

JOURNAL of the
JAPAN CHAPTER of the
AMERICAN HELICOPTER SOCIETY

ヘリコプタ技術協会 会 報

1995年6月
第5号



NUMBER 5
JUNE 1995



CHARTER

OF THE

American Helicopter Society

The Board of Directors
of the
American Helicopter Society
hereby acknowledges the establishment of the
JAPAN CHAPTER

To meet the goals and objectives of the by-laws;
for the purpose of advancing the practice and
application of the science of helicopters and
other aircraft developed in the area of Vertical
Take-Off and Landing (VTOL) devices.

Signed this fifteenth day of December
nineteen hundred and eighty-nine

Stanley M. ...
president

目 次

ページ

AHS日本支部認定書	
1.	巻頭言
2.	役 員
3.	賛助会員名簿
4.	正会員名簿
5.	会 則
6.	1994年度 行事記録
6.1	総会・講演会
6.1.1	表 彰
6.1.2	1994年度AHS年次総会（50周年フォーラム）参加報告
6.1.3	ヴァーチャル・リアリティを用いたヘリコプタの運航管制について
6.2	第8回（夏期定例）研究会
6.2.1	NASAにおけるヘリコプタ研究について
6.2.2	遷音速ロータ騒音の計算について
6.2.3	模型（紙）飛行機の製作と飛行調整要領に関する一考察
6.3	第9回（冬期定例）研究会
6.3.1	防災ヘリコプタ KV107 IIAについて
6.3.2	遷音速翼型のバフエット風洞試験
6.3.3	航技研のフライトシミュレータとその将来計画
6.4	Gessow教授特別講演会
6.5	日本機械学会「交通・物流からみた将来のヘリコプタ技術」講習会
7.	ヘリコプタ研究概要
8.	寄 稿
9.	会費納入方法及び費用
10.	編集後記

1. 巻頭言

ヘリコプター技術協会会長 佐藤 晃

阪神大震災は、このような大きな災害が起きたときの地上の交通網の混乱ぶりをいやというほど見せつけた。このような時こそヘリコプターが最も頼りにされ、活躍しなければならないのであり、ヘリコプターをおいて他に有効な輸送手段はない。

そう思ってテレビを見ていたが、残念なことに、ヘリコプターの活躍は、マスメディアの取材合戦に使われるのを除いては、ほとんど目立ったものはなかった。警察、消防などの自治体や自衛隊の保有するヘリコプターは機数は必ずしも十分とは言えないにしても、そのつもりになればもっともっと活躍できたし、多くの人の命を救うこともできたであろう。それができなかったのは、ヘリコプターを使いこなすソフトが不十分または未成熟であったと言わざるを得ない。

平和な時にヘリコプターに頭上を低空飛行されると、これほど気に障ることはない。一度や二度なら何とか我慢が出来ても、度重なるともういい加減にしてくれと怒鳴りたくなる。だから、ヘリポート設置に反対する気持ちも分かるし、非常用に義務づけられている高層ビル屋上のヘリポートも訓練のためにすら減多に使われることはない。

ヘリコプターと一般の人々とのこのような関係の中からヘリコプターを使いこなすソフトを発展・成熟させることは難しい。特に平和な環境に於ては。

しかしながら、阪神大震災と言う非常事態をきっかけにして、ヘリコプターとの関係を見直す気運がでてきた。新聞やテレビが、防災ヘリの必要性を熱っぽく説き始めた。ヘリ関係者が今まで口を酸っぱくして訴えていたことも、大きな犠牲が出てからでないと、なかなかその気にならないものなのである。

我がヘリコプター技術協会は、国内のメーカ、ユーザ、学界、官界、商社など幅広い関係者が参加するユニークな組織であり、こういう時こそ世論を盛り上げ、ヘリコプターを非常時に使いこなすシステム作りに協力しなければならないと考えている。

関係各位の御理解と御協力を賜りたい。

以 上

2. 役員

会 長	佐藤 晃	中菱エンジニアリング（株） 大江事業所 副所長
副会長 兼 メンバーシップ・ チェアマン	大林 秀彦	（株）コンピュータヘリコプタ先進技術研究所 専務取締役 研究所長
副会長	河内 啓二	東京大学 先端科学技術研究センター 教授
常任理事	東 昭	東航空科学研究所 東京大学名誉教授
常任理事	河上 宣道	富士重工業（株） 宇都宮製作所 技術計画室長
常任理事	川田 忠裕	川田工業（株） 航空事業部 次長 兼 ヘリ・テクノロジーセンター技術課長
常任理事	斉藤 光平	川崎重工業（株） 航空宇宙事業部 小型観測ヘリコプタ設計部長
常任理事	斉藤 茂	航空宇宙技術研究所 調布分室 飛行実験部 飛行試験研究室長
常任理事	長島 知有	防衛大学校 航空宇宙工学教室 教授
常任理事	西川 渉	（株）地域航空総合研究所 代表取締役社長
常任理事	牧野 健	輸送機工業（株） 常務取締役
常任理事	義若 基	岐阜エンジニアリング（株） エグゼクティブアドバイザー
理事・幹事長 兼 総務担当	小林 孝	三菱重工業（株） 名古屋航空宇宙システム製作所 ヘリコプタ技術部 基礎設計課長
幹事	青山 剛史	航空宇宙技術研究所 数理解析部 応用解析研究室
幹事	伊東 裕	川崎重工業（株） 航空宇宙事業部 ヘリコプタ設計部 主査
幹事	川上 和夫	朝日航洋（株） 資材部 担当部長
幹事	佐倉 潔	三菱重工業（株） 名古屋航空宇宙システム製作所 ヘリコプタ技術部 構造装備設計課
幹事	高木 淳二	富士重工業（株） 宇都宮製作所 第一技術部 ヘリコプタ第三課長
幹事	猫橋 敏文	海上自衛隊 第51航空隊 企画審査隊
幹事	星野 亮	ソニートレーディングインターナショナル（株） 航空機部門 渉外部 統括部長
幹事	馬籠 洋一	（株）島津製作所 航空機器事業部 参事
幹事	松本 美之	海上自衛隊 第51航空隊 訓練指導隊 課程教育班長

個人情報に付き【3 賛助会員名簿（法人賛助会員、個人賛助会員）】及び
【4 正規会員名簿】（3 頁～16 頁）は削除いたしました。

5. 会 則

ヘリコプタ技術協会規約 Japan Chapter of The American Helicopter Society (AHS日本支部)

第1章 総則

(名称)

第1条 本組織は『ヘリコプタ技術協会 (Japan Chapter of The American Helicopter Society, AHS日本支部)』(以下「本会」という)と呼称する。

(目的)

第2条 本会は、広くヘリコプタ及び垂直離着陸飛行の発展に寄与するため、AHSの日本支部 (Japan Chapter of The American Helicopter Society) として、ヘリコプタ並びに垂直離着陸飛行に関する基礎研究、試験、開発、製造、維持、運搬等、全ての分野にわたる技術研究活動の活性化、情報収集の効率化、会員相互の親睦、国際交流の実をあげることを目的とする。

(管理機構)

第3条 本会の管理運営機構は理事会及び幹事会とする。
理事会はAHSの基本目的、本規約、並びに本会全体の運営方針に関わる事項を統括する。
幹事会は理事会で決定された方針に基づき、本会の年間事業計画を計画し遂行する。
本会の事務局は、会長に係る出身機関内におく。

第2章 会員

(会員の資格)

第4条 本会は、日本在住のAHSの正会員、学生会員、法人会員、教育法人会員、並びに本会の賛助会員をもって構成する。

(会員の分類)

第5条 本会の個人会員は、正会員、学生会員、賛助会員、及び名誉会員、法人会員は一般法人会員、教育法人会員、及び賛助会員からなる。

- ① 正会員は、前条の資格を有するもので、本会に入会申込書を提出し理事会で承認をえたもの。
- ② 学生会員は、前条の資格を有するもので、本会に入会申込書を提出し理事会で学生会員として認められたもの。
- ③ 賛助会員並びに賛助法人会員は、本会の目的に賛同し本会の活動を賛助する為に、年額10,000円以上の賛助会費を納入する個人並びに法人。
- ④ 名誉会員は、所定の審査の結果、本会の目的達成及び推進に特に顕著な功績があって、名誉会員として遇するに相応しいと認められたもの。
- ⑤ 一般及び教育法人会員は、前条の資格を有するもので、本会に入会申込書を提出し理事会で夫々一般及び教育法人会員として認められた法人。

(加入及び脱会)

第6条 前条の各号に該当し、入会を希望するものは所定の申込書を、また脱会を希望するものは所定の脱会届を、会長に提出し、理事会の承認を得なければならない。

(除名)

第7条 本会は、会員が次の各号のいずれかに該当したときは、理事会で審議のうえこれを除名することができる。

- ① 本会の目的に反するような行為があったとき。

- ② 社会的にその信用を失うような行為のあったとき。
- ③ その他、上の各号に相当するような行為があったとき。

(会員の権利)

第8条 会員は、会員のすべての事項に参画する権利及び均等の取扱いを受ける権利を持つ。

(会員の義務)

第9条 会員は、次の義務を負う。

- ① 当規約及び総会、理事会で定められた事項に従うこと。

第3章 役員

(役員)

第10条 本会には、次の役員をおく。

会長	(PRESIDENT)	1名
副会長	(VICE PRESIDENT)	2名
常任理事	(MANAGING DIRECTOR)	若干名
理事	(DIRECTOR)	若干名
幹事	(MANAGER)	若干名
総務担当	(SECRETARY/TREASURER)	1名
メンバーシップ担当	(MEMBERSHIP CHAIRMAN)	1名
幹事長	(PROGRAM CHAIRMAN)	1名
尚、名誉顧問 (ADVISER EMERITUS) を置くことができる。		

(選任)

第11条 常任理事は、前期役員が候補者を推薦し、会員の選挙又は総会の承認を得てこれを決定する。
 会長、副会長は、常任理事の互選による。
 理事の任命並びに総務担当、メンバーシップ担当、幹事長の委嘱は会長が行う。
 幹事は理事会が推薦し会長が任命する。
 本会の役員全員は、2年毎4月末日迄に選任されなければならない。
 但し、任期中に欠員を生じた場合の後任者の選任は、その都度、理事会の合議によって決定する。

(任期)

第12条 役員の任期は、2ヵ年とする。
 但し、前条、後任役員の任期は前任者の残りの期間とする。

(職務)

第13条 役員の職務は次のとおりとする。

- ① 会長は、本会を代表して、会務を統括し、会の運営に対する一切の責任を負う。会長は総会、理事会の議長となる。
- ② 副会長は、会長を補佐し、会長事故あるときは、その職務を代行する。
- ③ 常任理事及び理事は、理事会を構成し、本会の運営に関わる基本的事項を決定する。
- ④ 総務担当常任理事／理事は、本会の運営にあたり、次の事項を担当し、会長並びに理事会を補佐する。
 - ・総会及び理事会開催の事前通知をなし、これらの会議についての議事録を作成し保存する。
 - ・本会の会計記録を保存し、資産の安全保管の責任を負う。
 - ・本規約が、明示又は暗示に規定するその他の職務、或は会長又は理事会から付託された業務を遂行する。
- ⑤ メンバーシップ担当常任理事／理事は、会員の増加に関する基本施策を立案遂行すると共に、会員名簿を維持管理する。
 又は新規入会希望者の資格、及び除名の可否を審査し理事会に報告する。

⑥ 幹事長は、幹事会を主催し、本会の運営に関する会長及び理事会の決定した基本事項を具体化し遂行する。

⑦ 幹事は、幹事会を構成し、本会の運営に関して、会長及び理事会を補佐し、本会の事業計画の策定と実施に当たると共に、会長及び理事会より指示された業務を行う。

(理事会)

第14条 理事会は、必要に応じ、会長がこれを招集する。

(幹事会)

第15条 幹事会は、必要に応じ、幹事長がこれを招集する。

(内規)

第16条 本会の運営に内規を必要とする場合は理事会の決議によりこれを定める。

第4章 総会及び行事

(総会)

第17条 総会は、本会の最高決議機関であり、会員全員をもって構成し、原則として毎年4月に会長が招集し、次の事項を協議するものである。

ただし、理事会が必要と認めたとき、または会員の総数3分の1以上のものが、議題を明示して請求したときは、会長は臨時に総会を招集しなければならない。

- ① 役員の選出並びに解任
- ② 規約の改廃
- ③ 予算及び決算
- ④ その他役員が必要と認めた事項
- ⑤ 会員からの提案事項

総会は、会員の過半数の出席又は委任状がなければ成立しない。

総会の議決は多数決による。議長は、賛否同数の場合にのみ議決に加わることができる。

(行事)

第18条 本会は、理事会の承認を得て、研究会を開催するほか、本会の目的に沿った各種の行事を行うことができる。

第5章 会計

(会の経費)

第19条 本会の経費は、賛助会費、臨時会費及び寄付金他をもってあてる。

(会費)

第20条 会費の徴収は、次により行う。

- ① 賛助会費は、毎年4月にこれを徴収する。
- ② 臨時会費は、理事会の決議により、必要に応じ適宜徴収する。

(会計年度)

第21条 本会の会計年度は毎年4月1日から翌3月31日までの1ヵ年とする。

(会計)

第22条 本会の会計は、総務担当常任理事／理事が担当して行う。

会計は、定期総会に会計報告を行い、承認を得るものとする。

第6章 附則

(効力)

第23条 当規約の効力は、平成元年12月15日から発足するものとする。

以上

6. 1994年度 行事記録

6. 1 総会・講演会

日 時：1994年6月3日（金）

場 所：富士重工業（株） 宇都宮製作所

内 容：

I 総 会

II 講演会

(1) 1994年度AHS年次総会（50周年フォーラム）参加報告

輸送機工業 牧野 健氏

富士重工業 河上宣道氏

三菱重工業 小林 孝氏

(2) ヴァーチャルリアリティを用いたヘリコプタの運航管制について

運輸省 塩見格一氏

III 見学会

富士重工業（株） 宇都宮製作所

IV 懇親会

6. 1. 1 表彰

総会の席上、AHS日本支部創設以来メンバーシップ・チェアマンとして御尽力頂いた長島常任理事に対する表彰と記念品の贈呈が行われた。



6. 1. 2 1994年度AHS年次総会（50周年フォーラム）参加報告

輸送機工業株式会社 牧野 健

今回のAHS総会は創立50周年に当り、FORUM50と銘打って5月11日から13日にわたり、ワシントンDCで開催された。会場はSheraton Washington Hotelで、恒例のExhibitionも同時に行われた。なおこれに1日先立って5月10日には同じホテルでTechnical Councilを始めとするAHSの各種の委員会等が開かれていた。また10日の夕刻にはWelcome receptionも行われた。

翌11日からは3日間フルに3つのジェネラル・セッションを始め、スペシャル・セッションや、専門分野に分かれた数多くのテクニカル・セッションが行われた。

日本人の参加者は18名だと思う。多分今までで最も多かったのであろう。この中10人が発表者である。

Exhibitionも11日開幕したが、出展数は61件で、内訳は、機体メーカー6社、エンジンメーカー5社、大学等5、あとは機器、部品メーカー、ソフトウェア、サービス、出版等であった。昨年は米陸軍航空の中心地セント・ルイスという場所柄で陸軍のアパッチ、カイオワ、ホーク、チヌークなどの実機がズラリと並んで迫力があつたが、今年は有人ヘリの実機はなく一寸淋しかった。淋しいと言えば、展示出展数もこの数年減少傾向にあるようである。（下表参照）

AHS年次総会の展示出展数

年 度	1990	1991	1992	1993	1994
出展数	80	68	55	66	61

5月11日の夜はCorcoran Gallery of Artで「AHS Founder's Reception」という夕食会が催された。従来は大抵第2日目の夜に「Honor Night Banquet and Danse」というプログラムが組まれ、タキシード、イヴニング・ドレスに威儀を正して、米国々旗入場から始まるといった調子でやって来ていたが、今回はダーク・スーツにカクテル・ドレスということで、日本式に言うところの立食パーティー・スタイルであった。これは50周年を記念して創立者達を讃えることと、タキシードなどを要求すると出席者も減るという考慮もあってスタイル変更したようである。気楽な雰囲気になったが、身体の大連中が料理のテーブルにはりついて食べつづけていて、私などは仲々ありつけなかった。

美術館でこうした催しを行うのは、パリのエア・ショーなどでも経験したことがあったが、それなりに趣きのあるものである。日本ではできるのであろうか？

食べる話がづいて恐縮であるが、5月12日の昼はGrand Awards Luncheon が行われ、昼食をとりながら、色々な表彰が行われた。Japan Chapter も過去にMembership Awardの分野で3回表彰されたことがある。

非常に多くの表彰があるが、印象に残ったのは AHS Fellow Awardを受けた4人（米国3人、ロシア1人）を代表してミルのティシェンコが謝辞を述べたことと、コースト・ガードのHH-60Jのクルーが勇敢な人命救助で Fredrick L. Feinberg Awardを受けた時のことである。

ティシェンコの謝辞は数年前まではとても考えられない光景であるということと、その謝辞が簡潔で、多くの研究者、技術者そして工員に至るまでの努力に対する賞と思う旨の言葉が心に残った。

コースト・ガードの5人のクルーは、ヘリの航続距離ギリギリでの洋上救助作業に対する表彰で、勇敢な英雄的行為に対して、期せずして参加者全員がスタンディング・オベーションを送ったのが感動的であった。

セッションについては、三菱重工の小林さんから報告があるが一つだけ触れておきたいのは、「AHS Founder's Industry Critique」である。AHS創立時のメンバーで著名なヘリコプタ開発者5人が1人20分～30分の講演を行った。その5人は、

Ralf Alex：イゴール・シコルスキーの協力者。R-4等の開発

Bartram Kelley：ベル社、アーサー・ヤングに協力。シーソー・ローターの実用化

Stanley Hiller：ヒラー・ヘリコプタの創始者

Charles Kaman：カマン・エアロスペース社長。インターメッシュ・ローター開発

Frank Piasecki：タンデム・ローターの開発。現在パイアセッキ・エアクラフト社長

内容はKelleyのように、ヘリポートの重要性を説くような直接的な指針を示すタイプや、Hillerのようにハイティーン頃から物凄い情熱でVertical Flightに取り組んできた足跡を示し、そこからヘリコプタ産業界が指向すべき方向を暗示するタイプなど色々あったが、彼等のバイタリティに感心すると同時に、こうしたヘリコプタ技術／産業の創始者の講演を5人も揃って直接きけるのは、やはりヘリコプタは固定翼よりもまだまだ若いのだと改めて感じた。

今回のFORUM50で特筆すべきは、義若インターナショナル・ヴァイス・プレジデントの御尽力により、ジャパン・セッションがジェネラル・セッション3つの中の1つとして実現したことである。

このセッションで発表をされた、機体メーカーのトップおよび技術者の方々、防大、東大、航技研の研究者の方々にも改めて謝意を表したい。またセッション・チェアマンをつとめられ、自らイントロダクションもされた義若さん、ならびに軽妙なセンスで巧みにセッションを進めて下さったコーディネータの米国伊藤忠アビエーション社長の山田さんのお二人にも心から感謝を申し上げたい。

ジャパン・セッションの中味についてはヘリコプタ技術協会会報の第4号の87頁～92頁にあるので参照されたい。

なお最後に、Jing G.Yen, T.Gaffey, Jaycobson, W.Johnsonなどの著名な研究者、技術者から質問があり適切な応答があったことを記しておく。

