

航空宇宙技術研究所特別資料

SPECIAL PUBLICATION OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

SP-52

平成 13 年度「航空安全・環境適合技術研究」
研究交流会と研究報告会 講演論文集

2001 年 12 月

独立行政法人 航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY OF JAPAN

第 1 部

第 12 回 航空安全性向上と航空機環境適合技術に関する研究交流会

テーマ「航空安全・環境適合行政について」

(平成 13 年 10 月 11 日開催)

後援 文部科学省、国土交通省

目 次

1. ICAO における航空安全・環境保全への取組み	3
国土交通省航空局乗員課 高野 滋	
2. 我が国における航空安全・環境適合関連行政	17
最近の国際的な話題から	
国土交通省航空局航空機安全課 谷 寧久	

ICAOにおける航空安全・環境 保全への取組み

国土交通省航空局技術部乗員課
高野 滋

1

はじめに

- 国際民間航空条約とその附属書の概略
- ICAOのなりたちとその機能
- 航空安全への取組み
- 環境保全への取組み

2

国際民間航空条約の概略(1)

- 国際民間航空条約は1944年シカゴで作成(通称「シカゴ条約」)、1947年発効
- 「国際民間航空が安全かつ整然と発達するように、また、国際航空運送業務が機会均等主義に基づいて確立されて健全かつ経済的に運営される」ことを目的とし、次のような国際民間航空に係る基本的な枠組みを規定

3

国際民間航空条約の概略(2)

- 領空主権の原則、不定期飛行の権利
- 航空機の国籍と登録に関する規定
- 航空機が備えるべき要件として、登録証明、耐空証明、パイロット免許等を規定
- 条約に基づいて定める最低基準を満足することを条件に、耐空証明、パイロット免許の国際的効力を認める

4

国際民間航空条約の概略 (3)

- 航空機、航空従事者、空港、航行援助施設等に係る国際標準等を定める附属書を随時採択することを規定
- 国際航空機関(ICAO)の設立と、その理事会、航空委員会等の機能を規定

5

国際民間航空条約附属書

- これまでに以下の18の附属書が定められている。
(* が安全関係、** が環境関係)

*Annex 1 *- Personnel Licensing*

*Annex 2 *- Rules of the Air*

*Annex 3 *- Meteorological Service*

for International Air Navigation

*Annex 4 *- Aeronautical Charts*

*Annex 5 *- Units of Measurement to be used in Air and Ground Operations*

6

*Annex 6 * - Operation of Aircraft*

Part I - International Commercial Air Transport -
Aeroplanes

Part II - International General Aviation -
Aeroplanes

Part III - International Operations - Helicopters

*Annex 7 * - Aircraft Nationality and Registration
Marks*

*Annex 8 * - Airworthiness of Aircraft*

Annex 9 - Facilitation

7

*Annex 10 * - Aeronautical Telecommunications*

Volume I (Radio Navigation Aids)

Volume II (Communication Procedures including
those with PANS status)

Volume III (Part I - Digital Data Communication
Systems and Part II - Voice Communication
Systems)

Volume IV (Surveillance Radar and Collision
Avoidance Systems)

Volume V (Aeronautical Radio Frequency
Spectrum Utilization)

*Annex 11 * - Air Traffic Services*

*Annex 12 * - Search and Rescue*

8

*Annex 13 * - Aircraft Accident Investigation*

*Annex 14 * - Aerodromes*

Volume I - Aerodrome Design and Operations

Volume II - Heliports

*Annex 15 * - Aeronautical Information Services*

*Annex 16 * * - Environmental Protection*

Volume I - Aircraft Noise

Volume II - Aircraft Engine Emissions

*Annex 17 - Security - Safeguarding International
Civil Aviation against Acts of Unlawful
Interference*

*Annex 18 * - The Safe Transport of Dangerous
Goods by Air*

9

ICAOのなりたち

- 1947年シカゴ条約発効と同時に設立
- 本部: モントリオール(カナダ)
- 地域事務所: パリ、メキシコシティ、リマ、バンコク、ダカール、ナイロビ、カイロの7箇所
- 目的:
 - (1)国際民間航空の安全かつ整然たる発展
 - (2)航空機の設計及び運航の技術の奨励
 - (3)航空路、空港及び航空保安施設の発達等

10

ICAOの組織(1)

- 締約国187か国(2001年9月現在)
- 国連の専門機関の一つ
- 総会:全ての締約国が参加する最高意思決定機関、3年に1回開催。各分野における基本政策、ICAOの予算、作業計画等を決定。(第33回総会を本年9月～10月開催)
- 理事会:ICAOの運営主体、33ヶ国で構成。附属書の採択等を行う。年間3会期開催。
- 航空委員会:理事会から指名された15人の専門家で構成。国際民間航空に係る技術的事項を審議するほか、附属書(Annex9と17を除く。)の改正を理事会に勧告する。年間3会期開催。

11

ICAOの組織(2)

- 事務局:事務局長以下の職員(国際公務員)で構成され、附属書の改正案の作成、Guidance Materialの作成、地域航空計画(Regional Air Navigation Plan)の作成、航空関連条約の作成、技術協力など、技術、経済、法律、国際協力等の分野におけるICAOの活動を支えている。

12

ICAO の航空安全面での活動

- 航空安全に関する国際標準、勧告方式の制定、改定
- USOAP (Universal Safety Oversight Audit Program) を通じた、各国による安全行政の監査
- GASP (Global Aviation Safety Plan) を通じた事故件数、事故率の低減
- CNS/ATM (Communication, Navigation and Surveillance/ Air Traffic Management) システムの構築

13

航空安全に関する国際標準、 勧告方式の制定、改定(1)

- 最近の主な動向
 - (1) 標準的な管制用語 (Standard Phraseology) のレビュー (Annex 10、PANS-ATM)
 - (2) 管制における安全管理システム (Safety Management System) 要件の導入 (Annex 11)
 - (3) 空港の免許制度 (Licensing System)、安全管理システム要件の導入 (Annex 14)
 - (4) 大型機に対するEGPWS義務装備要件の導入 (Annex 6)

14

航空安全に関する国際標準、 勧告方式の制定、改定(2)

- (5) 大型機に対する機能向上型航空機衝突防止装置(ACAS-2)の義務装備要件の導入(Annex 6、10)
- (6) 最低気象条件未満の場合のApproach Ban基準の導入(Annex 6)
- (7) MSAW(Minimum Safe Altitude Warning System)運用手順の制定(PANS-ATM)
- (8) Human Factor関連基準の導入(Annex 1、6、8等)

15

USOAP (*Universal Safety Oversight Audit Program*) (1)

- 1999年1月から実施
- Annex 1(技能証明)、6(運航)、8(耐空性)のSARPs等に照らした各国政府の法令、制度、組織等に関するICAOによる世界的、定期的、義務的監査
- 2001年末までにほぼ全てのICAO締約国の監査を終了
- 2002年以降、Annex 1、6、8の監査を継続するとともに、Annex11(管制)、14(空港)及び13(事故調査)にも監査を拡大する計画(Annex13については、可能であれば)

16

USOAP (Universal Safety Oversight Audit Program) (2)

- 我が国の監査は2000年6月実施。大きな問題点はなく、記録の管理等の細かな指摘を受けた。
- 監査の結果、各国に共通の主な不具合事項として、次のようなものが報告されている。
 - (1) 基本的な航空関係法令のアップデートの遅れ、航空当局へ付与すべきの権限の欠如
 - (2) 能力、経験を有する技術職員の不足
 - (3) 技能証明に係るシステム、手続きの欠如

17

USOAP (Universal Safety Oversight Audit Program) (2)

- (4) Air Operator Certificatesの不適切な運用、航空会社の不適切な監視
 - (5) 航空機整備組織に対する不適切な監視
- ICAOでは、各国の監査で指摘されたこれらの不具合事項に対する支援として、技術協力、ガイダンスの作成、セミナーの実施等を行っていく計画。

18

GASP (Global Aviation Safety Plan)

- 世界的に航空事故件数及び事故死者数の軽減を図ること、及び、地域的な相違に配慮しつつ事故率の低減を図ることを目的とした計画
- 具体的には、事故、インシデントの情報収集、分析に基づく対策(SARPsの改定、ガイダンスの作成、締約国や企業間の協力関係の強化等)を講じていくことを提唱
- このため、ICAOでも、基準等の策定のほかに、主要航空当局、航空機製造者、IATA、IFALPA等との対話を重視

19

CNS/ATMシステムの構築

- CNS/ATMシステムの各要素のSARPs等の策定 (GNSS、ATN、Sat. Com.、各種Data Link、これらを活用した運航方式(ADS、CPDLC、GNSSを活用した非精密進入、RNPとこれを活用したMinimum Separationの短縮等)、ATMコンセプト等)
- 世界的なANP(Air Navigation Plan)の策定・維持

注) ANP: 各国がシカゴ条約に基づいて提供する航行援助サービス(管制、航空路、無線施設、空港、気象等)を明記した書類。従来から、各地域ごとに策定されている。

20

ICAOの環境面での活動(1)

- 騒音関係

- (1) 航空機の騒音基準の策定

シカゴ条約第16附属書に、大型機、小型プロペラ機、ヘリコプターの騒音基準を制定、技術の進歩等に応じて逐次改定
一番最近では、本年6月に大型機に対する最新の強化基準を採択

21

ICAOの環境面での活動(2)

- (2) 一定の航空機の運航禁止に係る世界的枠組みの策定

従来から、以下の航空機の運航禁止を可能とする総会決議を採択

- ・ NNC機(設計が古く、最も古い騒音基準にも適合しないB707、DC-8等)
- ・ Chapter 2機(最も古い第16附属書第2章の基準には適合するが、中間的な基準(同附属書第3章)には適合しない航空機(B727、737等)

22

ICAOの環境面での活動(3)

上記のいずれも、各国がこれら航空機の運航を全面的に禁止可能(我が国も実施。)

さらに、今回の総会では、Chapter3適合機の運航も、空港毎の事情に応じて、運航を制限することを可能とする決議を採択。

23

ICAOの環境面での活動(4)

- 排ガス関係

- (1) 排ガス基準の策定

- NO_x、CO等について、離着陸を模擬したサイクルに基づく基準を策定、逐次強化してきた

- 今後、巡航中も含めた排ガスの基準を策定する計画

24

ICAOの環境面での活動(5)

- 地球温暖化への対応

ICAOは京都議定書で国際航空からの温暖化ガス削減についての責任を付与。

航空は、IPCCの報告書によれば、温暖化ガス全体の3.5%に寄与。航空のシェアは今後拡大していく傾向。

現在進められている具体的対策は以下の通り

- (1) 発生源対策としての技術開発の促進
- (2) 燃料消費を削減するための運航方式の効率化(CNS/ATMを活用した最適高度、柔軟な航空路の設定等)

25

ICAOの環境面での活動(6)

- (3) Market Based Optionの開発

- a) 各国の自発的な削減計画の策定・実施
- b) CO₂の排出に着目した課徴金制度
- c) 排出権取引

26

航空保安をめぐる最近の動き

- 9月11日のニューヨークでのテロ事件に鑑み、第33回総会で以下を決定
 - (1) Annex 17の全面的な見直し、Annex 17についての各国の監査を含む、ICAOの行動計画の策定
 - (2) このための、大臣レベルでの特別会合の早期実施(可能であれば年内)

我が国における航空安全・環境適合関連行政
最近の国際的な話題から

平成13年10月11日
国土交通省航空局技術部航空機安全課長
谷 寧 久

1

・FAA International Aviation Safety
Assessment (IASA) Program

・ICAO Universal Safety Oversight
Audit Programme (USOAP)

・ICAOにおける航空機騒音規制の動向

2

コクピットドアに対する要件

エアラインに対する運航上の要件

FAR 121.313

- ・乗務員の許可なく乗客がコクピットドアを開けることができないように施錠できなければならない
- ・非常脱出時に客室乗務員がコクピット内に入ることができるように鍵を備えなければならない

FAR 121.587

- ・乗務員は飛行中コクピットドアを閉め、施錠しなければならない

3

コクピットドアに対する要件 (Cont.)

耐空性の要件(設計基準)

FAR 25.772

- ・非常時にはコクピットドアを開けずに乗務員が脱出できなければならない
 - ・コクピットドアが引っかかったときでもドアを開けることができないなければならない
- ⇒非常脱出を妨げてはならない

FAR 25.809

- ・非常脱出口は内側、外側から開けることができなければならない
- ⇒非常時に脱出できなければならない

FAR 25.777

- ・158-191cmの身長乗務員が使用するのに適したものでなければならない
- ⇒ドアの大きさ

FAR 25.365

- ・急減圧時のコクピットと客室間の通気
- ⇒ドアには通気口がなければならぬ

FAR 25.853

- ・ドア材質に対する耐火性要件
- ⇒ドア材質の制約

FAR 25.771

- ・光、騒音、臭気による疲労防止
- ⇒ドアはシールしなければならない

4

FAA International Aviation Safety Assessment Program

1. 背景
1990年のAvianca航空(コロンビア)の事故を契機として1992年から開始
2. 対象
米国に航空会社が乗り入れている、又は乗り入れを希望している国の航空当局
・米国に乗り入れるためには米DOTのForeign Air Carrier Permitが必要
・DOTのForeign Air Carrier PermitはFAAによる安全評価(IASA)が前提
3. 基準
ICAOの安全に関する国際標準(Annex 6 Part 1)への適合性
4. 評価
Category 1 : ICAO標準に適合
Category 2 : ICAO標準に不適合(97カ国中27カ国)

5

ICAO Universal Safety Oversight Audit Programme

1. 背景
1995年から1998年までは自発的評価プログラムとして実施
1997年の航空局長会議で義務化に合意
1998年のICAO総会で義務的監査導入を決議
2. 対象
全加盟国(185カ国)を3年間で監査
3. 範囲
付属書1(航空従事者)、6(航空機の運航)及び8(耐空性)に規定されたStandards and Recommended Practices (SARPs)の遵守状況、関連マニュアル等の遵守状況
4. 報告
監査結果の概要報告は全加盟国に公表

6

我が国に対する監査の概要

1. 実施時期
2000年5月～6月(2週間)
2. 監査チーム
6名(内1名はOJT)
3. 監査場所
航空局(本省、東京・大阪両地方航空局)、航空会社(JAL、JAS)
及び製造者(MHI、IHI)
4. 監査結果(主な指摘事項)
 - ・検査官等の技術系職員に対する訓練の強化
 - ・本省事務所スペースの拡大
 - ・テストパイロットの充実
 - ・FARを国内基準化する際にICAO Annex 8への適合性の評価が必要
 - ・検査官の業務手順、技術基準の文書化

7

ICAOにおける航空機騒音規制の動向

1. 第5回航空環境保護委員会(CAEP 5 2001年1月)
 - ・垂直速機に対する基準の強化: Chapter 4の新設(3測定点の騒音値の現行Chapter 3騒音基準値に対するマージンの合計が10EPNdB以上)
 - ・Chapter 3適合機に対する運航規制(高騒音Chapter 3適合機のPhase-out、空港毎の運航規制)
2. 総会(2001年9～10月)

8

騒音基準適合証明の適用

区 分	適 用 基 準	備 考
第1世代ジェット B-707, DC-8	改造困難の認定	1988年1月1日以降運航禁止
第2世代ジェット B-727, B-737, DC-9	旧基準(Chapter 2)	2002年4月1日以降運航禁止
第3世代ジェット B-747, DC-10, A-300, L-1011	新基準(Chapter 3)	ICAOにて将来の運航禁止の 議論紛糾
第4世代ジェット B-757, B767, MD-11, MD-90, B-777, A320	新基準(Chapter 3)	
次世代ジェット A380, ソニッククルーザー	新新基準(Chapter 4)	2006年1月1日以降に原型機 の証明の申請が受理されたも のに適用

第 2 部

平成 13 年度 航空安全・環境適合技術研究(ASET)に関する研究報告会 (平成 13 年 10 月 11 日開催)

目 次

【全体概要報告】

1. 航技研における航空安全・環境適合技術研究(ASET)の推進について 31
渡辺 顯、梅澤大輔(航技研)

【運航安全関連】

2. 適応型飛行経路を用いた次世代運航方式の研究 35
船引浩平(航技研) 塩見格一(電子航法研究所)
3. 風計測ライダの研究開発 39
井之口浜木(航技研)
4. 日常運航データ再生ツール DRAP の開発 43
村岡浩治(航技研)

【機体構造関連】

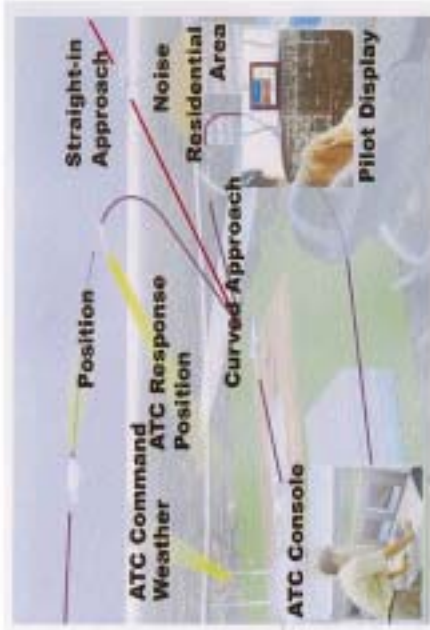
5. 胴体構造の落下衝撃特性に関する試験研究 47
熊倉郁夫、峯岸正勝、岩崎和夫、寺田博之(航技研)
6. 航空機胴体スケールモデルの疲労特性に及ぼす各運航荷重要素の効果 51
岡田孝雄(航空局) 寺田博之(航技研) Pavel Dybskiy(国立航空大(ウクライナ))

【環境適合関連】

7. ヘリコプタ騒音低減用アクティブ・デバイスの基礎試験 55
齊藤 茂、青山剛史、近藤夏樹、未永尚史、白井正孝(航技研)
8. エンジン騒音の制御・評価技術に関する研究 59
石井達哉、長井健一郎、生沼秀司、武田克己(航技研)
9. レーザー吸収法によるエンジン排気ジェット中の NO、NO₂ 濃度の測定 63
林 茂、山田秀志(航技研)

◆ 運航安全技術の研究

- 適応型飛行経路を用いた次世代運航方式の研究
- 風計測ライダの研究開発



適応型飛行経路の利用



レーザー風計測システム

◆ 機体構造技術の研究

- 胴体構造の落下衝撃特性に関する試験研究



実機客室構造の落下衝撃試験

◆ 環境適合技術の研究

- エンジン騒音の制御・評価技術に関する研究
- ヘリコプタ騒音低減用アクティブ・デバイスの試験研究
- レーザー吸収法によるエンジン排気中NOxの測定



ジェットエンジン騒音・排気



ヘリ騒音

図 1 航空安全・環境適合技術 (ASET) の研究 (P31 論文 1 航空研における航空安全・環境適合技術研究 (ASET) の推進について)



図2 パイロット・ディスプレイの例（緑は現在の経路、青は変更中の経路を示す。
 右下は第三者視点からのイメージ）
 （P35 論文2 適応型飛行経路を用いた次世代運航方式の研究）

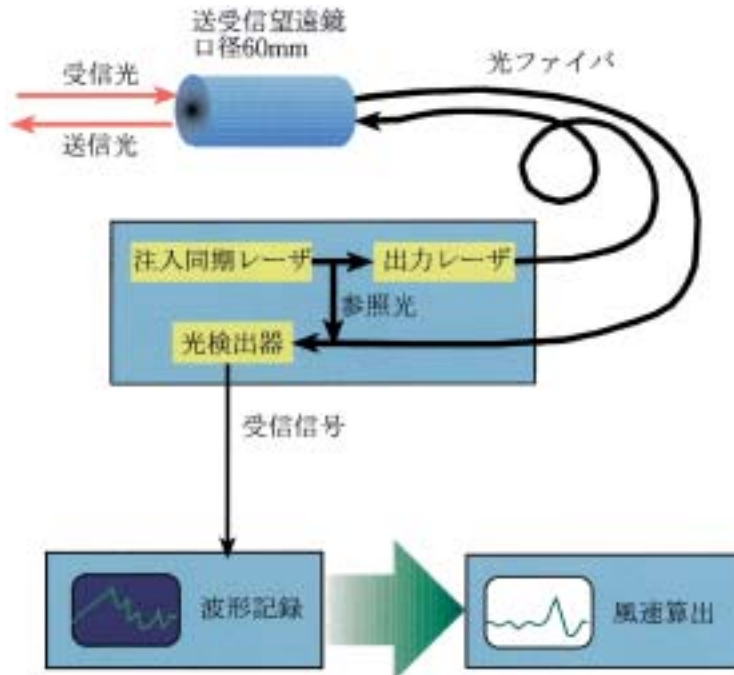


図3 風計測ライダ地上試験装置概要
 （P39 論文3 風計測ライダの研究開発）



図 4 日常運航データ再生ツール DRAP (Ver.0.9)
(P43 論文 4 日常運航データ再生ツール DRAP の開発)

