

日本ヘリコプタ技術協会
2002年度会報

Journal of the Chapter of
AHS International



第12号 平成14年6月
vol. 12, June 2002

日本ヘリコプタ技術協会
the Japan Chapter of AHS International



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



AHS AWARDS 受賞者

1944年（昭和19年）に創設された American Helicopter Society の表彰プログラムは、ヘリコプタ関係で最も権威ある表彰として、世界の優れたヘリコプタの指導者達を、永年にわたり、数多く顕彰してきた。

21世紀初頭、ヘリコプタ産業が第4世代垂直離着陸機の開発を始めようとする時、本表彰プログラムはヘリコプタ技術の進歩を加速する促進剤として大きな役割を果たしている。

1952年（昭和27年）、日本にヘリコプタが導入されてからここに半世紀、この50年間における、ヘリコプタの発展に対する我が国の貢献も漸く世界で認められ、AHS Awards 受賞者の数も増えてきた。

ここに本邦関係受賞者のリストを載せて先人の業績を永く称える。

● HOWARD HUGHES AWARD

本賞は、ヘリコプタ基礎技術の進歩発展に傑出した成果を挙げた個人または団体に与えられる。

1998年（平成10年） The Japan OHX Engineering Team

● ROBERT L. PINCKNEY AWARD

本賞は、回転翼航空機または構成品の製造に関する研究開発に卓越した成果を挙げたことを認めて与えられる。

1999年（平成11年） The S-92 Development Team

● GRUPPO AGUSTA INTERNATIONAL HELICOPTER FELLOWSHIP AWARD

本賞は、垂直飛行に関する国際協力に最も優れた貢献をした個人または団体に与えられる。

2000年（平成12年） The S-92 International Development Team

● AHS HONORARY FELLOWSHIPS

本賞は、AHSの目的達成に傑出した業績を挙げたAHS会員に許与される。

1999年（平成11年） 義若 基氏

● AHS FELLOW AWARDS

本賞は、ヘリコプタ産業の発展に傑出した業績をあげたAHS会員を顕彰する。

1989年（平成元年） 義若 基氏

1999年（平成11年） 東 昭博士

2000年（平成12年） 牧野 健氏

2001年（平成13年） 大林 秀彦氏

● AHS INTERNATIONAL CHAIRMAN'S AWARDS

本賞は、ヘリコプタ産業の発展に対する傑出した業績を顕彰する特別表彰である。

2002年（平成14年） 定岡 正隆 氏

● 2002年6月、AHS International 58th Annual Forum and Technology Display in Montrealにて、定岡正隆氏が AHS International Chairman's Awardを受賞。

定岡氏は、1973年ヘリコプタ操縦士として神戸市消防局に入り、消防航空隊長、消防機動隊長などの要職を歴任した。また、早くから林野火災の消火、救急救助などでの消防ヘリコプタの広域運用の必要性を提言し、航空法の改正、救急搬送時の基準策定などに尽力した。

1995年1月の阪神・淡路大震災においては消防・防災ヘリコプタ29機の広域運用を実施した。高速道路上での救急業務も果敢に遂行しており、2000年5月には阪神高速のトンネル内事故での救急搬送のためにヘリコプタを本線上に着陸させ、2001年3月には同じく阪神高速の事故で渋滞のため現場に到着できないドクターカーの医師を救助用ウインチにより事故現場で再び降ろすなどの実績をあげている。海外に比べて遅れている日本のヘリコプタ救急活動の先駆者としてのこれらの貢献が高く評価され、今回の受賞となった。

定岡氏は今年3月神戸市消防局を退職し、現在は神戸ベイシェラトンホテル&タワーズの防災部長として勤務している。



AHS International
The Vertical Flight Society

Chairman's Award

presented to

Masataka Sadaoka

COMMANDER-IN-CHIEF

Fire Task Force Division

Kobe City Fire Bureau

*For Outstanding Achievement in
Life Saving Helicopter Applications*

And Murguey
CHAIRMAN

June 12, 2002



巻頭言

ヘリコプタ事始め 50 年と Heli Japan 2002

日本ヘリコプタ技術協会
会長 上村 誠

日本ヘリコプタ技術協会では今年、わが国航空再開 50 周年を記念して、「ヘリコプタ事始め 50 年」と題した講演会を開催することになった。日本で実用ヘリコプタが飛び始めて半世紀間の推移を、研究者、技術者、運航者、行政担当者、あるいは利用者の立場から振り返っていただき、将来のいっそうの発展のために、これからのヘリコプタ界が如何にあるべきかを考える良い時としたいと思う。

