より特別研究として行われてきた「回転翼機の空力騒音発生機構解明に関する研究」も当初の目的である(1) CFD 技術を用いた空力騒音発生機構の解明-解析コードの確立、(2) 高速回転翼試験装置の整備については、ほぼ達成された。現在、騒音解析用 CFD コードについては精度向上および機能拡張を行っており、また高速回転翼試験装置に関しては基準ブレードによる機能確認試験および実機対応型ブレードへの拡張を行っている段階である。ロータ騒音に関しては、高速衝撃騒音 (High Speed Impulsive (HSI) Noise) の解析、ブレード・渦干渉騒音 (Blade Vortex Interaction (BVI) Noise) の解析が可能なコードを確立した。しかし、風洞試験結果との対応についてはいまだ精度の点で課題が残っており、現在新しい解析手法の確立を含め精度向上を図っている。他方、高速回転翼試験装置に関しては、

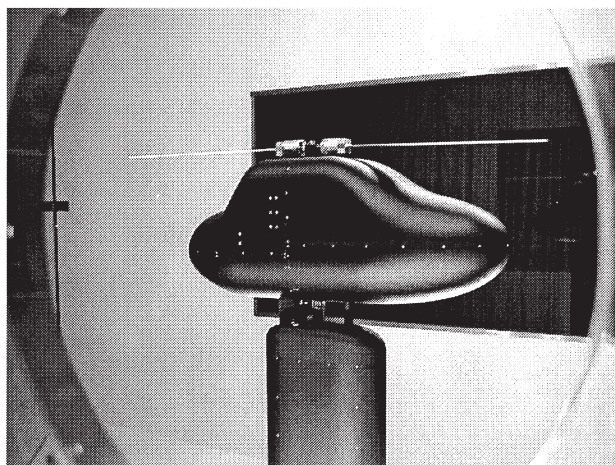


図1 高速回転翼試験装置の概観

機能確認試験において初期の目標である2500rpmで振動に問題がでないことを確認した。また、ヒンジレスで捻り下げのない基準ブレードを製作し、現在国内で初めての HSI 騒音計測試験を行う段階になっている。しかし、実機に対応したロータヘッドおよびブレードの整備が遅れており、今後騒音低減型ブレードの開発も含めさらなる整備を進める予定で

ある。

本研究では、最終的な目標としてヘリコプタ・ロータから発生する騒音の低減技術を確立することを目指している。ヘリコプタの低減化技術は、大きく分けて(1)Passive Device と(2) Active Device の2種類がある^[1]。前者は、ブレードの平面型、翼型、翼端形状を工夫し騒音を下げることを目指すもの、後者はブレードのピッチ角を高調波で制御するものまたは何らかの Device をブレードに装着して空力的に制御するものがある。Passive な方法としては、翼型を薄くしたり、翼端に後退角や下反角をつけることが挙げられる。他方、Active な方法としては、通常のヘリコプタの制御に使うピッチ角制御に3P、4P、5Pなどの高調波を疊重させるいわゆる Higher Harmonic Control(HHC)がある。この方法では各部レードは同じ挙動を示すことになる。また各ブレード毎に高調波のピッチ角制御を行う方法もあり、これは、Individual Blade Control(IBC)と呼ばれている。元々この種のブレードのピッチ角制御はヘリコプタの振動制御用のコンセプトであり、騒音軽減用の制御に使うのは近年になって応用されたものである。HHC や IBC を用いた飛行試験はすでに行われており騒音低減効果が得られている。一方、ブレード上に、フラップやスポイラ、翼端ジェット吹きだし装置を装着して、ブレードの局所的なスパン位置の揚力を変化させ、結果的にブレード上の揚力(循環)分布を変化させることで翼端から吐出される渦の軌跡を制御しようとするものである。この種の Device については、今までに実験室レベルのものは試作され風洞試験に供しており、騒音低減効果を実証している段階である。

2. 騒音の種類と特徴

ヘリコプタの機外騒音に関しては、図2に示したように様々な騒音源がある。中でも、メインロータから発する高速衝

撃騒音(High Speed Impulsive Noise)とブレード/渦干渉騒音(Blade Vortex Interaction Noise)が主な発生源である。