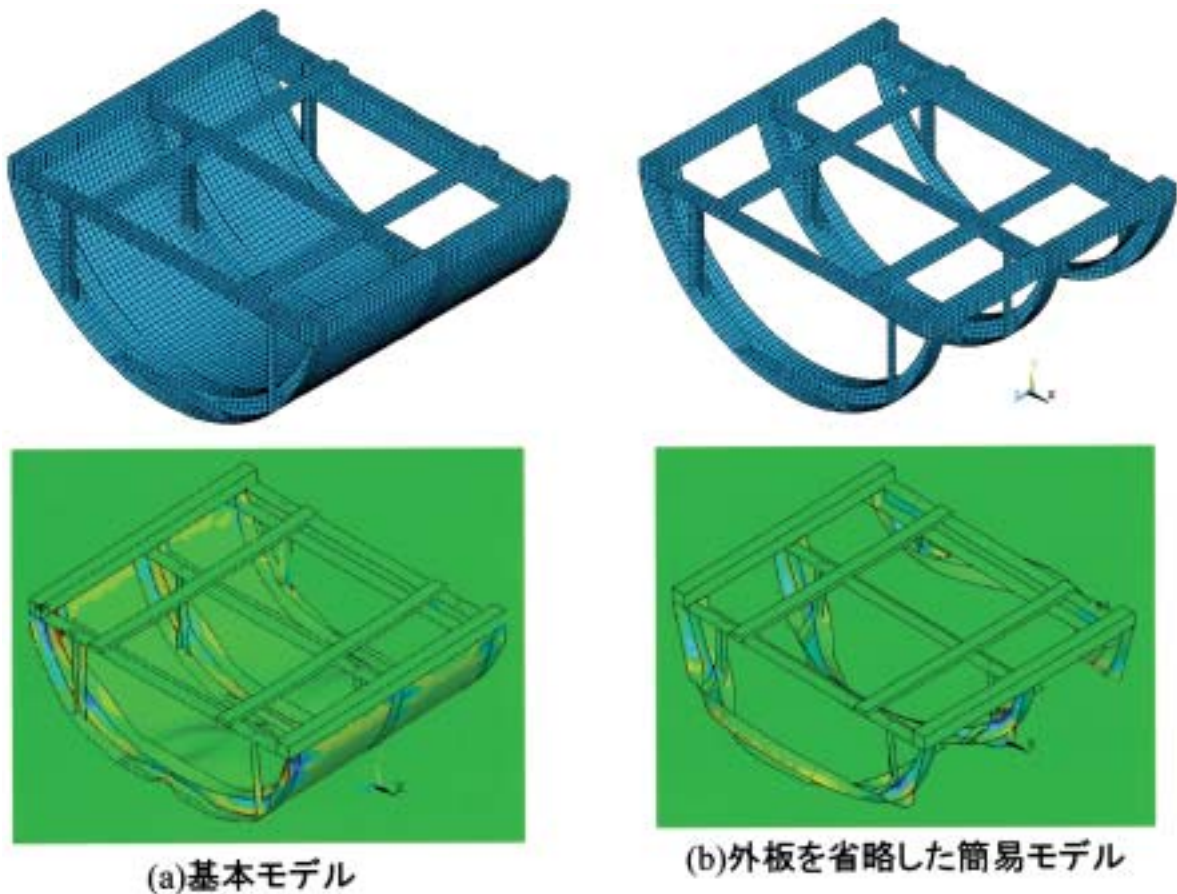


図 5 胴体下部構造の落下衝撃変形における外板の効果
(P47 論文 5 胴体構造の落下衝撃特性に関する試験研究)



図6 胴体疲労試験装置
(P51 論文6 航空機胴体スケールモデルの疲労特性に及ぼす各運航荷重要素の効果)

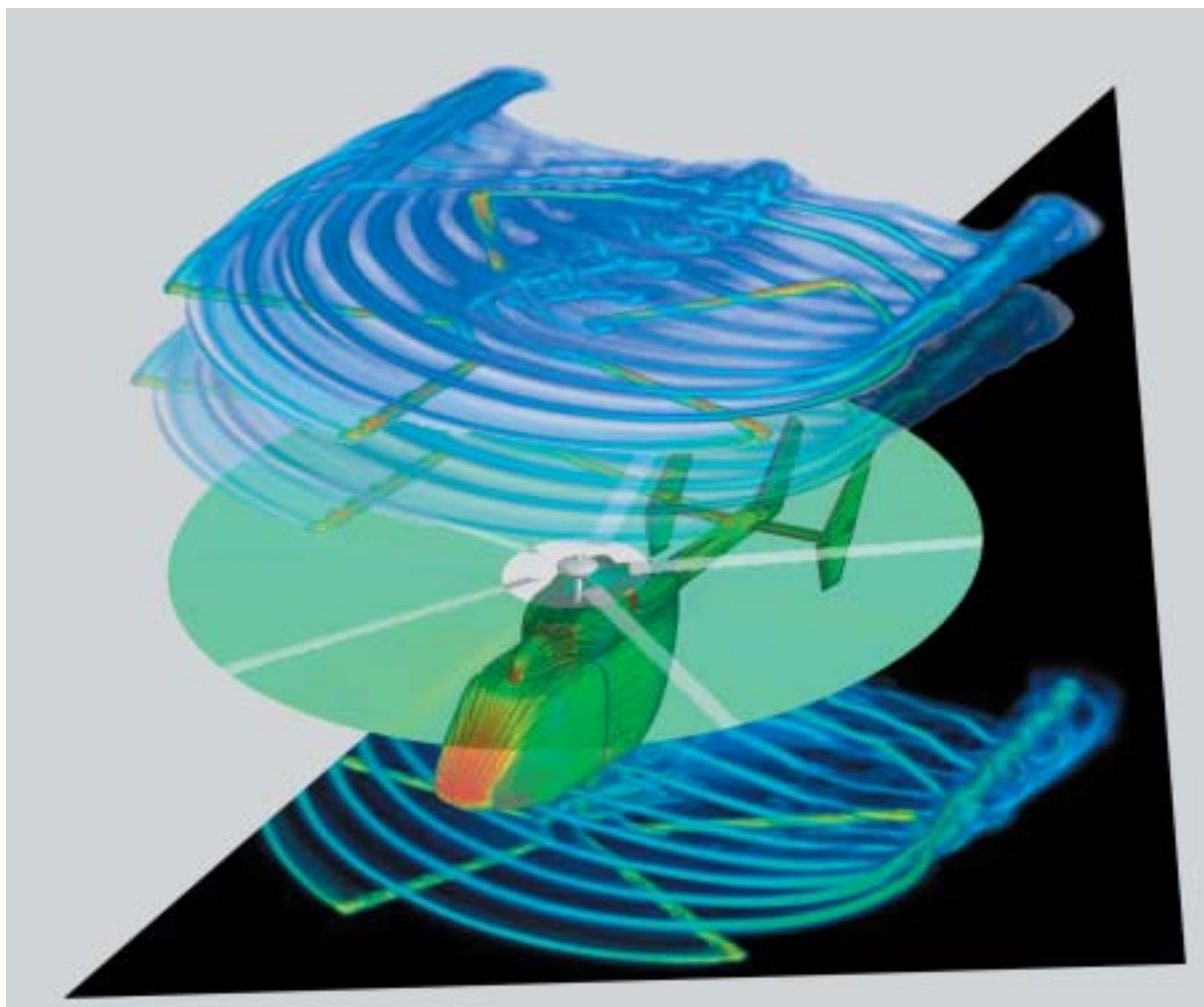


図7 移動重合格子法を用いたヘリコプタ全機周りの流れ場解析の一例(航技研とコンピュータヘリコプタ
先進技術研究所との共同研究)
(P55 論文7 ヘリコプタ騒音低減用アクティブ・デバイスの基礎試験)

Fan Noise of Turbofan Engine

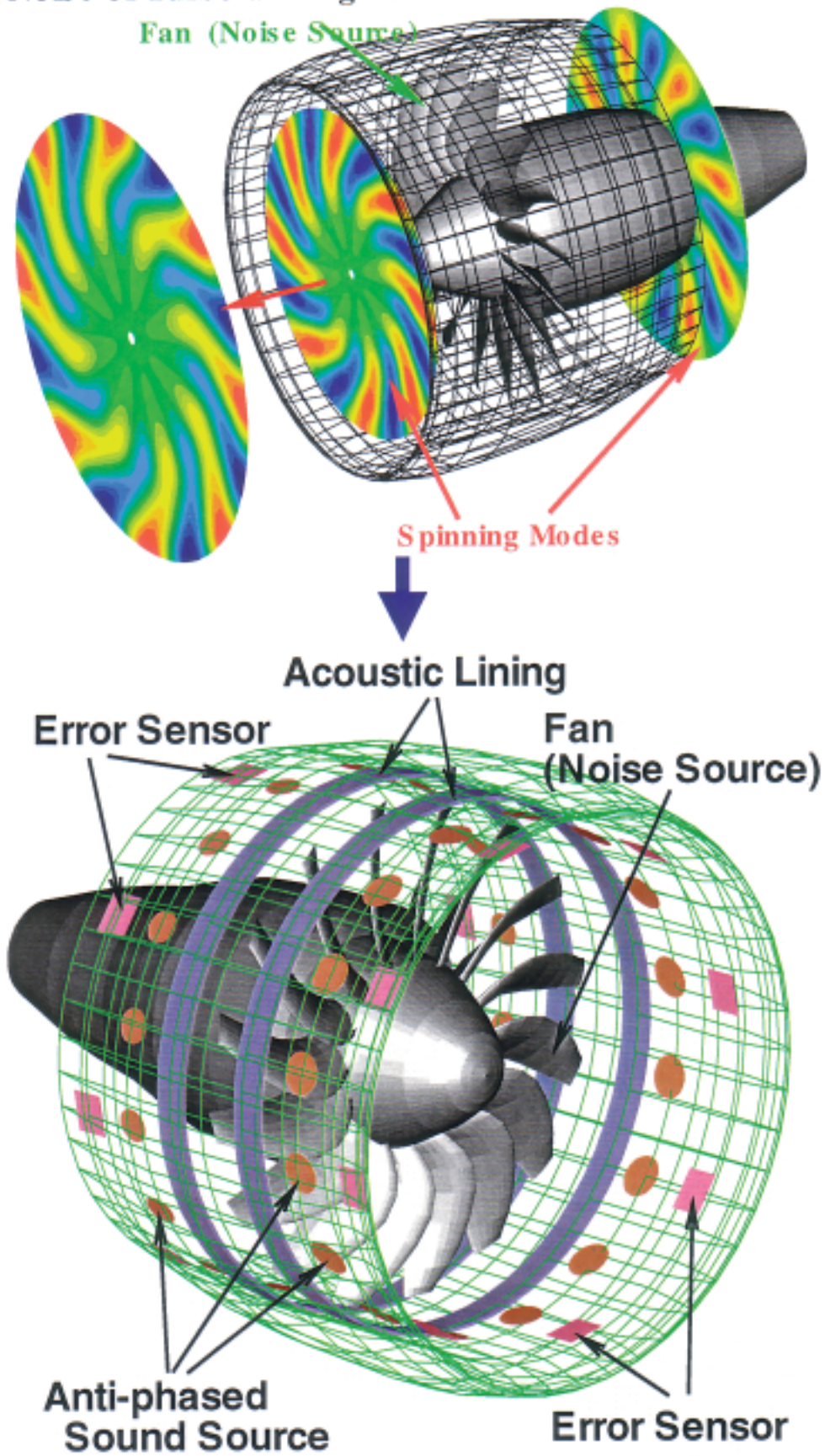


図 8 複合型能動制御の概念
(P59 論文 8 エンジン騒音の制御・評価技術に関する研究)

1. 航技研における航空安全・環境適合技術研究(ASET)の推進について

航空宇宙技術研究所 企画経営室 渡辺 顯 梅澤大輔
航空安全・環境適合技術研究(ASET)推進総括

On the research of aviation safety and environmental compatibility technology at NAL of Japan
Watanabe, Akira and Umezawa, Daisuke (NAL of Japan)

Key words : aviation safety, environmental compatibility

National Aerospace Laboratory has been conducting researches on the aviation safety and environmental compatibility technology (ASET) since 1994. In 2001 April the NAL organization was rearranged and a new research plan of the ASET was also started toward next four years (2001-2004). This paper describes the outline of the new ASET research activity.

1. まえがき

航空機の運航においては、安全性が保証されてはじめて快適な旅が可能となる。また、近年は地球に優しい交通機関となるよう環境に配慮することが強く求められている。すなわち、安全・環境は快適な空の旅のライフラインのような見方ができ、日頃からの対策が重要かつ不可欠である。

この観点は、航空機での運航が始まった折より重要な課題ではあるが、航技研においては、我が国の民間機開発研究が少なくなる中で運航の増大に対応して、平成 6 年(1994)より航空安全・環境適合技術研究(ASET)のための特別研究体制を組織し、関連機関と連携して研究を開始した。

当初は、経年機の構造安全に関する研究を主体とし、その翌年以降にヒューマンファクタの研究などを加え、研究体制を強化してきた。

また、これまで航技研は航空機の開発に関する研究が多く、実運航に即した運航・整備上の

課題、運航支援システム、環境関連課題などに関しては、必ずしも十分なる知識を有していなかったため、運航・整備技術および環境技術関連の機関との情報交流を強化して研究促進を図ってきた。

ここでは、平成13年度より航技研が独立行政法人に移行してからのASETの研究推進について、課題、進め方、情報交流などについて述べる。

2. ASETの4カ年計画

平成13年度から航技研が独立行政法人化され、4カ年の中期計画に沿って研究を進めることとなったことに伴ない、ASETの研究計画もこれに対応し4カ年で一区切りとする計画を昨年度(平成12年度)に立て、基本的にこの計画に沿って研究を開始した。なおこの計画を立てるにあたっては、これまでの研究に対する外部評価委員会による評価と従来よりの研究結果などを考慮し、かつ研究課題設定にあたっては、

航空安全・環境適合は航空交通を支えるライフライン

安全と環境適合・保全が保証されて、はじめて快適な空の旅が可能となる。

次の 4 要件を基準とした。

行政など主要外部機関からの技術開発要請がある。

実用に反映できる具体的方策がある。

数値目標あるいは同等な目標が設定可能である。

外部機関との協力関係構築ができる。

さらに研究ファンドの面からも考慮し、研究課題を第 1 次課題と第 2 次課題に分けている。(下図参照。また各課題の研究経過概要は本報告会の他の資料を参考。)

(1) 第 1 次課題

数値目標を持ち、4 力年で実証試験を踏まえた目標を達成する課題として以下のものを第 1 次課題とした。

適応型飛行経路を利用した次世代運航方式の研究

騒音影響地域の低減と安全性や利便性の向上を目指し、適応型飛行経路を用いた飛行システムを提案し、ヘリコプターを含む複数小型機による実証試験を実施する。

風計測ライダの研究開発

航空機前方 (1km 以上遠方) の風を 1m/s の

精度で測定できるレーザ光を利用した装置を開発し、その搭載実証実験を行う。

航空エンジン騒音の制御・評価技術に関する研究

ジェットエンジンの騒音を現行より 4db 程度低減する技術として、アクティブ方式の低減システム実験を実施する。併せて騒音評価計測技術を開発する。

(2) 第 2 次課題

研究費配分に課題があるものの、今後の安全・環境の課題として重要なものとして以下のものを設定した。

客室構造の耐衝撃性向上に関する研究

客室構造の衝撃解析手法の開発により搭乗者の衝撃を 30% 程度低減できる技術開発を目指す。

回転翼機の騒音制御に関する研究

ヘリコプターのロータ回転騒音を現在より 6db 程度軽減するために、騒音解析ツールの開発とともに、アクティブ方式の低減デバイスを付加したロータによる実証試験を行う。

航空エンジン排出ガス成分の非接触測定技術に関する研究

航空安全・環境適合技術 (ASET) の研究

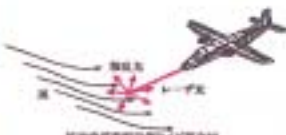
(◎:一次課題、○:二次課題)

◆ 運航安全技術の研究

- ◎ 適応型飛行経路を用いた次世代運航方式の研究
- ◎ 風計測ライダの研究開発



適応型飛行経路の利用



レーザ風計測システム

◆ 機体構造技術の研究

- 機体構造の落下衝撃特性に関する試験研究



実機客室構造の落下衝撃試験

◆ 環境適合技術の研究

- ◎ エンジン騒音の制御・評価技術に関する研究
- ヘリコプター騒音低減用アクティブ・デバイスの試験研究
- レーザ吸収法によるエンジン排気ジェット中 NO, NO₂濃度の測定



ジェットエンジンの騒音・排気



ヘリ騒音

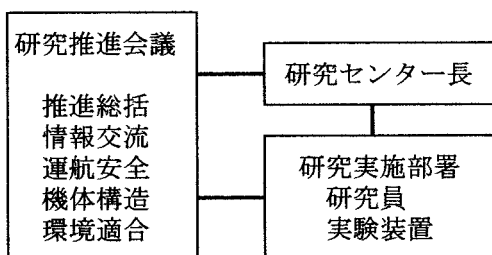
ジェットエンジンの巡航時の排ガスNO_x成分低減化のため成分分離測定技術を開発する。

3. ASET 研究の研究推進環境

平成 13 年度から新たな 4 力年計画を開始するが、その計画を着実に実行して、外部ニーズの要求に対応するなど成果を上げることが非常に重要であり、このために ASET 推進組織と研究実行体制を固めた。

推進にあたっては、所の企画経営室に所属する研究主幹を軸に研究遂行推進会議を構成した。実際の研究は各研究センターにおいて実行する横断的研究体制を敷いている。

推進においては、5 つの分野の担当者をたてて、定例会議を行いながら全体管理、研究推進を行う。会議では推進について協議し、外部からの情報と各研究の進捗状況を見て、推進効果を上げる。



研究費としては平成12年度までは、毎年0.97 ~ 1.4 億円の特別研究費を利用してきたが、平成13年度は航技研理事長裁量費の中から1.1億円の配算を受け、それを利用している。

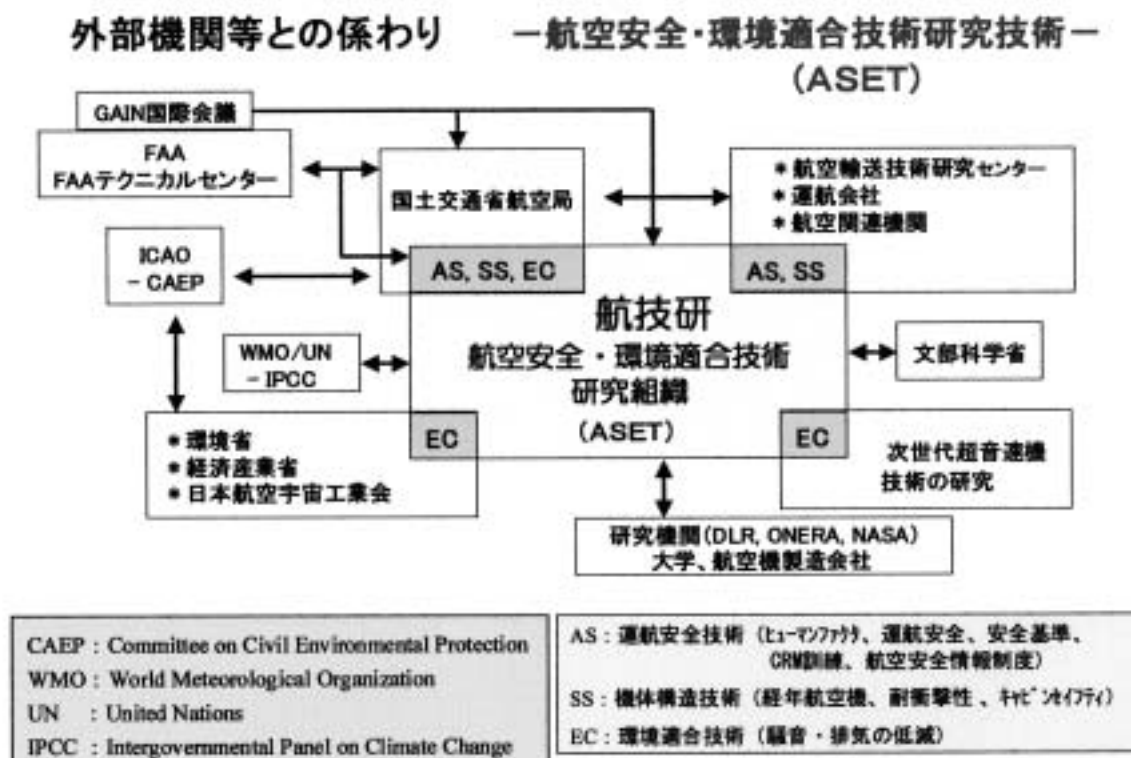
4. 外部機関との連携および情報交流

ASET 研究を進める上では、外部ニーズへの対応、外部との協力体制などが重要であり、これらの関係は日々強化されてきている。ASET 研究での外部関連機関を下図に示す。