1994年度AHS年次総会（50周年フォーラム）参加報告 —展示会場視察報告—

富士重工業（株）航空宇宙事業本部宇都宮製作所
技術計画室 河上 宣道

1. 全体状況

出展は、機体／エンジン／AVIO／装備品等のメーカーや軍、大学、出版社等全部で61社・団体であった。昨年は80社であったとのことであり、私の記憶している数年前と較べてもだいぶ小さな規模になった。マーケットが底這いをつづけているためであり、寂しい気持ちは拭えない。

2. 主要出展メーカーと展示物

機体メーカーではベルがCivil Tilt Rotor（模型）、イーグルアイ（ティルトロータ式UAV;実大模型）等ティルトロータに力点を置いた出展をしていた。MDHSは主力商品のロングボウアップパチのミッションディスプレイによるデモと、研究中の低騒音用アクティブフラップロータの風試模型を展示して注目を集めていた。尚、民間商品のMD900はプロシャのみで以外な感じである。シコルスキーはUH-60用新ロータブレードの実大試作品を展示していた。これはホバリング能力向上を目指して開発中のもの。従来のチタン桁をカーボン／ガラスのハイブリッドに変更した全複合材ブレードである。翼端は空力性能向上を目指して後退角／下反角付きテーパー形状であり、注目を集めていた。これ以外には開発中のコマンチプログラムの紹介が目をつけた。ステルス形状の機体やトルクスプリット型トランスミッションの模型展示はお馴染みの手法であるが、コンカレントエンジニアリングやCATIAによる3次元コンピュータ設計等777プログラムで実用化された情報化時代の新開発手法の導入で、従来より如何に進歩した開発プログラムになっているのかを強調していたのが興味深かった。ボーイングはコマンチとCH-47の模型展示が主であった。カマンは開発中のK-MAXを張り切って宣伝していた。ヨーロッパ勢ではウェストランドがEH-101の模型とBERP翼端の実大模型を展示していたが、アエロスペース、アグスタ等是不参加であった。従来はドーファン、BO105、BK117等の実機を持ち込んでディスプレイしていたのだが・・・尚、エンストロームとシュバイツァも不参加であった。

エンジンメーカーでは、LHTEC（T-800）、P&W（PW-200）、アリソン（250シリーズのパンフレットのみ）程度であり、ここでもライカミング、GE、チュルボメカ、ロールスロイス等の常連が不参加であった。更に、アビオ／装備品ベンダー関係でもハニウエル、TI、IBM、CAE等の主要会社が殆ど不参加であり、常連のSIMULAがクラッシュワージ座席や装甲座席を、LOADがエラストメリックベアリング等を展示していたのが目に付いた程度である。

3. トピックス

新型機としてカマンのK-MAXとウルトラ小型機の二つを、研究開発としてMDHSのフラップロータとLORDのアクティブ防音技術を紹介したい。

●カマンのK-MAX

木材搬出、消火作業等のスリング作業に特化した機体であり、Aerial Truckと称している。カマンお得意のインターメッシュ方式によりテールロータを不要とし、全馬力をリフトに使う。徹底した軽量／簡素／低コスト化を図っている。パイロットだけの一人乗り。操縦系統は人力サーボフラップ方式で油圧は無い。価格3,5MIL\$,空虚重量4,500ポンド（最大全備重量は10,500ポンド強）と驚異的である。エンジンはライカミングの5317A-1（1500馬力）単発。5,000ポンド（フックは6,000ポンド）の吊り下げ能力がある。ロータ直径は48ft 2in。座席はちゃんとクラッシュワージ型を用意している。現在運用試験中。K-MAXを必要とするユーザーの絶対数は不詳だがユーザが望んでいるのはこのようなヘリであろう。最近のヘリは複雑高価に

なり過ぎている。R & Wの最近のオペレータアンケート調査結果や、当協会の常任理事でもいらっしゃる西川さんも書かれている通り、民間ヘリにとって今一番望まれることは安いことだろう。現在のように高価であると買えるユーザが限られてしまう。3. 5 M I L \$でもし本当に利益が出るのならば素晴らしいことである。我々もこういうことにもっと力を入れる必要があると再認識させられる。性能も簡単にチェックしてみると、確かにテールロータの馬力分がリフトに回されているし、トランスミッションも強力でエンジンの全馬力を吸収できるのでかなり使い勝手が良いと思われる。

●ウルトラスポーツ254 (American Sportscopier Inc.)

一人乗り。世界最軽量ヘリ。空虚重量254ポンド。ウルトラライト機でパイロットライセンス不要。46馬力2ストロークエンジン。速度55ノット。最大1時間の飛行。全備重量520ポンド。燃料35ポンド。よってパイロットを含むペイロードは231ポンド(100Kg)。メインロータは直径21フィート(6.4 m)、全複合材製で寿命無限。トランスミッションは65馬力、2段の遊星歯車。DOCは8\$/時間。

楽しい機体である。良く纏まっている。ラジコンのセンス。事故が無ければ良いが。

●アクティブフラップロータ (マクドネル)

低騒音化を狙ったIBC方式フラップ付きロータ。NASA Langleyでの風洞試験実施模型。AW & STにも紹介されたもの。ブレードの先端20%の後縁にフラップを設けて、ハブ中心に設けたカムで作動させる。ブレードから吐き出される翼端渦と後続ブレードが干渉して生じるバタバタという聞き慣れた音(BVI)を、フラップ操作で干渉する位置の渦の強さを小さく制御することで下げようというもの。試験で4db減達成。将来的には10db迄可能としている。性能への悪影響、フラップ操作時の荷重増加、特に振じり等解決すべき問題は多数あるものの、次のLORDのアクティブ防音装置と共に、アメリカでもようやく低騒音化技術開発にエンジンがかかってきたかの感。

●アクティブ防音装置 (LORD)

ジェットレンジャーのキャビンにアクティブ防音装置をつけてデモしていた。キャビン内にマイクと4個のスピーカ(口径30cm程のウーハー)を搭載し、騒音に対して逆位相の音を出して消そうというもので、ANC(Active Noise Control)と称する。日本でも三菱重工さんが以前のヘリ技術協会の場で発表されていたもので、ご存じの方も多いと思われる。会場ではロータ騒音が出せないで、別のスピーカから発した音を消していた。乗ってみた。95HZと125HZの2周波数の音を重ねて出して、これを消すもの。確かに限られた位置では効果はあるが、実用化は未だ未だの感。LORDではこれにアクティブ防振技術と組み合わせてNVXとの総称で総合的な防音、防振システムに仕上げる意向である。

4、所感

元気が無い。景気の回復はあるものの、ヘリマーケットは底這いのため。V-22, RH-66等の目玉があるのだから、マーケットが回復してくれば元気がでてくるのだろう。ERFに較べたAHSの特徴はExhibitionにある。10年前のAHSにも出たが、その時はVS300も実物、ACAPも実物。Aerospatiale機を含めその他多数の実機があって活気があった。回復を願うのみ。

1994年度AHS年次総会（50周年フォーラム）参加報告 ―ゼネラルセッション他―

三菱重工業（株）名古屋航空宇宙システム製作所
ヘリコプタ技術部 小林 孝

1. はじめに

3日間の開催期間中、3つのパネルディスカッション形式のゼネラル・セッション、3つのスペシャル・セッション、それに約100件のテクニカル・セッションがあった。テクニカル・セッションの発表者の所属、テーマ毎の分類を表1に示す。昨年度と較べてあまり大きな変化はないようだ。テクニカル・セッションの具体的な内容は前刷集を見て頂くことにして、ここでは会報第4号に報告されている"Japan Session"以外の2つのゼネラル・セッションについて概要を御紹介することにする。

2. ゼネラル・セッション I "Technology Advances for the year 2000 and Beyond"

米国主要ヘリ・メーカ及び英国のウェストランド社の首脳が最近の政治経済情勢を踏まえて各社の研究開発状況や市場動向の予測について説明した。

世界的な景気後退により厳しい需要見通しだが、コスト低減やヘリコプタの独自性の発達、強化によって地上交通や固定翼コピュータを含む他の交通機関との競争力強化によりヘリコプタ全体としてのパイを大きくする努力を全員が異口同音に強調していた。コストダウンの具体例としてボーイング社とシコルスキー社は3次元CAD/CAMによる設計作業省力化(digital prototyping)の有効性を強調していた。

ロシアのミル設計局の代表者も発言の機会が与えられ、たどたどしい英語でCIS諸国を含むロシアのヘリコプタ需要の大きさ、人件費の安さ、過去に蓄積した技術力をアピールし、西側ヘリ・メーカとの協業を呼びかけていた。

講演の後でヘリコプタの開発の歴史のビデオの上映があった。中国の竹トンボや、レオナルド・ダ・ビンチのヘリコプタ模型から始まって、ヘリコプタの開発の歴史が現在活躍しているヘリコプタ主要各社の歴史も含めて良く分かるように編集したもので、AHS50周年を迎え参加者に

- ・ヘリコプタは技術的にも、学術的にも、製造事業的にも挑戦し甲斐のある対象である。

- ・ヘリコプタは近代人の生活に必要なものである。

ことを再認識させ、21世紀に向かって更にヘリコプタを発展させて行こうという意欲をかき立てる素晴らしい内容だった。

3. ゼネラル・セッション II "The Digital Battlefield"

米陸軍の調達、運用、研究開発関係者及びボーイング社のコマンチ設計チームのマネージャーによるデジタル化された21世紀の戦場における通信やヘリコプタの役割についての予測及び構想についての講演であった。図1は小生のメモをもとに会社の若い同僚が当日の中心テーマであったAACCS(Army Airborne Command and Control System)のOHPを再現してくれたものである。この様な計画の背景には国防予算縮小により将来米陸軍のヘリコプタがCH-47、H-60、AH-64、RAH-66の4機種に集約、縮小(約5000機種体制)されることがあり、デジタル化によってヘリコプタ部隊の有効性向上を図ろうとしているようだ。

表1 AHS 50th Annual Forum Technical Session分野別講演数

	空 力	構 造 (含, 材料)	ダイナミクス	飛行制御 (含, シミュレータ)	装 備 (含, 7E600)	設 計	運 用	計
米国ヘリメーカ	6 (6)	13 (11)	6 (7)	1 (2)	3 (9)	14 (15)	2	45 (50)
米 国 メ ー カ (ヘリ以外)	1 (1)	(2)		1	1 (3)	2 (5)	(2)	5 (13)
軍	3 (4)	2 (1)	1 (1)	2 (1)	5 (1)	3 (3)	2 (5)	18 (16)
N A S A	4 (5)	1 (1)	(2)			1 (1)		6 (9)
外 国 メ ー カ	1 (1)	(1)	1 (1)		5	4 (4)		11 (7)
外国研究機関	2 (2)	1		2 (1)	1	1		7 (3)
他 (大学等)	5 (2)	1 (1)	2 (3)	4 (1)	1 (1)	2 (4)		15 (12)
計	22 (21)	18 (17)	10 (14)	10 (5)	16 (14)	27 (32)	4 (7)	107 (110)

() 内は49th Annual Forumでの数

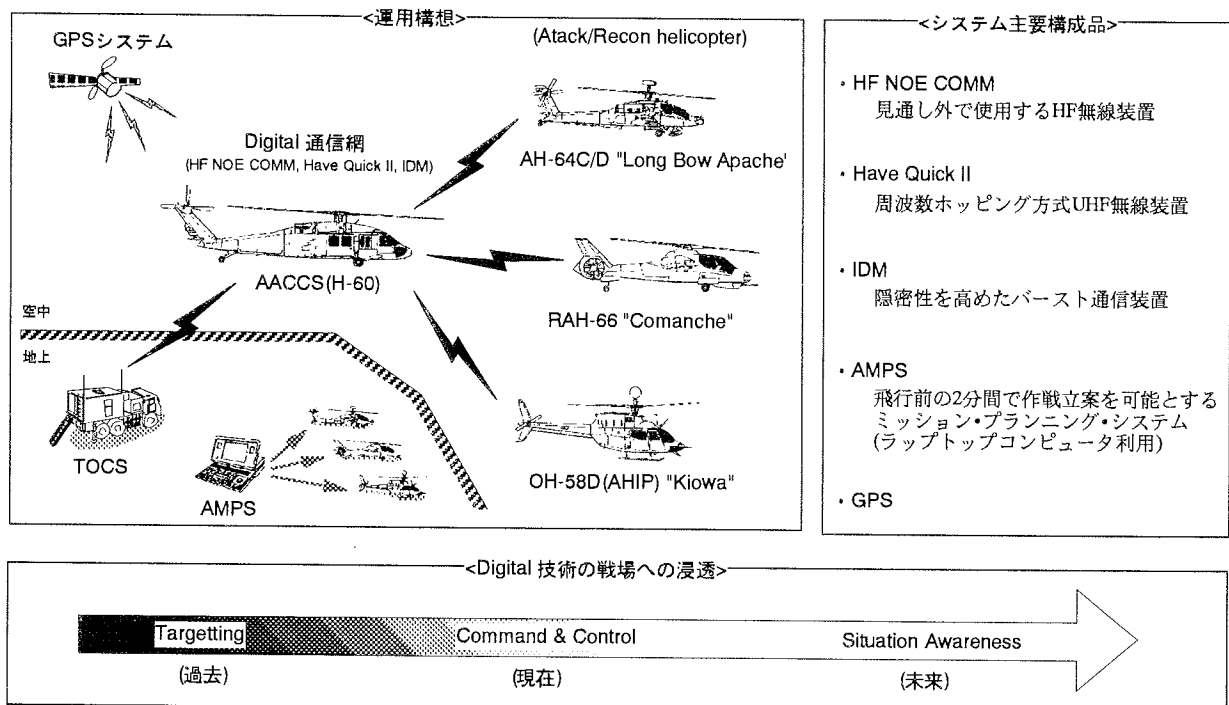


図1 Army Airborne Command and Control System (AACCS)

(ゼネラル・セッションⅡ "The Digital Battlefield" より)

6. 1. 3 ヴァーチャル・リアリティを用いたヘリコプタの運航管制について ——仮想現実感を利用したヘリコプタの運航管制シミュレーション——

運輸省 電子航法研究所 塩見格一

1. はじめに ——電子航法研究所の研究内容から——

電子航法研究所では、航空機及び船舶の航行援助機器・施設の開発評価に係る研究、また航空においては航空管制業務の効率化に資するために管制業務用機器及び管制方式の改善に係る研究を行っている。

今日までに、航空機の航行援助機器及び施設に係る研究として、I L S (Instrument Landing System)、M L S (Microwave Landing System) 等の着陸誘導システムや、V O R (VHF Omni-directional Radio-beacon) 等の電波標識の開発・試作・評価等を行っており、また航空管制業務の効率化に係る研究としては、シミュレーションによる空港及び空域容量の評価・管制方式の提案、管制官が業務を行う管制卓のマン＝マシン・インタフェース部の改善等を行ってきた。

最近では、航空機衝突防止装置の開発、デジタル・データリンクの開発、航空管制への人工衛星の利用等、新技術の導入に係る研究も幅広く行っている。

ヴァーチャル・リアリティ技術の利用は最も新しい研究テーマに係るものであり、「シミュレーションによる空港運用効率化の研究」として平成4年度に開始した研究が、視聴覚的ヴァーチャル・リアリティ技術の利用としては当所における最初のものである。

その後、視聴覚的なヴァーチャル・リアリティ技術の利用は、飛行場管制シミュレーションに有効であることが理解され、平成5年度には2度に渡り補正予算を獲得し、電子航法研究所仮想現実実験施設の建設が実現した。「ヴァーチャル・リアリティを用いたヘリコプタの運航管制シミュレーション」は、この補正予算により上記実験施設に実現する機能のひとつである。

ヘリコプタの運航管制は、現状のヘリコプタの運航が有視界飛行によるものであることと、航空管制が基本的に計器飛行する航空機を対象としている実情から、今日まで当所における研究課題としては扱われていない。しかし、今後は、ヘリコプタのコンピュータ運航や緊急医療援助活動等、より高度な運用への要望が高まることが予測されており、ヘリコプタ運航に対する管制方式の策定等が求められ始めている。上記施設におけるヴァーチャル・リアリティ技術によるヘリコプタの運航管制シミュレーションは、上記要望・要求に答える可能性を十分に有しているものであり、我々は、現状の固定翼機の運航と共存し、その不足する部分を補うヘリコプタ運航のあり方を探って行きたいと考えている。このためにはヘリコプタ利用者の協力が必要不可欠であり、今後の研究を進めるに当たり、この点においてヘリコプタ技術協会ご関係者各位にお願いを申し上げたい。

以下、航空管制シミュレーションの目的、仮想現実実験施設の機能及び本施設を用いた幾つかの研究課題についてその概要を説明する。

2. 航空管制シミュレーションの目的

日常的に生じている種々様々な航空管制上の問題には、基本的には管制官からの意見をまとめた解決策を講じて対処することが必要である。当所における技術開発も、管制官及び管制技術官等からの要望に対応するためのものであり、実際に、当所における試作機器の評価試験等は彼らの参加によるシミュレーション試験を必須としている。

従来は、新たな機器の導入等我が国の管制官が判断基準を持たない問題については、航空先進国である米国における運用の実情調査の結果、或は将来計画への準拠が最重要視されてきた。しかし、今日では、我が国固有の問題に対する理解の深まりから、米国における過去の経験が我が国における問題の解決に必ずしも有効ではないことが明らかとなってきた。

管制官参加によるシミュレーション実験は、羽田空港平行滑走路の同時運用方式の策定等、管制官

に経験のない問題の解決に最も有効な方法、或は有効な唯一の方法と考えられる。シミュレーション、正確にはゲームは、従来は有識者のノウハウによらなければ解決が困難であった問題を試行錯誤により解くことを可能とした。更にシミュレーションは経験則による判断の検証を可能とし、記述の曖昧なノウハウによるよりも多くの人により良く理解される問題解決の手段を明示する様になった。

仮想現実感を利用すれば事故等の非常事態を模擬することも可能であり、日常においては経験することの稀な状況への対処方法を予め検討し、これを訓練により関係者に周知させておくことができる。新たな管制援助機器等の導入においても、管制官は管制塔において初めてそれらの機器を目にするのではなく、前もって仮想現実感により生成された環境においてそれらの用法を熟知していることが可能であるし、空港の運用形態等を変更する必要がある場合には、その変更の及ぼす影響を事前に見積もることが可能である。

現在羽田空港等我が国の主要空港はコンピュータ機や自家用機の乗り入れを行っていないが、将来、例えばヘリ・コンピュータ等の運航への要求が高まった場合、その現状においてヘリコプタの運航が可能であるかどうかをシミュレーションにより評価することが可能である。更には、新たな種類の航空機を処理するための管制方式策定をシミュレーションにより行うことが可能である。

上記以外にも航空管制シミュレーションは、航空機事故における人的な要因の調査にも有効と考えられ、将来的な問題解決の手段として大きな可能性を有している。

3. 電子航法研究所の仮想現実実験施設

当所の仮想現実実験施設は、1つのシナリオ処理装置により管理される2つの視聴覚的な仮想現実空間から構成されている。第1の仮想現実空間は、管制塔における飛行場管制業務の模擬を目的としており、平行滑走路の運用シミュレーションに対応する360度の視野を直径15mの部分球面スクリーン上に生成する。また、第2の仮想現実空間は、コックピット業務の模擬を目的としており、180度の視野を直径6.5mの同じく部分球面スクリーン上に生成する。音響的には、環境音を生成するシンセサイザ、スピーカ及びヘッドセット等の音響出力装置が設置されており、シミュレーション・シナリオに対応した音声はシミュレーション参加者に提供される様になっている。

第1及び第2仮想現実空間には、それぞれ管制塔飛行場管制室を模擬したステージとコックピット模擬装置が設置されており、管制官とパイロットは互いの職務環境において、シナリオに従いシミュレーションに参加することができる。すなわち、管制塔からの景観中を飛行する航空機を操縦シミュレータにより操縦する事が可能であり、また、操縦シミュレータにおいては、管制指示を得ながら管制塔を見て飛行する事が可能である。