ヘリコプタ騒音の種類

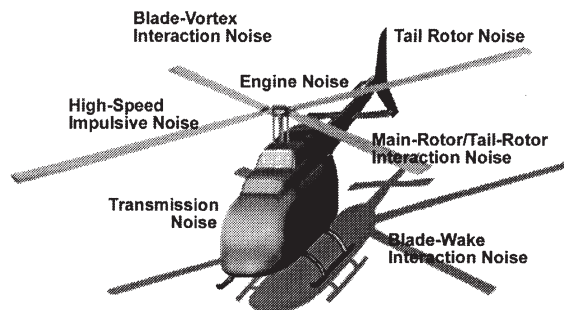


図2 ヘリコプタの騒音源

前者は、近年ヘリコプタの高速化に伴いロータの前進側の翼端付近の合速度が音速に近づいたことによって、ブレード翼面上に衝撃波が発生しその圧力変動がロータ面上の前方に伝わってゆく音である。HSI 騒音を抑える手法としては、前節で説明した翼端形状を工夫する Passive な方法がとられる。このためには、薄翼を用い翼端付近での平面形状を衝撃波の発生しにくい形(例えば、翼前縁に Dog Tooth)を付けることで騒音の低減効果が得られる。しかし、ヘリポート付近での騒音としては BVI 騒音が問題となる。この騒音は、各ブレードの翼端から吐出される翼端渦とブレードとが空力的に干渉する際に発生する音であり、一端発生すると他の騒音を凌駕するほどの衝撃的な音となる。BVI 騒音の音圧を規定するパラメータとして、

- (1) 翼端渦のコアの大きさ(Core size)
- (2) 翼端渦とブレードとが干渉する際の垂直距離(Miss-distance)
- (3) 翼端渦とブレードとが干渉する際の交差角(Intersection angle)

が挙げられる。これらのパラメータを操作することで、BVI 騒音を軽減することが可能である。(1)に関して、渦の強さを変えることは、機体のトリム状態を変更することとなるので実際的でない。全体

の循環を変更することなしに、音を弱めるには翼端渦のコアの大きさを変化させればよい。翼端渦のコアを大きくすることで騒音低減することが可能となる。この種の方法としては、(1)翼端からジェットを吹きだし、翼端渦を吹き飛ばす方法(Tip Jet Blowing)、(2)翼端にカナード翼を取り付け翼端渦のコアを大きくする方法(Canard Tip)、(3)下反角付き放物型翼端(Parabolic Tip)を用いる方法などが挙げられる。これに対して、HHC や IBC はブレード上の揚力(循環)分布を制御し、翼端渦の軌跡を変化させることで Miss-distance を変化させようとするものである。Miss-distance の騒音に対する影響は他のパラメータに比べて顕著であり、これをうまくコントロールする事が可能となれば騒音低減に大きく寄与することとなる。Active Flap や Active Spoiler の考え方は、先の HHC や IBC がブレード全体のピッチ角を変更するのに対してブレード上の翼端付近の局所的な場所での揚力(循環)変化を利用する。ブレード上のスパン方向の揚力分布は翼端に近づくほど大きくなっている。最大揚力付近で Active Device によって揚力を変化させることで、翼端から吐出される翼端渦の循環の強さを変化させ、他のブレードから吐出される翼端渦との干渉効果によって Miss-distance を変化させるものである。翼端渦とブレードと交差する際に最も大きな音となるのは互いに平行な位置のときである(平行 BVI と呼ぶ)。また、BVI も主な発生位置はブレードの翼端側によっていることから Intersection angle をなるべく垂直にすることは、騒音低減に効果がある。この種の方法には、(1)翼端に後退角をつける。(2)Parabolic な翼端形状とする、などがある。

以上説明した各種騒音低減技術は、現在まで CFD 技術を用いて解析的にも実験的にも各研究機関、各メーカーなどで研究されており、いまだ最適な手法が確立されていないのが現状である。今後の研

究の進捗を待つところが大きい。

3. 航技研の騒音低減技術

航技研では、先に述べた CFD 技術を用いた解析技術、高速回転翼試験装置を用いた実験的な実証技術を駆使して、将来型ヘリコプタの低騒音ブレードの開発研究を始めたばかりである。前回の発表では、Active Flap の風洞試験について報告した(図3参照)^[2]。ここでは、スポイラを用いたブレードの循環制御基礎試験を行ったのでその結果について報告する。