特に運航関連の課題を扱う上では、国土交通省の航空局との協力関連が重要であることから、平成 8 年度より定期的に情報交換を行っており、平成13年度からは人的交流(国土交通省航空局技術部の検査官 1 名と航技研の研究員 1 名の配置交換)を踏まえて、連携の強化を図っている。

また外部機関の調査研究委員会には航空安全や環境適合に関するものが多くあり、これらに参加することで、外部機関の情報を的確に入手している。

さらに、世界的な委員会にも参画しているが、航空安全に関しては特にインシデント情報を扱うことを主眼とし、近年米国 FAA が提唱した GAIN(Global Aviation Information Network)



世界会議に継続的に参画し、今後の研究結果となる航空安全情報システムに関する情報の収集を行っている。環境関連では、ICAOの環境パネルに、航空局の技術アドバイザとして参画している。

今後も、積極的に外部機関との連携を強め、共同研究などを加えて研究活動の強化を図ってゆく予定である。

5. 終わりに

航空安全・環境適合技術に関する研究は快適な空の旅のライフラインを確保するために不可欠なもので、今後ますます重要なものとなる。航技研ASETとしても、航空輸送の安全性及び環境への適合性のより一層の向上に有用な技術について、これまで以上に外部ニーズを踏まえ、実運航に有益な研究成果を得ることを使命として研究を推進すものである。

ここで述べた4カ年計画の研究は開始したばかりであるが、これらの研究課題は従来よりの成果も取り入れて実施しているところであり、計画が順調に遂行されれば、さらなる安全性向上及び環境適合・保全に寄与する成果が得られるものと考えている。

本年(平成13年)8月に文部科学大臣より「航技研、宇宙科学研究所、宇宙開発事業団の宇宙3機関の統合に向け、統合準備委員会を設けて宇宙の研究開発機関のあり方を検討し、平成13年度末までにとりまとめを行う」旨の発表がなされた。この3機関の中では、航技研のみが航

空分解の研究にも重点を置いている点でユニークな機関であると同時に、将来の世界的な航空需要の増大に鑑みれば、安全性の向上、環境合成の向上に有益な技術研究は一層重要となるものと考えられることから、宇宙3機関統合の流れの中で、航空安全・環境適合技術に関する研究活動の場を確保し、なお一層の充実を図ることが不可欠である。

このためには、文部科学省、国土交通省をはじめとして運航関連機関との情報交流活動を通じた連携が重要で、かつ関連機関のご支援、ご協力を賜わることが欠かせないことを付記し、紙面を借りてお願い申し上げます。

「参考資料、文献」

- 1) 航技研ASET:平成12年度ASET研究報告前刷り集、2000.10.7
- 2) 朝田:航技研における航空安全・環境適合技術研究について、平成12年度ASET研究報告前刷り集、2000.10.7
- 3) 渡辺:航空安全・環境適合技術研究に関する情報交流報告書、航技研内部資料、ASET情報交流班、2000.10.
- 4) 航空安全行政懇談会(JCAB):今後の安全推進に当たって 1999.10
- 5) 航技研:平成12年度「航空安全・環境適合技術研究」研究交流会と研究報告会講演論文集、航技研特別資料、SP-50、2000.10
- 6) 渡辺:航空安全情報システムの動向、平成12年度ASET研究報告前刷り集、2000.10.7

航空安全性向上および環境適合・保全技術研究遂行は、日常的かつ継続性のある研究体制が不可欠で、その成果は徐々に現れる。

研究課題は多岐に渡るが、実運航に有益な成果を得るよう、関連機関との連携を強化した総合的研究推進が重要である。

2. 適応型飛行経路を用いた次世代運航方式の研究

船引浩平（航技研） 塩見格一（電子航法研究所）

Research on New Operational Concept Using 3D Trajectory

Kohei Funabiki AA Kakuichi Shiomi (ENRI)

Key Words: CNS/ATM, CPDLC, GNSS

Abstract

Proposed research project named “NOCTARN” aims at noise reduction around small airports by using flexible trajectories that are defined by GPS and data link communication system. In the course of the research, functions of the avionics, data-link protocol, operational procedures, airspace design, and functions of ATC console will be investigated and evaluated by conducting flight simulation and flight test.

1. 緒言

GNSS技術と通信技術の発達により、航空機の位置を精密に計測し、機体や地上の情報を空地間あるいは航空機同士で共有することが可能になりつつある。このことは、航空機間のセパレーションを狭めると同時に地上管制官のワークロードを低減し、空域の有効利用を促すと共に安全性の向上につながることを期待される。現在、今後数年間で予想される航空需要の増加に伴う空域の混雑に対し、これらの新しい技術を用いて次世代のCNS/ATM(Communication Navigation & Surveillance / Air Traffic Management) システムを模索する活動が世界各国で進められている^{1,2)}。

これらの将来型運航システムの主な対象はエアラインの定期旅客輸送であるが、一方でビジネス機やヘリコプタを含む小型機の位置づけについても検討されている。その方向は、大型機のような先進的な装備を持たない小型機が、その特性を活かして、より自由に飛行できる可能性を確保すること、そして、小型機にも搭載可能な先進装備によって、これらの小型機の有効性と安全性を向上させることである。

航空宇宙技術研究所と電子航法研究所を中心として進められているNOCTARN (New Operational Concept Using Three-Dimensional Adaptable Route Navigation)³⁾ は、小型機を対象とした次世代CNS/ATMシステムを実現するための技術実証を目的とした研究である。ここでは、空港周辺を飛行する航空機を三次元的な経路に基づいて管理することで、空域の有効利用や地上騒音の低減、低視程条件での運航性や安全性の向上などをめざす。本稿では、NOCTARNの研究概要を紹介するとともに、2001年9月現在での進捗状況について報告する。

2. 想定する運航方式

2.1 概要

NOCTARNとは、小型機を対象とした空港周辺の将来型運航方式に関する研究である。データリンクやGPS技術を用いて三次元プロファイルを基本とする運航・管制方



図1 NOCTARN の概念図

式を実現することにより、安全性と運航効率の向上、地上騒音の低減、空域の有効利用などを図る。当初研究計画は4年間としており、最終年度に複数の航空機を含んだシステムの飛行実証を計画している。NOCTARNは以下のような特色を持つ。

(1) 小型の飛行機およびヘリコプタを対象

最少一名での乗務による小型機(例えば5700kg以下)あるいはヘリコプタを対象とし、最少限度の機体装備によって低視程条件での計器飛行性能を確保する。なお、新しい機体を開発するのではなく、既存の機種に追加装備を行う場合を想定する。

(2) GPSとデータリンクの利用

GPSによって得られた機体位置や実測風などの情報を航空機間あるいは空地間で共有し、接近回避や対擾乱安全性の確保などに利用する。また、飛行経路にかかわる管制通信はCPDLC(Controller Pilot Data Link Communication)を用い、音声による管制通信と組み合わせる。これにより、騒音低減や空域の有効利用を最適化するような複雑な三次元プロファイルのやりとりを可能とする。

(3) 機体装備

機体装備は、GPSを中心とした航法システム、データリンク機器、航法・誘導の情報呈示やCPDLC端末機能を持つMFD(Multi-Function Display)などから構成される。図2にMFDのイメージを示す。三次元経路のパイロットへの呈示には、トンネル型表示方式を想定している⁴⁾。

(4) 地上設備

管制官のインターフェースとなるATCワークステーションは、三次元的なプロファイルを飛行する機体の位置を示すためのディスプレイ、CPDLCのための通信端末、現在の騒音被害状況などから適切なルートを提案する管制官支援システムなどから構成される。また、NOCTARN装備を持たない機体の位置を知り、これをNOCTARN運航機に対して提供するため、PSSR(Passive SSR)⁵⁾などの簡易レーダを備える。

(5) 地上騒音の低減

現在の位置あるいは予想される飛行プロファイルから地上騒音被害を算出し、評価する。これにもとづく騒音の分散や騒音被害の大きい住宅地などの上空の回避のために三次元的なプロファイルを設定し、地上騒音被害の軽減を図る。

2.2 想定する運航の例

以下に到着機を例に想定される飛行のシナリオを示す。ただし、このシナリオはあくまで現時点で想定するものであり、示した数値を含めて研究の過程で詳細を検討していくものである。

航空機：19人乗りコミュータ機、運航乗務員一名、通常IFR及びNOCTARN装備有り。

空港：1000m滑走路、ILS装備なし、管制圏半径5NM、管制圏内と滑走路面の管制は一名で実施

気象条件：有視界飛行条件

(1) 管制圏への接近

当該機は、通常のVFRに基づいて5000ftで空港に接近する。データリンクによって、管制圏から5NM以遠で空港周辺の気象状況を取得する。有視界飛行条件ではあるが、NOCTARNに基づく騒音低減進入による飛行場使用料の低減とパイロットの慣熟のため、NOCTARN進入を選択し、管制塔に意図を伝える。同時に機種、装備、希望する経路などがダウンリンクされる。ATCワーク



図2 MFDのイメージ

ステーションは機種別データベースから参照した性能や気象条件、これまで飛行した機体による騒音被害の総計などから、適切な経路を選択し、管制官に対して候補を提案する。管制官は、この情報に基づいて飛行経路を航空機に指示する。航空機は管制圏の周囲にいくつか設けられたゲートに 3000ft で進入するように飛行する。

(2) 管制圏への進入と経路のアサイン

管制圏への進入と同時に三次元誘導が開始される。パイロットはMFDに示される経路に従って操縦する。通常のVFR機は800～1500ftの場周経路に従って進入を行っており、3000ftから連続的に降下するNOCTARN機とは、最終進入部を除いて高度によるセパレーションが保たれる。管制官はNOCTARN機からダウンリンクされるGPSとPSSRに基づく機体位置情報を総合して、VFR機とNOCTARN機の間隔を確保する。また、他機の情報もNOCTARN装備機にもアップリンクされ、接近回避情報として利用される。

(3) 飛行経路の変更

進入中の使用滑走路の変更や間隔確保のために飛行経路の変更が指示されることがある。三次元プロファイル形式での経路変更が可能な場合、パイロットは変更された経路に従って飛行する。

(4) 最終進入

経路の許容幅から逸脱した場合は定められた復行手順に従って飛行する。有視界飛行条件では、VFRに基づく復行経路を選択することもできるが、通常の復行および離陸経路は水平面内経路と目標高度が進入経路と同様に定められている。CPDLCあるいは音声による着陸許可が得られた後、着陸する。飛行場面内の管制は従来通りの手順によって行われるが、スポットまでの誘導経路をCPDLCによって指示することも可能である。

3. 研究計画の概要

本研究では、飛行手順や管制方式などを含む運航方式、機体装備、地上装備を試作し、提案する。これらの課題は、基礎検討、試作、飛行シミュレーションおよび飛行実験によって評価し、全体的な運航システムにまとめあげてゆく。2004年には複数の航空機や管制官を含む飛行実験を行い、全体システムとしての成立性を実証する。

特に運航方式および管制官とパイロットのHMI (Human-Machine Interface) に関しては主にHuman-in-the-Loopシミュレーションによって検討と評価をすすめる。シミュレーションで模擬する騒音や大気擾乱などの環境やシナリオは当初は単純なものから開始し、徐々に高度化して、非通常手順なども対象としてゆく。

表1 研究計画の概要

	2001	2002	2003	2004
搭載機器	データリンク機器試作	表示装置等開発 航法システム検討・試作	搭載作業	統合 飛行実験
地上機器	ATCワークステーション試作	ATCワークステーション試作	地上設備統合 統合シミュレーション 非通常手順 VFR機との干渉	
運航方式	シミュレーション環境整備 暫定手順	シミュレーション環境整備 空域設定方式 通常手順		

4. 進捗状況

本研究は実質的に2001年度に開始された。2001年8月時点での進捗状況は以下の通りである。

(1) パイロット・インターフェースの検討

トンネル表示方式に関してはこれまで固定翼機による評価を実施してきたが、2000年には実機で

2001年4月にはシミュレーションによってヘリコプタに関して評価し、ヘリコプタ固有の問題点の抽出と、解決手法の検討を行った。今後、実機による評価を再度実施して、表示方法を確立する予定である。

(2) 第0次シミュレーション環境の構築⁶⁾

通信手順や管制方式などの運航方式や地上側および機上側のヒューマン・インターフェースの評価を行うため、シミュレーション環境を構築し、これを順次高度化してゆく。

本稿執筆時点では、運航概念のデモンストレーションを目的とした第0次シミュレーション環境が完成している。これは、HLA(High Level Architecture)に基づいた分散型シミュレーション環境であり、ATCワークステーションやパイロット・インターフェースの機能を模擬するモジュールや、航空機のダイナミクス、他機を模擬するために自律的に航空機を操縦する数値乗員モデルなどから構成される。今後は、これを用いて、通信手順や飛行手順などの検討を行う予定である。

(3) パイロットワークロード指標の構築⁷⁾

NOCTARNはトンネル表示による三次元経路の誘導やCPDLCによる管制通信など、これまでとは異なるタスクをパイロットに課すことになる。ただし、結果としてのワークロードは従来の計器飛行や有視界飛行と比べて同程度以下でなくてはならない。そこで、NASA-TLXに基づいたワークロード評価手法の構築作業をおこなっている。また、この研究では、NASA-TLXの六つの構成要素である指標から、飛行手順やタスクの配分、パイロット・インターフェースなどの適切さを評価するための分析手法についても検討を行っている。

(4) ATCワークステーションの試作

地上システムの中核となるATCワークステーションは、CPDLCによる管制メッセージのやりとりや、三次元的なプロファイルを飛行する航空機の位置や経路を表示する機能が必要となる。現在、ATCワークステーションが持つべき機能と構成について検討するとともに、来年度初めに評価することを目的とした一次試作機の仕様を策定している。

5. 結言

小型機を対象とした運航方式を目指した研究NOCTARNについて研究の概要と進捗を報告した。今後、NOCTARNは、2004年の飛行実証を目指して、飛行シミュレーション及び飛行実験を中心に個別技術の実証と運航方式の検討を進めてゆく予定である。また、大型機を対象とした次世代CNS/ATMシステムの中での位置づけや、整合性についても検討を進める。その過程においては、多くの専門家、研究者、メーカーや関係諸機関のご協力を頂きながら、一步でも実用化に近づけるよう、努力してゆきたいと考えている。

文献

- 1) Anon.; NAS Executive Summary, Federal Aviation Administration, 2001.
- 2) Anon.; Operational Concept Document (OCD), EUROCONTROL, 1999.
- 3) 船引浩平、塩見格一; 適応型飛行経路を用いた次世代運航方式の研究、第390回飛行機シンポジウム講演集、2001.
- 4) Funabiki, K., Muraoka, K. and Iijima, T.; A Tunnel-in-the-Sky Display for Helicopter, AIAA-2001-4302, 2001.
- 5) 塩見格一、植田知雄; 受動型SSRの機能構成及び評価、信学技報SANE97-140、SAT978-138、1997.
- 6) Muraoka, K. and Funabiki, K.; Distributed Simulation for NOCTARN, AIAA-2001-4131, 2001.
- 7) Iijima, T., Funabiki, K., and Muraoka, K.; Pilot Workload Assessment of Tunnel-in-the-Sky Display for Curved Approach, AIAA-2001-4190, 2001.
- 8) 嶋英志; 将来型コミュタシステムに適用可能技術の将来展望、日本航空宇宙学会誌、Vol. 49、No. 569, pp 142, 2001.
- 9) 船引浩平、村岡浩治、飯島朋子; 小型機を対象とした次世代運航方式の提案、第38回飛行機シンポジウム講演集、2000.

3. 風計測ライダの研究開発

井之口浜木 (航空宇宙技術研究所)

Research and Development of Wind Measurement LIDAR

Hamaki Inokuchi (NAL)

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

Abstract

The wind turbulence becomes one of the main factors of aircraft accidents. If pilots can know the wind turbulence beforehand in flight, avoiding it or reducing damage is possible. In order to predict the wind turbulence, the LIDAR (Light Detection And Ranging) is suitable as a remote sensor. A ground test equipment of the wind measurement LIDAR is under development in National Aerospace Laboratory of Japan. The acquired data by the equipment is going to be utilized for development of a practical type onboard LIDAR. The specification of the ground test equipment and examination result for practical application are explained in this paper.

1. はじめに

飛行中の乱気流や突風などの風擾乱は、航空機事故の主要因の一つとなっている。風擾乱に関係した事故を防ぐためには、予め機体前方の風を把握し、危険な領域を回避したり機体や乗員乗客への影響を低減させる方策を採ることが最も直接的である。具体的にはパイロットへの警告により飛行経路を変更する、乗員乗客にシートベルトを装着することを勧告する、機体の飛行制御システムに風情報を提供することにより機体運動を低減させることなどが考えられ、いずれの場合でも機体前方の風が実時間で測定できるリモートセンサが必要である。現状では風計測リモートセンサとしてマイクロ波を利用したドップラーレーダが開発されており、一部の機体に既に搭載されているが、晴天時に機能しないなどの欠点があり、風擾乱の検知能力は十分でない。航空宇宙技術研究所では、航空機に搭載する風計測リモートセンサに関して、平成11年度から検討を開始して、現在までに以下の結論を得ている¹⁾。

- 1) レーザ光を利用したライダ (LIDAR : Light Detection And Ranging) が適している。
- 2) ライダ方式はヘテロダイン方式が適している。
- 3) レーザ波長は $1.5\mu\text{m}$ 帯が適している。

これらの結果を基に平成 13 年度に風計測ライダ地上試験装置が完成する予定で、この装置

を用いて地上でデータを取得した後に、実際に実験用航空機に搭載して実用化のための実地データを蓄積する。本地上試験装置は実用型よりも小出力であるが、方式やレーザ波長などは同一とし、実践的なデータを取得することを目的としている。

なお、地上試験装置は昨年度から製作中であり、まだ試験データが取得できないため、今回はその製作仕様および実用化のための検討結果について報告する。

2. 風計測ライダの原理

風計測ライダとは、飛行中の機体から前方の大気中にパルス状のレーザ光を放射し、大気中に浮遊するエアロゾルによるレーザ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。レーザ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。ドップ

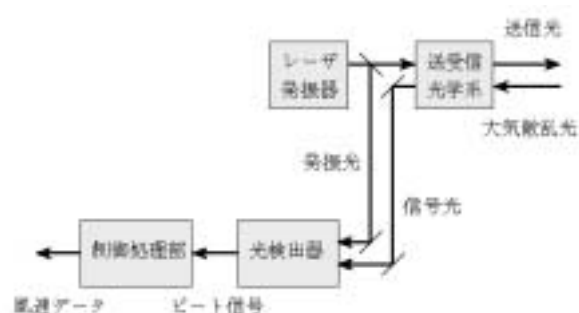


図1 ヘテロダイン方式

ラーシフト量を測定する方法として、航空機搭載用としてはヘテロダイン方式が最も適していると考えられる。ヘテロダイン方式では、図 1 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。

3. 風計測ライダ地上試験装置

風計測ライダ地上試験装置は、本体部、送受信望遠鏡、計算機で構成されている。本体部は注入同期レーザー、出力レーザー、ライダ駆動部、光検出器からなり、送受信望遠鏡はフレキシブルな光ファイバで本体部に接続される。計算機は本体部の制御と信号処理用のための汎用計算機である。本体部および送受信望遠鏡の仕様を表 1 および表 2 に示す。

表 1 本体部仕様

外寸	400 × 400 × 400mm
重量	20kg 以下
消費電力	280W 以下
レーザー波長	1.5 μm 帯
レーザー出力	平均 1W
パルス繰返し数	50kHz
パルス幅	1 μs
測定繰返し周波数	50Hz (増減可)

表 2 送受信望遠鏡仕様

口径	60mm
ファイバケーブル長	10m
外寸	120 × 120 × 400mm
重量	4kg 以下

本地上試験装置は、図 2 に示すようなオフラインで風を算出する装置で、コストダウンのために完全な搭載仕様とはしなかったが、試験的に実験用航空機に搭載して、実際に飛行中の風を測定することができる。目標とする性能は 3km 遠方の軸方向気流成分が 1m/s の精度で測定できることで、同種の試作器が平均出力 0.5W で 2.5km のレンジであることから類推して十分実現性があると考えられる。ただし、本装置ではパルス繰返し数を 50kHz としたことで、光が往復する時間を 20 μs 以下としなければならないので、3km 以上遠方の風を測定することはできない。