当所では、上記施設を利用して以下の研究を行う予定である。

(1) 管制塔内部に関して

- ・管制業務援助機器の機能評価及び機能改善に係る研究
- ・業務分析による人的資源の適正配分に係る研究
- ・人間工学的・心理学的な業務環境の改善に係る研究 → 職場環境の快適さの実現

(2) 飛行場施設全体に関して

- ・空港面管制方式の最適化に係る研究
- ・事故等の収拾方式の検討 → 危機管理マニュアルの整備
- ・空港設計（飛行場機能のプロトタイプング）
- ・航行援助施設等の改善及び運用に係る研究

(3) 進入空域以遠に関して

- ・飛行場を含む空域における管制方式の最適化に係る研究
- ・空空間の効率的運航スケジューリングに係る研究
- ・空地データリンク効率化の通信スケジューリングに係る研究

- ・航空機衝突防止システム等の管制業務に与える影響調査

(4) 航空機の側から

- ・天候不良時における空港面の効率的運航に係る研究
- ・航行援助機器の開発（空港面及び進入空域における運航効率及び安全性向上）
- ・パイロットの業務負荷を考慮した管制方式に係る研究

上記施設は、外部のシミュレータとの接続に要する一般的な機能を有しており、第2、第3のフライト・シミュレータ等を接続させ更に複雑なシミュレーションを行うことも可能である。また、360度の視界を生成する第1の仮想現実空間は、管制塔からの景観以外にも、例えば、ビル屋上等のヘリポート等の景観模擬にも使用可能であり、様々な場所におけるヘリコプタの着陸誘導等のシミュレーションに使用可能である。

当所では、将来的には、施設の核であるシナリオ処理装置の機能をインターネット等を利用して我が国で行われる航空管制及び航空機運航シミュレーションに広く役立てたいと考えている。

4. ヘリコプタの運航管制シミュレーション

ヘリコプタは、今日、緊急医療援助活動を始めとする各方面からその運航範囲の拡大が求められているが、その運航範囲が原則的に有視界飛行に制限されている領域であるため、その採算にあった運航はかなりの困難な状況にある。

当所仮想現実実験施設を構成するフライト・シミュレータは、ヘリコプタ等VTOL機の操縦を模擬する操作機器と米国ART社によるヘリコプタの運動を実時間処理するソフトウェアを有しており、上記の要求に応える以下のシミュレーションの実施を可能としている。

(1) ヘリコプタ管制方式（IFR）に関して

- ・大空港への乗り入れ管制方式（固定翼機との共存を実現する管制方式）の提案に係る研究
- ・事故現場等への誘導管制方式に係る研究（運航援助施設及び機器としての要件の検討等）
- ・都心ヘリポートの運用に係る管制方式（運航援助施設及び機器としての要件の検討等）

(2) ヘリコプタ搭載運航援助機器の評価に関して

- ・運航援助機器のデータ表示機能の評価等に係る研究
- ・ADS機器の要件の検討（管制援助機器としての要件の検討等）、またその仕様の提案

言うまでもないが、ヘリコプタを始めとするVTOL機は滑走路を要さない。CTOL機をカソード過熱電力を要する真空管に例えれば、VTOL機はトランジスタである。筆者は、今後の技術開発により一般的な需要に対してVTOL機がCTOL機を駆逐する時が来ることを信じて疑わない。しかしながら、ポータブルなトランジスタが真空管を駆逐するためには、ラジオ放送等の社会的インフラストラクチャの整備とアプリケーションの開発が必要であったことも事実である。同様に、VTOL機が航空の主役になるためにも幾つかのインフラストラクチャの整備とアプリケーションの開発が必要であることは間違いない。筆者の予測に関する詳細については述べることは、別の機会に譲らなければならないが、筆者にとって、上記のシミュレーションによってVTOL機の運航に要するインフラストラクチャを明らかにすることと、またVTOL機のアプリケーションを開発することは、当所仮想現実実験施設において進めたい重要な研究テーマである。

ヘリコプタを始めとする小型機の運航や管制に係る問題は、定期運航する大型機の問題に比べ、行政においても、また当所においても、往々にして後回しにされてきた感を免れない。現実には、ヘリコプタやVTOL機の運航管制に係る研究は、当所においても将来的な研究テーマの一つに過ぎない。

しかし筆者は、先進的な研究が個人の興味を離れて為された例を知らない。本文を読まれた方において、ヘリコプタの運航管制等に興味を持たれた場合、当所施設はその利用を制限するものではない

ので、是非に共同研究の提案等を戴きたい。

5. おわりに ——今後の航空管制について——

今後、航空交通システムが発展するためには、高度な通信システムの活用が重要であり、また他の交通システムとの協調が必要である。

一般的に、社会システムが発展するためには、受益者集団が拡大することが必要であり、そのためには以下の4点が重要である。

- (1) 既得権の保護は最小限とする。
- (2) 個人的な利用者経費を最小限とする。
- (3) 適正な保険制度を確立する。
- (4) 環境保護の問題を軽視しない。

建築家であり思想家であるポール・ヴィリリオによれば、近代社会において、国家の本質は、人々の住む家々から、家と家・都市と都市を結ぶ街路に移った。人々の生活は、物資の蓄積を目的とするものから、情報の処理を目的とするものへ変わったのであり、生活における様々な輸送・通信手段を提供する社会システムは、処理される資材・物資を生産する社会システムよりも重要なものとなっている。尤も、運ぶべき物・情報が存在しない状況においては物流手段も通信手段もその意味を失うのであるが、実に、人間の生活は如何なる時代や場所においても『消費』生活であった訳であり、手に入れるために（肯定的に）運ぶべき物・情報が存在しない状況においても、自らを遠ざけるために（否定的に）運ぶべき物・情報は必ず存在する。

今日、コンピュータの高性能化とネットワーク環境の整備により急激に高度化された地球的規模の情報通信システムを擁する社会は、現状を遥かに越える高度なレベルの生産システムや物流システムの成立する可能性を示している。これは、「道路網や鉄道網の発達による物流システムの高度化が生産システムの高度化を加速した」歴史的な事実に対応し、またこのことは「高度な物流システムを活用する生産システムを実現し得なかった社会が衰退した」様に、「高度な情報システムに対応し得ない物流システムしか持ち得ない社会の衰退」を予言している。

今日、今後の我が国社会の発展が高度な情報システムの確立に依存することは多くの認める処であるが、高度な情報システムは前提的な必要条件、即ちインフラストラクチャに過ぎない。インフラストラクチャはその整備に莫大な経費を要するが、その整備はアプリケーションの開発・維持に要する経費を低減させるために行う訳であり、社会の発展には、アプリケーションとしての、高度な情報システムを活用する物流システムと生産システムの実現が併せて必要である。

生産システムの高度化は基本的には私企業の問題であるからさておくとしても、高度情報システムと物流システムに係るインフラストラクチャの整備は国家的な、今後の世界においては更に国際的な問題である。莫大な経費と時間を要するインフラストラクチャの整備において、例えば私は、長期的な展望が示されない我が国の現状に危惧を抱かざるを得ない。尤も、展望は我々が示さなければならぬものであるのかも知れないが。

航空交通システムは高度な情報システムに支えられる世界的な規模の物流システムであり、現代社会の発展に必要欠くべからざるものとなっている。我が国が経済大国であるならば、我が国は、必然的に諸外国との相互発展をリードする責任を負っており、これに要する航空交通システムを世界的に受け入れられるものとして構築して行かなければならない筈である。

航空管制シミュレーションは航空交通システム構築の前提として必要不可欠な作業であり、仮想現実生成技術のシミュレーションへの適用はその精度向上を実現する最も効率的な手法である。

今後、筆者は、本文において述べた当所施設において、将来の航空管制のあり方を示す努力を行いたいと考えている。

以 上

6. 2 第8回（夏期定例）研究会

日 時：1994年7月22日（金）

場 所：霞ヶ浦駐屯地（陸上自衛隊航空学校）

内 容：

I 講演会

(1) NASAにおけるヘリコプタ研究について

東北大学 大林 茂氏

(2) 遷音速ロータ騒音の計算について

航空宇宙技術研究所 青山剛史氏

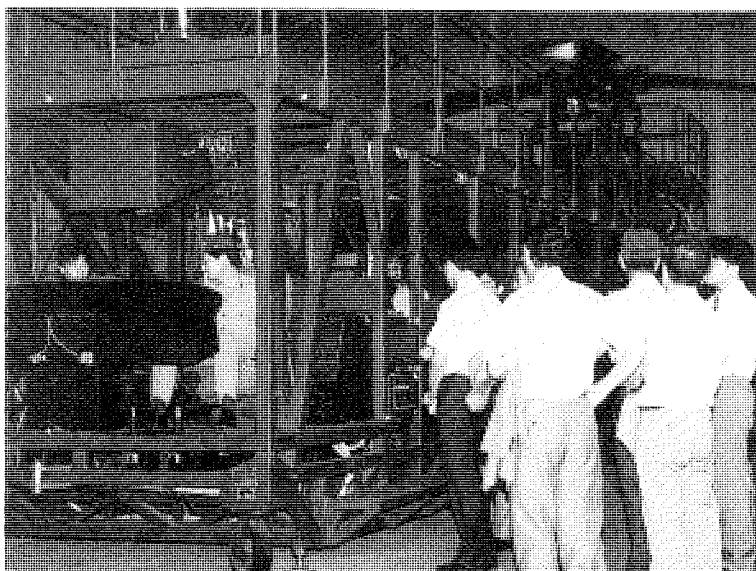
(3) 紙飛行機の製作と飛行について

陸上自衛隊 石川真吾氏

II 見学会

霞ヶ浦駐屯地（陸上自衛隊航空学校）

III 懇親会



見学会の様子

6.2.2. 遷音速ロータ騒音の計算について

On Calculation of Transonic Rotor Noise

航空宇宙技術研究所 青山 剛史

1. はじめに

ヘリコプタは垂直離着陸し、かつ空中に静止することができる等、固定翼機にない特徴をもった航空機であるため、人員・物資輸送のみならず、消防活動、捜索救難、救急医療、薬剤散布、報道取材等各種の分野で活用されてきている。しかし、定期的な交通手段としての利用は十分になされていないのが現状である。その原因としては、安全対策や騒音・振動対策が不十分であること、コストが高いことなどいくつか挙げられるが、昨今注目を集めている環境適合性の観点から見たとき、騒音対策は特に重要であると考えられる。また、現在 I C A O (国際民間航空機関) では 3 [dB] の騒音基準強化案が検討されており、もしこの基準が適用されると、D G V や G. L Y N X など現在の高速ヘリコプタは基準から外れることになる。従って、従来設計の段階では二の次にされていた騒音対策が、設計段階から大きな問題としてクローズアップされてきている。ヘリコプタの騒音源としては、メイン・ロータが最も大きく、そこから発生する主な騒音として、高速衝撃騒音、ブレード—渦干渉騒音、広帯域騒音の3つが挙げられる。前者2つは衝撃騒音に分類され、ひとたびこれらが発生すると他のいかなる騒音にも卓越する。ここでは、この内高速衝撃騒音について、その特徴、解析法と計算結果およびそれを低減するための一案を解説する。

2. 高速衝撃騒音

高速衝撃騒音は、高速ヘリコプタの出現によって顕在化するようになってきたもので、ヘリコプタが高速前進飛行する際、前進側のブレード上に生ずる衝撃波に起因する。これは、ブレードの回転面内前方に指向性を持つ極めて耳障りな音であり、その音圧波形は鋭い負のピークを持つ。また、ブレード固定座標系から見たとき、ブレードの外側に現れる超音速領域と、ブレード上の超音速領域がつながる非局所化(Delocalization)の現象が起こると、ブレード上の衝撃波によって生じた強い擾乱が遠方まで達し、観測者の感じる騒音の波形は、左右対称のものから鋸の歯のような非対称な形に変わり、音圧の負のピーク値も急激にその絶対値が大きくなると言われている。この不連続な現象に関しては、現在理論的に以下のように説明されている。即ち、亜音速領域では支配方程式は楕円型であるが、超音速領域では波動の伝播を表す双曲型になるため、超音速領域がつながることによって、ブレード翼面上の強い擾乱が遠方まで伝播することになる。高速衝撃騒音の発生メカニズムの大まかな理解には文献[1]が詳しい。高速衝撃騒音の原因となる衝撃波は、従来の低速ヘリコプタでは問題とならなかった新たな騒音源^[2]であり、流体自体からの音である4極子音(quadrupole)に分類される。この音を解析するためには、ブレードを取り囲む流体の情報が必要なので、これを求めるのに最近発達のめざましい数値計算の手法(C F D)が用いられるようになってきている。

3. 解析法と計算結果

高速衝撃騒音の解析法としては主に(a) Ffowcs Williams and Hawkins (FW-H) の波動方程式を用いる方法^[3]、(b) Kirchhoff の波動方程式を用いる方法^{[4] [5]}、(c) C F Dを用いる方法^{[6] [7]}の3つが挙げられる。(a) では、空間の2階微分である4極子の項を精度よく見積ることが困難なことから、特に非局所化の現象が起こる条件では、今のところ高速衝撃騒音の予測には成功していない。そこで筆者らは、(b) と (c) の方法を用いて解析を進めてきた。以下にこれらの解析法を簡単に解説するとともに、計算結果について述べる。

(b) では、圧力変動が起きている物体（音源）の周りの流れ場をCFDで計算する。その計算領域の内側に非線形現象を包み込む閉曲面（Kirchhoff Surface）を定義し、その上の圧力及び圧力勾配を数値計算の結果から求める。それを音源と考え、閉曲面外の流体は均一であるという仮定のもとで Kirchhoff の波動方程式を解いている。移動する個体面の影響を含む Kirchhoff の波動方程式を最初に導いたのは Morgans^[8] であり、その後 Morino^[9] によってグリーン関数を用いた方法が導入され、Farassat と Myers^[10] が Generalized function theory を用いて、滑らかな変形を伴う任意運動する個体面も扱える Kirchhoff の波動方程式を導き直した。(b) の手法では、Kirchhoff Surface の設定に任意性があること、及び結果的に得られる音圧がCFDによる流れ場の計算精度に敏感であることという欠点があるが、遠距離場騒音の解析は容易である。図1は、この方法を用いて計算した音圧波形を、実験値^[11] および他の解析法での結果と比較したものである。図より、この方法が他の方法より実験値をよく予測することが示された。

(c) は、観測点での音圧を直接CFDを用いて計算する手法である。音波は微弱な波であるため、通常の流体計算に用いられるスキームではそれを精度よくとらえることは困難であると考えらるが、ここでは対象としている高速衝撃騒音が比較的大きな音圧変動を伴う現象であるため、従来のCFDをそのまま適用できるであろうという考え方が基礎となっている。この手法では、時間及び空間上の解像度がそのまま課題となるが、近距離場騒音を精度良く解析できる利点がある。将来的には、計算機の計算速度や計算技術の向上によって有望な計算方法となろう。従来空力音は、流れによって引き起こされ、音速で圧縮性流体中を伝播する微弱な波として扱われてきた。古典的な波動方程式もこの考え方に基づいて導かれており、また特別の場合を除いて空力音が流れに及ぼす影響が小さいことから、空力音の発生源である流れの影響は、波動方程式の音源項（右辺）に現れる強制力として理解されてきた。このように空力音と流れを原因と結果として見る見方は Lighthill の音響アナロジーによって発展し、FW-Hの波動方程式に受け継がれている。しかし直接CFDで音場を解析する場合には、当然空力音と流れの相互干渉が許され、音源項を他の方法で求めることなしに、音圧は解の一部として求まる。この点が(c)の方法と従来の方法との大きな相違点である。遷音速流れでは、空力音と流れを因果関係で見ると見方にそぐわない現象も起こる^[12] ので、特にこのような現象の解析にはCFDを用いる方法が力を発揮するであろう。

図2は、オイラー・コードを用いて無揚力ホバリング状態（翼端マッハ数 0.9）の直接解析を行って得られた音圧波形と実験値^[4] との比較である。図より、ロータ半径の約1.1倍（Sonic Cylinder: ブレードから見た亜音速領域と超音速領域の境界）では極めてよく音圧波形の実験値を予測することが示された。そして、ロータ半径の約2倍までは実験値とのよい一致が見られたが、約3倍では一致は悪くなる。これらの結果は格子点数を増やしてもあまり改善されなかったもので、遠距離場でも使えるためには、計算スキームの改良が必要であると考えられる。従って、今のところ(c)の方法が使えるのは極めて近距離場に限られるが、(b)の方法で通常 Kirchhoff Surface は Sonic Cylinder の周辺に設定されるので、ここで実験値を極めてよく予測する(c)の結果を、(b)の音源として使用すれば、遠距離場で極めてよい結果が得られることが期待できる。現に以前筆者らが行った計算結果（図1）もこれを実証している。

4. 高速衝撃騒音を低減するための一案

高速衝撃騒音を低減する方法の一つとして、ブレード翼端の平面形を工夫することが考えられているが、現在までのところ、実験においても計算においても数種の平面形が調べられるにとどまっている。そこで著者らは、まず翼端に後退角やテーパなど単純な形状変更を施した場合、高速衝撃騒音にいかなる影響が生ずるかを調べるためパラメトリック・スタディを行った。その結果から、図3のような形状が、比較的簡単かつ少ない変更量にもかかわらずブレード上に生ずる衝撃波を弱め、ひいては高速衝撃騒音を低減することがわかった。図中の R はブレード半径、C はブレードのコード長を表

す。この形状が考案されるに到った細かい経緯については紙面の関係で省略するが、この新形状は以下のような特徴を持っている。

1) 矩形ブレードで強い衝撃波の生ずるスパン方向の位置に前縁突起を持つ

2) ブレードの先端付近に大きな前縁後退角を持つ

3) 前縁突起によって生ずる振りモーメントを打ち消すため、後縁に小さな後退角を持つ

ただし、ブレードのアスペクト比や作動条件によって、突起や後退角を付ける位置及び大きさの最適値は異なるので、図3ではその一例を示した。図4は、矩形ブレードと新形状のブレードから生ずる高速衝撃騒音の音圧波形を比較したものである。図中の M_T はブレードの翼端マッハ数、 r は観測者とブレードの回転中心との距離である。ここでは現象の理解を容易にするため、揚力も前進速度もない状態での計算を行った。また、ブレードのアスペクト比は13.71、ブレードの断面形は NACA0012 である。図から、新形状が矩形に比べて音圧の負のピーク値をかなり低減していることが示された。また図5からもわかる通り、ここで提案した新形状は、矩形に比べてブレード上に生ずる衝撃波を弱め、結果的に矩形において生じている非局所化現象の発生を抑えているので、高速衝撃騒音の低減に極めて有効であると考えられる。

参考文献

- [1] Schmitz, F.H. et al.: Helicopter Impulsive Noise: Theoretical and Experimental Status, Journal of Sound and Vibration, Vol.109, No.3, 1986.
- [2] Farassat, F.: Can Shock Waves on Helicopter Rotors Generate Noise? A Study of the Quadrupole Source, 46th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1990.
- [3] Schmitz, F.H. et al.: Transonic Rotor Noise - Theoretical and Experimental Comparisons, Vertica, Vol.5, No.2, 1981.
- [4] Purcell, T.W.: CFD and Transonic Helicopter Sound, 14th European Rotorcraft Forum, 1988.
- [5] 神尾純一、他: 遷音速ロータ騒音の計算、第6回数値流体力学シンポジウム、1992.
- [6] Bader, J.D.: Euler Solutions to Nonlinear Acoustics of Non-lifting Hovering Rotor Blades, 16th European Rotorcraft Forum, 1990.
- [7] 青山剛史、他: 遷音速ロータ騒音のCFDによる直接解析、第12回航空機計算空気力学シンポジウム、1994.
- [8] Morgans, R.P.: The Kirchhoff Formula Extended to a Moving Surface, Philosophical Magazine, 1930.
- [9] Morino, L.: A General Theory of Unsteady Compressible Potential Aerodynamics, NASA CR-2464, 1974.
- [10] Farassat, F. et al.: Extension of Kirchhoff's Formula to Radiation from Moving Surfaces, Journal of Sound and Vibration, Vol.123, No.3, 1988.
- [11] Boxwell, D.A. et al.: Hovering Impulsive Noise: Some Measured and Calculated Results, Vertica, Vol.3, 1979.
- [12] Brentner, K.S.: Using Finite Volume Methods for Aeroacoustics, Computational Acoustics, 2nd IMACS Symposium on Computational Acoustics, 1989.