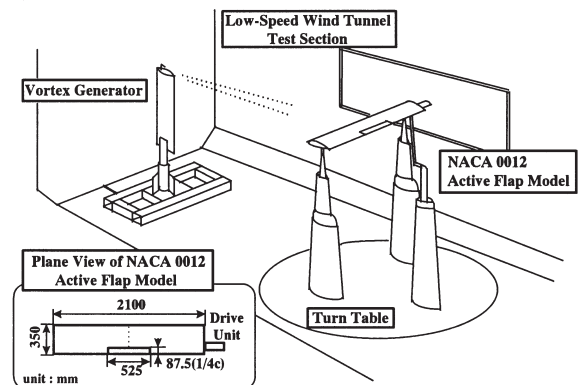


図3 Active Flap 試験の概観図

固定翼で使用するスポイラは通常エアブレーキに使用される。それは、翼の上面にスポイラをたて抵抗を増すことで機速を減ずる。しかしガーニーフラップの様に翼後縁にスポイラを立てることで揚力の増加を図る例^[3]もある。したがってスポイラを翼面上に設置することで、抵抗の増加を最小限に抑え、揚力の増加を図ることでブレード上の局所的な場所での循環を制御することが可能となることが期待される。

図4は、風洞内に設置した翼模型にスポイラを設置した時の写真である。実験では、スポイラの高さ、長さ、翼弦方向の位置、翼幅方向の位置をパラメータにして翼の空力特性を計測した。図5はススポイラの高さに対するポーラ曲線を示している。またスポイラを翼の上面に設置したときと下面に設置したときの空力特性は明らかに異なり、図6で示すとおり下面に設置したとき揚力の増加が見ら

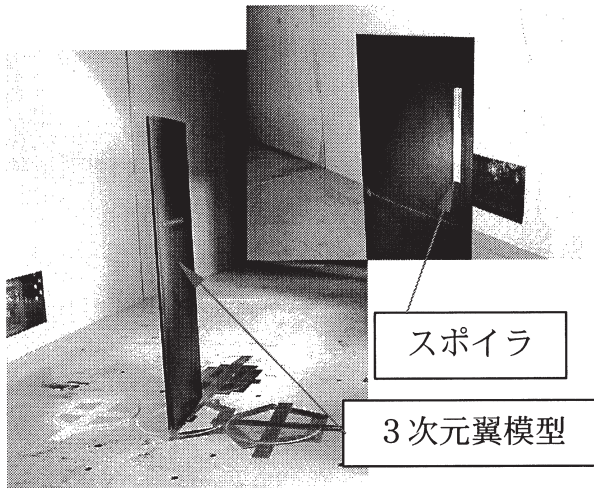


図5 スポイラ付き翼模型の写真

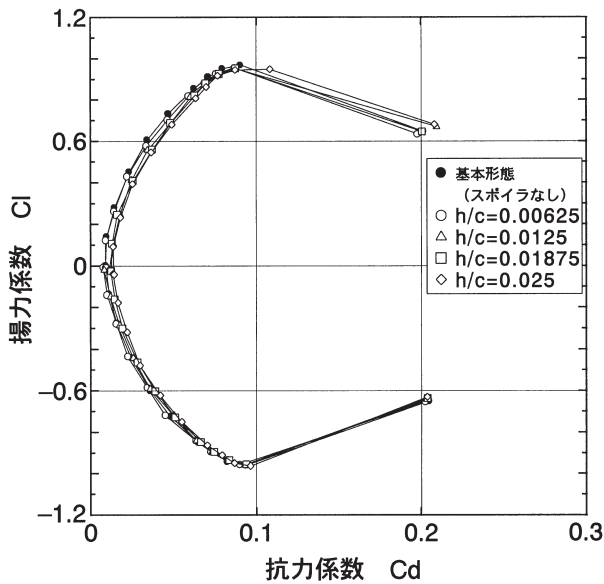


図6 スポイラの高さに対する α - α 曲線

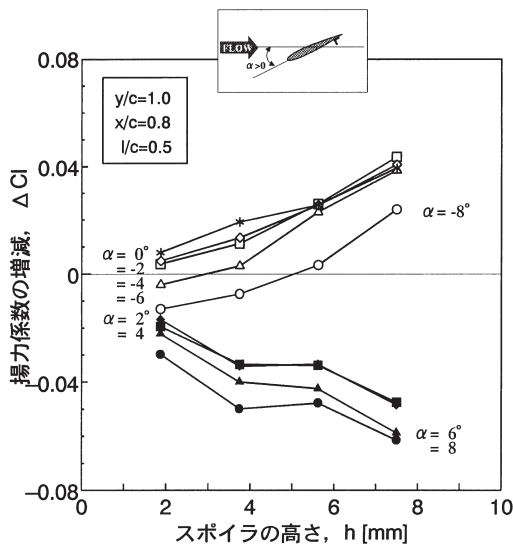


図7 各迎角におけるスポイラの高さ(h/c)に対する揚力係数の増加(ΔC_L)