レーザーの方式としては、ファイバアンプ方式を採用した。ファイバアンプ方式は従来高出力

化が困難であったが、最近になって可能となったため、採用することにした。この方式は低エネルギー多パルスとなるため、サンプリング間隔を小さく出来るうえ、電流変動が少ないので電磁ノイズの発生が少ない。光学系の接続にも光ファイバを利用することにより、送受信望遠鏡をレーザー発振部から分離することが出来るので、システムの搭載性が格段に向上する。レーザー波長を 1.5 μm 帯としたことにより、眼球に対する危険性については殆ど考慮する必要がない²⁾。

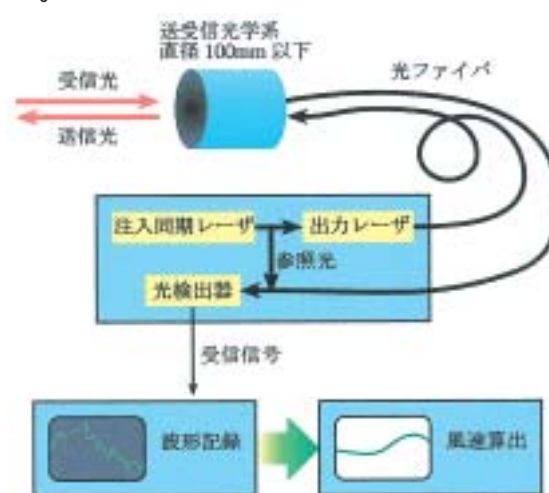


図 2 風計測ライダ地上試験装置概要

4. 搭載型風計測ライダ実用化の検討³⁾

現在進めている風計測ライダの研究開発は、当面はセンサの開発に限定される。しかしながら、実際の飛行安全に役立たせるためには、風情報の利用方式を確立する必要がある。これらの具体的仕様に関しては、実用型センサの開発時に決定すればよいことであるが、より実用的な装置を開発するために、センサの開発と並行して検討を開始した。

従来の風擾乱警告システムは、異常時のみ警告を発する方式のため、警告が唐突で信頼性を確認する余裕がない。このため常時気流状況を表示して、警告を発する前に予測が出来るようにした方が実用性が高いと考えられる。このときに気流を 3次元で表現すると画面表示が複雑になり操縦者の負担が増加するため、上下風および前後風が機体に及ぼす影響を考慮して、両者を上下風に換算して表示する方式を検討した。風擾乱の程度は、乱流強度および平均風を分離して、より多くの情報を操縦者に提供する。

図 3 は、レーザー光を円錐状に走査させることにより、気流成分を 3次元方向に分解する手法

を示す図である。ヘテロダイン方式の風計測ライダでは、レーザ光の放射方向の気流成分を計測するので、機体軸前後方向、横方向、上下方向に分解するためにレーザ光を円錐状に走査させる。θ が十分に小さいか、気流の殆どが前後方向成分であるとする、気流の前後方向成分は以下の式で求めることができる。

$$U + u = (R/N) \cos \theta$$

横方向成分は、図 4 に示す通り以下の式で表される。

$$V + v = \{U + u - R \cos(\theta) \} \tan(\theta)$$

同様に上下方向成分は以下の式の通りである。

$$W + w = \{U + u - R \cos(\theta) \} \tan(\theta)$$

ただし、

U：対気速度の前後方向成分

V：対気速度の横方向成分

W：対気速度の上下方向成分

u：風擾乱の前後方向成分

v：風擾乱の横方向成分

w：風擾乱の上下方向成分

R：レーザ光放射方向の計測速度

θ：レーザ光の偏向角

φ：レーザ光のバンク角

N：計測回数

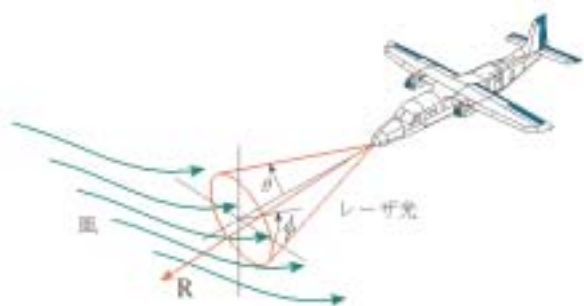


図 3 気流の三次元成分算出方式

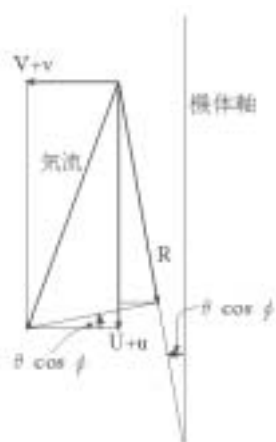


図 4 気流の三次元成分算出のための定義

次に、3次元の気流情報を2次元に簡易化するために、前後風が揚力に及ぼす影響を同様な影響を引き起こす上下風に換算する。一般に揚力(L)は、以下の式で求められる。

$$L = (1/2) U^2 C_L S$$

この状態で前後風(u)を受けた場合の揚力(L')は、以下の式で求められる。

$$L' = (1/2) (U + u)^2 C_L S$$

同じく上下風(w)を受けた場合の揚力(L'')は、以下の通りである。

$$L'' = (1/2) v^2 C_L (1 + d) S$$

ただし、

$$d = \tan^2(w/U)$$

である。両者の揚力変化が同一であるとし、C_Lを各航空機毎に固有の定数で近似すると、以下の式で前後風を上下風に換算することができる。

$$w = \tan \left[\left\{ (1 + (u/U)^2) C_L \right\}^{-1/2} \right] U$$

このとき、主翼迎角(α)を以下のように対気速度(v)の関数として表すことにより、主翼迎角を計測する必要がなくなる。

$$\alpha = 2F / v^2 C_L S$$

ただし、

L：揚力

L'：前後風(u)を受けた場合の揚力

L''：上下風(w)を受けた場合の揚力

ρ：空気密度

U：対気速度

u：前後風

w：上下風

C_L：揚力係数

S：主翼面積

α：主翼迎角

C_L：揚力傾斜

d：迎角変化

F：機体重量

風擾乱を乱流強度および平均風に分解して表現する方式としては、まず乱流強度(G)を以下の式で定義する。

$$G = (u^2 + v^2 + w^2)^{1/2}$$

ただし、Gは一定時間内の変動量を表す。

乱流強度は、一例として以下のような基準で表示して利用する。

- ・シートベルトを装着していなければ、事故が生ずる可能性がある乱流強度：赤
 - ・機体が激しく揺れるが、揺れが直接事故につながる可能性のない乱流強度：黄
 - ・上記以外の乱流強度：緑
- 一方、平均風は以下の式で定義する。

$$\mu = u/N$$

$$mv = v/N$$

$$mw = w/N$$

ただし、

μ : 風擾乱の前後方向成分平均値

mv : 風擾乱の横方向成分平均値

mw : 風擾乱の上下方向成分平均値

Nは計測回数で、ウインドシアを認識するためには1秒程度の平均を取るようなNを設定する必要があると予想され、最終的には実験により決定されるべき数値である。



図5 風擾乱モニタ表示例

図5は、操縦者に風擾乱を認識させるためのモニタ表示の例を示す。数字は風擾乱の計測領域に達するまでの秒数を示し、本例では計測領域を5分割して表示している。縞状の部分は平均風に比例した速度で移動し、下からの風の場合縞は上に移動し、右からの風の場合は左に移動する。前後風は前述した方法により、上下風に換算する。縞の色は乱流強度の程度を表す。

一方、操縦席内の計器類を現在以上に複雑化させないという点では、音声による警告も有効であると考えられる。音声の場合には、非常時のみの警告となるため、警告が唐突となる可能性がある上、誤報の判定が困難であるが、非常時以外でもパイロットの要求に応じて応答するシステムであれば、これらの欠点は緩和される。

5. 研究開発計画

航空機搭載風計測ライダは、現在表3のような計画で研究開発を進めている。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、平成12年度から試作を開始した。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する。平成14年度には、汎用の測定器や計算機を活用して、

オフラインで地上での風を計測する。同時に本装置を実験用航空機に搭載する工事を行う。平成15年度には搭載飛行試験を行うとともに実時間処理部を追加して、風がオンラインで計測できるようにする。平成16年度には、オンラインで飛行中に前方の風を測ることにより、実地データを蓄積する。そしてその結果を基に実用型の仕様を検討する。

表3 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 実用化検討
平成14年度	風計測地上試験 実験用航空機搭載工事
平成15年度	搭載飛行試験（オフライン風計測） 実時間処理部追加
平成16年度	搭載飛行試験（オンライン風計測） 高出力実用型の仕様検討

6. おわりに

現在製作中の風計測ライダ地上試験装置は、基礎的な物理実験を行うためではなく、実用化に直結したデータを取得するために開発している。本装置はコストダウンのために比較的小出力としたが、高々度ではエアロゾルの絶対量が減少するので、高レンジを確保するためには相当な出力が必要となることが予想される。今回採用したファイバンプ方式は他の方式と比較して圧倒的に搭載性が優れている反面、高出力化は困難とされている。しかしながら、ファイバンプは近年発達の著しい光通信に有効なデバイスであり、急速な改良や価格低下が期待できるために敢えて選択した。今後は地上試験装置を使って十分な実地データを蓄積し、実用化を目指すことが重要である。

参考文献

- 1) 井之口浜木；航空機搭載型風計測センサの研究開発について、第38回飛行機シンポジウム講演集（2000）
- 2) 日本工業規格 JIS C6802
- 3) 井之口浜木；風擾乱予知システム、特許出願 2001-204466（2001）

4. 日常運航データ再生ツール DRAP の開発

DRAP: Data Review and Analysis Program

村岡浩治（飛行システム研究センター）

1. はじめに

航空宇宙技術研究所では、QAR（Quick Access Recorder）等のデータ記録装置によって取得された大型旅客機の飛行データをアニメーション表示するためのソフトウェア、日常運航データ再生ツール（DRAP：Data Review and Analysis Program）を開発している。このソフトウェア開発は、DFOM（Daily Flight Operation Monitoring）や FOQA（Flight Operational Quality Assurance）等、日常運航から得られた飛行データを乗員へフィードバックし、安全運航をより一層向上させるための活動に利用されることを目的としており、これまでに航技研で行われた飛行計測、実験、データ処理、飛行シミュレーション、コックピット・インターフェイスなどに関する研究成果を統合する形でソフトウェアを作成している。

1999年からの開発当初より日本航空DFOMグループの協力を得て、ソフトウェアの仕様やバグの発見・改修提案などユーザー側からアドバイスを得るほか、2000年からは同社担当部署においてプロトタイプ版の運用評価を実施してきた。本年度からは全日本空輸及び日本エアシステムの各担当部署にもプロトタイプ版（Ver.0.9）の運用評価を依頼し、公開版（Ver.1.0）の完成に向けてソフトウェアの開発を継続している。

本稿では、これまでに作成した日常運航データ再生ツール DRAP の概要について報告する。

2. 日常運航データの利用

現在各国の大手エアラインでは、FOQAあるいはDFOMと呼ばれる安全活動が導入されている。FAA-AC120-XX(DRAFT)によれば、FOQAとは、QARやDFDR(Digital Data Flight Recorder)等の機上のデータ取得装置で日常運航データを記録し、それを(1)パイロットの自己研鑽や訓練改善のためのフィードバックおよび(2)エンジンのヘルス・モニタリングなどの整備・運航技術の効率化、その他に利用し、ひいては(3)運航にかかわるシステム全体の安全性強化に役立てるという活動である。

現在我が国の大手エアラインにおいても各社の旅客機にQARを装備するとともに、ほぼすべての運航において数百項目にわたるデータを計測してモニタリングを行っている。そして、低高度で昇降率の上限値を超えた等の各社が定めた不安全事象が生じた場合や、パイロットが自己研鑽の目的でデータの閲覧を希望した際に、そのデータを地上で解析し、将来の運航安全強化のためにパイロットにその情報をフィードバックするといった活動が行われている。これまでは、これらの情報は、飛行データのグラフ・プロットや数値および文章の形でフィードバックされていた。

DRAPは、これらの飛行データをアニメーションの形で提示するためのソフトウェアである。これによって、飛行状況をより直感的な形でフィードバックでき、FOQA/DFOM活動をより効果的にすることが可能になると考えている。DRAPを用いた日常運航データのフィードバック・ループを図1に示す。



図1 日常運航データのフィードバック

3. 日常運航再生ツール DRAP

3.1 概要

図 2 に機上で取得したデータを DRAP で表示するまでの作業プロセスを示す。

QAR に記録されたデータは、各エアラインの地上の担当部署によって DHS (Data Handling System) ファイルに変換される。DHS とは航技研が開発した飛行データ記録用のバイナリ・フォーマットであり、DRAP は DHS 形式で保存されたデータ・ファイルのみを読み込むことが可能である。データ変換には、航技研が DRAP とともに開発したソフトウェア DHS Converter が利用される。地上担当部署によって作成された DHS ファイルはパイロットに手渡され、DRAP を用いた飛行データのレビューが行われる。

なお、機上の QAR の記録形式および項目は、機種が同じであっても各エアラインによって異なっていることや、記録したデータの秘匿に関する必要性その他の理由から、DRAP および DHS Converter はプログラム本体 (アニメーション表示など) と、飛行記録その他の航空会社固有のデータベース部分とは分離した構造としている。

以下に、DRAP および DHS Converter について、これまでに作成された主な機能概要をまとめる。

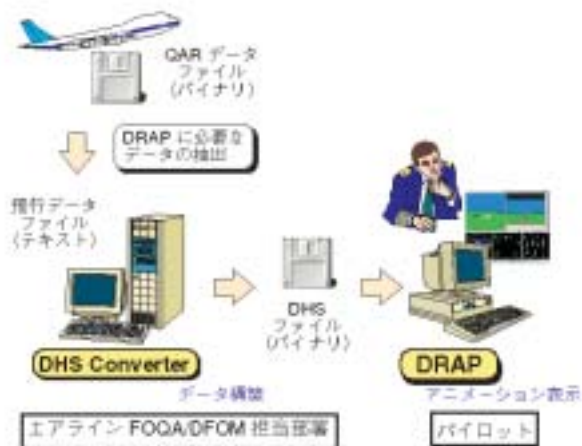


図 2 飛行データの変換作業

3.2 DRAP の機能

DRAP は、パイロットが様々な角度から飛行データをレビューすることを可能とするという観点から各機能を開発している。これまでに作成した機能では、ボーイング B747-400、B777 および B767 の飛行データを表示することが可能である。

(1) 外視界表示機能 (図 3)

コックピット視点からの外視界を表示する。ウィンドウにはグレアシールドおよび天井の概形があわせて表示される。日本国内の地形および滑走路の諸元がデータベースとして用意され、特定の滑走路への離陸、進入時のアニメーションを表示することができる。

(2) 機体外部表示機能 (図 4)

外部から見た機体運動を表示する。機体から一定の距離を保って飛行する視点 (Chase) からのアニメーション及び地球座標上に固定した視点 (Fix) からのアニメーション表示が可能である。また、機体の運動に加え、飛行軌跡および基準経路も表示することができる。

(3) 計器表示機能 (図 5)

PFD (Primary Flight Display)、ND (Navigation Display) (またはアナログ計器) および Engine Parameter and Flight Control 計器を表示する。表示スペースの制約から、操縦時に必要となる主要パラメータを選び、エンジン・パラメータ及びフライトコントロール計器は一つのウィンドウにまとめた。ND には、DHS Converter によって推定された上下風及び水平風 (後述) が表示される。

(4) その他の機能

水平面内の機体の飛行軌跡を表示する 2 次元マップ表示機能 (図 6)、コラム・ホイール、ラダーペダルおよびスロットル・レバーの操作量を表示する操縦入力表示機能 (図 7) および着陸滑走路やデータ記録日時などの飛行データの概要を示すサマリ表示機能がある。また、アニメーション制御のために、再生、早送り、逆回転およびコマ送りの設定が可能である。

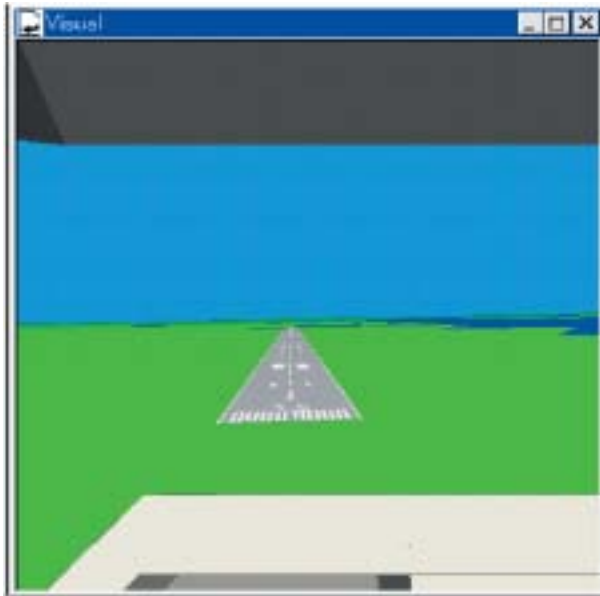


図 3 DRAP 外視界表示の例



図 4 DRAP 機体外部表示の例 (Fix Mode)



(a) PFD

(b) ND (緑が推定風)

(c) Engine and Flight Control

図 5 DRAP 計器表示の例

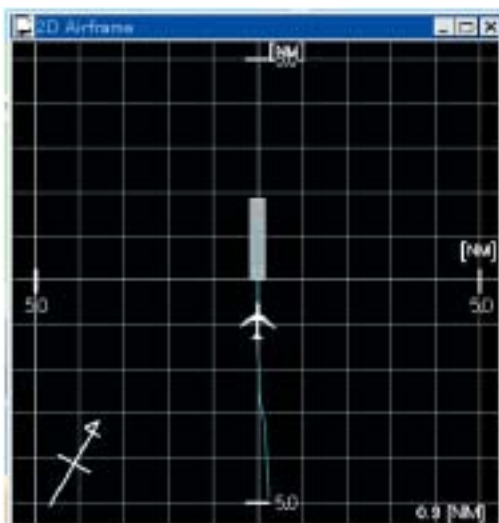


図 6 DRAP 2次元マップ表示の例

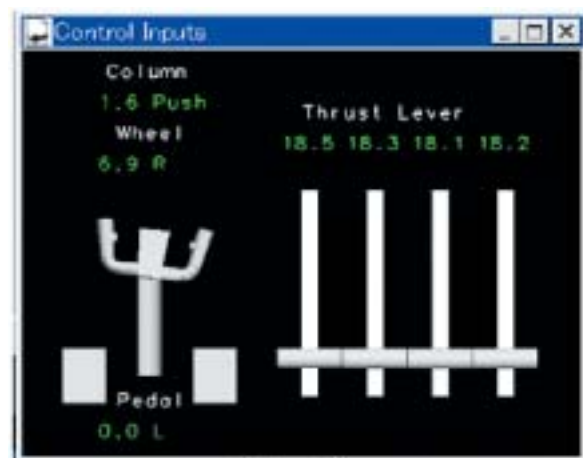


図 7 操縦入力表示の例

3.3 DHS データ変換プログラム DHS Converter の機能

DHS Converterは、テキスト形式で記録されている飛行データをDHS形式に変換するとともに、DRAPでのアニメーション表示のためのデータ補間や機体の位置推定を行う。図8にDHS Converterの概観を示す。

(1) データ変換機能

テキスト形式で記録されたQARデータをDHS形式に変換する。DHS形式はバイナリ・フォーマットのため、テキスト・ファイルに比べてサイズが圧縮される他、データ改ざんの防止等にも有用である。

(2) データ補間機能

QARに記録されているパラメータは、計測項目により1/4Hzから8Hz等と様々である。例えば基本データ取得周期が8Hzであり、高度パラメータの記録周期が1Hzの場合には、そのままのデータを用いるとアニメーションでの機体高度は1秒に1回しか更新されないことになる。DHS Converterは、これらのデータを補間し、DRAPで平滑なアニメーションを表示することを可能とする。

(3) 機体位置推定機能

QARに記録されている機体位置データの精度及び周期は、滑走路への着陸などをアニメーション表示するためには必ずしも十分なものとはいえない。そのため、QARに記録された目的地(目的地飛行場)の地点略号その他のデータを用いて位置データを再構築する。構築アルゴリズムとしては、着陸、着陸復行、離陸および巡航の4つを有している。

(4) 風推定機能

上下風の推定及び水平風の精度向上を行う。現在、大型旅客機のNDに表示されているFMS(Flight Management System)推定風は、横滑り角 = 0 degを仮定しており、横滑り角が大きいときにはその精度は低下する。また、上下風の推定は行われていない。本機能では、QARデータ及び機体空力特性から迎え角、横滑り角を推定し、水平風の精度向上と上下風の算出を行う。

4. おわりに

現在、上記のDRAPをプロトタイプ版(Ver.0.9)として、日本航空、全日空及び日本エアシステムにおいて運用評価いただいている。評価においては、細部のバグや改善点に関する提案・指摘いただくとともに、全体として「本ソフトウェアは飛行データを直感的に表示することができFOQA/DFOM活動に有効である。」とのコメントを得ている。

今後、このプロトタイプ版をベースとしてリリース版(Ver.1.0)を完成し、国内の航空会社に広く利用可能とする方針である。また、それと並行して対応機種 of 拡張などの機能の充実を図っていく予定である。

文献

- 1) Anon.; DRAFT Advisory Circular Flight Operational Quality Assurance Program, Federal Aviation Administration, 1995.
- 2) Mike Holtom; FOQA: 航空界にとって最も重要な安全ツール、Flight Safety (JAL), No.133, p.9-16, 2000.
- 3) Komori, T.; JAL Safety Improvement by Daily Flight Operation Monitoring, p.238-252, Proc. of the International Workshop on Technical Elements for Aviation Safety, 1999.