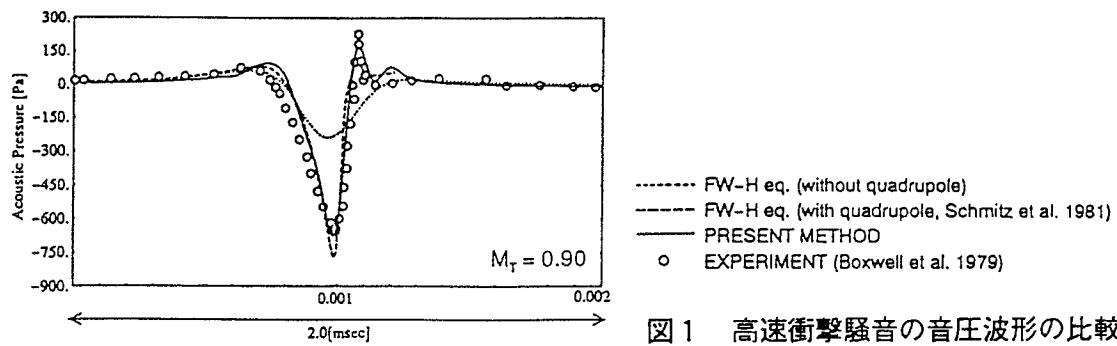


図1 高速衝撃騒音の音圧波形の比較

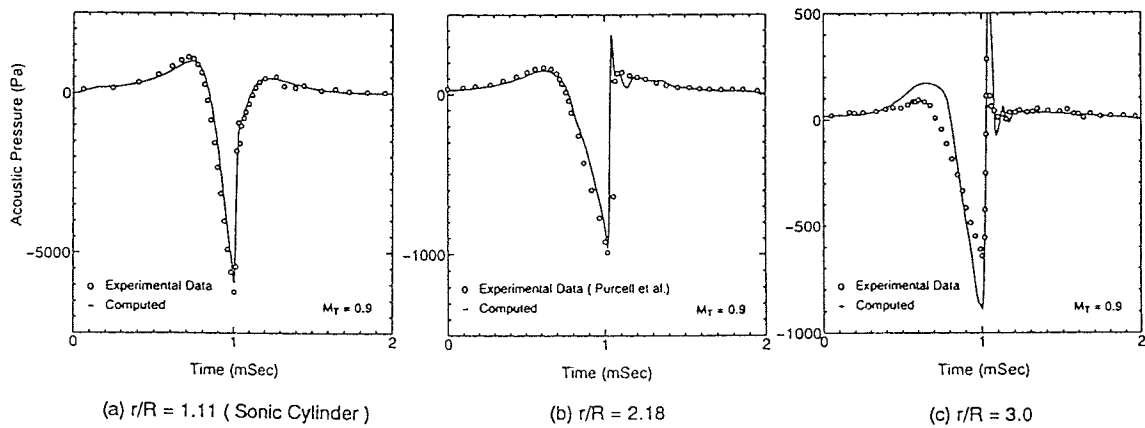


図2 CFDの直接計算による高速衝撃騒音の音圧波形

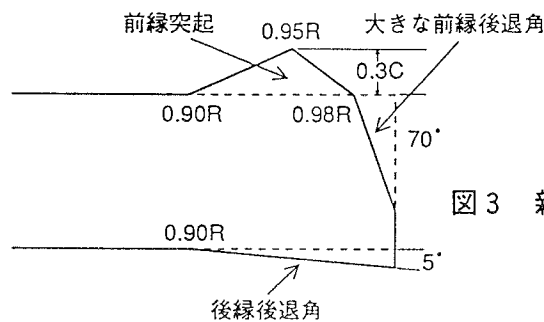


図3 新たに工夫されたブレード平面形

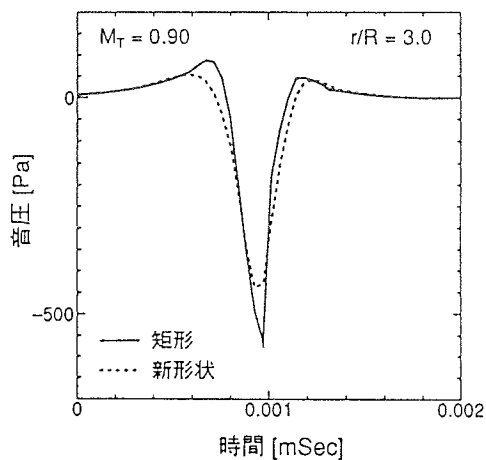


図4 平面形状が騒音波形に及ぼす影響

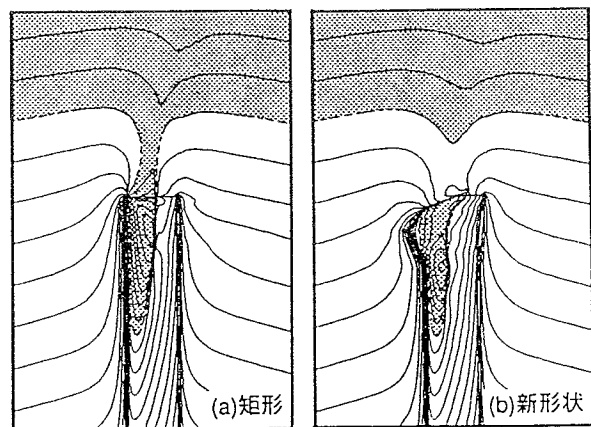


図5 ブレード翼端周辺の等マッハ数線図

6. 2. 3 模型（紙）飛行機の製作と飛行調整要領に関する一考察

陸上自衛隊 航空学校霞ヶ浦分校教育課 石 川 真 吾

Abstract

Recently, the paper airplane are booming gradually recreation. Also, the study of structures and aerodynamic characteristics are reviewed for the paper airplane. This paper suggest the know-how about the skills of making and adjustment of the flight in consideration of high performance, when the theory tied up with skill. Let us try to make and fly.

1 はじめに

大空を悠々と飛ぶ紙飛行機。子供の頃、新聞広告を折って友達と競争したりした思い出をお持ちの方も少なくないと思います。しかし、この紙飛行機も、ただ自然に任せて飛んでいる訳ではありません。空気力学、飛行原理等の理論に裏付けされて大空を悠々と飛んでいるのです。私も、この優雅に飛ぶ紙飛行機の姿を見て、紙飛行機作りを始めましたが作れば作る程、難しさを感じています。紙飛行機を作り始めて3年、約600機を製作し、第1回全日本紙飛行機選手権つくば予選大会で優勝、大阪決勝大会で9位等の戦歴を収める事が出来ました。

2 「職人さんの腕」

紙飛行機の理論は、当技術協会の東先生、加藤先生が「模型飛行機と風の科学」及び航空宇宙学会誌の「模型滑空機の最長時間滑空について」等に発表されており、私も読ませて戴きました。これらの文献を理解し紙飛行機の製作と飛行に応用すれば誰にも負けない良く飛ぶ紙飛行機が出来る訳ですが、現実はと言うと、そんなに甘くはありません。紙飛行機をゴムカタパルトで発進させる時には40 m/s位の速度になり、水平飛行時には5 m/s位になります。発進時の速度に耐えるには機体の強度を頑丈にし、水平飛行時には滑空性能を良好にするため重量は極力軽くする必要があります。このお互いに矛盾する事項を満足させた時、性能の良い紙飛行機が出来上がる訳です。機体は頑丈であり重量は軽い事、実用機でも要求される性能が紙飛行機でも要求されます。ここで「職人さんの腕」と「経験の技」が発揮されます。私の場合、職業である航空機整備の約25年の経験を生かして約600機に及ぶ紙飛行機を製作しました。この間に幾多のノウハウを体得出来ました。その内容は4項にまとめてあります。項目中には理論的におかしいと思われる内容もあると思いますが、実際、私の紙飛行機は良く飛んでいます。

3 「経験の技」

次に飛行になりますが、御存じのように紙飛行機は、実機と違って水平尾翼で相当の揚力を受け持っており、その結果、重心位置が主翼前縁から約80%位の位置にあります。また、高度を獲得するための上昇方法には旋回上昇と垂直上昇の二通りがあります。機体も上昇方法に合わせて製作します。例えば旋回上昇機は二段上反角で後退角のない機体、垂直上昇機は一段上反角で後退角が

30～45度位の機体などとなっています。ここで「経験の技」が発揮されます。オリジナルの機体を設計する時、まず理論にかなう機体を設計します。そして自分流「経験の技」を加味してアレンジしていきます。設計が完了したら「職人さんの腕」で機体の製作を行い、幾度と飛行調整を繰り返して改良を加えて完成します。飛行調整は、その日の気温、風速等によって大きく左右されます。また、個々の機体の持っている「癖」が違うため、これが一番良い方法だとは、決められません。発進時には「限りなく高い高度の獲得」と水平飛行時には「安定した定常滑空速度での飛行」が必要不可欠です。とにかく数多くを経験して「自分で作る機体」と「自分流飛行調整術」をマッチングさせて納得の行く上昇性能と滑空性能を追求して下さい。

4 本当は教えたくない「職人さんの腕」「経験の技」

(1) 紙飛行機製作上の秘密

ア 軽くて頑丈な機体を作る

- ・ジュラ板又は、ステン板で治具を作る（機体及び主翼をはさんで圧着する）
（横着者は百科辞典にでも、はさんでおけ。）
- ・紙屋を隈無く回ること（性能は紙で決まる。苦しい時の紙頼み）
- ・アイロンの使用（熟練を要す）
- ・瞬間接着剤の使用（強度、ねじり剛性の向上）
- ・液体接着剤の使用（プラモ用接着剤を紙に染み込ませろ。防水、強度が飛躍的に向上）

イ Cd（抗力）の小さい機体を作る

- ・ペーパーがけ（角を完全に削る事。人間も紙飛行機も丸みが大事）
- ・表面のコーティング（ラッカー・ウレタンスプレー等で、着色も兼ねてします。
薄めを使用し重量の増加は最少限にすること）
- ・ワックス掛け（車に掛けたことがない人も紙飛行機には掛けよう。）

ウ 重心位置を完璧に合わせる

- ・許容範囲は±1mm（不必要な舵の調整をしなくて済むので抵抗が増加しない）

(2) 紙飛行機飛行調整の秘密

ア 機体の癖を無くす事（胴体・主翼のねじれ、尾翼の角度等は基本に忠実に）

イ 尾翼の調整は（翼の付け根と先端を使い分けよう。特に水平尾翼）

- ・付け根は発進時から影響。先端は水平飛行移行後に影響する。）

ウ 自分の発進要領を確立

- ・旋回上昇と垂直上昇の使い分け（機体に合わせる）
- ・数多く飛ばして「自分流飛行調整術」を体得する（試行錯誤の繰り返し）

5 おわりに

紙飛行機の製作と飛行調整について個人的な一考察を書きました。紙飛行機は、誰にも簡単に入門出来ますが、頂点に立つとか、芸を極めようとした時、人並の努力だけでは達成し得ないでしょう。私の場合、趣味と職業（航空機整備教官）が偶然にも直結しており、生活の一部になっています。技術協会の皆さんも、時には頭を休めるため、健康のためにも青空の下、紙飛行機に挑戦してみして下さい。

6. 3 第9回（冬期定例）研究会

日 時：1995年2月24日（金）

場 所：航空宇宙技術研究所

内 容：

I 講演会

(1) 防災ヘリコプタ KV-107について

岐阜エンジニアリング 義若 基氏

(2) 遷音速翼型のバフエッティング試験について

航空宇宙技術研究所 三輪 等氏

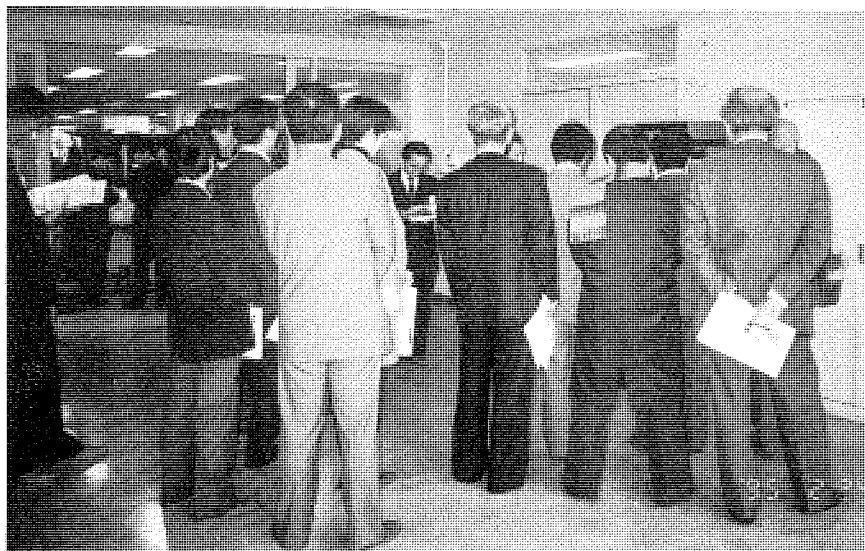
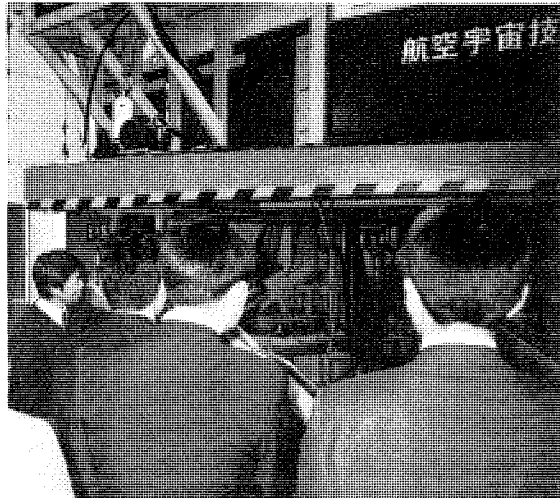
(3) 航技研のフライトシミュレータとその将来計画

航空宇宙技術研究所 渡辺 顕氏

II 見学会

航空宇宙技術研究所

III 懇親会



見学会の様子

6. 3. 1 防災ヘリコプタ KV107IIA について

義 若 基

Disaster Relief Helicopter, KV107IIA

Motoi Yoshiwaka

Helicopters are the type of aircraft best suited for disaster relief activities in the early stages of a major disaster.

In this paper, disaster relief helicopter KV107IIA, developed by Kawasaki and operated in Saudi Arabia, are described.

1. まえがき

ヘリコプタは大災害時の初期防災・救助活動に最も相応しい航空機である。

災害発生時には、①情報収集活動 ②指揮統制 ③消火活動 ④救難活動 ⑤救急医療活動 ⑥防災機材、救援物資並びに防災要員の輸送とその展開 ⑦被災者の避難輸送 等非常に多くの緊急防災活動が必要である。

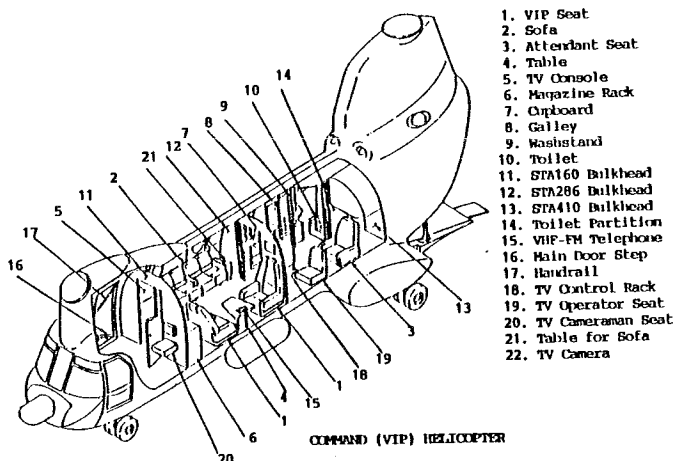
ヘリコプタは①不整地の狭い仮設ヘリポートでも安全に垂直離着陸できることと、②その優れたホバリング性能とによって、陸上交通が破壊された時、防災活動に抜群の力を発揮する。本文では20年前に川崎重工が開発してサウジアラビアの内務省防災ヘリコプタ団に納入したKV107IIA防災ヘリコプタについて述べる。

2. 防災ヘリコプタ KV107IIA 及び 防災システム

2.1 指揮統制ヘリコプタ (COMMAND HELICOPTER)

本機は災害現場上空でその状況を調査し、また防災活動を指揮統制するために開発

された指揮統制ヘリコプタである。司令席には卓上電話型のVHF-FM無線機、TVカメラ、モニタテレビも装備されている。空中からの視察では火災以外の被害状況が十分に把握出来ないのでは、ヘリコプタから携帯無線機を持った防災要員をラベリング降下、地上に展開させて、情報の収集、ヘリコプタの誘導あるいは防災活動を支援させる。今後はGPS、夜間視



認システム (FLIR, NVG) 等の装備が要求されるであろう。

2.2 消防ヘリコプタ (FIRE FIGHTING HELICOPTER)

①水バケツ消火システム、②泡消火システム、③粉消火システム、④コディネート消火システムの4種類の消火システムが開発された。

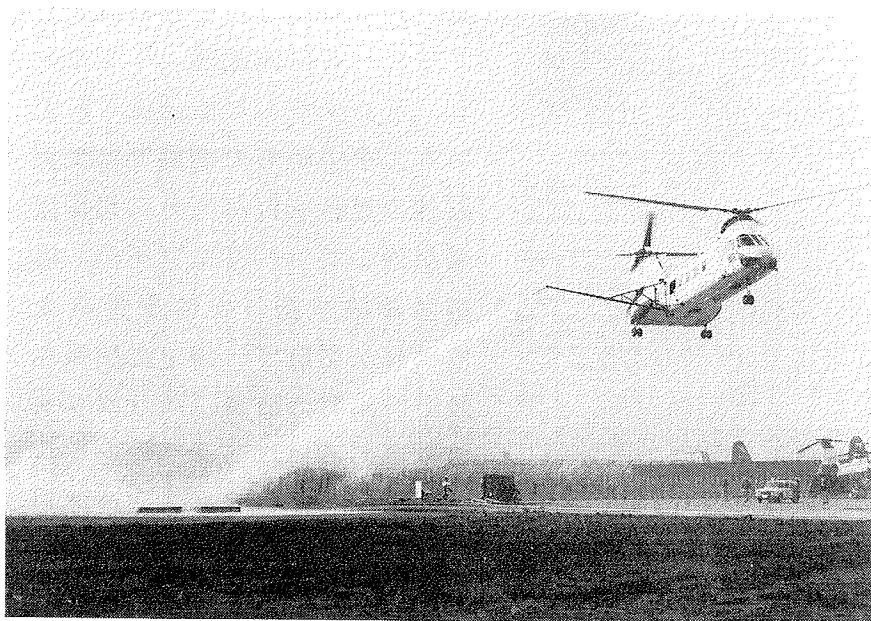
①水バケツ消火システム (WATER BUCKET FIRE FIGHTING SYSTEM)