れる。2次元翼試験の比べて3次元翼の場合は、スポイラの大きさ、位置によって差はあるものの揚力、抵抗とも増加減は約1/10の程度である。各パラメータの寄与は、スポイラの高さが最も大きくまたコード位置も空力特性に大きく影響する。これらの計測結果を用いて、最適なスポイラの形状および設置位置について今後詳細な検討を進める予定である。

4. アクティブ・スポイラについて

今回、30Hzまで駆動可能なスポイラを設計製作し、風洞試験を行った。スポイラを翼内部に埋め込む構造であったためスポイラの高さを充分とることが難しかった。その結果、揚力の増加が期待したほど得られなかった。今後翼内蔵型スポイラの検討を進め、より有効な駆動機構を構築する予定である。

5. 結言

ヘリコプタ機外騒音低減化技術としてActive Deviceを用いた技術の確立を目指し、解析的および実験的手法を用いた研究を開始した。今後は、基礎的な実験を重ね、回転翼試験装置を用いた技術実証試験へと進める予定である。

6. 参考文献

- [1] W.R.Spletstocesser, et al: Key Results Form a Higher Harmonic Control Aeroacoustic Rotor Test (HART), Journal of American Helicopter Society, Vol.42 No.1, 1997
- [2] 齊藤茂他、回転翼機の騒音低減化技術研究(I)、「航空安全・環境適合技術研究組織」研究報告会、9月、1999年。
- [3] R.H.Liebeck, Design of Subsonic Airfoil for High Lift, J.of Aircraft, Vol.15, No.9, September 1978.
- [4] 齊藤茂他、騒音低減を目指したアクティブ・スポイラの空力特性、第38回飛行機シンポジウム、10月、2000年。

(11) 航空エンジン低騒音化技術に関する開発研究

航空宇宙技術研究所 航空推進総合研究グループ

○長井 健一郎, 武田 克己, 生沼 秀司, 石井 達哉, 小林 紘

Recent Research and Development Activities on Aircraft Engine Noise Reduction in NAL

Kenichiro Nagai, Katsumi Takeda, Hideshi Oinuma, Tatsuya Ishii and Hiroshi Kobayashi

Aircraft Propulsion Research Center, National Aerospace Laboratory

Keywords: Engine Noise, Noise Reduction, Fan Noise, Jet Noise, Active Noise Control

Abstract

This paper describes the recent research activities on aircraft engine noise reduction in National Aerospace Laboratory. The main topics of our studies are active noise control of ducted fan noise and supersonic jet noise suppression by tab-mixers and acoustically treated ejector. We have investigated the effect of these noise reduction techniques through the laboratory tests. In order to demonstrate the possibilities of these techniques to a real aircraft engine, a demonstration test using micro gas turbine engine has newly started.

まえがき

近年の航空需要の急激な伸びにより旅客機の大型化および高速化が求められている。その一方で空港近隣の騒音規制などの騒音環境適合への要求はますます厳しくなる傾向にあり、来年開催が予定されている I C A O (国際民間航空機構) では、現行の規制よりもさらに数 d B の低減を求める決議が採択される見込みである。この規制は新しい旅客機にも適用されうするため、航空機騒音、特にエンジン騒音の低減は早急に解決すべき課題の一つとなっている。われわれの研究グループでは、エンジンのファン騒音についてはアクティブノイズコントロール技術を用いた低減法、ジェット騒音については機械式低減装置であるタブミキサおよびエジェクタによる技術による騒音低減法について研究を行い、それらの有用性を明らかにしてきた。今回の発表においては、これらの研究成果の概略を報告するとともに、現在取り組んでいるマイクロガスタービンエンジンを用いたファン騒音低減化の実証試験、および来年度から A S E T で行う予定の研究について報告を行う。

ファン騒音低減化の研究

ファン騒音では、ファン周りの定常圧力場がファンと共に回転するため、ダクト内を圧力場が回転しながら伝播する回転音響モードが発生する。この回転音響モードをアクティブノイズコントロールを用いて相殺するには、制御音として同じ回転音響モードを送出する方法が有効である。これにはダクト円周方向に十分な数の制御音源を装着して、各音源の出力および位相を制御する必要がある。アクティブノイズコントロール用の制御システムは、基準信号である翼通過周波数を検知する光ファイバーセンサ、任意の位相遅れを与えるデジタルディレイ、制御音の信号を形成する多相シンセサイザと増幅器、16 個の制御音源、誤差センサなどで構成される (図 1)。誤差センサの出力が最