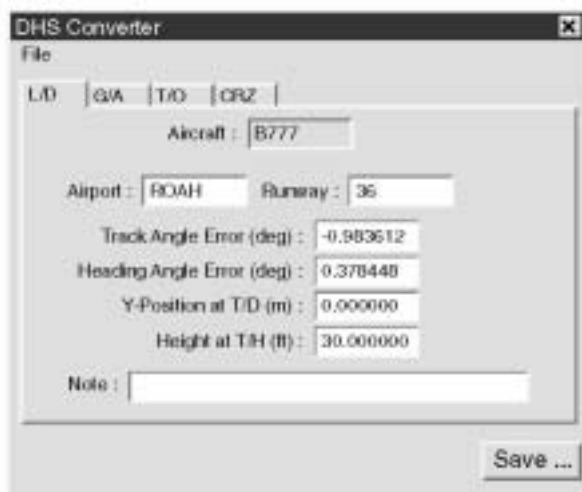


図8 DHS Converter

5. 胴体構造の落下衝撃特性に関する試験研究

熊倉郁夫、峯岸正勝、岩崎和夫、寺田博之(航技研)

Research on Crash Properties of Aircraft Fuselage Structure

Ikuo Kumakura, Masakatsu Minegishi and Kazuo Iwasaki, Hiroyuki Terada (NAL)

Keywords : Crash Simulation, Drop Test, Fuselage Structure

Abstract

Procedures and some results on crash simulation of simplified fuselage models and the scheduled drop tests of full-scale fuselage sections are presented in this paper. Nonlinear analytical models were developed and applied to small-scaled fuselage sub-floor sections under crash condition.

1. はじめに

航空輸送の安全性は著しく改善され、今日では極めて安全な交通手段となっている。しかし、航空輸送量は年々増加の一途を辿っており、事故発生率の更なる低減に向けて世界的に新たな目標の下に取り組みが始まっている。一方、事故時の生存性改善の対策も重要な課題である。クラッシュ事故時の客室安全にかかわる問題の一つは、衝撃荷重に起因する搭乗者の被害の低減である。過去に衝撃吸収型座席構造の開発を中心に開発が進められたが、機体の大型化に伴う事故の社会的影響の大きさ、実機による技術基準への適合性証明方法の困難さ、などを考慮すると、機体の衝撃解析的手法の確立は新たな機体設計に向けて極めて重要な課題と位置付けられ、最近米欧では固定翼輸送機に関して非線形動的構造解析手法の適用による解析モデルの研究開発が進められている。

このような背景から、航空機胴体構造の小型構造模型を用い代表的非線形動的解析コード LS-DYNA3Dを利用して胴体下部構造モデルの衝撃解析を行った。また、実機構造の落下衝撃試験は、小型模型や解析では困難な衝撃破損の実態の解明と解析モデルの検証のために必須であり、当所ではYS-11型機の胴体部分の落下衝撃試験を予定している。

2. 小型構造模型の落下衝撃特性

衝撃解析の対象とした構造模型を図1に示す。変形の基本形態を把握する目的で、胴体部分が水平姿勢で剛体平面へ垂直落下する場合を想定した。この模型は、落下時の胴体部分の衝撃吸収に主要な寄与をする部分とみなした床および床下構造のみから成る。搭乗者や床面上部の機体重量などは付加質量として搭載して簡素化して近似した。本模型は特定の实在機体を縮小したものではないが、大型固定翼機の平均的な構造を大まかに模擬している。胴体外板部分の機軸に垂直な断面は外径450mmの真円の一部分であり、胴体表面の下端から床面までの高さは胴体半径の80%相当(180mm)である。

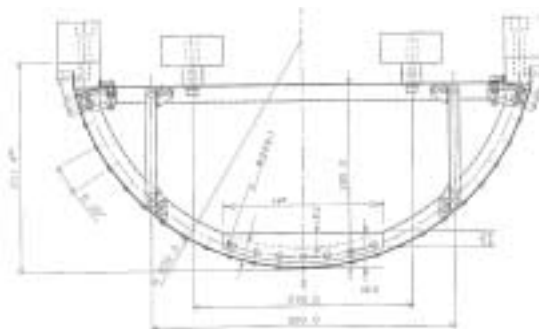


図1 胴体下部の構造模型

この模型は、落下時の胴体部分の衝撃吸収に主要な寄与をする部分とみなした床および床下構造のみから成る。搭乗者や床面上部の機体重量などは付加質量として搭載して簡素化して近似した。本模型は特定の实在機体を縮小したものではないが、大型固定翼機の平均的な構造を大まかに模擬している。胴体外板部分の機軸に垂直な断面は外径450mmの真円の一部分であり、胴体表面の下端から床面までの高さは胴体半径の80%相当(180mm)である。

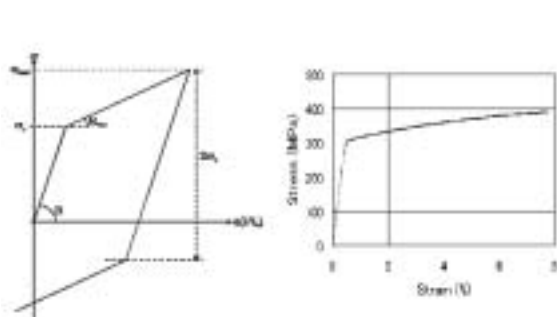
落下の条件は、落下試験装置の 2 本の鉛直方向ガイドレールに沿って自由落下させる場合と、拘束無く完全にフリーな状態で自由落下する場合を考慮した。

3. 解析方法

本報告の衝撃解析に利用した非線形動的解析ソフトウェアは ANSYS/LS-DYNA3D ver.5.6.2 である。これは陽解法有限要素法コードとして知られる LS-DYNA3D と ANSYS のプリ・ポスト処理機能を統合したプログラムである²⁾。

解析モデルは低減積分(1点)の Belytschko-Tsay 薄板シェル要素を基本として構成した。材料特性は、構成材料であるアルミニウム合金(2024-T3、7075-T6)薄板の引張り試験結果をベースに、2直線近似の弾塑性体として近似的に表現した(図2)。

解析モデルの構築に当たっては、数種の要素タイプ、要素サイズ、構造のモデル化手法などを試み、また実験結果との比較によりそれらの効果を検討し、なるべく簡素化することを目的とした。解析モデルの例を図3に示す。



(a) 2直線近似 (b) 材料の引張り試験結果
図2 材料特性(2024-T3の例)

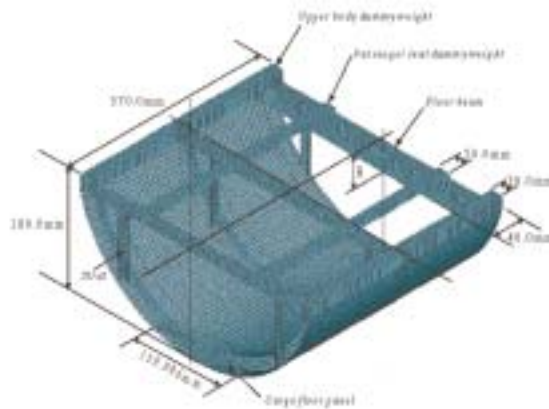


図3 構造模型の解析モデルの例

4. 解析例と考察

(1) 要素サイズの影響

構造解析モデルを構成するシェル要素の要素サイズをの影響を確認するために、全体の要素数を 1263、9270、34471 の 3 段階に変化させて、ある注目点の変形を比較した。図4に解析結果の比較を示す。要素数を増すことにより、わずかに最大変位量の変化がみられるが、変形モードの表現および計算効率の観点から以後は要素数 9270 のモデルを基本とした。

(2) 外板の寄与

水平姿勢で垂直落下し中心軸に対して対称変形をする本モデルでは、薄い外板(0.4mm)はフレーム構造に比べて曲げ剛性への寄与分は小さいと考えられるため、構造モデルから外板のみを取り除いた場合のモデルについても解析を行った。しかし、その結果によれば、外板は薄いとはいえ、Z型断面フレーム構造の面外への曲げ変形を抑える効果が大きく、対称姿勢の垂直落下条件においても、床下構造の衝撃吸収能力に大きな寄与をしていることが示される(図5)。

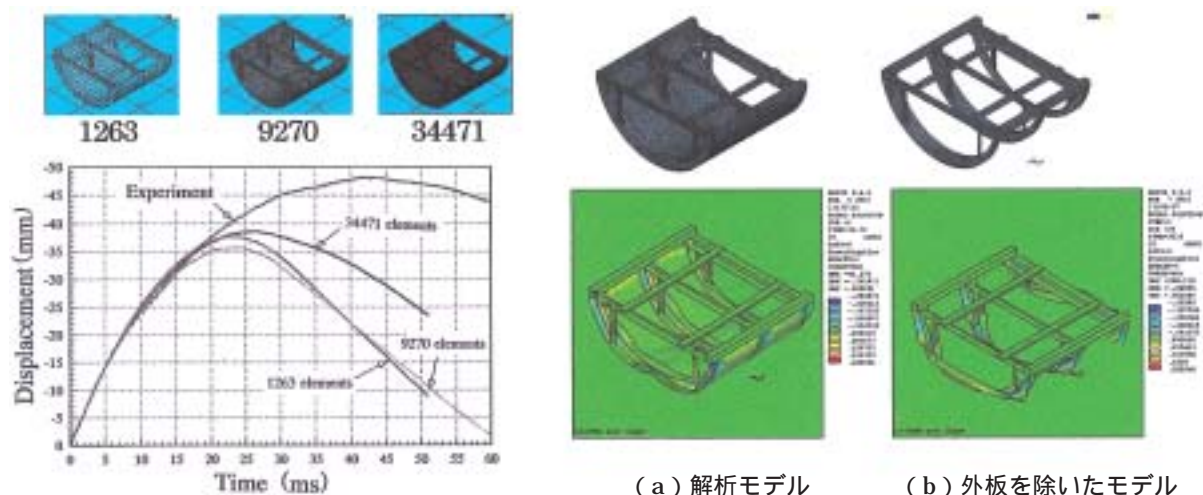


図 4 要素数の影響

(3) 落下条件の影響

構造モデルの落下衝撃試験を行うに当たっては、既存の落下衝撃試験装置³⁾(NALが開発)を利用すると試験条件の設定や時間変位を含む各種衝撃データの計測が極めて容易に出来るため、今回は予備的に床ビームを剛として床下構造のみの衝撃挙動に注目して解析および実験を実施した⁴⁾。

この条件においては、供試体の床ビームと胴体フレームが結合される両端部を、垂直に設置した平行な 2 本のガイドレール上のスライドユニットに固定し、所定の高さから付加重量とともに剛体平面に向けて自由落下させる。このため、落下面に達して構造モデルが変形する過程で、この固定部分では水平方向変位が拘束される。

一方、床ビームの剛性を考慮した場合は、この水平方向の拘束の影響を無くするために、完全に拘束を外した自由落下をさせる必要があり、全く異なる落下試験方法や計測方法を開発した。ここでは、これらの拘束の有無に関して解析および実験により衝撃挙動を比較した。

構造モデルが床および床下構造部分のみの形態では無く、本来の胴体構造のように床面より上部の構造部分も模擬される場合の完全自由落下衝突では、床面位置での水平方向変位に対して今回の構造モデル(床下のみ)での上記両落下条件の中間に相当する程度の効果が予想される。

両落下条件についての解析例を図 6 および図 7 に示す。

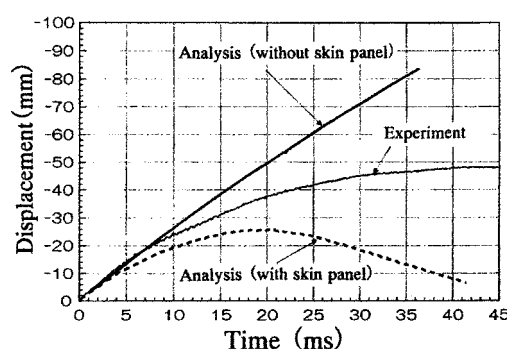


図 5 胴体外板の効果

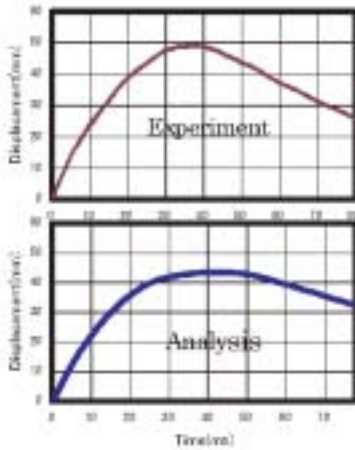
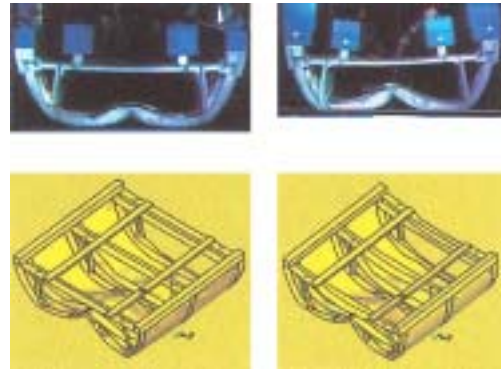


図6 実験および解析による標点の変位



(a) ガイドレール利用 (b) 完全自由落下の自由落下

図7 落下試験条件の違いの影響

床面での変位は、今回の例では実験値と比較して比較的小さい結果となった。解析では材料の引張り特性を適用しているが、現象的には胴体下部部材は圧縮荷重が卓越しているため、MIL-HDBKの圧縮降伏応力、およびファスナー等による相対的低下を想定した値をパラメトリックに与えて実験との対比を行った(図8)。本模型に対しては材料の圧縮降伏応力を約85%程度に減じた場合に実験に近い結果(変位)が得られている。

5. 今後の計画

課題としては、さらに実際に近い構造への適用により、適切な材料特性の与え方、衝撃吸収の観点で有効な構造の検討、および、搭乗者や貨物コンテナ等の影響を考慮したの解析や試験法の開発が重要と考えている。また、エアーニッポン株式会社のご厚意により入手が可能となったYS-11型機の実機胴体構造(図9)の落下衝撃試験を今年度に予定している。

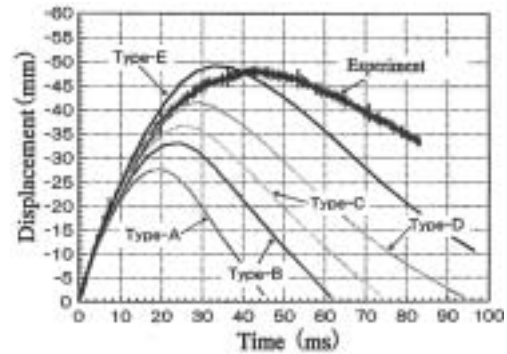


図8 解析における材料の降伏応力の影響。Type AからType Eに向かって段階的に降伏応力を低減して与えた場合の標点の変位

参考文献

- 1) C.M.Kindervater: Aircraft and Helicopter Crashworthiness; Design and Simulation, Crashworthiness of Transportation Systems, p.525, Kluwer Pub. (1997)
- 2) ANSYS/LS-DYNA User's Guide, ANSYS, Inc. (1997)
- 3) I.Kumamura, M.Minegishi, K.Iwasaki: Impact Simulation of Simplified Structural Models of Aircraft Fuselage, World Aviation Congress 2000, Paper No.2000-01-5586 (2000)
- 4) 峯岸正勝、熊倉郁夫、岩崎和夫: 落下式衝撃試験装置の開発, 航空宇宙技術研究所資料TM-754 (2000)



図9 YS-11型機の部分胴体

6. 航空機胴体スケールモデルの疲労特性に及ぼす各運航荷重要素の効果

国土交通省航空局 岡田 孝雄

航空宇宙技術研究所 寺田 博之

国立航空大学(ウクライナ) ディブスキー パプロ

1. はじめに

航空機構造の耐久性は主に構造継手の疲労挙動に依存しているため、経年航空機の構造健全性を保持するためには継手の疲労挙動を理解することが重要である。そして、胴体構造を用いた疲労試験は大規模な供試体と試験設備を必要とし、時間と費用を要するため、補強平板構造の一軸疲労試験から胴体構造の疲労寿命を十分な精度で評価できるならば、経済及び時間の面から大きなメリットとなる。しかし、これら単純化された疲労試験結果を、運用中の実構造の寿命評価に用いるには多くの問題があることから、近年スケールモデルや部分構造を用いた実験及び解析による研究が進められている^{1)~5)}。

胴体構造は、運用中に以下に示す様々な荷重を受ける。客室内外気圧差による与圧荷重は、ほぼ一定振幅と考えられる。また、ランダムな突風、離着陸、タクシング、操舵により、曲げ及びねじり荷重を受ける。胴体構造の疲労挙動に対するこれら運用荷重の影響を調べるために、B-737型機の胴体構造の約 1/3 のスケールモデル及び補強平板継手を用いた疲労試験を行った。

2. 供試体及び試験方法

2-1 胴体構造供試体の形状

図 1 に、与圧疲労試験に使用した供試体の形状と寸法を示す。供試体は、厚さ 0.8mm の 4 枚の曲面板を 3 列のカウンタサンクリベット継手を用いて締結し、18本のストリンガー、6本のフレーム、6枚のテアストラップを有する 5つのベイで構成されている。外板の圧延方向は長手方向と一致している。リベットピッチは18mm、リベットの軸径は3.2mmである。MSD挙動について調べるために、図 1 のE部の継手中央部の5つのリベット孔周りに、電気拡散法により長さ1mm、幅0.1mmの初期欠陥を導入した。

2-2 試験方法

胴体疲労試験装置を図 2 に示す。供試体の一端は固定され、もう一方はバランスウェイトにより自重が相殺されている。曲げ荷重及びねじり荷重下における供試体端部での破壊を防止するために、端部にはダブラーが取り付けられている。試験条件を表 1 に示す。

1 体目は与圧のみ負荷されており、負荷速度は 1 cycle/min. である。最大与圧値は、単純円筒に 93MPaの最大周方向応力が負荷されるように設定されている。与圧による応力比は約0.05である。試験速度を速めるために供試体容積の約 70% は発泡スチロールで充填されている。

曲げ荷重及びねじり荷重は供試体自由端側に取り付けられた 1 組の油圧ジャッキを用いて負荷される。2 体目は 1 体目に曲げ荷重が加えられている。曲げ荷重値は、与圧最大時、与圧最小時でそれぞれ 19.8kN、10.4kN であり、曲げモーメントは 49.5kNm、26kNm である。負荷速度は 1Hz である。最大曲げ荷重は、荷重頻度分布より 20 フライトに 1 度胴体に生じると想定される荷重とした。本試験の目的の一つは、疲労寿命に及ぼす荷重成分の影響を調べることであるため、高めの曲げ荷重を設定した。

試験条件をモニターするため及び外板、フレーム、テアストラップによる応力分担率を調べるために、ひずみ測定を行った。図 3 は胴体上面に長手方向に対して 45 度傾けて貼り付けたひずみゲージの与圧 + 曲げ + ねじり試験における結果を示している。

3. 試験結果

3-1 供試体の応力分布

与圧最大時のベイ内の応力分布を図 4 に示す。無地は周方向応力、白抜きは長手方向応力を示す。テアストラップ近傍を除いて、理想円筒と同様、周方向応力は長手方向応力のほぼ倍であることがわかる。また、テアストラップによる応力減少が明らかである。著者らは川崎重工業と共同で補強平板の常温常湿及び腐食環境下における疲労試験を行ってきた⁶⁾が、継手部での疲労破壊を実現するために、補強平板取付部及び補強材の形状を工夫し、補強材部での応力を下げる必要があること

を確認している。胴体供試体試験からも、胴体構造のシミュレーション試験として補強平板の一軸荷重疲労試験を行う際には、図 4 で得られる応力分布を負荷する必要があることがわかる。

3-2 胴体供試体試験結果

表 2 に胴体供試体の試験結果を示す。1 体目の供試体の場合、約 90,000 サイクル時に、トップ列のリベット孔周りから長さ 2, 3mm のき裂がいくつか確認されたが、初期き裂からは最終破壊に至るまでき裂進展は確認されなかった。継手の疲労寿命はリベットの締結力に大きく影響を受けることから⁷⁾、初期き裂導入後にリベットを締結していることが上記原因と考えられる。供試体は、中央ベイにおいて隣接するリベット孔から進展しているき裂がリンクアップを生じたのち、フラッピングにより最終破壊に至った。