高さ、直径共に約1.7 mの円筒ステンレス製の水タンク（容量2400ℓ）で約2.4 トンの水が入る。タンクの底には数個のバルブがあり、水中にタンクが沈むとバルブが開き、水がタンク内に充満する。機内からのマニュアル操作によって底中央のバルブが開き火災上空で放水する。この大型バケツをヘリコプタに吊下げて、海又プールから水を汲上げる。地上支援なしで消火活動が可能で消火効果も高く使用頻度が最も多い。サウジには要所要所に大きな水槽が設置されている。

②泡消火システム (CHEMICAL FOAM FIRE FIGHTING SYSTEM)

機体の右舷に装着された9.5 mの消火液放出ブームの先端から火災に向けて泡消火液を吹付けて消火するシステムである。機体の中には約2トンの泡消火液タンクと



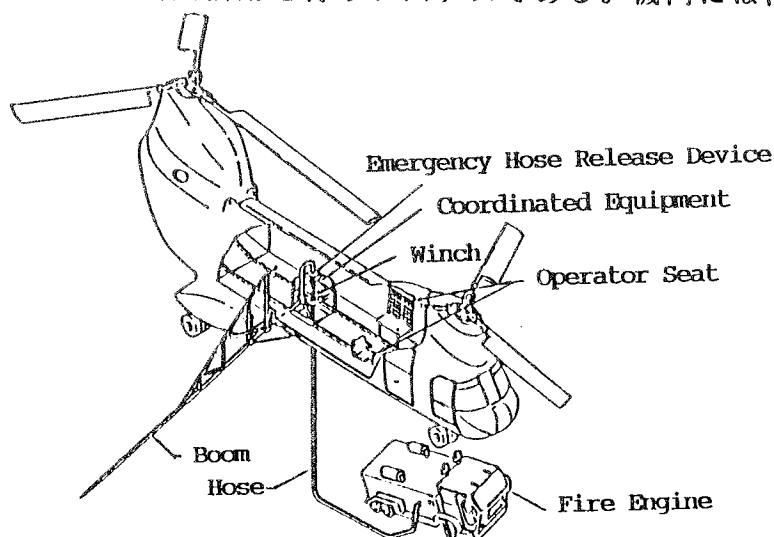
消火液を加圧するポンプが装備されている。放出ブームは消火に取りかかる前に機軸と70度の角度で斜め前方に開く。これは放出された消火液がロータの吹下ろしを受けない様にし、かつパイロットが直接火元を狙って機体を近付けることを図ったものである。本消火液は一般火災や油火災に有効である。

③粉末消火システム (CHEMICAL POWDER FIRE FIGHTING SYSTEM)

粉末消火剤は油火災や電気火災に適するが、本消火剤はヘリコプタの吹き下ろしの中では霧散して消火効果が無い。そこで消火キットを台に乗せ火災現場近くの空き地までフックに吊して運び、ホバリングするヘリコプタから消防士と共に地上に下し、ヘリコプタが飛び去ってから消火活動を行う。

④コーディネート消火システム (COORDINATED FIRE FIGHTING SYSTEM)

消防ポンプ車のホースをヘリコプタの放出ブームに連結しポンプ車の助力を得て高層ビルの消火活動を行うシステムである。機内には消防車のホースを巻上げて放出



ブームに接続するためのウインチと、緊急時にホース連結部を分離させるための非常切離し機構がある。

地上ポンプ車の水圧が 15 kg/cm^2 の時、実用高度 80 m であった。

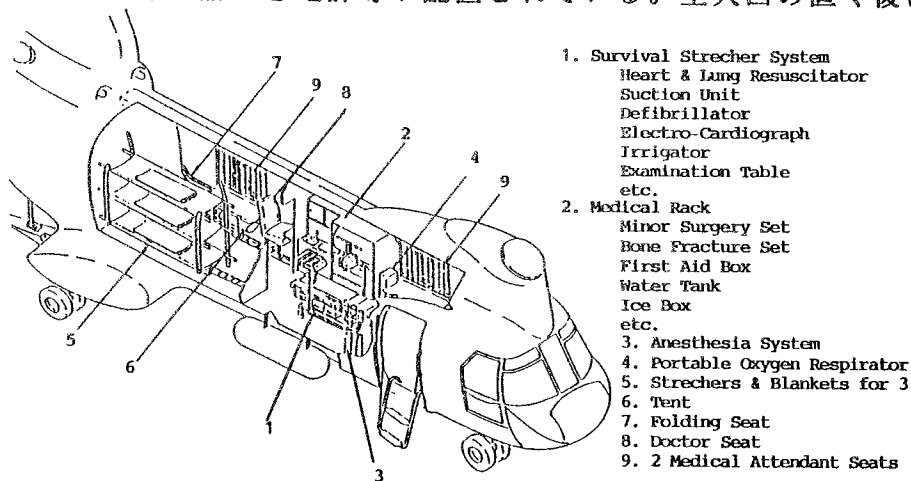
COORDINATED FIRE FIGHTING SYSTEM

2.3 救難ヘリコプタ (RESCUE HELICOPTER)

主入口扉の機外上部に救難用電動ホイスト、機内には担架、 100 l の水タンク、手洗台、ファースト・エイド・キット等が装備される。本ヘリコプタには水バケツ消火システムが装着可能で必要時には消火活動に参加する。

2.4 EMSヘリコプタ (EMERGENCY MEDICAL SERVICE HELICOPTER)

EMSヘリコプタは前後2室に分かれ、前室は救急患者の治療室で、救急ベッド、除細動器、心肺蘇生器、心電計等が配置されている。主入口の直ぐ後には酸素及び



1. Survival Stretcher System
Heart & Lung Resuscitator
Suction Unit
Defibrillator
Electro-Cardiograph
Irrigator
Examination Table
etc.
2. Medical Rack
Minor Surgery Set
Bone Fracture Set
First Aid Box
Water Tank
Ice Box
etc.
3. Anesthesia System
4. Portable Oxygen Respirator
5. Stretchers & Blankets for 3
6. Tent
7. Folding Seat
8. Doctor Seat
9. 2 Medical Attendant Seats

EMERGENCY MEDICAL SERVICE (EMS) HELICOPTER

笑気ガスポンペを備えた麻酔装置、左側にはポータブル蘇生器、100ℓ入りの水タンク、手術台および医療ラックがある。天井には医療用无影灯が装着されている。後室は医療関係者の部屋で医師用の椅子とテーブル、看護婦用椅子、担架組立式テント等が積込まれた本格的な救急医療用のヘリコプタである。

3・まとめ

以上KV107IIA防災ヘリコプタの概要について述べた。本ヘリコプタは現在も防災ヘリコプタとしてサウジアラビアで活躍している。

1995年1月17日に発生した阪神大震災では、多くの防災ヘリコプタ並びに自衛隊のヘリコプタが近県のヘリポートに集結し、災害地では西宮の陸上競技場を中核ベースとして、要員、防災機材及び食料、医薬品等生活必需品の輸送には大活躍をした。

しかし初期段階で救急医療活動にヘリコプタは殆ど運用されず、また消火には全く運用されなかった。寧ろヘリによる空中消火は不可能との声が巷に溢れている。

1982年 サウジアラビアのダンマン工業地区で大規模な倉庫火災が発生した時KV107IIA防災ヘリコプタが連続10時間、海水を水バケツで144杯(約300トン)放水し鎮火に成功した事実がある。

陸上自衛隊、航空自衛隊のCH47ヘリコプタはKV107の4倍、即ち一度に9トンの吊下げ能力を持つ。日本は海に囲まれ多くの都市はその海岸線沿いに存在する。バケツに海水を汲んでかけるヘリの空中消火は可能で、これを計画的に研究し実践することが今後の防災対策に非常に重要である。

救急医療活動についても同じで現在各県で防災ヘリコプタの整備が着々と進んでいるが、特別な県の離島対策を除き救急医療活動にヘリコプタが従事することは未だ非常に少ない。

地上で救急車の出動回数は消防車のその70～80倍にも達している。

各都道府県の救急担当部門は山村僻地及び離島の救急医療向上の為にヘリコプタの利用をもっと計画をたてて訓練し実施することが大切である。

日頃の実践が災害時に大きく機能し人命救助に多大の貢献をするのである。

人命救助の様なヘリコプタ運用に県民はもろ手を上げて賛成し経費も喜んで負担するものと思う。毎年、年度末になると運航経費が無くてヘリコプタの運航を制限する様な噂を聞くがこれは本末転倒ではなかろうか。

自分の守備範囲に捕われず、広い目でヘリコプタの防災活用を研究すべきで。

6. 3. 2. 遷音速翼型のバフェット風洞試験¹⁾

航空宇宙技術研究所 空力性能部 三輪 等

1. まえがき

最近開発された遷音速翼型は、設計点（設計マッハ数や設計揚力係数）において良好な空力特性を示すが、設計点よりもわずかなマッハ数や迎角の増加によってバフェット領域に入ることが知られている²⁾。これは前縁半径を大きくし、かつ翼上面を比較的平坦にして超音速流れを出来るだけ翼面上の広範囲に実現し、一方翼後縁部では造波抵抗を抑えるため等エントロピー的に流れを減速するように翼後縁部で翼のキャンバは比較的大きい曲率をもつように翼型を設計するからである。すなわち僅かなマッハ数や迎角の増加によって後縁剥離を起こしこれと衝撃波足元の剥離泡が同時に進行し剥離に至る剥離パターンが出来易い翼型であると言える³⁾。

一旦衝撃波による剥離が開始すると、衝撃波は前後に激しく振動し始め、周期的な剥離渦が下流に放出され、空力的な非定常現象が発生する。これを遷音速バフェットと云う。このような状態になると剥離した渦が翼の補助翼を励振するバズを起こしたり、さらに下流にある胴体や尾翼を強制振動させ（一般に剥離による構造物の励起状態をバフェッティングと云う⁴⁾）、これらの構造物の疲労や破壊につながる有害な状態を生じさせる。またこのような状況になると飛行は困難でそのために航空機はバフェットが起こらない飛行限界（バフェット限界）の範囲内で飛行しなければならない。

このように遷音速翼型の設計点以外の特性としてのバフェット開始特性、すなわち衝撃波剥離の開始からバフェットに至るプロセスを解明することや、バフェット時の振動する衝撃波の挙動や剥離した渦の強さの時間あるいは空間スケールを測定し非定常空気を求めることが重要である。

2. 実験方法

バフェット試験は、航空宇宙技術研究所高レイノルズ二次元風洞⁵⁾を使用して行った。この風洞は翼型試験専用の吹き出し式風洞で、高圧空気を使用して実機相当の高レイノルズ数で試験が出来る。

Fig.1に試験状況を、Fig.2に今回用いた超

臨界翼型GK75-06-12（Garabedian-Korn

翼、以後GK翼と記す）を示す。

測定項目は次の3項目について行った。

- (1) 翼面上の変動圧力測定。
- (2) 高速度カメラおよび高速VTRによる、振動衝撃波および剥離分離流線のシャドウグラフ画像の撮影。
- (3) 翼面上のオイルフローパターン観察。

翼面上の変動圧力は、従来の静圧分布測定用の模型の圧力コネクタ部分（圧力測定孔より圧力導管を介して約20cmの位置）に超小型圧力センサ（Kulite XCQ-062）を取り付け測定を行った。この測定方法で約200Hzまでの変動圧力が測定できる。

高速度カメラによる撮影は、は発光時間が3 μ secのストロボ光源を用い瞬間画像を毎秒400コマでフィルムに記録し、高速VTRは1秒間に2000コマの速度で連続記録を行った。試験レイノルズ数および試験マッハ数の範囲は、それぞれ6 $\sim$ 30 $\times$ 10⁶および0.6 $\sim$ 0.95である。

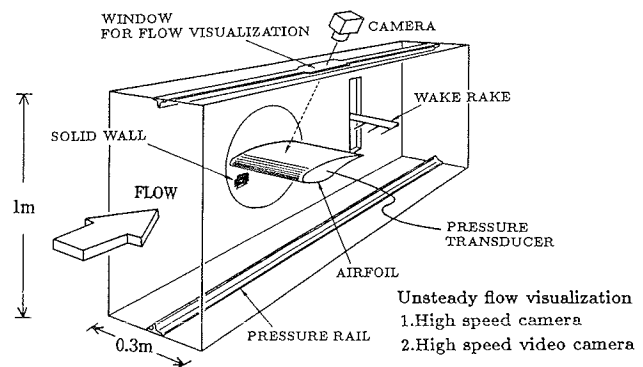


Fig.1 Schematic illustration of the test section for the buffet testing

設計マッハ数	0.75
設計揚力係数	0.63
最大厚み比	11.8%

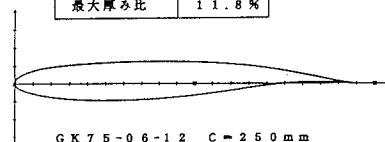


Fig.2 A supercritical airfoil model for the testing

3. 試験結果

【衝撃波位置】 Fig.3はGK翼の衝撃波位置の迎角による変化をそれぞれ示す。この図から次のことが言える。(イ) マッハ数0.7～0.75の範囲では、まず衝撃波位置は迎角と共に後退する。さらに迎角が増すと流れは衝撃波の足元から剥離し、衝撃波の振動が始まる。この状態になると衝撃波位置は全体的に上流に移動を開始する。(ロ) マッハ数0.8～0.85の範囲では衝撃波位置は後部キャンバの曲率の大きい位置付近に有り迎角と共にその位置から前進する。剥離による衝撃波の振動は僅かで、このマッハ範囲ではバフエットは緩和される。

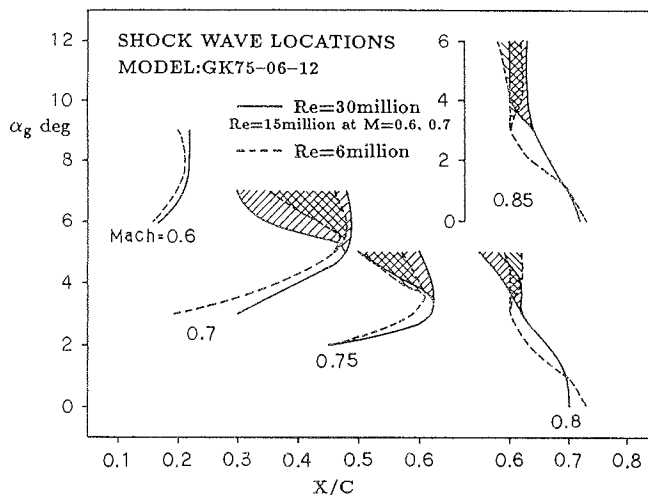


Fig.3 Shock wave locations on the GK airfoil

【振動衝撃波の挙動】 Fig.4(a)は、高速VTR記録画像から衝撃波位置を読みとりプロットしたもので衝撃波位置の時系列を示す。Fig.4(b)は衝撃波システムの高速VTRからとったシャドウグラフ画像を現す。それぞれの画像は、衝撃波位置が最も前進した位置、後退した位置およびその中間位置にある時の画像で、それぞれの画像番号は(a)図の中に記入した番号に相当する。斜めの衝撃波の振動振幅は、翼面上35%から52%の範囲の17%の振幅で激しく振動する。これに対し、垂直衝撃波は、49%～57%の範囲の8%の振動振幅である。また、図に示すように垂直衝撃波は斜めの衝撃波よりも1.2 msecの遅れがある。また、オイルフロー観察によれば、側壁の影響によって、一対の双子の剥離渦の存在が見られ、また、斜めの衝撃波は翼スパン方向の中央部にその位置を占め、一方垂直衝撃波は側壁に近い部分にあることが観察される。衝撃波は剥離によって斜めの振動衝撃波となって激しく振動し、この振動に励起されて側壁部の垂直衝撃波は1.2 msecの遅れて振動するものと思われる。斜めの衝撃波の後部に出来る後肢衝撃波は、垂直衝撃波に隠れて僅かに観察できる。

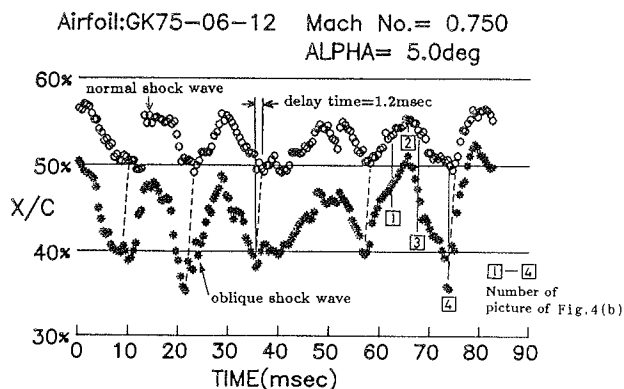


Fig.4(a) Time history of the oscillating shock wave system

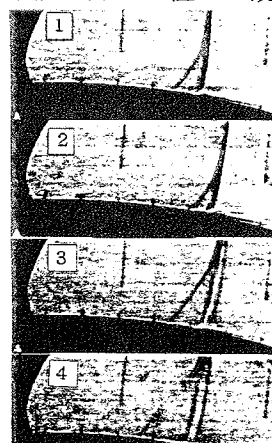


Fig.4(b)

A series of pictures of oscillating shock wave system

【変動圧力の大きさ】 Fig.5にマッハ数0.75、レイノルズ数30millionの場合の翼面上の変動圧力を示す。この図は迎角が3.0 deg. 以下の場合には、変動圧力の大きさは小さいことを示す。迎角が3.5 deg. になると、後縁剥離が始まり後縁部の値が大きくなる。その後、変動圧力の大きさは迎角と共に急速に大きくなり、翼弦の80%の位置で、ピーク値が見られ、その値は、約10%（動圧基準）になる。ちなみに剥離による翼後縁部の変動圧力の大きさはマッハ数が0.7の場合にさらに大きくなり、値は18%（ $\alpha_g=8.0\text{deg.}$ ）達する。 $x/c=0.6$ より前の位置で見られる変動圧力のピーク値は衝撃波位置の変動によるものである。

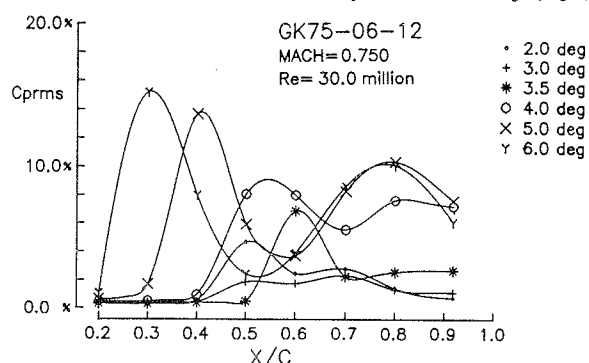


Fig.5 Pressure fluctuations on upper surface of GK75-06-12 airfoil at various α_g

【剥離渦のスペクトル】 Fig.6(a)に翼後縁（ $x/C=0.92$ ）における変動圧力の、また、Fig.6(b)には模型支持腕部の歪み出力のパワースペクトルをそれぞれ示す。これらの図から衝撃波剥離によって極めて単一の周波数を持った剥離渦が下流に放出され、この渦が模型を加振していることが分かる。