小となるような制御音の振幅および位相の最適値を求め、放射音の低減量評価を行う。試験結果の一例として、アクティブノイズコントロール有無による狭帯域スペクトラムと1次翼通過周波数音の遠距離場放射レベルの比較を図2に示す。制御対象音である1次翼通過周波数音が10 dB以上低減されており、高調波音についても低減効果が見られる。また遠距離場放射レベルもほぼ全周に渡り低減されている。

ジェット騒音低減化の研究

ジェット騒音低減化においては、大きな騒音低減効果を得られ、かつ推力損失が小さいデバイスの開発が必要である。また巡航時には推進力の妨げとならないように排気ジェット主流から除去し格納できることが必要である。当研究グループでは、ジェット騒音の低減デバイスとしてタブおよびエジェクタに注目し、これまで研究を進めてきた。タブはノズル出口に装着する小さな突起物で、擾乱により混合を促進する効果およびジェット主流の不安定振動を抑制する効果がある。エジェクタは周囲空気を主流に混合させることでジェットの混合を促進する。また音源をエジェクタ内側に囲い込み、かつ吸音ライナーで吸音することにより遠距離場への騒音の伝播を妨げる特徴をもつ。図3に試験装置を示す。1組のタブは矩形ノズル長辺上に向かい合うように設置される。エジェクタは内部に吸音材を装着することができ、エジェクタとノズルとの距離は任意に変えることが可能である。試験結果の一例として各騒音低減装置を用いたときの騒音低減量と推力変化割合を図4に示す。タブミキサの装着によりジェット下流側での低減が得られる反面、側方や上流側での低減効果が小さいこと、タブと吸音材付エジェクタを用いることで1%以下の推力損失でほぼ全周方向における騒音低減（最大4.1dB）が達成できることなどが明らかになった。

マイクロガスタービンエンジンを用いた実証研究

上に述べた成果に基づき、現在ファン騒音のアクティブノイズコントロール実証のため、マイクロガスタービンエンジンを用いた騒音試験に取り組んでいる(図5,6)。このような小型のエンジンを用いる利点として、空気源や電動機が不要なため大容量の電力を用いずに実験が出来ること、実験室レベルでは実現が容易ではないファンの高速回転数での実験が可能であることなどが挙げられる。またジェット騒音に関しても、高温ジェットの試験が可能となること、推力計測の際に配管系の較正などの面倒な手間を省略できることが挙げられる。エンジンの起動や運転も容易なため、各種騒音低減デバイスの実証用試験装置として注目している。本年度はアクティブノイズコントロール装置設計のためのデータ取得を目的として、9月下旬に北海道広尾郡大樹町の多目的航空公園で屋外騒音試験を行う予定である(図7)。

来年度からのA S E T研究

来年度から開始予定のA S E Tの研究においては、現在用いている小型エンジンよりもさらに大型のエンジンデモンストレータを用いて、ファン騒音およびジェット排気騒音に各種騒音低減デバイスを適用し(図8)、その有効性および耐久性を調べる。エンジンデモンストレータから放射される騒音を4 dB低減することを最終的な目標としている。

参考文献

- [1] Ishii, T., et al., 7th International Congress on Sound and Vibration (2000)
- [2] Nagai, K., et al., 7th International Congress on Sound and Vibration (2000)
- [3] 生沼他, 日本機械学会流体部門講演会論文集(1999) 197-198.