2 体目の与圧 + 曲げ疲労試験においては、供試体の両側面においてき裂が確認されたが、上下面ではほとんど確認されなかった。表 3 に示すように、これは全体的にき裂の確認された 1 体目とは異なる特徴を示している。曲げ荷重の影響は胴体側面と比較して胴体上下面において大きいと考えられるが、曲げ荷重は周方向にき裂が進展するように作用する。一方、与圧は、周方向応力が長手方向応力と比較して大きいため、長手方向にき裂が進展するように作用する。本試験の場合、上下面における与圧と曲げ荷重により生じる長手方向応力振幅は、与圧により生じる周方向応力振幅と比較して小さいため、上下面においても周方向応力がき裂進展に対する主要な応力と考えられる。胴体側面では、曲げ荷重によりせん断応力が生じる。ここで、座標変換式により主応力とその方向を求めた。今回の与圧 + 曲げ試験の場合、与圧と曲げによる胴体側面における最大主応力振幅 $1,amp$ は、与圧による周方向応力振幅 $hoop, amp$ と比較して約 6% 高く、長手方向に対して 16 度傾いている。このことは、胴体側面は、与圧 + 曲げ荷重により周方向応力振幅の 106% の応力振幅を受けることを意味している。この高い応力振幅が 2 体目の疲労寿命が減少した主な原因と考えられる。図 5 は与圧 + 曲げ疲労試験における胴体側面の最大主応力の変化を示している。

1、2 体目のき裂進展方向についても比較を行った。図 6 に 1、2 体目のリベット孔周りから生じた疲労き裂の写真を示す。1 体目の場合、主応力は周方向応力であるためき裂進展方向は長手方向と一致しているが、2 体目の場合、長手方向に対して $10 \sim 20$ 度傾いており、両供試体とも最大主応力と垂直な方向にき裂が進展していることがわかる。供試体は、1 体目の約 $2/3$ の 79,515 与圧サイクルで急速破壊を生じた。

3 体目の供試体は、図 3 に示すように、2 体目の荷重条件に減圧途中で 6.73kNm のねじり荷重を加えた。約 151,000 サイクル時に、胴体側面の E 側のリベット孔周りに長さ約 2mm の疲労き裂が確認された。その後、幾つかの疲労き裂が確認されたが、181,503 サイクル時に E 側の内側のリベット列が破壊した。3 体目の疲労寿命は、1、2 体目よりも長くなる結果となった。ここで、図 6 に 3 体目のリベット孔周りから生じた疲労き裂の写真を 1、2 体目のき裂と合わせて示す。図より、1、2 体目のき裂発生位置は、リベット孔中心に平行な位置であるのに対して、3 体目のき裂発生位置は、1、2 体目と比較して上側にあることがわかる。また、破断した内側のき裂はリベット孔周りでなく、かしめ頭周辺から発生していることがわかる。継手の締結力が大きい場合、き裂発生位置は 3 体目と同様にリベット孔中心線上から移動し疲労寿命が長くなること、また、板厚が 2mm 以下の場合、かしめ頭側から破壊しうることが文献 7、8 で報告されている。従って、3 体目においては、継手の締結力が 2 体目と比較して高めであったと推定される。

胴体外側に発生したき裂の進展方向は、2 体目と同様に約 15 度傾いている。応力についてみると、ねじり荷重は減圧途中に加えることから、1 与圧サイクルにおける主応力振幅値には影響を与えない。このため、本試験において、ねじり荷重は疲労寿命に及ぼす影響はないと考えられる。次に、胴体内側に発生したき裂の進展方向には大きなばらつきがみられる。これは、かしめ頭近くではかしめの影響により応力分布が複雑であるためと考えられる。

試験結果より、胴体外側における疲労破壊の場合、複合荷重下における胴体構造の疲労寿命及びき裂進展はこれらの荷重の最大主応力振幅を考慮することによって、評価が可能と考えられる。

3-3 一軸荷重試験との比較

胴体供試体の試験結果を一軸荷重試験結果と比較するために図 7 に示す補強平板継手の定振幅疲労試験を行った。継手の両端は、端部からの破壊を防止するためにボタンヘッドリベットを用いて締結した。胴体供試体の周方向応力 (Case 1) 及び与圧と曲げ荷重により生じる周方向応力と比較し 6% 高い最大主応力振幅 (Case 2) を平板試験片に負荷した。表 2 に平板試験結果の平均値も合わせて示す。バルジ効果及び長手方向荷重の影響により、平板試験結果は胴体供試体試験結果と比較して長いことがわかる。

次に主応力振幅差が疲労寿命に与える影響を調べるために文献調査を行った。図 8 は、2024-T3

アルミ合金の疲労寿命の $10^4 \sim 10^6$ の間におけるS-N曲線を示している⁹⁾。図より、応力集中係数が高い($K_T = 4 \sim 5$)場合、曲線の傾きはほぼ一定であることがわかる。今回の試験の場合、6%の応力振幅の増加により疲労寿命が約15%減少することがわかる。図に、胴体供試体試験結果及び平板試験結果を合わせて示す。

4. 結論

疲労寿命に及ぼす運用荷重の影響を調べるために、約 1/3 の胴体スケール供試体を用いた疲労試験を実施した。与圧、曲げ荷重、ねじり荷重の影響を別々に評価した。胴体供試体試験結果と平板試験結果の比較を行い以下の結果を得た。1) 複合荷重下における疲労寿命は、主応力振幅を評価することにより評価が可能である、2) 平板試験により胴体構造の疲労寿命を評価する場合は、継手に作用する応力分布を適切に再現する必要がある、3) 継手の締結力は、継手構造の疲労寿命に影響を与える重要な因子と考えらえる。

本研究を進めるにあたり有益な助言を頂いた T.Swift 氏に謝意を表す。また、本試験の実施に協力を頂いた芝浦工業大学の研修生諸氏に感謝を表す。

参考文献

- 1) D. Chen; Bulging of Fatigue Cracks in a Pressurized Aircraft Fuselage, Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering, 1991.
- 2) J. G. Bakuckas, Jr., E. Akpan, P. Zhang, C. A. Bigelow and P. W. Tan, J. Awerbuch, A. Lau and T. M. Tan; Experimental and Analytical Assessments of Multiple-site Cracking in Aircraft Fuselage Structure, Proc. 20th Symposium of the ICAF, Vol.1, (1999) pp.223-233.
- 3) G. Samavedam, D. Hoadley and J. Davin; Test Facility for Evaluation of Structural Integrity of Stiffened and Jointed Aircraft Curved Panels, Structural Integrity of Aging Aircraft, S. N. Atluri et al. ed. Springer-Verlag, (1991) pp.321-337.
- 4) M. Miller, K. N. Kaelber and R. E. Koucky; "Finite Element Analysis of Pressure Vessel Panels", Durability of Metal Aircraft Structure, Proceeding of the International Workshop on Structural Integrity of Aging Airplanes, Atlanta, USA, 1992, pp.337-348.
- 5) 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", Proceedings of 20th Symposium of the ICAF99, Bellevue, USA, 1999, vol. 1, pp.537-552.
- 6) 航空宇宙技術研究所、川崎重工業株式会社; 胴体外板スプライス部構造の腐食環境下の疲労強度に関する研究, 共同研究成果報告書 J-960, (1996).
- 7) H. Terada; A Proposal on Damage Tolerant Testing for Structural Integrity of Aging Aircraft—Learned From JAL Accident in 1985-, ASTMSTP-1220 "Fracture Mechanics", F.ErdoganEd. (Aug.1995) pp.557-574.
- 8) J. Schijve; Multiple-Site-Damage Fatigue of Riveted Joints, "Durability of Metal Aircraft Structures, Proc. Int'l Workshop on Structural Integrity of Aging Airplanes, Atlanta, (1992) pp.2-27.
- 9) MIL-Handbook-5F, Vol.1, No. 1 (1990) pp.3-108-3-112.

表 1 胴体試験荷重条件

試験片番号	負荷荷重*
No.1	P
No.2	P + B
No.3	P + B + T

*P:与圧 B:曲げ T:ねじり

表 2 疲労試験結果

	疲労寿命 N_f
胴体供試体 No.1	118,931
胴体供試体 No.2	79,515
胴体供試体 No.3	181,503
補強平板(Case 1)*	214,743
補強平板(Case 2)*	100,000

*: 平板試験結果は 2 体の平均値

表 3 最終破断時のき裂数

位置	与圧	与圧 + 曲げ
N	21	8
W	39	40
S	17	4
E	26	25

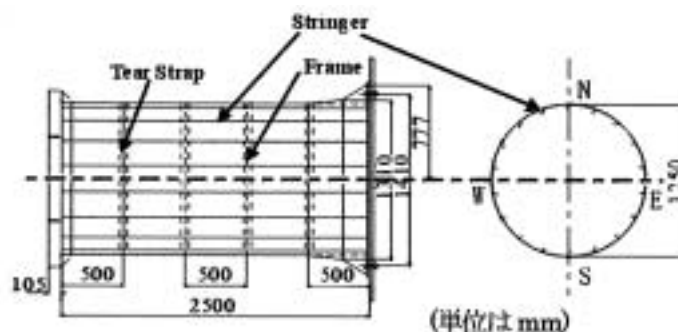


図 1 胴体供試体形状



図2 胴体疲労試験装置

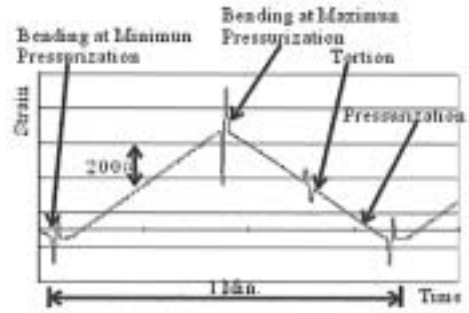


図3 ひずみ変化

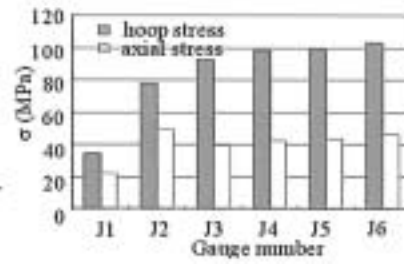
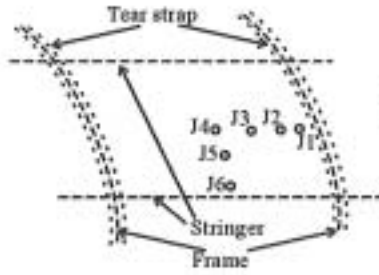


図4 ベイ内の応力分布

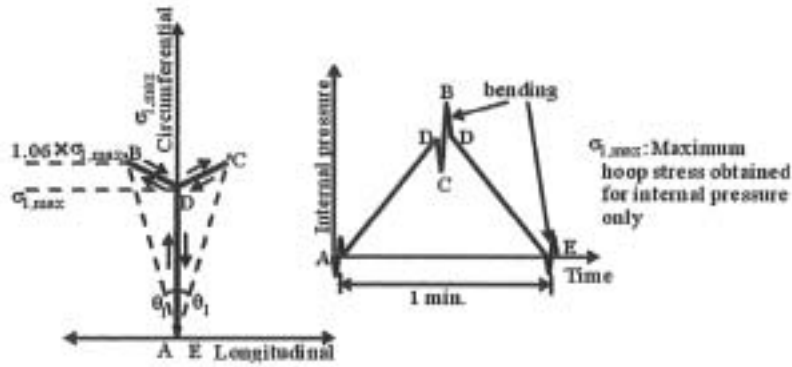
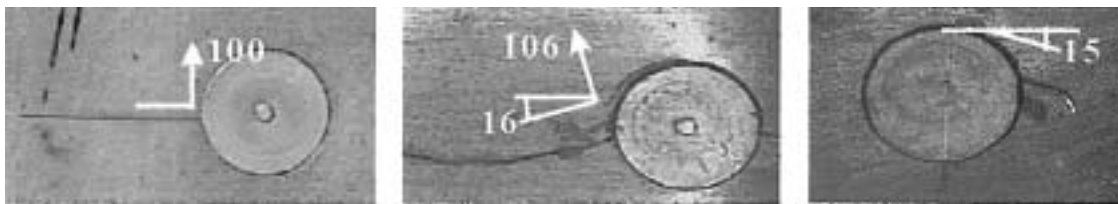


図5 最大主応力の変化



(a) 与圧試験

(b) 与圧+曲げ試験

(c) 与圧+曲げ+ねじり試験

図6 疲労き裂の様子



図7 補強平板継手試験片

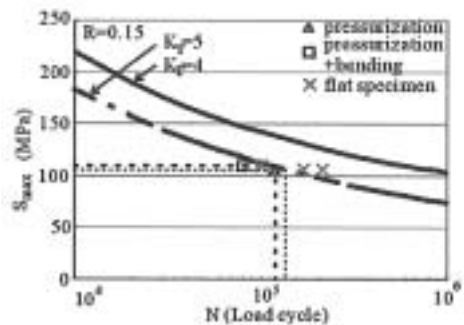


図8 試験結果とS-N曲線の比較

7. ヘリコプタ騒音低減用アクティブ・デバイスの基礎試験

流体科学研究センター 回転翼空力グループ

齊藤茂、青山剛史、近藤夏樹、末永尚史、白井正孝

1. はじめに

ヘリコプタの機動性は、他の航空機と比べても比較にならないほど多様性に富んでいる。特に、空中静止や後進・横進など独特な飛行形態を実現できる。

このような特徴を持つヘリコプタは、今までに、災害救助、救急救難、救急医療、農薬散布、報道など国民生活と密着した様々な分野で活躍している。他方、ドア・ツウ・ドアを目指した定期通勤機としての活躍は、様々な制約を受けて未だ実現していないというのが現状である。ここで言う制約とは、通常の固定翼機と異なり有視界飛行しか現状では飛行が許されていないことやヘリポート周辺での騒音問題であり、いわゆる安全性と環境適応性である。前者は、近年のGPSを用いたヘリコプタ特有の管制技術を駆使することで解決の糸口が開けてきている。しかし、騒音の問題は低騒音経路などパイロットの経験でなるべく騒音を下げると努力をしているものの、基本的には生産時の騒音レベルを保ったままのものである。今後、IACO等で検討されている騒音規制の動向を考えるに、新しい機体としてのヘリコプタは設計段階から低騒音化を考慮に入れた配慮がなされなければならない。

このような状況において、航技研では「回転翼機の低騒音化技術研究」を推進し、騒音発生機構の解明とそれに基づく低騒音化技術の実証を念頭とした研究を進めている。今までの研究及び世界の動向を考えるに、ブレードの翼型や平面形を工夫することによる低騒音化には限界があり、ブレード上に新たにデバイスを装着した低騒音化技術の実現が必須となっている。この例として挙げられるのは、(1)ブレード高調

波制御(Higher Harmonic Control)、(2)個別ブレード制御(Individual Blade Control)が挙げられる。HHCは、元々振動軽減に適用されてきたものであるが、近年の研究において騒音低減にも対応できることが解ってきた。IBCも基本的にはHHCの役割を持つものであるが、振動軽減においてはスワッシュプレートの概念を取り扱うことから安全性についての課題がある。IBCの概念に含まれるものとして、ブレードにデバイスを組み込みブレード上の揚力(循環)分布を制御する方法が近年提案されている。例として(1)Active Flap、(2)Tip Blowing、(3)Active Spoiler、(4)Active Canard等がある。いずれも、HHC又はIBCと同様な制御を行えるが、従来のスワッシュプレートの概念の上で実現できるため安全性については故障による不具合の発生についてである。本報告では、航技研において行ってきたヘリコプタ低騒音用アクティブ・デバイスについてのべ、今後の発展について概略する。

2. 航技研における研究

航技研では、以前から回転翼機の研究を推進し特に平成8年度より特別研究として大型低速風洞において高速回転翼試験装置の整備を行ってきた。回転翼機の空気力学解析[1]では、以前から運動量理論、局所運動量理論(LMT)、局所循環法(LCM)、オイラー方程式、ナビエ・ストークス方程式を用いた数値流体解析法(CFD)[図1]と順を追って解析コードの開発、発展及び検証を行い理論的な研究を続けてきており、高速回転翼試験装置[図2]及び平成11年度の飛行実験機(MH2000)の導入[図3]により、理論的な研究から風洞試験や飛行試験に

至る一連の研究設備の充実が図られてきた。

図 4 は、CFD技術を用いた回転翼空力解析技術と空力音響解析技術の変遷を描いたものである。平成 6 年度より開始したコンピュータヘリコプタ先進技術研究所(ATIC)との共同研究によりヘリコプタの衝撃騒音解析技術の確立を図った。現在では、高速衝撃(HSI)騒音解析、ブレード/渦干渉(BVI)騒音解析コードがほぼ確立された。コードの検証は、初期の頃は、海外の風洞試験データを主に用いたが、ATICが行ったDNWでの風洞試験結果や航技研独自のデータが最近では使われている。

3. 低騒音化に応用できる技術

ヘリコプタの設計製造においては、振動軽減が乗り心地の面で重要視されてきた。そのため技術は、HHC、IBCなどがある。ともにブレードに高調波を重調させて翼面上の荷重分布(循環分布)を変化させ振動をを押しさえよとしたものである。この技術は、騒音軽減にも適応できる可能性があることが最近わかってきた。例えば、IBCの一種であるアクティブ・フラップ、アクティブ・スポイラなどは荷重分布の変化によりブレードの弾性変化をコントロールし翼端渦の発生位置を変化させる。このことによって、いわゆる上半角(または下半角)の効果と同じ結果を生ませることができる。これとは別に翼端渦そのものを変化させようとする技術が、翼端ジェットやカナード付き翼端である。これらは翼端渦のコアサイズや強さを変化させ様とするものである。いずれの技術も今後の研究成果が待たれるものである。(図 5 参照)

4. フロンティア研究

航技研は現在第 1 期中期計画を推進しているところであるが、平成17年度以降、新たな中期計画を策定して研究を含む業務を推進してゆく計画であるが、その際、航技研として時期プロジェクトを策定する目的で、今年度フロンティア研究の選考があった。その中で 1 つの候補と

して「回転翼機の低騒音化技術に関する研究」が選択された。H13及びH14年度において、概念検討を行うこととなっている。このフロンティア研究の選考結果は、次期中期計画の中で実行するプロジェクトのあくまで候補であって、社会ニーズや効果、インパクト等の検討が行われた後、技術実証へと進む手筈となっている。ここでは、上記の研究課題について触れたいと思う。

回転翼機特にヘリコプタの騒音課題は、先にも述べたように活動範囲の広がりとともに緊急かつ重要な課題として挙げられるようになってきた。特に兵庫地震など大災害におけるヘリコプタの活用や救急医療などの思考などを通して認知されるようになって、その重要性はますます大きくなってきている。このような状況に於いて、ヘリコプタの低騒音化技術の飛行実証は、世界に先駆けて我が国が行うまたとない機会でもある。航技研は先にも述べたように理論解析技術、風洞試験装置、飛行実験機を有しておりその人を十分に果たせる準備が整っている。かような技術実証の機会を航技研は持てるように多方面の方々に協力をお願いする次第です。

この飛行実証を行うための準備段階として、現在図 6 に示すような研究体制を考えている。初期の段階では、流体科学研究センター、CFD技術開発センター、風洞技術開発センターが中心となって、ヘリコプタ機外騒音低減化技術の見極め及び試験データの提供等を行い、実証すべきアクティブ・デバイスの選定を行う。しかる後に、無人のヘリコプタを用いて飛行実証を行う、平行して実機レベルの飛行試験を推進して、最終的に有人ヘリコプタにおいて飛行実証する。現在考えている飛行実証技術は、将来実用化へと結びつけなければ益がない。そこで、飛行実証においては、安全性が高いことはもちろんのこと(1)機構・操作が簡単であること、(2)安価に製作が可能なこと、(3)耐久性の優れたもの、を念頭に設計製作が行われなければならない。図 6 は、本研究が目指す目標を掲げ

であるが、この目標を達成する段階において、翼型及び翼端形状等を改良する技術また飛行形態による騒音低減化技術の構築も念頭に入れている。むしろこれらの技術は、現在の運用に即応用できるものでありその効果は大きいものがある。

5. 航技研における低騒音化技術

航技研では、今まで提案されてきたヘリコプタの低騒音化技術について概略する。ヘリコプタの騒音のうち、ブレード上の循環を制御する手法に注目している。特に、アクティブ・フラップ(AF)やアクティブ・スポイラ(AS)は、翼面上の揚力を制御して結果としてブレードの弾性変形を引き起こし翼端渦の軌跡を帰ることで騒音制御を可能とする。今後は、解析的に騒音低減効果を確認し、風洞試験によって実証することを考えている。

6. 参考文献

- [1] 齊藤茂、青山剛史：ヘリコプタの機外騒音解析研究の現状、日本航空宇宙学会誌、8月号、2001年。
- [2] 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。
- [3] Aoyama et al: Fundamental Analysis of Passive and Active Techniques for BVI Noise Reduction by Euler/Kirchhoff Method, 57th Annual Forum of American Helicopter Society, May, 12, 2000.