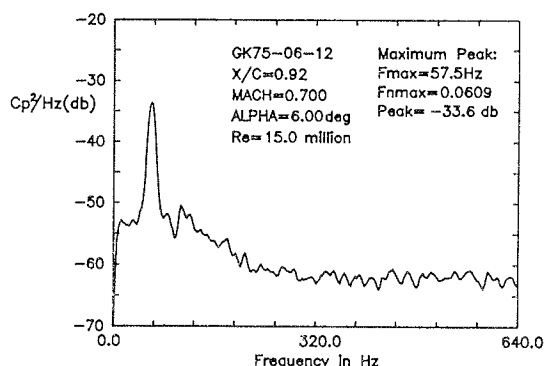


Fig.6(a) PSD function of the fluctuating pressure at $x/c=0.92$ (trailing edge)

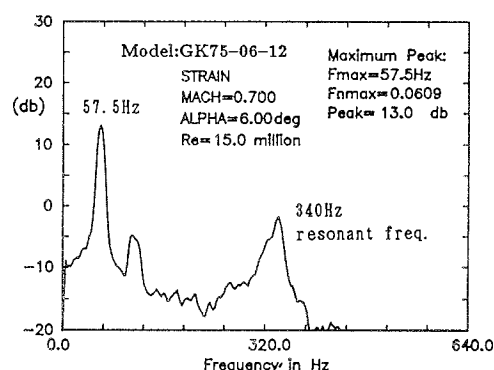


Fig.6(b) PSD function of the model vibration due to heavy buffeting

Fig.7は、マッハ数0.7と0.75の場合の変動圧力のスペクトルの卓越周波数を迎角の変化について表したものである。この図に記載した迎角範囲で卓越周波数が観測出来る。

この結果によるとマッハ数0.7の場合、迎角5.5 deg. から9.0 deg. の範囲で45 Hz から88 Hz、マッハ数0.8の場合には迎角範囲4.0 deg. から7.0 deg. の範囲で卓越周波数は60 Hz から82 Hzである。

この卓越周波数からストローハル数（ $n = fL/V$, f :卓越周波数、 L :翼弦長、 V :一様流速度）を計算すると、ほぼ $n = 0.05 \sim 0.1$ の範囲になる。これは、翼弦長の1.0倍から2.0倍のスケールの規則正しい剥離渦が後流に放出されていることを示す。

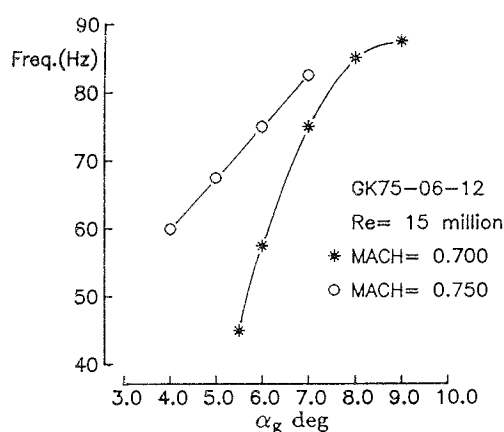


Fig.7 Dominant frequency changes with α_g at Mach number 0.700 and 0.750

【まとめ】 遷音速翼型としてGK翼を選び、衝撃波剥離によるバフエット試験を行った。その結果をまとめると

(1) 振動衝撃波衝の挙動や剥離の様子を観察し、高レイノルズ数における二次元測定部内の翼面上の剥離流れの様子を明らかにした。

(2) マッハ数0.7~0.75の範囲で規模の大きいバフエットが発生する。マッハ数0.7の場合にその規模は特に大きくなる。そのかわり、マッハ数0.8以上の高マッハ数および0.6以下の低マッハ数でバフエットは緩和される。

(3) 大規模なバフエット状態 (Heavy Buffut Condition) において、剥離した流れが剥離と再付着を繰り返すことによって、極めて規則正しい衝撃波の振動がおこり、単一のスペクトルを剥離渦が衝撃波後流に放出される。また、剥離渦による翼面上の変動圧力は極めて大きくなることが分かった。

【今後の課題】 Fig.8は、NACA0012翼の場合のバフエット時の、高速度カメラによる瞬間写真である。この図から翼後縁から衝撃波位置に向かって伝播する圧縮波が観測出来る。Fig.9は、この翼後縁から衝撃波位置までの圧縮波の伝達時間と剥離渦が後縁に達するまでの時間を加えたものがバフエットの振動周期を決めるものと仮定している⁶⁾。今後は、さらに高周波まで測定可能な超小型圧力センサを翼面上に埋め込み測定し、このフィードバック機構を実験的に解明することと、このような衝撃波による大規模剥離の流れをCFDで計算する試みが行われており⁷⁾、実験結果とCFDのとの対比をすることが今後の課題である。

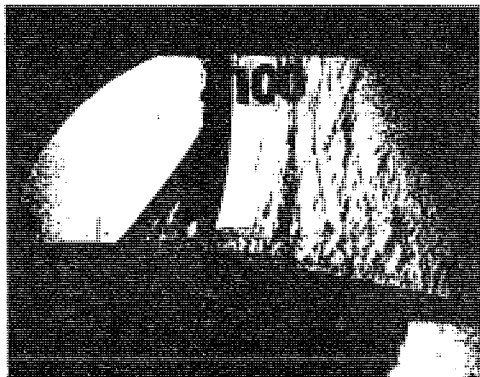
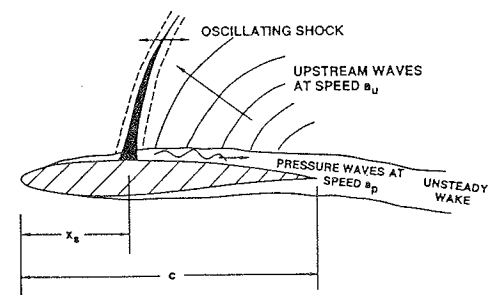


Fig.8 A schlieren photograph in the case of heavy buffet condition on the NACA0012 airfoil (Mach=0.75, $\alpha_g=6.0\text{deg}$, Re=15million)



$$T_p = \int_{x_s}^c \frac{1}{a_p} dx + \int_c^{x_s} \frac{1}{a_u} dx$$

Fig.9 Model of self-sustained shock oscillation

参考文献

- ¹⁾ 三輪等他 第25回-第29回飛行機シンポジウム、1987.12-1991.10
- ²⁾ Tijdeman, H. Investigations of the transonic flow around oscillating airfoils, NLR TR 77090U, 1978
- ³⁾ H. H. Peacey, A. B. Hains and J. Osbone, The interaction between local effects at shock and rear separation, AGARD CP No.35, September 1968
- ⁴⁾ D. G. Mebey, Beyond the buffet boundary, Aeronautical Journal, April 1973
- ⁵⁾ 航技研二次元遷音速風洞の構造と特性、NAL TR-674, 1980.11
- ⁶⁾ B. H. K. Lee, Transonic buffet on a supercritical aerofoil, Aeronautical Journal, May 1990
- ⁷⁾ Hirose, N. and Miwa, H. Computational and experimental research on buffet phenomena of transonic airfoils, IUTAM symposium TRANSSONICUM III, May 1988

6. 3. 3. 航技研のフライトシミュレータとその将来計画

航空宇宙技術研究所・制御部 渡辺 顯

1. まえがき

飛行シミュレータは航空機の運動を地上で模擬し、操縦訓練や飛行性研究評価に利用する。航空宇宙技術研究所においては、昭和36年に研究用飛行シミュレータを設置して以来、我が国の航空機の研究開発に多用してきた。特にSTOL実験機「飛鳥」の開発時には操縦席部、外部視界模擬装置などを一新し、さらにモーション模擬装置を加えて、大型輸送機の総合的な飛行性を評価できるシステムに更新した。

その後、平成2年にヘリコプターの安全性に関する緊急研究を実施した折りに、ヘリコプター用の簡易型飛行シミュレータを設置した。さらに平成6年に、航空安全関連の研究を強化するために、ヘリコプターの飛行性研究シミュレーション試験を本格的に行うことができる大型のハーフドーム型表示装置および高性能視界画像作成装置を導入した。

本報告では、飛行シミュレータシステムの概要をまず述べ、次に航空宇宙技術研究所の飛行シミュレータ設備の概要を示す。また、ヘリコプター関連の緊急研究時の概要を述べ、最後に航技研の飛行シミュレータの将来開発計画を簡単に述べる。

2. 飛行シミュレータの構成¹⁾

飛行シミュレータは地上で航空機の運動を模擬し、パイロットの操縦訓練のほか航空機の研究開発に利用される。台数的には操縦訓練用飛行シミュレータが多い。航技研のものは研究開発用である。主な利用課題を表1に示す。

飛行シミュレータシステムの構成としては図1に示すように、ハードウェアとソフトウェアのほかヒューマンパートの部分を加えて機能する。

ハードウェアとして、パイロットの座る操縦席部は目的の航空機のコックピットに併せて

構成するが、研究用はまだ実物が無い段階なので、基本構成を持たせ、容易に変更できる構成とする。外部視界はコンピュータグラフィックスを用い、最近では山肌、山林などにテクスチャーを利用してリアリティをあげている。さらに写真データも利用し、実景そっくりな画像が作成される。体に動きの体感を与えるためにモーション装置がある。多くのモーション装置は6本の油圧のアクチュエータを利用する。運動を模擬するのはデジタル計算機で実時間で演算される。

1. 基礎設計時の動特性全般の評価
2. 飛行性、操縦安定性の評価
3. 操縦システムの評価
4. 航法システムの評価
5. 計器、表示システムの評価
6. 緊急時、非常時の操縦性評価
7. 大気擾乱、突風時の飛行性評価
8. 改造、改修時の事前評価
9. 特殊形態飛行時の評価
10. 飛行訓練

表1 飛行シミュレータの利用目的

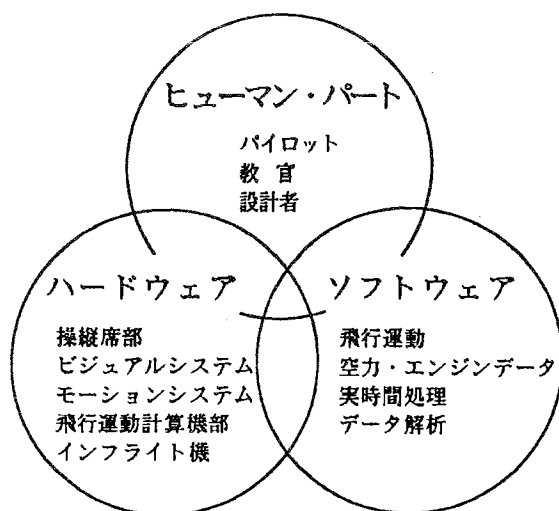


図1 飛行シミュレータの構成

ソフトウェアとしては目的の航空機の空力、エンジンデータを用いて運動方程式が演算される。パイロットとしては、実機経験が豊富で飛行シミュレータに慣れているパイロットが望まれる。

3. 航技研の飛行シミュレータ設備の概要

航技研には昭和36年に我が国で初めて設置されて以来、航空機の飛行性評価などを主体として利用されてきた。昭和54年よりSTOL実験機「飛鳥」の開発に対応して、新設備を導入した。

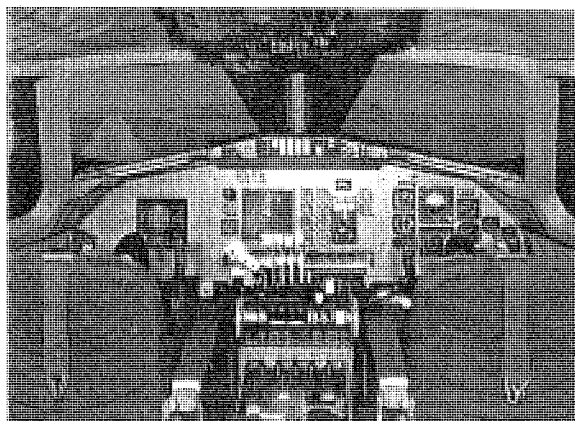


図3 操縦席内部

その全体システム構成を図2に示す。操縦席内部を図3に示す。またモーション装置の乗った操縦席部の外観を図4に示す。

さらに平成6年度には、視界発生装置を最新の機能性能のものに換装した。この折りに新しくハーフドーム型の視界表示装置（図5 a、b）を導入した。表2に航技研飛行シミュレータの主要装置の性能を示す²⁾。

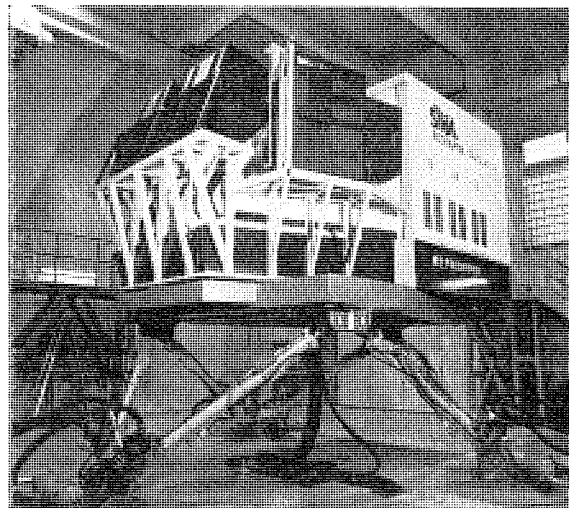


図4 モーション装置と操縦席外観

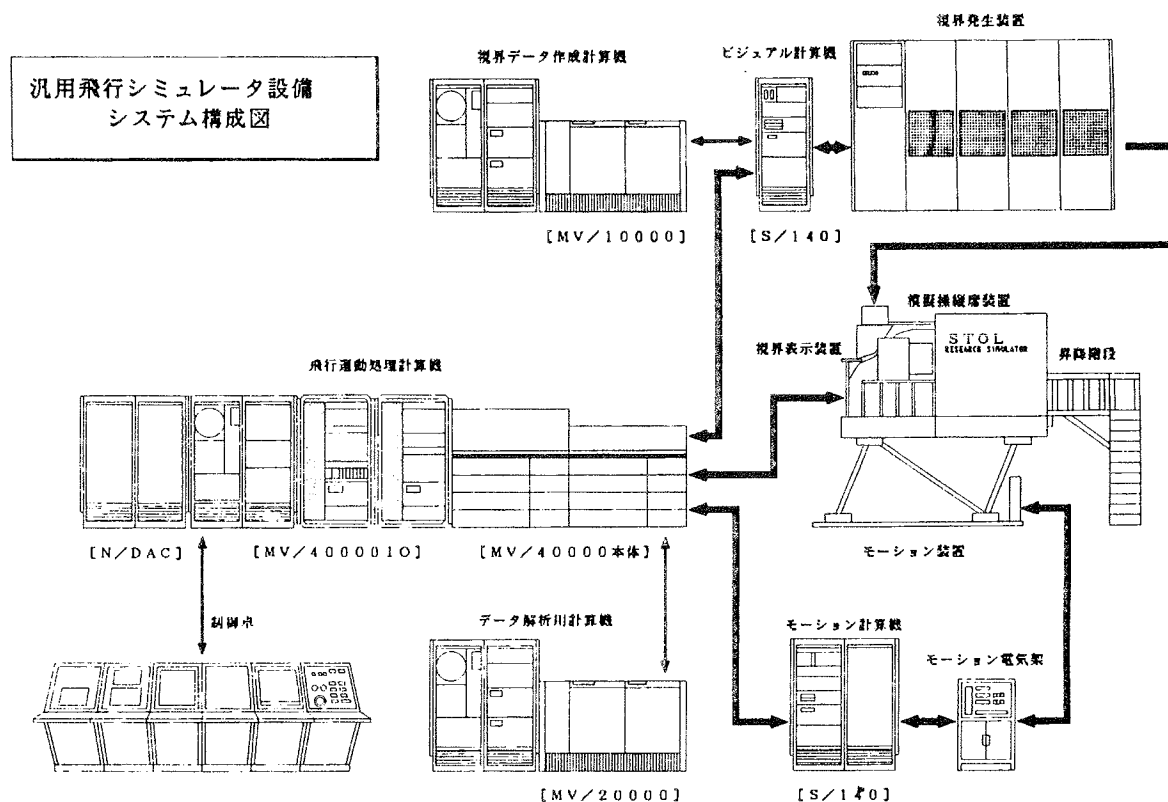


図2 航技研飛行シミュレータ全体システム構成

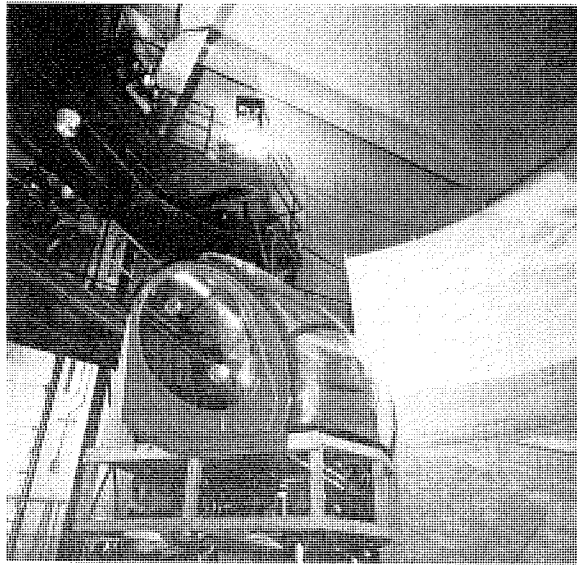


図5 a ハーフドーム型表示部（側面）



図5 b ハーフドーム型表示部（前方）

模擬操縦席装置		視界模擬装置(旧)		モーション模擬装置		飛行運動計算機システム	
・模擬対象：大型輸送機 ・座席数：複座 ・エンジン模擬：4発 ・操舵フィール装置： 電気－油圧装置 ・操舵反力設定： グラフィック装置による 折点デジタル設定 ・その他： 音響模擬、計器盤脱着可 サーボ・レバー類 機上制御卓		・視界発生方式：CGI (Computer Generated Imagery) ・表示部： 26インチ カラー CRT ラスタ1000本 ・視界エリア： 300km×300km ・処理能力： 4000エッジ+2000光点 ・特殊効果： 天候制御、スムーズ シェイド、スムーズフェイ ド、エッジスムージング ・移動物体制御： 自機＋他機7 ・画面更新速度：30Hz ・視界データ作成：対話型 視界モデル作成プログラム (IMAP)		・タイプ：共働支持型 ・運動自由度：6自由度 ・特性：3.5Hz、-3db、65° (上下軸入力振幅10%) ・可動範囲： 並進：±1m (X, Y, Z) 回転：±30° (φ, θ, ψ) ・加速度：±1g (MAX) ・搭載荷重：8.5トン ・油圧：80kg/cm² 流量：0.40 m³/分		・計算機：4台 32ビットスーパーミニコン (MV/40000) 1台 16ビットミニコン (S/250、S/140×2) 3台 ・計算機結合 データ転送： BMC (10MB/s) 転送周期： 10msec (標準) プログラム転送： MCA (300KB/s) ・プログラム言語 ユーザ： FORTRAN5、FORTRAN77 ・専用プログラム リンク：MLEP 制 御：MSCP 多次元関数データ作成： CIRAM 保存データ表示：DHS	

模擬視界発生装置 (新)		ハーフドーム型表示部		操舵反力模擬装置	
表示更新レート	60Hz	半径	5m	反力駆動源	油圧
表示容量	2000ポリゴン／CH	有効視野	左右：180度 上下：80度	制御方式	デジタル方式
解像度	100万ピクセル／CH	スクリーンゲイン	1.5以上	制御軸	スティック(2軸)×2式 ペダル(1軸)
出力チャンネル	6チャンネル	投影手法	プロジェクション		コレクティブ(1軸)
移動物体数	128	プロジェクター	上側3面、下側3面 6台	ホストインター フェース	BIT3 26MByte/sec (MAX)
テクスチャ	フルカラー48		9°管、カラー		
検出機能	対地高度、衝突 レーザ測距		球面補正機能有 エッジスムージング機能有		
特殊効果	霧、雲、稲妻 ランディングライト				
ホストインター フェース	VMIC 20MByte/sec (MAX)				
装置名称	PT2000SJ				