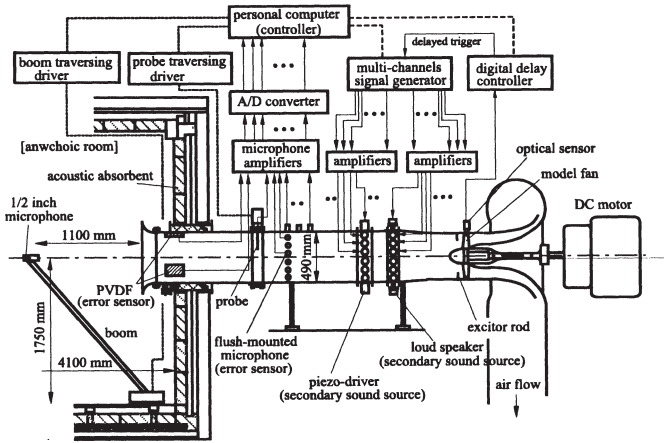


図1 アクティブノイズコントロール制御システム

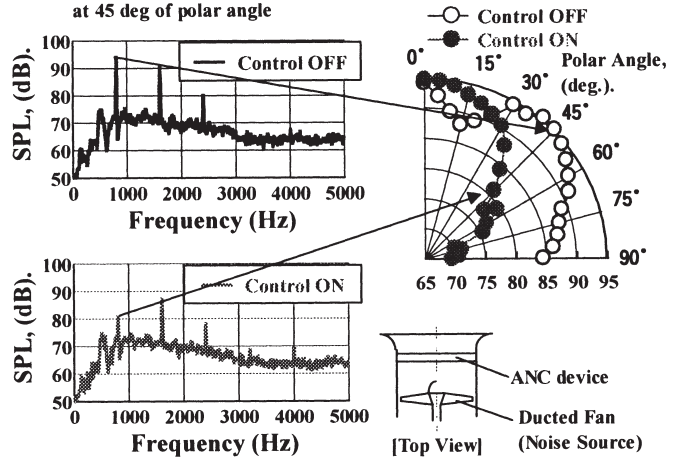


図2 試験結果

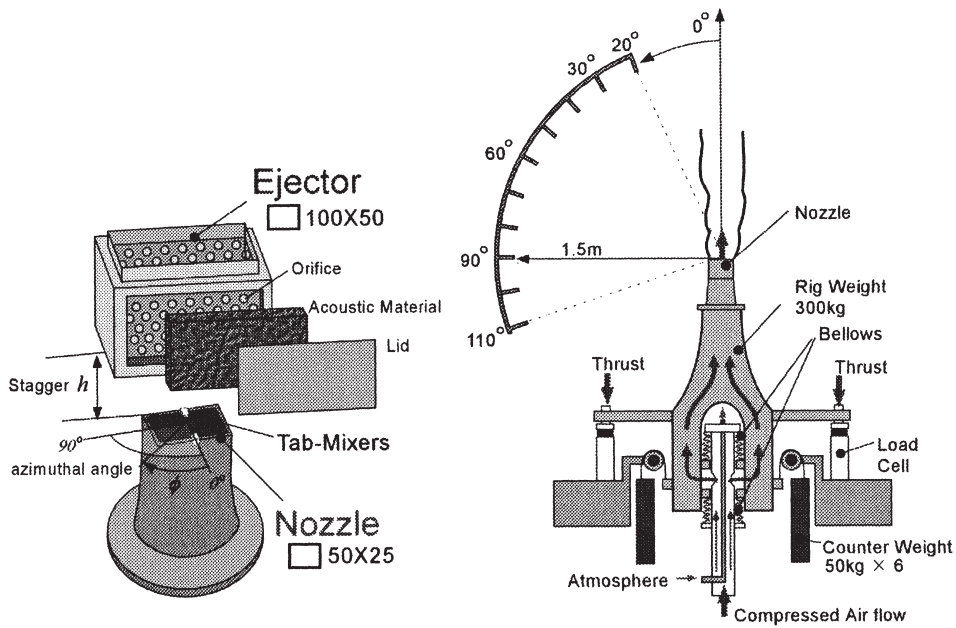


図3 ジェット騒音試験装置

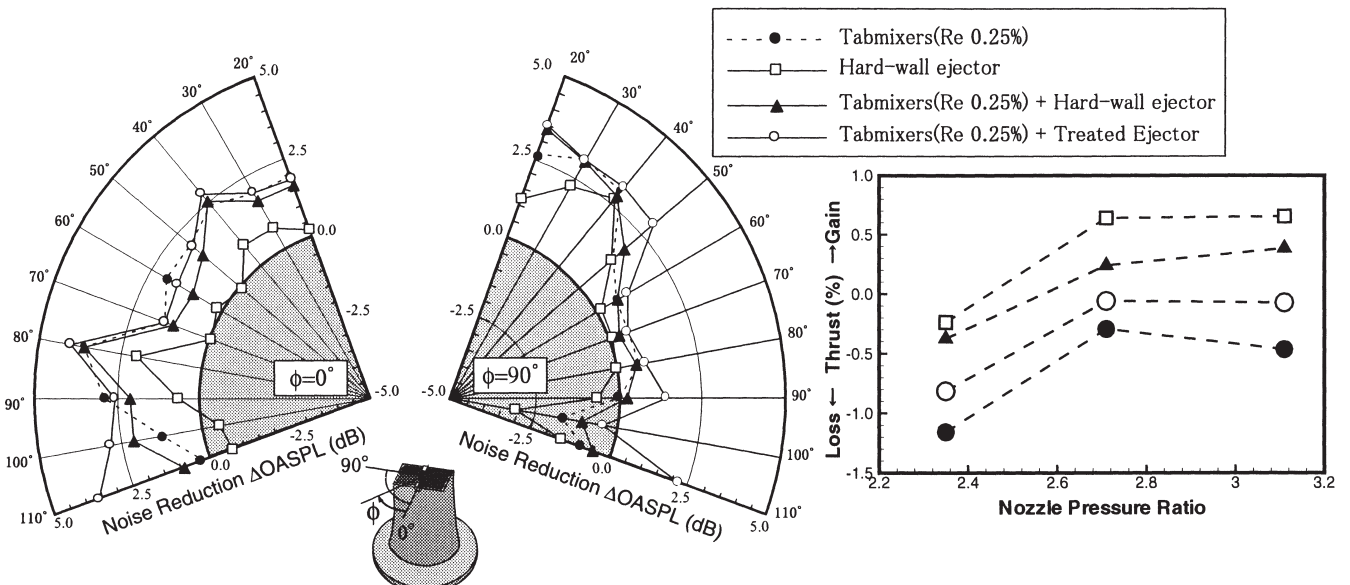


図4 各種低減装置による騒音低減量 (O. A. 値) および推力変化割合 (%) (ノズル単独時を基準値とする)