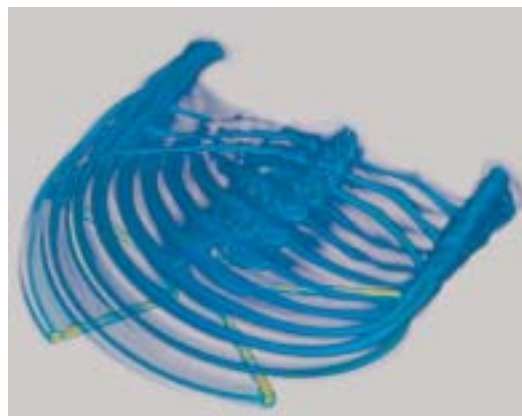


図1 CFD技術を用いた解析技術



図2 高速回転翼試験装置の概要



図3 回転翼飛行実験機

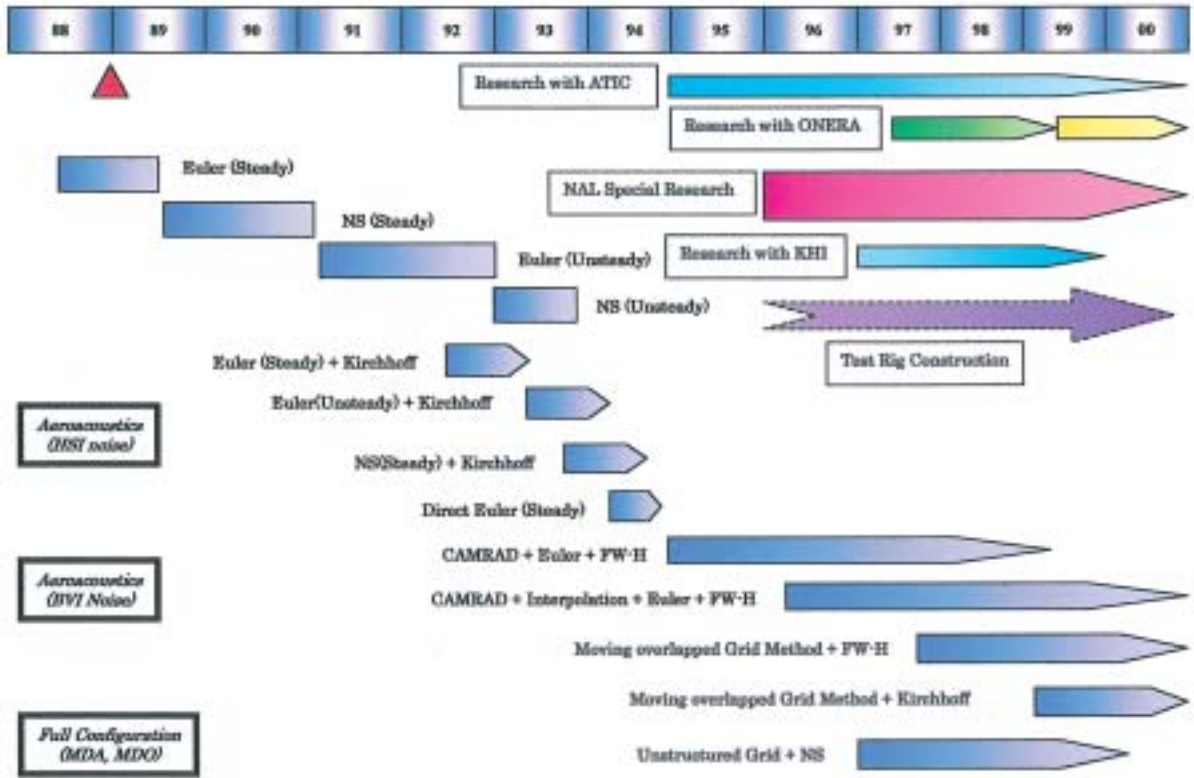


図4 航技研における空力解析技術及び空力音響解析技術の変遷

- 翼端渦の強さ、コア径(Core Size)
 - Lateral Jet Blowing
 - 翼端形状(テーパ翼端、カナード翼端)
- 翼端渦とブレードとの垂直距離(Miss-Distance)
 - Higher Harmonic Control(HHC),
 - Individual Blade Control(IBC)
 - Active Flap, Active Spoiler
 - 翼端形状(上・下反角)
- 翼端渦とブレードとの交差角(Intersection Angle)
 - 翼端形状(後退角)
- 空力干渉時の循環(圧力)制御
 - Active Flap, Active Spoiler, Lateral Jet Blowing

図5 BVI騒音のパラメータと騒音低減技術

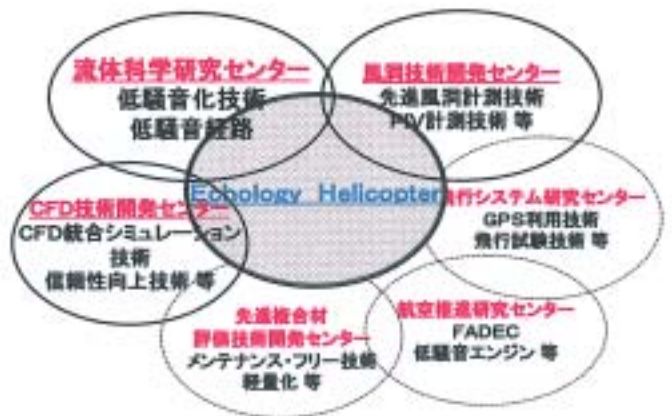


図6 フロンティア研究の推進体制

8. エンジン騒音の制御・評価技術に関する研究

航空宇宙技術研究所 航空推進研究センター
石井達哉、長井健一郎、生沼秀司、武田克己

Research on Control and Evaluation of Noise Radiated from Aircraft Engines

Tatsuya Ishii, Kenichiro Nagai, Hideshi Oinuma and Katsumi Takeda
National Aerospace Laboratory, Aircraft Propulsion Research Center

Noise control technologies including active noise control have been carried out during the last decades in National Aerospace Laboratory. However, the research and development was limited to fundamental experiments to confirm the noise control concepts or theories whereas the requirement of practicing those technologies is increasing more than ever. To advance the practical aspects, the noise evaluation technology as well should be enforced since appropriate application of noise control to aircraft engines needs sufficient information on noise sources. Noise evaluation technology consisting of source localization and modal decomposition helps to obtain the acoustic characteristics of the radiated noise. This report summarizes the research and development on noise control conducted until now and then introduces a research project for the noise evaluation technology that has started this year.

1. はじめに

当所航空推進研究センターでは、平成5年から平成10年にかけてファン離散周波数騒音の能動制御に関する基礎研究[1, 2]を実施するとともに、当所の航空安全・環境適合性技術(ASET)の研究に関連して超音速ジェット騒音の低減並びにファン騒音能動制御を総合的に評価するエンジン実証研究の提案を行ってきた。その結果、平成13年度から実機級エンジン騒音の計測と評価技術に関する研究が開始される運びとなった。本報では、これまでのエンジン騒音制御に関する研究活動とASETにて実施する騒音評価研究を概説する。

2. これまでの研究概要

2-1. 能動制御研究の背景 現在主流のジェット旅客機では、エンジンの性能低下を抑えつつ静粛性を高めることが空港周辺の環境改善、ひいては航空機導入の是非にも影響する課題であり、低騒音化に向けての技術開発が継続されてきた。その結果、現行の高亜音速機に搭載される高バイパス比ターボファンエンジンでは、B707など初期のジェット旅客機に比べて20EPNdBも騒音低減が達成されている。エンジン性能向上を目指した超高バイパス比ターボファンエンジンでは、バイパス比の増加がジェット騒音を低減させた反面、ファン騒音を相対的に増加し、かつファン離散周波数音帯域が低下する傾向に

ある。消音装置に関しては、エンジン重量軽減の制約のためナセル長及び厚さが減少し、低周波数のファン騒音に必要な容積を持った吸音構造を確保することが困難になると予想される。また、エンジンの静粛性を追求すると、離着陸時のファン騒音変化に追従して効率よく騒音を低減することも必要となる。このため、従来のパッシブ型吸音ライニングの限界を補い、広い周波数帯で低減性能を維持する軽量・小型の騒音低減装置の研究開発が望まれている。

2-2. 技術課題と対策 これらの要望を満たす手段の一つとして、騒音の能動制御法(Active Noise ControlとかActive Noise Cancellation)が考えられる。騒音の能動制御法の起源は古く、前世紀前半の基本特許[3]にさかのぼるが、一般的な実時間フィードフォワード法などは近年のデジタル信号処理の発達をみるまで実用化が困難であった。比較的低周波数のダクト内騒音削除から始まって、1990年代には航空エンジンを想定した研究へと拡大した[4,5,6,7]。これに伴い、ターボファンエンジンを含めた回転機械騒音に適用する際の技術課題も幾つか明らかとなってきた。最初の課題が二次音源の音響出力不足である。現行のスピーカを用いると、例えば一般オーディオ用(650Hz~10kHz, 60W入力)で110dBが上限であり、エンジン内部のファン離散周波数音(例えばYJ69-406T 80% Rating以上で150dB以上)に遠く及ばない。ス

ピーカのドライブ部の磁石による重量増や入力エネルギー軽減も検討すべき課題である。圧電素子による二次音源は、寸法・重量の小型化が期待できるが、効率に加え高い印加電圧が使用上の課題となりうる。次の課題が音響モードの扱いである。通常のダクト内騒音では平面波伝播を仮定し、一出力の二次音で対処ができるが、高速回転機械の場合には、回転圧力場、動静翼圧力場/後流干渉など様々な要因により、回転伝播する Spinning Mode がダクト伝播する [8] Spinning Mode を二次音で相殺するには、二次音が一次音に対して反位相の Spinning Mode でなければ、局部的に二次音が増幅する Spillover の問題を引き起こす。例えば、最も単純な (1,0) モードを励起するには最低 4 個の二次音源を同一円周上等間隔で配置し、それぞれを ± 90 度の位相ずれを持たせて駆動しなければならない。さらに高次でかつ複数のモードがダクト伝播する条件では、二次音源への出力数は増加する。数千 Hz に及ぶ離散周波数の高さも一つの課題となる。アダプティブフィルタが時間可変する場合、実時間処理速度が応答の律速条件となる。

以上の課題に対して考案された騒音制御概念が複合型能動制御である (図 1)。これは、既存或いは新しい吸音ライニングを用いて、ファン騒音を二次音源の音響出力と同等となる水準にまで下げておき、能動制御を適用するものである。これによって、

- (1) 高レベルの離散周波数成分だけを選択的に除去
- (2) 吸音材使用量を抑制し、重量抑制を促進
- (3) 消音装置によるエンジン性能損失を削減を目指す。吸音ライニングとの併用により二次音源の出力限界が緩和されることが予想され、現行の圧電素子を用いた二次音源の使用が可能となれば、二次音源の寸法・重量軽減も期待できる。また、低減すべきモードを選択するため、

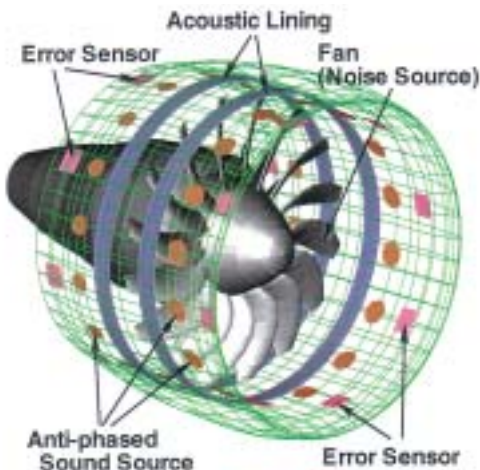


図 1 複合型能動制御の概念

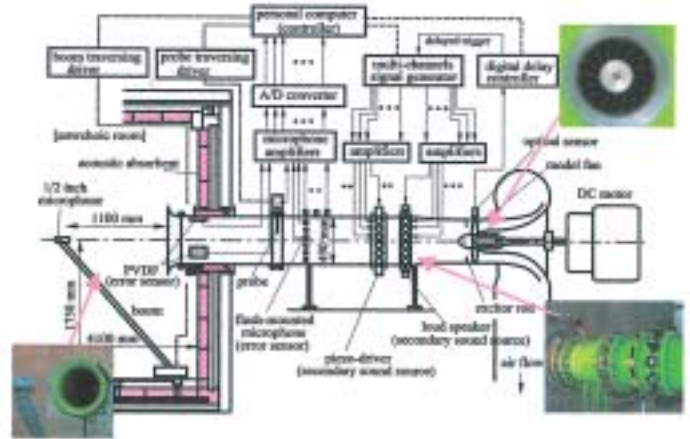


図 2 ファン騒音能動制御試験設備

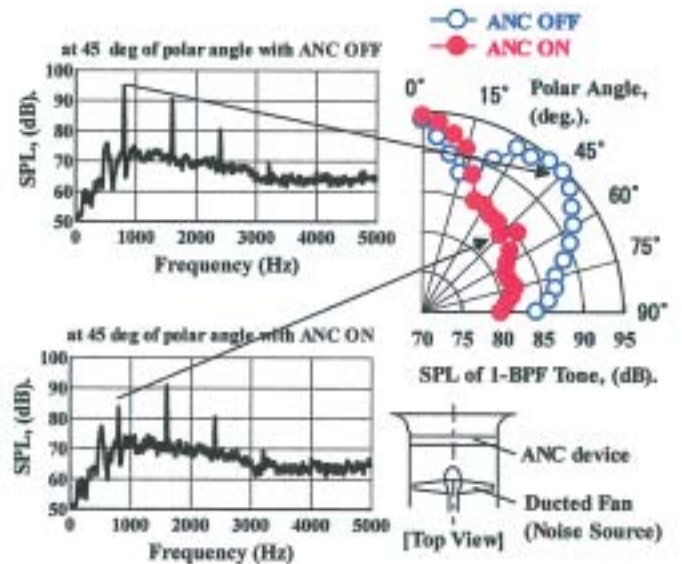


図 3 モード相殺による放射場での騒音低減分布 (スピーカ音源 & フラッシュマウントマイク)

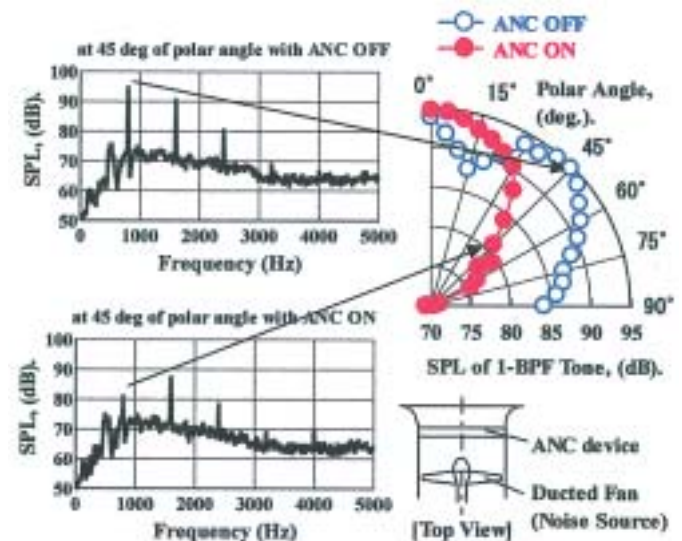


図 4 モード相殺による放射場での騒音低減分布 (PZT 音源 & フラッシュマウント PVDF)

二次音源を最も支配的な少数の音響モードに集中でき、システム全体の出力数の増加は抑制できる。基準信号の高周波数化については、準定常回転を仮定して、エンジン側の回転数変化に追従して、目標とする定フィルタ係数を順次切り替える。そのためには、多相の信号発生器のメモリに出力波形を保持し、外部同期位相と出力ゲインを調整することとなる。

2-3. 能動制御及び関連研究の経過 複合型能動制御の核となる能動制御技術に関しては、ファン試験装置(図2)を用いた基盤研究を平成8年度~平成11年度にかけて実施した。試験装置は騒音源となるモデルファン(16枚動翼、400 kW-10000rpm駆動モータ)、Spinning Modeを検出するためのマイクロホンアレイや可動プローブマイクロホン、二次音を送出するスピーカや圧電式音源が設置されるダクト、及び放射音を計測する無響室で構成されている。この試験装置では、ファン動翼と干渉ロッドから発生する支配的なSpinning Modeを二次音源から送出しておき、ダクト内外のエラーセンサの出力が最小となるように二次音送出時の位相と振幅を調整する仕組みとなっている。制御試験では、ファンの回転数を一定(準定常)にしておき、二次音の発生位相と振幅を最適化してから、無響室内で放射音を計測する。既に、単一モードの相殺、高調波音と基本周波数音の同時低減を始め、圧電セラミクスを駆動源とした二次音源による制御、圧電フィルムを誤差センサとした効果を実証済みである。図3にはスピーカアレイとフラッシュマウント誤差マイクロホンによる騒音低減効果を、図4には圧電セラミクス音源とPVDF誤差センサによる騒音低減効果をベルマウス出口側で計測した結果を示す[1,2,9]

エンジン単体の騒音制御に加えて機体側との干渉を含めた騒音の総合的な評価と低減措置を講ずるべく、小型ジェットエンジンを騒音源とし、これに上記の能動制御及び機械的消音装置を適用する研究に平成11年度から着手した。平成12年度にはエンジン単体の騒音計測を実施し、計測データを基にして複合型能動制御用ダクトの製作を完了した(図5~6参照)[10]。エンジン前方側のダクトは、吸音部と能動制御部で構成されている。既にダクト装着状態での動作確認試験を完了し、ファン翼通過信号と信号発生器の同期試験を実施した。制御コード改良後、騒音低減性能の評価試験を実施する予定である。

ファン騒音の他に、ジェット騒音の寸法効果、飛行効果、小型エンジン騒音放射等の風洞試験を支援するために、平成9年度から既存の流れ場騒音試験装置を改造して多目的空力騒音試験設備(図7)を完成した。風洞部分はアルミ製

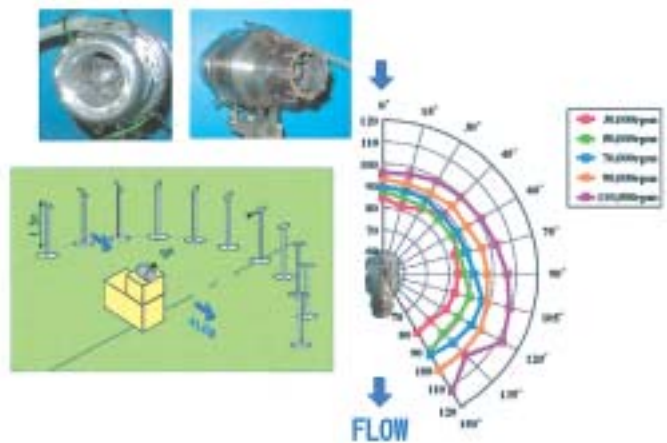


図5 小型エンジンと放射騒音計測結果

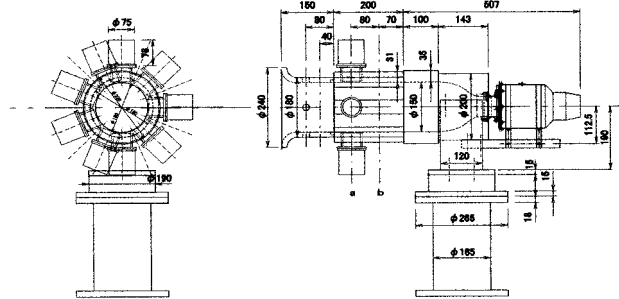


図6 小型エンジン ANC ダクト装着模型

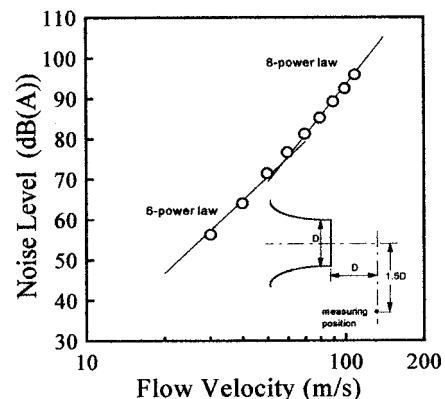
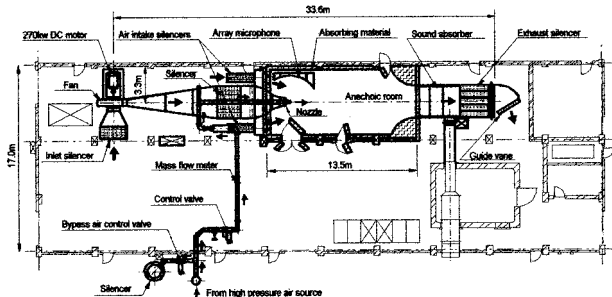