表2 航技研飛行シミュレータ主要装置性能

4. 航技研におけるヘリコプター関連シミュレーション

平成2年においてヘリコプターの事故が続いたこともあり、航技研においても事故要因を研究するため「ヘリコプターの運航安全に関する緊急研究」を行った³⁾。内容的にパイロットの視覚情報に関する研究を行ったが、実機ヘリコプターを利用した実験と簡易型ヘリコプター用飛行シミュレータを利用した実験を行った。

(1) 実機を利用した視覚情報に関する実験⁴⁾

図6に示すヘリコプターを利用して、低高度飛行時(薬剤散布)の外部視界情報に関し、パイロットの目の視点移動について調べた。薬剤散布時はたんぼの畝を基準にとりながら飛行し、

他の地物に注意が行かないので、近くに障害物があるときには危険度が増える。

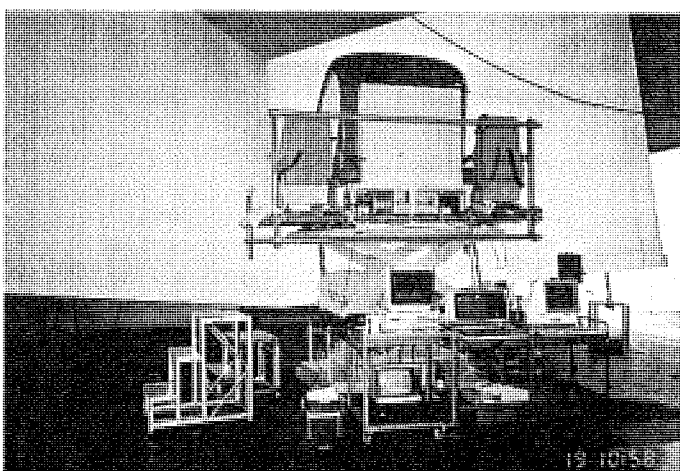
(2) 簡易型ヘリコプター用飛行シミュレータ利用した実験⁵⁾

利用した簡易型操縦席部と外部視界表示部を図7に示す。4m×6mの大型スクリーンを2枚用意し、これに民生品のプロジェクターで外部視界を表示した。この簡易型飛行シミュレータを利用して視程が悪いときにパイロットの操作記録と視点移動記録を調査した。視程が悪いと、対気速度を下げても地物の目標物の確認時間を増すとともに、計器を見る頻度が増えてくることが明らかとなった。

図6 実験に利用したヘリコプター



図7 簡易型ヘリコプター用飛行シミュレータ



5. 航技研の飛行シミュレータの将来計画

今後の航空宇宙機の開発において必要となる飛行シミュレータの機能としては、航空機が高速に飛行するので、広い空間を模擬できることが要求される。このために広い視野と駆動範囲の広いモーション装置の導入が望まれる。また利用するデータも、最近の数値シミュレータから与えられる理論的モデルによる数値データを広く利用することが必須と考えられる。このため、航技研では次世代の航空宇宙機の開発に対応した総合評価飛行シミュレーションシステムを検討している。この将来計画の外観図を図8に示す。

また、現在多数の航空機あるいはヘリコプターが飛行しており、これらの飛行安全の確保が重要で、このための研究が従来より進められているが、飛行シミュレータを利用した研究はこれから多く進められるので、この研究に対応する運航シミュレータの整備も重要と考えている。

6. あとがき

航空宇宙機の開発においては、飛行シミュレータの利用が不可欠である。特に新しい航空宇宙機は開発費が非常にかかり、実機製作までにこの飛行シミュレータを利用して可能な範囲の飛行性などを調べておくことが重要である。

ここでは飛行シミュレータの概要とともに、航技研の飛行シミュレータ設備について述べた。

航技研の飛行シミュレータおよび飛行シミュレーション技術は我が国でも最高のレベルにあり、今後も次世代の航空宇宙機の開発に利用可能となる新しい飛行シミュレータシステムを構築するよう研究を行っている。

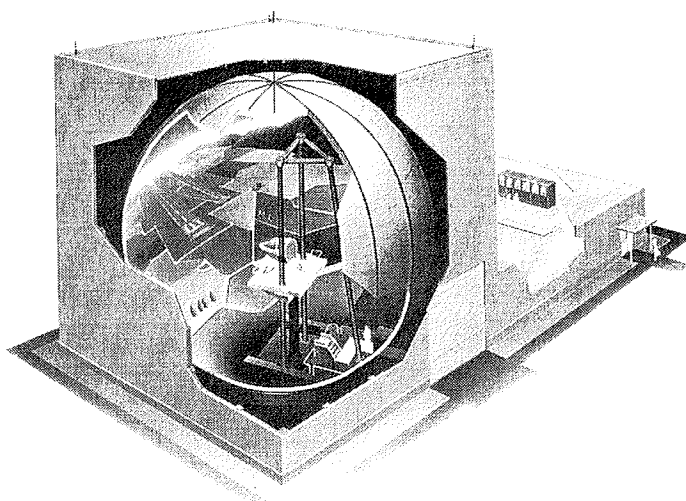


図8 総合評価飛行シミュレータの将来計画外観図

参考文献

- 1) 渡辺 顯：研究用飛行シミュレータの最近の技術、計測と制御、Vol. 30, No. 10, 1991.
- 2) A. Watanabe, et al.: NAL Flight Simulator Real-Time Computer System, AIAA 89-3297, 1989.
- 3) 科学技術庁研究開発局：ヘリコプターの運航安全に関する緊急研究報告書、1991. 6.
- 4) 川原、他：ヘリコプタ操縦時のパイロット視点移動に関する研究（その1）、第29回飛行機シンポジウム、1991.
- 5) 船引、他：ヘリコプタ操縦時の視覚情報取得に関する飛行シミュレーション実験・第1報、航空宇宙技術研究所資料、TM-654、1993.

6. 4 Gessow教授特別講演会

ヘリコプタ界で世界的に著名な米国Maryland大学Gessow教授が来日され、当協会の特別講演会を含み日本国内で数件の講演を行われた。以下に教授自身に執筆頂いた2件の講演抄録を掲載する。

ヘリコプタ技術協会の特別講演会は下記の要領で実施した。

【Gessow教授特別講演会】

日 時：1994年11月8日（火）

場 所：三菱重工業 横浜ビル

講演内容：Perspectives on Helicopter Research and Development

"Perspectives on Helicopter Research and Development"

Alfred Gessow

University of Maryland, USA

Albert Einstein was supposed to have said "Everything should be done as simply as possible, but no simpler". Stated another way: When addressing a complex, difficult problem, use the simplest approach that yields a satisfactory solution. The statement can be shown to be valid in many aspects of human endeavor, including government, politics, science and technology. It is instructive for us in the helicopter community to review how this philosophy has influenced the development of the inherently complex helicopter, how it will affect future developments such as high speed rotorcraft, and how it determines good research.

Helicopter Development

The helicopter is a more complex system than the fixed-wing airplane because of its dual vertical lift and forward flight capabilities. Thus, following the successful demonstration of fixed-wing flight by the Wright brothers in 1903, helicopter developers faced design problems in overcoming unequal lift generated by the lifting rotors in forward flight, canceling gyroscopic precession with changes in attitude, providing large lightweight power plants for hover and vertical flight, incorporating anti-torque measures, providing

stability and control mechanisms that could operate from zero to cruise speeds, ensuring minimum structural weight, aerodynamic drag and vibration. In the forty-year period following the beginning of airplane flight, early helicopter developers addressed these problems with complex, multi-rotor configurations.

Typical of that era was the Oehmichen helicopter (1923) that had four rotors and no less than five subsidiary variable-pitch propellers, and the Pescara design that had two contra-rotating rotors, each of which consisted of four biplane-type blades (1924). Complex problems were solved with complex solutions, and although these aircraft demonstrated some flight capability, they were not practical, cost-effective machines. In that same decade, however, a relatively simple solution to rotating-wing flight was supplied by de la Cierva with his autogiro. By incorporating flapping and lag hinges with cyclic and collective pitch controls, he effectively solved almost all of the problems that plagued the helicopter developers of his day. Although the autogiro did not possess true vertical flight capability, it is not surprising that the first successful production, multi-use helicopter was the simplest configuration - a single lifting rotor incorporating cyclic and collective pitch controls. It was Sikorsky's R-4 helicopter,

introduced in 1943, but based on the elegantly simple Ciervo rotor system. The single lifting rotor configuration encompasses the large majority of helicopters flying today, and is proof that Einstein was correct. The successful helicopter is more complex than the airplane because of its vertical flight capability, but is the least complex rotorcraft configuration. Thus, it is as simple as possible, but no simpler!

High Speed Rotorcraft

Because the lifting rotor flies edgewise through the air and provides its own propulsive force, it has limited maximum speed. Speed limitations can be delayed by partially or completely unloading the rotor with a fixed wing, by supplying additional propulsion, or by tilting the rotors, to name but a few such approaches. Scores of such configurations have been studied in parallel with the pure helicopter since the beginning of this century and continuing until today. Flight tests of some such aircraft demonstrated substantial speed increases compared to the helicopter, e.g. 300 mph versus less than 200mph. The speed increase, of course, is realized through additional complexity that translates to larger empty weights and increased production and operating costs.

There is no question that the pure helicopter is the simplest and most cost effective vehicle having vertical flight capability and modest forward speeds. The fixed-wing airplane, once airborne, is the simplest and most cost effective aircraft up to and beyond hypersonic speeds. Except for very narrowly defined missions, largely unidentified as yet, a hybrid aircraft that is neither a pure helicopter nor a pure airplane is probably not simple enough to be cost effective.

Helicopter Theory

The Einstein maxim applies to helicopter theory and design analyses as well. The helicopter is a complex vehicle that operates in a very complex flow field with

many mutual interactive effects. Nevertheless, relatively simple theories that are used to explain and predict helicopter behavior often are as successful, and sometimes more so, and certainly easier to apply, than complex analyses that try to account for all possible parameters and influences. This suggests a "down-up" approach, as opposed to a "top-down" approach. Thus, the simplest theory should be applied to a given situation, provided that it was previously verified by good experimental data. If there is a discrepancy, one or more of the simplifying assumptions is eliminated to see if the agreement with the data is improved sufficiently for the intended use. If so, there is no need for further complexity. This approach is in contrast to developing complex computer codes that account for all known parameters and that strive to eliminate all possible assumptions. When applied to cases wherein a simpler analysis would be sufficient, this "top-down" approach may be more prone to computational errors, may be less open to physical interpretation, and is certainly more costly to apply.

Numerous examples can be given to illustrate the concept. Consider the use of momentum theory in helicopter analyses. Simple momentum theory with uniform inflow is sufficient to predict, for low and moderate disk loading helicopters, power requirements in forward flight. Blade-element/momentum approaches (one step up in complexity), can predict blade load and wake velocity distributions fairly well, except in the vicinity of the tip. Vortex models of varying degrees of complexity (rigid, prescribed and free wake analyses) are available for various uses. The simple, rigid wake analysis is sufficient to predict flapping behavior in forward flight, whereas the more computationally complex prescribed and free wake analyses may be necessary to predict outboard-blade loading for high disk loads. It is well to remember that complex analyses, such as free wake, are prone to exhibit numerical instabilities and may over predict higher harmonics of blade loading. The inclusion of unsteady aerodynamics, compressibility effects, and blade-vortex interactions are often necessary to explain experimental phenomena. Simultaneous inclusion of all such parameters,

however, leads to extremely complex programs and may mask the dominant effect and thus the understanding of each parameter.

In conducting research that is aimed at advancing understanding of helicopter behavior and the ability to predict such behavior, the "bottom-up" approach suggests that:

- Search for significant or dominant, as opposed to all, parameters to explain specific behavior.
- Verify analyses with small and large scale experiments that are planned to provide verification.
- Use a combination of simplest verified analyses and experimental data to develop good predictive capability.
- Use simplified analyses for the design and optimization process.

In contrast, the "bottom-up" approach suggests what not to do:

- Avoid very complex, large-or full-scale test setups that attempt to measure everything.
- Don't rush into early development and flight tests before doing extensive analyses and small-scale wind-tunnel tests.
- Don't expect basic understanding to come from complex, complete system tests.

International cooperation in conducting and disseminating research information should be encouraged. In brief, the development of tools for building improved rotorcraft should be freely available, although the application of such tools to develop specific aircraft is recognized as proprietary.

Future Trends

Current emphases in helicopter design for future generation systems stress reduced life cycle costs, increased reliability and safety, improved handling qualities with automated "user-friendly" controls, reduced

vibrations, lower internal and external noise, and less importantly, higher cruise speeds. Although some of these appear contradictory, and indeed are, many improvements can be achieved with an improved understanding of the aerodynamic, dynamic, structures and other disciplines that govern helicopter behavior, and of their interdisciplinary nature; with incorporation of multi-disciplinary, computationally efficient design optimization techniques; and with advanced manufacturing methods. Greatly reduced vibration levels, for example, can be realized by reducing the vibratory forces at the source, instead of by costly and heavy active vibration suppression systems. This can be achieved by properly tailoring the spanwise and chordwise mass and stiffness distributions of composite rotor blades. Improved performance and lower noise at little or no increase in weight or complexity can be realized through proper three-dimensional design of the rotor blades as pioneered by Westland's BERP blade. Soft in-plane bearingless rotors offer simplicity, reliability and lower weight than comparable rotors with articulated rotor systems. Advanced turbine engines, transmissions and shafting offer promise of increased reliability and decreased weight and noise, as does advanced technology anti-torque/directional control systems. The exploitation of smart structures technology to rotors, driven by improvements in actuators, sensors and distributed control systems can bring about a number of advantages: redundancy (multiple actuators per blade); efficiency (allows azimuthal and radial distribution of loads); IBC (individual blade control for vibration and noise reductions); 2/rev. control possible (to alleviate dynamic stall and advancing blade transonic drag); multiple harmonics (to minimize dynamic stresses and gust loading); wide frequency band including non-harmonic input (for noise control); lower power requirement; and less complexity of swash plate actuation. The achievement of these advances are dependent in large measure on expanded research programs carved out by a partnership of universities, government research laboratories and the rotorcraft industry.

In summary, future helicopters will have features that include: all-composite rotor blades which feature

advanced transonic airfoils and tip shapes; low drag composite hubs with 60 percent fewer parts than their metal counterparts; high-strength, light weight composite materials that comprise almost all of the airframe's control and drive systems, and its primary and secondary structures, encompassing major elements of its landing gear and much of its rotor system including the hubs and upper controls; extensive streamlining which includes retractable landing gear; vibration isolation modules for the cockpit and cabin; a cockpit module with an integrated avionics system that contains a digi-

tal automatic flight-control system with provisions for installation of fly-by-wire or fiber-optic flight controls, cathode-ray-tube displays that can be accessed through multi-function keyboards that permit and other function; a 200 knot design cruise speed, a light-weight propulsion system; and a rotor system incorporating smart structures technology. The inclusion of advanced features will increase the benefit/cost ratio and will not violate "Everything as simple as possible, but no simpler"!

A UNIVERSITY CENTER FOR ROTORCRAFT EDUCATION AND RESEARCH

Alfred Gessow
University of Maryland, USA

University training of a comprehensive nature in aeronautical(i.e. fixed-wing aircraft) technology has long been available worldwide at a large number of high quality, degree-granting institutions. The graduates of such programs are able to contribute, and to provide leadership in, aeronautical research laboratories and industry. Up until 1982, similar training in rotorcraft technology was not offered in spite of, or perhaps because of, the greater complexity of the helicopter system and its operating environment. The situation changed in that year with the establishment of three U.S. Center of Excellence in rotorcraft. The objectives of the Centers are twofold: to provide comprehensive graduate training in rotorcraft technology, and to conduct long term basic research in that field to complement the applied, near term research and development conducted by the government laboratories and the helicopter industry. The success in meeting these objectives will be demonstrated with a description of the Center for Rotorcraft Education and Research (CRER) at the University of Maryland.

The concept of a center, in which the work is carried out at a centralized location with a collection of personnel and facilities working to a common objective is essential. A center: ensures multi- and inter-disciplinary

research; provides critical mass of - and attracts - outstanding faculty and graduate students; pools funding for high cost facilities, equipment, support services and personnel; permits long-term planning and commitment; promotes leveraging of core funding, and stimulates research offshoots.

The advantages of a center approach to specialized education and research can be illustrated with Maryland's CRER. In the thirteen years of existence, it has awarded 125 masters degrees, and 30 doctorates. Over 250 presentations have been made at major conferences by faculty and students, together with over 150 publications in leading professional journals. During this past year alone, 39 conference papers and presentations were made, together with 25 journal publications.

At present, there are nine full time rotorcraft faculty who teach and conduct research, three research scientists, two engineers who provide technical support for the experimental research, and forty-nine enrolled graduate students. With the start-up of the smart structures program in 1992, an additional nine faculty members and 36 graduate students concerned with research in advanced sensors, actuators and controls, were added to the program.

Educational program: High achieving from the U.S. and abroad who have their first (the B.S.) engineering degree, and are strongly attracted to the rotorcraft field, are admitted into the program. Most of the students receive stipends and free tuition as Rotorcraft Fellows or Graduate Research Assistants. A number of students are on leave from industry, government laboratories and the military and are thus self-supporting. Although most students are U.S. citizens, many come from various countries in Europe, Asia, and the mid- and far east. Because of their comprehensive training, graduates find good positions in the rotorcraft industry, universities, in government research centers and in the military.

Because the helicopter is a multi- and interdisciplinary system, each student upon graduation has taken most, if not all, of the specialized helicopter courses offered by CRER. These include specialized courses in helicopter aerodynamics, dynamics, stability and control, composite structures and design. In recent years, additional courses are offered in control systems, computational fluid dynamics and acoustics, engineering optimization, and smart structures. In addition to these graduate courses, an undergraduate helicopter theory course is offered as a senior elective.

Research facilities: The research philosophy of CRER emphasizes a close coupling between theory and experiment. In line with this emphasis, the rotorcraft program has developed a number of unique experimental facilities over the last thirteen years. In particular, two comprehensive model rotor test rigs have been developed. A rig with a fully articulated 4-bladed rotor hub is designed to accommodate rotors up to six foot in diameter. This rotor rig is being used to study rotor performance and rotor wake developments at full scale tip Mach numbers, as well as to study rotor/airframe interactional aerodynamics. The second test rig is based on a Froude scaled bearingless 2 or 4 bladed rotor. It is designed with body roll and pitch degrees of freedom to study aeroelastic stability and ground/air resonance in hover and forward flight. This rotor has a unique swashplate excitation system to excite blade modes at various frequencies. Both rotor rigs operated by the

Rotorcraft Center have "fly-by-wire" cyclic and collective pitch controls, along with remote shaft angle control. Both systems utilize six component balances to measure total rotor loads, and torque disks to measure rotor power. Multi-channel slip ring units are used to transmit measurements from the rotating frame to the multi-channel high speed data acquisition system.

In the last several years, a new test facility has been developed for the testing of rotors in hover. This facility also serves as a development, assembly, system integration and instrumentation calibration site for both the bearingless and articulated rotor systems operated by the Rotorcraft Center. This facility is also used for the development of improved optical methods of rotor wake visualization and rotor/body interactional aerodynamic studies. Other tests in the hover tower have included studies of aeroelastic stability and ground/air resonance using the Froude scaled rotor system.