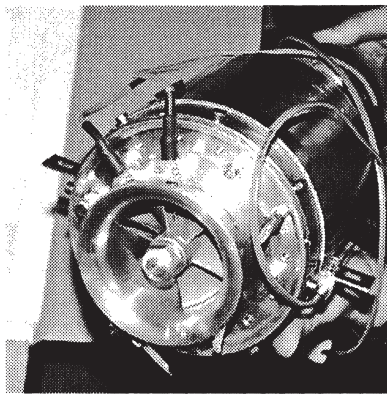


図5 マイクロガスタービンエンジン

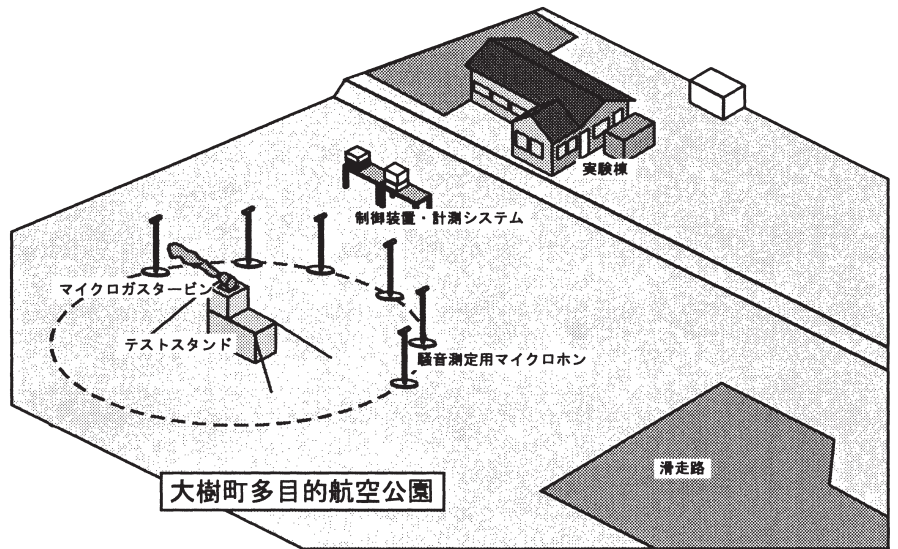


図7 屋外エンジン試験概略図

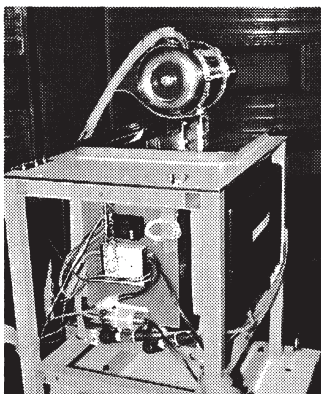


図6 エンジンテストスタンド

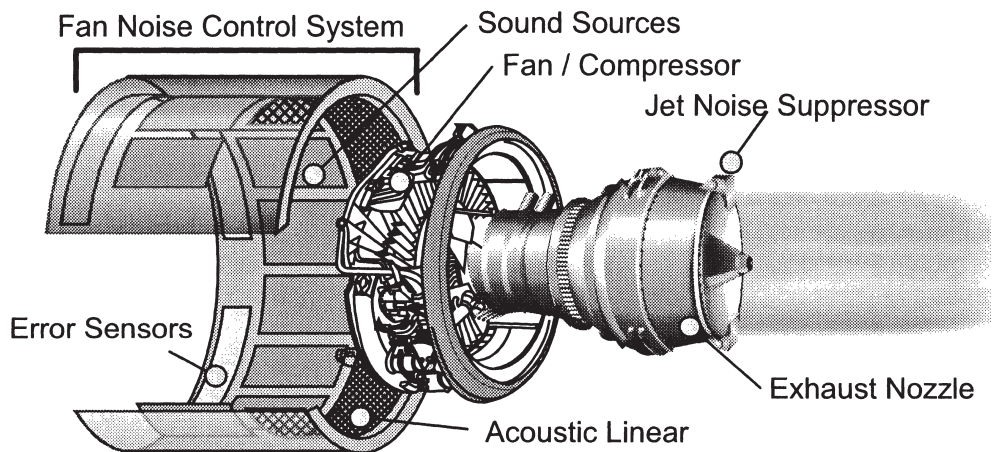
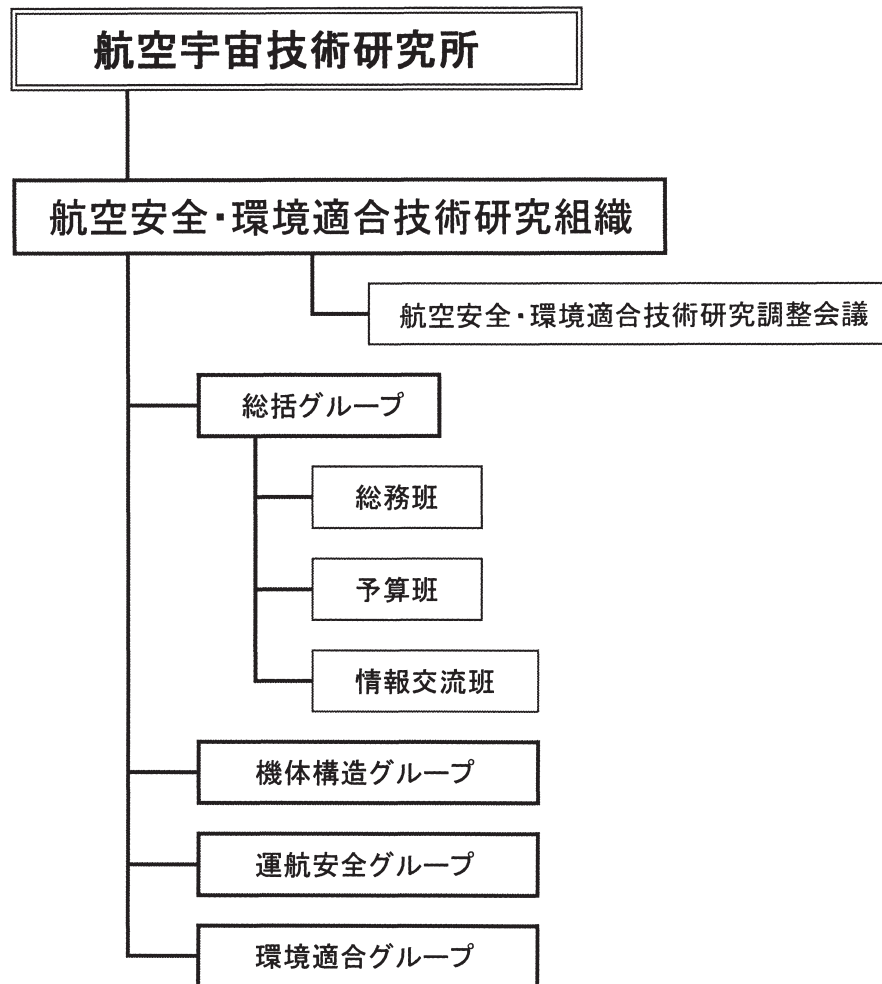


図8 エンジンデモストレータ概念図

航空宇宙技術研究所における航空安全・環境適合技術研究組織の組織図



Team for Aviation Safety and Environmental Compatibility Technology Research
— A S E T —

航空宇宙技術研究所
航空安全・環境適合技術研究組織
情報交流班
(〒 182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1 TEL:0422-40-3348)