図7 多目的空力騒音試験設備平面図(上)ノズル気流騒音レベル(下)

硬質材で吸音処理されており、水平に挿入された750mm角又は500mm角のノズル(最大定格100m/s)、超音速ジェット騒音試験用円形100mmノズル(定格Mj=1.4)、放射音計測用マイクロホンアレイ、流れ監視用各種計測・監視機器を装備している。風洞用ノズル単体噴流時の暗騒音を図7に示す[11]。低速度域/低周波数帯では主流に対して近接音場が仮定され暗騒音レベルが6乗則に沿い、高速度域/高周波数帯では遠距離場と仮定され8乗則の傾向が見られる。今後は超音速ノズルと低速用ノズルを併用した時の飛行効果条件での騒音計測を予定している。

3. ASETでの研究活動

3-1. エンジン騒音の評価技術 平成13年度より、当所の航空安全・環境適合性技術(ASET)の研究の一環として、エンジン騒音の評価技術の研究に着手した。対象とするエンジンは、テレデザイン社製YJ69ターボジェットエンジン

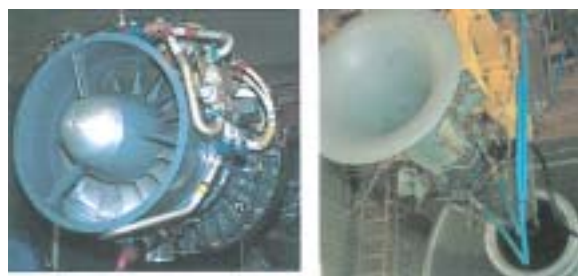


図8 YJ69とテストセル懸架状態

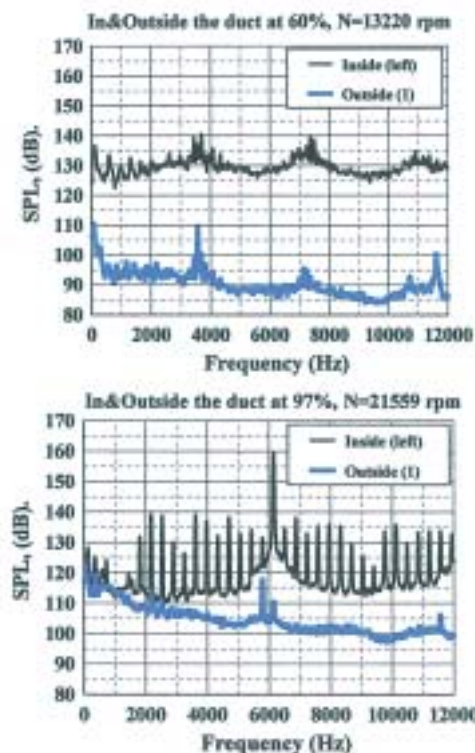


図9 60%及び97%におけるベルマウス内部音及びノズル側方放射音の狭帯域周波数特性比較

(図8)である。来年度にかけて、エンジン内外の騒音計測を進め、放射音源及び音響モードに関するデータを収集する。いずれも多点マイクロホンアレイを用いた同期計測技術が不可欠であり、ビームフォーミングやモード分離等の手法の確立も重要課題として残されている。データ分析精度向上のために、上記の多目的空力騒音試験設備での基礎試験や小型ジェットエンジン騒音制御試験の結果を利用する。YJ69による騒音試験は、航空推進6号館テストセル内での運転試験に加え、屋外運転試験をも検討している。これらの計測データは、複合型能動制御やジェット騒音制御における機械式デバイスを適用する際の設計データとして利用できる。

3-2. 予備試験 図9にYJ69を使った予備試験結果を示す。狭帯域周波数特性は、エンジン吸入側ベルマウスにフラッシュマウントしたマイクロホン及び排気ノズル側方のマイクロホンアレイにて検出された騒音レベルである。80%回転以上では、内部音に150dB~160dBの圧縮機翼通過周波数音が発生し、90%以上ではバズソー騒音が顕著に現れる。排気側では、圧縮機の基本翼通過周波数音及び一次高調波、さらに回転52次のタービン音も検出されている。

4. おわりに

これまで実施してきたエンジン騒音の制御研究の成果を基にエンジン騒音の評価技術の研究を開始した。実機級のエンジンを用いた運転試験を通じて適用上の諸課題を明らかにしたい。

参考文献

- [1] Ishii, T., Kobayashi, H., and Oinuma, H., *Journal of Aircraft*, 35-5, (1998).
- [2] Ishii, T., *Von Karman Institute Lecture Series on Aeroacoustics in Turbomachines*, (2000).
- [3] Leug, P., *Process of Silencing Sound Oscillations*, US Patent, No.2043416, (1936).
- [4] Koopman, G.H., Neise, W., and Chen, W., *Inter Noise-88*, (1988).
- [5] Thomas, R.H., Burdisso, R.A., Fuller, C.R., and O'Brien, W.F., *AIAA-Journal*, 32-1, pp.23-30, (1994).
- [6] Sutliff, D.L., Heidelberg, F.P., and Hu, Z., "Active Noise Control of Low Speed Fan Rotor Stator Modes", 1997, AIAA-97-1461.
- [7] Thomas, R.H., Burdisso, R.A., and Lane, S.A., *Journal of Aircraft*, 33-3, pp.524-531, (1996).
- [8] Tyler, J.M., and Sofrin, T.G., *S.A.E.Trans.*, 70, pp.309-332, (1962).
- [9] Ishii, T., Nagai, K., Oinuma, H., and Takeda, K., *Internoise-2001-424*, (2001).
- [10] Oinuma, *NAL News Letter*, 4-1, (2001)
- [11] 生沼、武田、長井、石井、*JSME流体工学部門講演会 1001*, (2001).

9. レーザー吸収法によるエンジン排気ジェット中のNO、NO₂濃度の測定 - これまでの成果と次期の計画 -

林 茂、山田秀志（航空宇宙技術研究所）

1. まえがき

航空エンジンから排出される燃焼生成物質のうち、窒素酸化物(NO_x)、一酸化炭素(CO)、炭化水素(HC)およびスモークについては、すでに国連の専門機関である国際民間航空機構(ICAQ)の基準が定められている。スモークは最初に規制対象となった排出物で、その排出が最も多い離陸時の最大推力において排気を通させた濾紙の光学的濃度(スモークナンバー)で規定されている。一方、他の規制対象成分は空港での離発着運転モードを代表するICAQ LTOサイクルの間の総排出質量を定格推力で除した値で規定されている。

近年、地球環境問題への関心が高まるにつれ、現在の規制のやり方が地球大気の保全という観点からも合理的なものかどうかという疑問がでてきている。また、NO_xについては、エンジンの高温化・高圧力比化により生成が増大するため、地球温暖化防止のために削減が必要とされるCO₂の排出とのバランスをどこに求めるのかというあらたな難しい課題もある。COやHCは低出力時に多く排出されるのに対し、NO_xは高出力時に多く排出される。そのため、同一航空機でも1回の飛行当たりの総排出量に占めるLTOサイクルでの排出量の占める割合は飛行距離及び成分によってかなり異なる。NO_xは、長距離飛行(9000km)では、LTOサイクルで排出される量は総排出量のわずか2%にすぎない。また、巡航時のNO_xの排出量が規制対象成分の総量に占める割合は80%にも達する。エンジンの高温高圧力比化にともないHCとCOについては着実に減少してきたが、NO_xについては研究開発の成果が実用化されているにもかかわらず、あまり減っていない。そのため、NO_xについてはこれまで2回の基準強化が行われてきたが、先程述べた議論をふまえ、巡航時の排出を考慮した方向で今後改訂される可能性が高い。巡航時のNO_xの排出を評価する方法としては巡航時の大気条件を模擬できるエンジン高空性能試験での測定が最も信頼性が高く、現実的である。その様な状況を考慮し、ASET環境技術関連の研究課題として「エンジン排気ジェット中のNO及びNO₂濃度の非接触測定装置の試作」を進めてきた。

この装置は半導体レーザー吸収法によるもので、現在のプローブによる採取と異なり非接触であるという特長がある。現在の分析計にはNO₂専用の検出器はないので、NO₂は触媒によりNOに変換されて測定されている。これらが分離して同時に計測できるこの装置は、エンジン排気の大気影響シミュレーションなどに有用なデータを提供できると期待される。また、低NO_x燃焼技術の開発においては、試料採取に使用されるプローブ中でのNO-NO₂変換が指摘されており、非接触で両者を分離して測定できれば新たな知見が得られることが期待される。現在のガス分析装置においてNOの検出に用いられている非分散赤外吸収法に代わる検出器としても期待される。さらには、小型軽量化と頑丈なものになれば、飛行状態でのエンジン排気のパラメータのモニタリングの検出器としての使用も期待される。

この報告では、フェーズ(平成8-12年度)の成果を紹介するとともに、実エンジン排気測定への適用を主な研究内容とするフェーズの計画の概要、および現在行っている燃焼ガスでの性能確認試験について述べる。

2. これまでの研究成果

半導体レーザー吸収法による NO / NO₂ 濃度測定装置 (図 1) の試作を行い、下記の性能を確認した。

- 1) NO₂ と NO の分離 : 燃焼ガス中に含まれる成分の吸収スペクトルに関する予備調査により、他の成分による吸収スペクトルとの干渉の少ないことと入手できる半導体レーザー光源とを考慮し、それぞれの検出のための中心波長を 670nm と 1800nm を選択した。加熱光学セル及び加熱高温ジェットによる試験を行い CO、CO₂ との干渉、NO と NO₂ 間の干渉は共に問題のないことが確認できた。また、NO₂ と NO の同時検出が可能なことを確認した。
- 2) 検出感度 : 吸収が温度と共に弱くなるので、実際のエンジン排気に近い温度での感度を明らかにすることが必要である。光路長 0.5 m の加熱光学セルを用いて 200°C までの温度で感度変化を調べた結果、図 2 に示すようにエンジン排気の代表的な温度 500°C における感度を外挿により推定すると NO₂ は 4ppm-m、NO は 30ppm-m となる。エンジン排気中の NO₂ 及び NO の濃度はそれぞれ数十 ppm、数百 ppm であるので、光路長を 20 m とすれば検出限界はそれぞれ 0.2ppm、NO は 1.5ppm となり、十分要求を満足できる。
- 3) 折り返しミラーを用い、NO については 40m、NO₂ については 6.5m の光路長となる光学系を組立て、高温模擬排気ジェット中の NO、NO₂ の同時検出に成功した (図 3) 。

3. 現在及び今後の計画

これまでの試験に用いた模擬排気ジェットは窒素あるいは加熱空気に NO₂、CO、CO₂ を添加した混合気である。水蒸気については、定量的な添加が難しいので、実際の燃焼ガスのジェットを用いるのが最も便利である。現在、図 4 に示すバーナを用いて試験を行う準備を進めている。このバーナは長さ 0.4m、幅 20mm の燃焼面を具え、天然ガスあるいはプロパンを燃焼させる。これらの燃料は、ジェット燃料とは C/H 比が異なるが、この試験の目的には何の障害にもならない。排気ジェットの温度を実際のエンジンの排気温度に調節するために希釈空気が長手方向に配置した 2 本の配管から噴射される。このバーナで発生する NO 濃度は実際のエンジン排気中の濃度の 10 分の 1 以下であるので、NO、NO₂ を希釈空気中に混合できるようにしてある。

現在、温度及び濃度の一様性について確認を行っており、それが済み次第、折り返し光学系を設置し、試作装置にて計測することになっている。

第 期においては、もちろん予算が獲得できることが前提になるが、当研究所の高空エンジン性能試験設備に合致するよう光学系の改修を行い、小型ジェットエンジンの排気ジェット中の NO、NO₂ の測定に適用する予定である。

4. おわりに

今世紀も航空輸送は 3-5% 程度の成長が続くと見込まれているが、地球規模での環境問題の解決なしには実現できないであろう。適切な基準の策定には、信頼できる科学的な影響評価シミュレーションが不可欠で、それには微量成分についても成分ごとの排出量のデータベースが不可欠である。是非ともフェイズ を立ち上げ、この研究を実エンジン排気測定に適用できる技術に発展させたいと思っている。また新たな分野として、微粒子の排出が挙げられる。現在、スモークを除けば規制対象となっていないが、微粒子が雲の生成を通して放射に影響を与えることが指摘されており、その評価技術の開発を今後の研究課題の一つとして取り上げる必要がある。



図 1 試作した測定装置

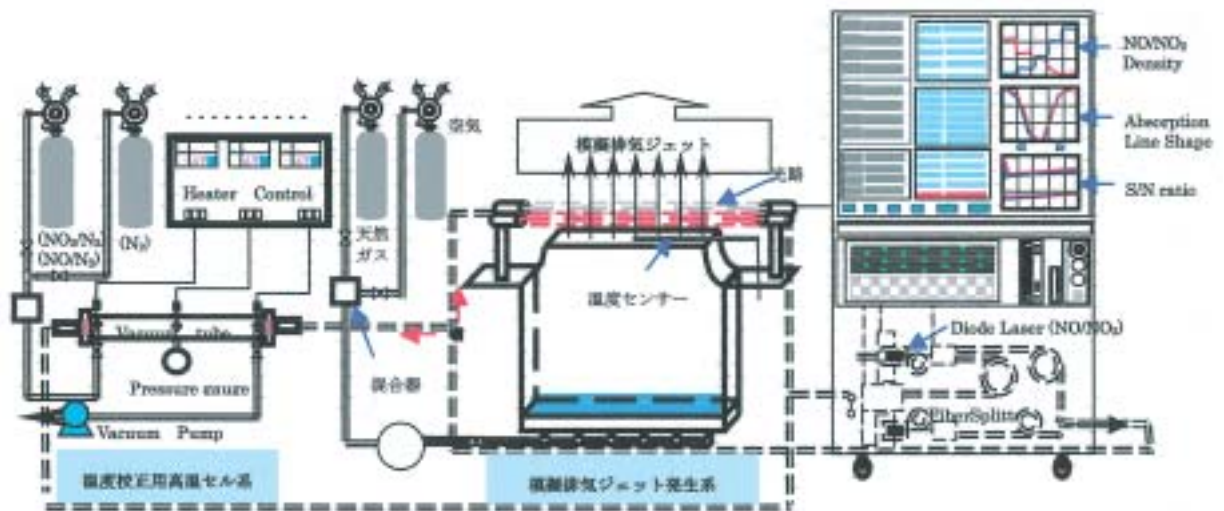


図 2 測定装置の構成

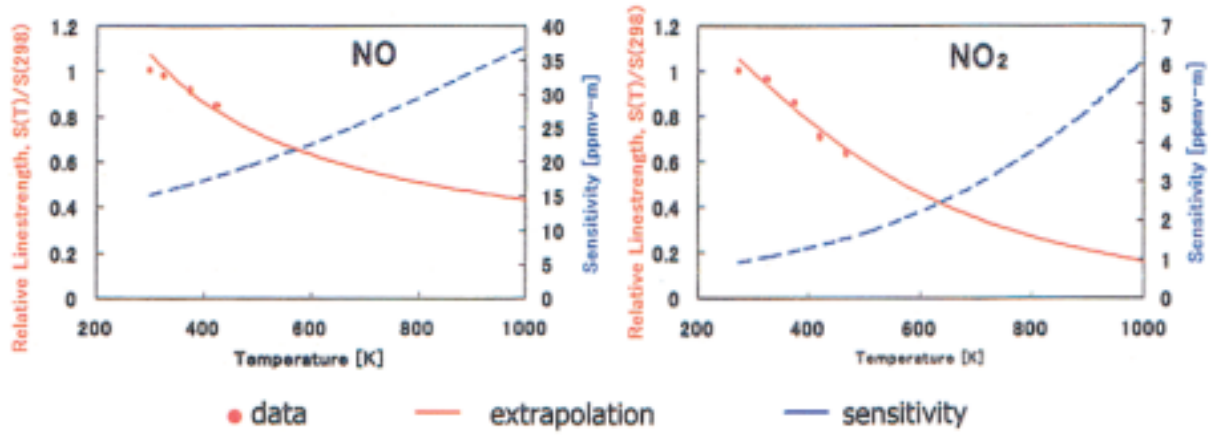


図3 NO、NO₂の検出感度の温度依存性

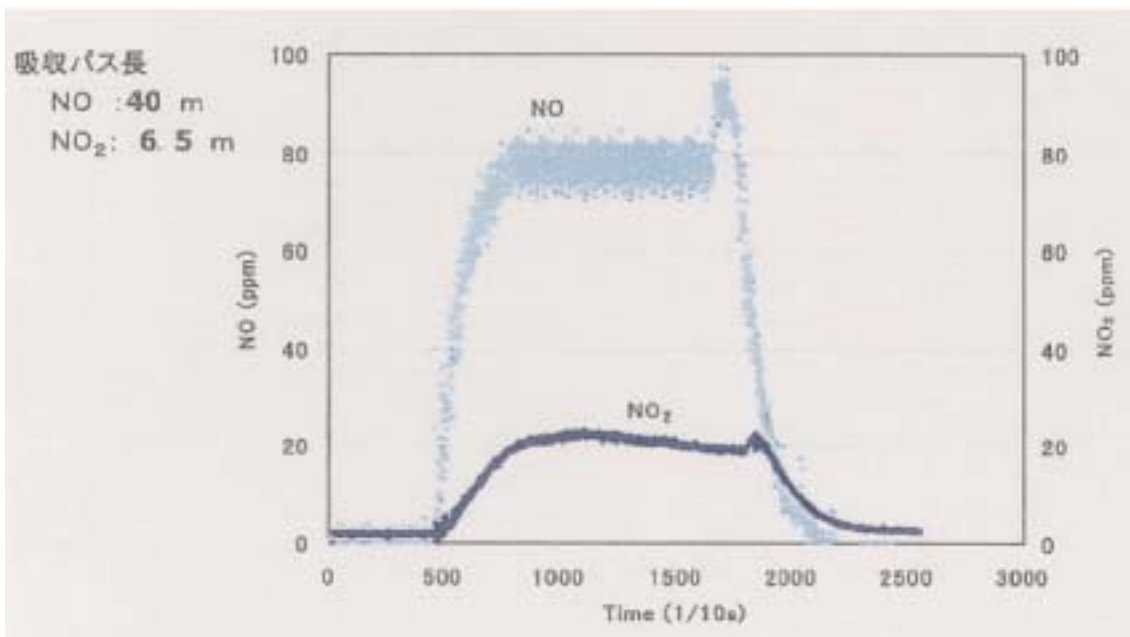


図4 折り返し光学系を用いた模擬排気ジェット中のNO、NO₂濃度の同時測定例

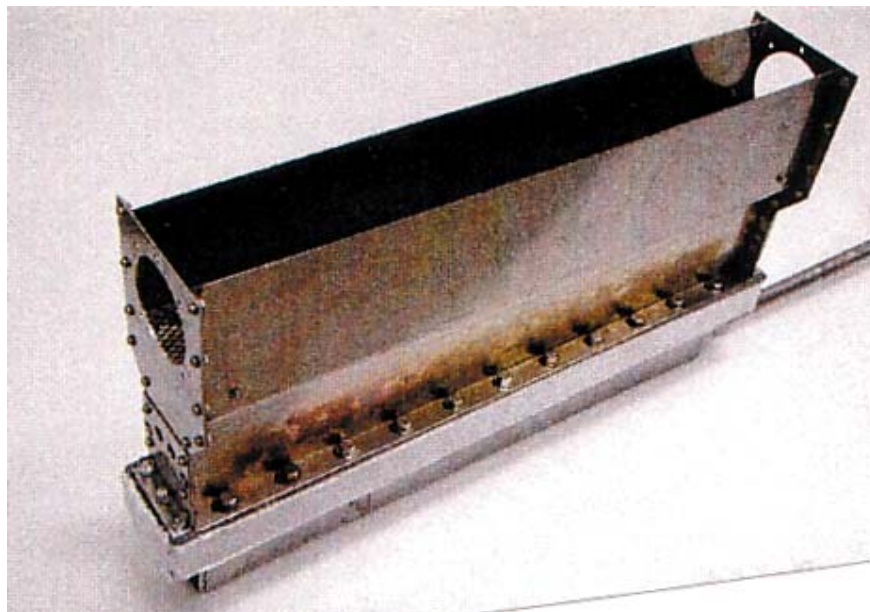


図5 バーナ

航空宇宙技術研究所特別資料52号

平成13年12月発行

発行所 独立行政法人 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話(0422)47-5911 〒182-8522
印刷所 株式会社 実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8

© 2001航空宇宙技術研究所

本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複製、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。本書(誌)からの複製、転載等を希望される場合は、情報技術課資料係にご連絡下さい。

本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