Extensive testing has been conducted with the articulated rotor hub system, both in hover and in forward flight in the 8' by 11' test section Glenn L. Martin wind tunnel. These tests have included rotor/body interaction aerodynamics, comprehensive velocity field measurements, and rotor wake flow visualization using laser sheet and wide-field shadowgraphy. More recent studies have concentrated on rotor/lifting surface interactional aerodynamics.

The Rotorcraft Center has a comprehensive structural dynamics test facility that is used for the investigation of advanced testing techniques in the determination of structural frequencies, mode shapes, and damping characteristics. This facility is enhanced by a ten-foot diameter vacuum chamber that provides a capability to study structural dynamic characteristics of rotors in the absence of aerodynamic loading. Various blade modes can be excited using piezoelectric crystals mounted at several different locations along the blade.

Experience in composite fabrication and testing along with the analytical modeling capabilities has been utilized to design and build composite blades for use on

both rotor rigs. Recent tests with the bearingless rotor rig in the Glenn L. Martin wind tunnel have used a set of Froude scaled blades that were manufactured at the Rotorcraft Center. Other blades sets that have been manufactured at the Center have included blades with embedded "smart" structural elements. These blades permit active control of blade twist and bending. Other blades have been manufactured with part-span trailing-edge flaps, again actuated by "smart" structural elements. Future tests are planned in which these "smart" blades will be used to study the reduction of rotor vibratory loads, as well as to aid in rotor acoustic signature reduction. It is also planned to use this blade manufacturing capability to allow further experimental studies on the aeroelastic optimization of helicopter rotors.

The composite research laboratory is comprised of facilities that allow the full spectrum of specimen manufacture, preparation, inspection, and testing. The manufacture of composite components and specimens is centered around an autoclave. A layup facility allows the fabrication of flat laminates with arbitrary stacking sequences. Additional manufacturing capabilities include a filament winder and a vacuum hot press that permits the formation of composite components with embedded sensors, actuators and processors. Inspection capabilities within the laboratory include optical techniques and radiography. A stereoscopic microscope with high intensity eyepieces, a light source, and a camera adapter allows visual inspection and photographic recording of composite components. The laboratory has an X-ray machine to nondestructively inspect composite specimens. Testing is centered around a uniaxial testing machine capable of 220,000 pounds of load in tension or in compression under static and cyclic conditions. An annular furnace allows specimens to be exposed to temperatures up to 2100°F while under load. The laboratory also has a hot/wet environmental chamber that allows the conditioning of composite specimens under controlled heat and relative humidity.

Smart structures facilities include high voltage amplifiers for piezo and ER fluids, an electron beam sputtering system, hardware and software for real-time con-

trol implementation, and an ultra high speed digital controller.

Research program: The research program is balanced between six disciplines: aerodynamics, computational fluid dynamics, dynamics, flight mechanics, composite structures and smart structures. There is strong coupling between these disciplines. For example, unsteady aerodynamics and rotor wake developments from the aerodynamics program are incorporated into the dynamics and stability and control programs. Although the research is basic, i.e. designed to increase the understanding and prediction of helicopter behavior, frequent contacts with industry and others in the rotorcraft community ensure its relevance. The topics are most often opportunity, rather than problem, driven. Over the years, significant contributions have been made, technology transfer demonstrated, and a number of collaborations with industry, Army and Navy research laboratories, and NASA.

Current research topics include: unsteady aerodynamics, rotor wakes and rotor/airframe interference; simulation modeling, design optimization and system identification for flight mechanics; understanding noise mechanisms, quantitatively predict far field noise, reduce rotor acoustic signature; dynamics of composite rotors, vibration and loads reduction with tuned pitch links, loads and stability of advanced tiltrotors, aeroelastic optimization of rotors, modeling of elastomeric lag dampers, and rotor system health monitoring; structural integrity, multiaxial energy absorption, damage detection and mitigation, repair, and damage tolerance of composite structures; and exploration and development of smart structures applications to rotorcraft, including the construction and testing of smart rotors with various smart materials, actuators and damping mechanisms.

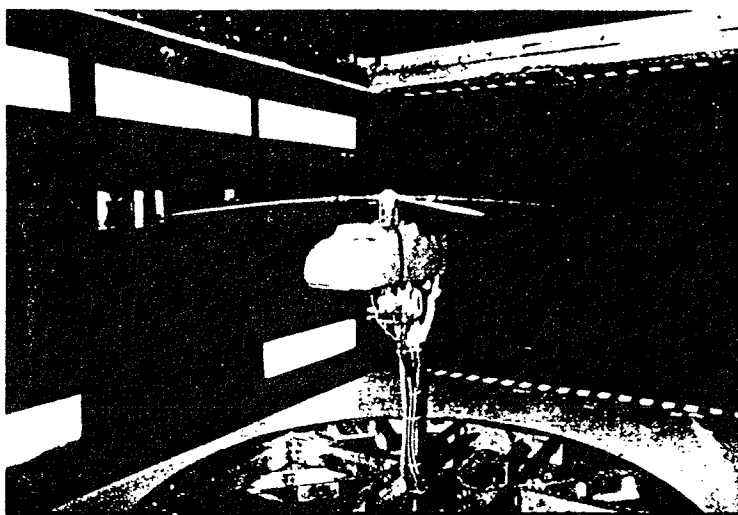
Some notable research contributions include:

- Developed first finite element analysis to analyze bearingless rotors, now widely used by industry

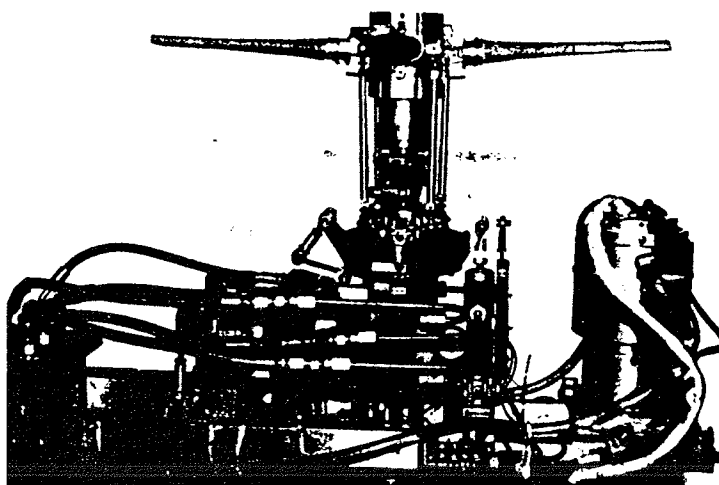
- Developed comprehensive time-domain unsteady aerodynamic model for a rotor, now widely adopted by industry, academia, research laboratories
- Formulated first aeroelastic analysis of a composite rotor and showed the influence of couplings on rotor stability and loads Today a major topic of research with potential payoff in rotor performance
- Developed comprehensive UMARC code with advanced aerodynamic and structural modeling for analyses of coupled trim, aeromechanical stability, loads and optimization for multi-configuration rotors.
- Coupled flight dynamics - aeroelastic stability analysis for an elastic rotor in maneuvers, important for bearingless rotors
- Design oriented aeroelastic optimization with composite tailoring of rotor blades (efficient sensitivity analysis)
- Structural modeling and testing of thin-walled swept composite beams in vacuum chamber, Unique experimental data for validation studies
- Rotor-airframe-wing interactional aerodynamics (AGARD validation test case)
- Robust free wake model for single and multi rotors
 - Refinement of wide-field shadowgraph technique for rotor wake visualization in hover and forward flight
- Development of a new, nonlinear, time-domain elastomeric damper model, and implementation in UMARC (University of Maryland Advanced Rotor Code)
- 3-D unsteady aerodynamic model for a trailing-edge blade flap
- Bending-extension-torsion model for smart blade with skewed actuators (surface-bonded and embedded induced strain actuators)
- Fabrication and testing of scaled smart rotor models: controllable twist model with embedded piezoceramics; and trailing-edge flap model actuated with piezobimorphs
- Development of high-force, high-displacement actuators for flaperon and nose-droop stall delay applications
- Full-scale smart blade development using magnetostrictive actuator and extension-torsion coupled tube (for vibration control)
- Energy absorption of composite structures for off-loading condition
- Structural integrity of composite flexbeams with taper

Funding: CRER was started initially with core funding supplied by the Army Research Office (ARO). As the program grew, additional support was made available from other sources. Today, 27% of the total funds is supplied by ARO, 39% from the University of Maryland in the form of travel money, tuition remission, fellowships and the like, 22% from research grants from industry, NASA and other federal research laboratories, and 12% from the Army for the smart structures program. By any measure, such as research output per dollar or trained and motivated graduates per dollar, CRER is extremely cost effective.

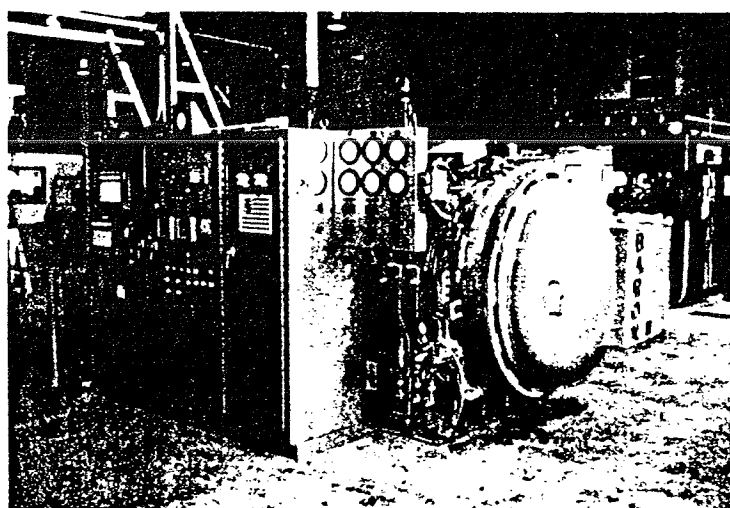
Bearingless Rotor Model in the Glenn L. Martin Wind Tunnel, 6 ft. diameter, Froude scaled



Bearingless rotor rig for stability testing, body pitch and roll motions about gimbal



Baron 3'-diameter, 4'-length microprocessor-controlled autoclave : 750°F, 250 psi
— General purpose fabrication of thermoset and thermoplastic composite specimens and structures



U&M Test Facilities

6.5 日本機械学会「交通・物流からみた将来ヘリコプタの技術」講習会

機械学会主催の講習会「交通・物流からみた将来ヘリコプタの技術」に当協会が全面的に協力し、8テーマについての講演、講習を行った。以下にその概要を示す。

主 催：日本機械学会

協 賛：計測自動制御学会他34団体

開催日：平成6年11月11日（金）

会 場：総評会館会議場（東京都千代田区神田駿河台）

趣 旨：我が国の現在の中・近距離輸送はその大部分を鉄道と自動車に頼っていますが、鉄道交通は自由性に乏しく、また自動車交通は益々混雑を極めています。このような状況にあって中・近距離輸送を航空、即ちヘリコプタに頼ったという発想は当然であります。ヘリコプタは大量輸送という点では鉄道や車に及びませんが、速さや利便性の点ではこれらをはるかに凌いでいます。それにもかかわらずヘリコプタは未だに一般の交通手段としての地位を確立していません。最近のヘリコプタ技術はコンピュータ技術や複合材料等の先端技術の導入によって大きく進歩したと言われていますが、何故ヘリコプタは一般の交通手段として利用されないのでしょうか。いかなる技術課題が残されているのでしょうか。交通・物流部門ではヘリコプタ技術協会の協力を得て、このような問題を理解していただくことを目的に講習会を企画しました。ヘリコプタ輸送に関心のある方、今後の中・近距離輸送問題を考えておられる方、またヘリコプタ技術に興味のある方等、多くの方々が参加されることを期待しています。

題目及び講師：

題 目	内 容	講 師
1. 基調講演 東京大学名誉教授 東 昭		
2. 「ヘリコプタの現状と将来（交通・物流手段としての）」	他の交通手段がまねできない優れた特性を持ちながら、ヘリが未だに一般に使用され難い理由を分析し、技術等の進歩による将来の可能性を展望する。	三菱重工業(株)名古屋航空宇宙システム製作所 ヘリコプタ技術部部长 佐藤 晃
3. ヘリコプタの技術全般	ヘリコプタの技術全般（空力、制御、構造、航法等）について、概要と特徴及び将来のヘリコプタ発展のための技術的課題を分かりやすく述べる。	川崎重工業(株)航空宇宙技術本部ヘリコプタ設計部部长 大西 正芳
4. 交通機関としてのヘリコプタ	ヘリコプタの大きな発展は、人員輸送手段としての成否にかかっており、これからの課題はヘリコプタ運航の安全性、定時性、そして環境にやさしい低騒音化である。	コミュータヘリコプタ先進技術研究所 専務取締役 大林 秀彦

題 目	内 容	講 師
5. ヘリコプタの振動と防振	現用ヘリコプタの振動問題の特徴と防振を概観し、次いでブレードピッチ角の能動制御やブレードの構造最適化設計等の新しい防振制御技術の原理と応用について解説する。	防衛大学校教授 長島 知有
6. ヘリコプタの操縦	ヘリコプタの操縦原理と操縦装置の概要及び操作性の特徴について述べる。また操縦を容易にするための技術やヘリコプタ用シミュレータの動向を紹介する。	富士重工業(株)航空宇宙事業本部 宇都宮製作所第一技術部 部長 河上 宣道
7. ヘリコプタ輸送と航空管制	米国におけるヘリコプタ用計器飛行ルート計画を紹介し、我が国におけるヘリコプタの航空管制の実状等について述べる。	(財)航空交通管制協会 専務理事 増子 泰規
8. ヘリコプタ輸送の将来 －その課題と期待－	世界各地のヘリコプタ輸送の現状と、いくつかの具体的な将来計画を見ながら、新しい「垂直輸送」の可能性を展望。併せて実現のための課題を検証する。	地域航空総合研究所(株) 所長 西川 渉

なお、前刷などについては日本機械学会講習会「交通・物流からみた将来のヘリコプタ技術」教材No.940-69（全68ページ、1994年11月1日発行）に収められている。

7. ヘリコプタ研究概要

川崎重工業株式会社

(1) ヘリコプタ技術全般

大西正芳

日本機械学会「交通・物流からみた将来のヘリコプタ技術」講習会

(2) Flight Test of BK117 Fly-By-Wire Research Helicopter

棚瀬昭二、平 孝明、永森久幸

19th ICAS (International Council of the Aeronautical Sciences)

(3) ファジィシステムを適用したヘリコプタのIMC着陸支援システム

上村 誠、石川主典、他3名

第32回飛行機シンポジウム

(4) Pilot support system for helicopter with application of fuzzy system

上村 誠、石川主典、他5名

PICAST2 (Pacific International Conference on Aerospace and Technology)

川田工業株式会社

(1) ブレード前縁形状の空力特性に及ぼす影響

進藤章二郎、川田忠裕、原 久幸

第32回飛行機シンポジウム

(2) 小型ヘリコプタの安定性について

趙 群飛、川田忠裕、譚 安忠、赤池一彦

第32回飛行機シンポジウム

(3) Theoretical and Experimental Studies on System Identification of Helicopter Dynamics

譚 安忠、川田忠裕

東京大学名誉教授：東 昭、航空宇宙技術研究所：斉藤 茂、奥野善則

20th European Rotorcraft Forum

航空宇宙技術研究所

(1) ヘリコプタによるビル横でのホバリング実験

斉藤 茂、原田正志、奥野善則

第25期航空宇宙学会年会講演会

(2) ヘリコプタの騒音について

斉藤 茂、青山剛史

第25期航空宇宙学会年会講演会

(3) 遷音速ロータ騒音のCFDによる直接解析

青山剛史、斉藤 茂

東京大学先端科学技術研究センター：河内啓二

第12回航空機計算空気力学シンポジウム

(4) Blade Planform Design for the Advancing Side of a Helicopter Rotor with CFD Technique

青山剛史、斉藤 茂

東京大学先端科学技術研究センター：河内啓二

The 3rd World Congress on Computational Mechanics

(5) Feasibility Study of a Fire Fighting Helicopter for High Buildings

齊藤 茂、奥野善則、原田正志、船引浩平

東京大学工学部：赤松重樹

20th European Rotorcraft Forum

(6) 大型ヘリコプタによる飛行特性計測試験

原田正志、齊藤 茂、奥野善則

第32回飛行機シンポジウム

(7) ビル横でのヘリコプタのホバリング飛行特性

齊藤 茂、奥野善則、原田正志、船引浩平

第32回航空宇宙技術研究所研究発表会

(8) 揚力を持つヘリコプタ・ロータの非定常解析

青山剛史、齊藤 茂

第44回応用力学連合講演会

(9) ヘリコプタの騒音について

齊藤 茂、青山剛史

日本航空宇宙学会誌（1995年2月）

(10) 遷音速ロータ騒音のCFDによる直接解析

青山剛史、齊藤 茂

東京大学先端科学技術研究センター：河内啓二

NAL SP-27

東京大学

(1) Optimal Helicopter Operation Considering Rotor Failure Possibilities

Y. Okuno、K. Kawachi、Y. Sadatsuki

50th AHS Annual Forum

(2) 双発ヘリコプタのエンジン故障時の緊急着陸場に関する研究

山根章弘

東京大学大学院工学系研究科修士論文

富士重工業株式会社

(1) DESIGN OF NEW GENERATION ROTOR BLADE AIRFOILS USING NAVIER-STOKES

中舘正顯、小生方正裕

20th European Rotorcraft Forum

(2) 空力設計のためのロータ・ブレードまわりの流れ解析

小生方正裕、中舘正顯

第32回飛行機シンポジウム

(3) ヘリコプタのロータ騒音計算

清水俊夫

第32回飛行機シンポジウム

(4) ヘリコプタのハブ・パイロン風洞試験

小生方正裕、中舘正顯

第53回風洞研究会議

10. 編集後記

ヘリコプタ技術協会 会報も今回で第5号を迎えました。

会員のみなさまそしてその他の関係者の方々の御協力を得て、完成させることができました。ありがとうございました。特に、忙しい中原稿を丁寧に書き上げて下さった執筆者のみなさまに、この場を借りて心からお礼を申し上げます。

私にとって、本協会との関わりは心地よいもので、会員の方々に研究会等でお会いして言葉を交わすたびに勇気が湧いてきます。日本において色々な意味でまだ市民権を得ているとは言いがたいヘリコプターに賭ける、会員のみなさまの想いが伝わって来るような気がします。

その協会に会報編集という形で微力ながら参加させて頂くことができ、光栄に思っています。

本会報の中でも触れられていますが、阪神大震災ではヘリコプターの運用が注目されました。これがヘリコプターの利用を考えるよい機会ではないかと思います。従来ヘリコプター関係者の間では日本における運用について議論も多かったと思いますが、それを一般の人達に広げ、ヘリコプターに対する理解を深めるチャンスになるのではないのでしょうか。

そのような動きを当協会が支援できれば何よりです。

今後は、当協会をみなさまにとって居心地が良く、そして、研究者・技術者・運用者のあらゆる分野の会員の方々ににとって実りのある場となるようがんばって行きたいと考えています。会員のみなさまの御協力をお願い致します。

なお、本会報に対する御意見・御要望等ございましたら、事務局まで御連絡下さい。次回編集の参考にさせていただきます。

ヘリコプタ技術協会 1994 / 1995年度 事務局（幹事）

三菱重工業株式会社 佐倉 潔

ヘリコプタ技術協会 会報 第5号

1995年6月9日発行

ヘリコプタ技術協会（AHS日本支部）1994/1995年度 事務局
〒455 名古屋市港区大江町10

三菱重工業株式会社

名古屋航空宇宙システム製作所 ヘリコプタ技術部内

Phone : 052-611-8006 / 8007

Fax : 052-611-6426