50 年とは一体どの位の長さなのか？航空が禁止された敗戦の年から 50 年をさかのぼると 1895 年である。ヘリコプタは勿論存在せず、あのライト兄弟の初飛行からも 8 年前である。その 50 年間に航空機がたどった誕生から実用化までの驚異的な発展の歴史を考えると、我が国における航空再開後 50 年の歩みは必ずしも充実したものとは言い難いと思っているのは小生ばかりでは無いと思う。

一方、我が国のヘリコプタ界にとってみれば、戦前の 50 年は歴史に残るものはほとんど無く、航空再開のその日が、産業界にとっても運航界にとっても、さらには研究者にとってもまさに「事始め」であった。そして、この 50 年間に、知識も技術もノウハウも何も無いところから始めて、今日、自分達の手で完全に国産のヘリコプタを開発し実用化するところまで到達したということは、少しは自慢をしても良いのではないか。しかし、現在、問題が何もないということではなく、むしろ現状における運航の実態、国産ヘリコプタのマーケット・シェア等課題は溢れるばかりである。この認識に基づき官民合わせた「ヘリコプター活用懇談会」が設置されたが、本件については本会報に投稿させていただいたのでご一読いただければ幸甚である。

さて、本講演会を企画するに際して他組織との共同開催を考えていた折り、(財)日本航空協会が「民間航空再開 50 周年」を記念して各種行事を計画されている事を知り、本講演会もその協賛事業として共催の形にさせていただいた。また、同協会所有の航空会館会議室も本講演会のために提供していただいている。それ以外の航空関係団体、機関でもおそらく小生の知らないところで種々の行事が計画されていることと思うが、それらの記念行事も含めて、この 50 年の節目が広く航空界にとっても実りある時となる事

を期待している。

ところで、5月上旬にアルフレッド・ゲッソウ先生（メリーランド大学名誉教授）死去の報がもたらされた。日本でも、技術者や研究者にとって先生の名著「ヘリコプタの空気力学」はバイブルであり、多くの方が、この本からヘリコプタの勉強を始められたことと思う。平成6年に来日され、講演会を数回実施していただいた。その時の講演内容は第5号の会報（1995年6月発行）に掲載されているが、先生のヘリコプタに対する深い洞察が示されており、一読（または再読）をお奨めする。先生のご冥福を心からお祈りする次第である。

やはりこの50年を節目と考えて開催する事になった、国際シンポジウム「Heli Japan 2002: ヘリコプターの先進技術と救命・防災 (Advanced Rotorcraft Technology and Life Saving Activities)」もこの秋に迫ってきた。

現在、経済産業省、文部科学省、国土交通省、厚生労働省及び防衛庁の5省庁を初め、日本航空医療学会等の救命・防災関係も含め、23の官公庁、自治体、諸団体からの後援、協賛をいただいている。講演内容も2件の基調講演と5件の特別講演、コストに関するパネルディスカッションのほか、論文発表も全部で70件を上回る申込がきており、うち海外からは30件以上、また「救急・防災」に関する発表が20件以上となっている。企業紹介と製品展示用のブースも準備中であり、富士重工業及び陸上自衛隊の宇都宮航空学校さらに栃木ヘリポートでの有人及び無人ヘリコプタの見学会も予定されている。11月に宇都宮市の栃木県総合文化センターで会員諸兄とお会いできるのを楽しみにしている。

今年もまた、6月にモンリオールで開かれたAHSインターナショナルの総会で日本から受賞者が出る事になった。前神戸市消防局の定岡正隆氏で、高速道路への離着陸等、ともすれば欧米諸国に比較して遅れていると云われてきた日本における救命・防災の現場で、ヘリコプタ活用の道を切り開いてこられたことがその理由であり、ご同慶に絶えない。Heli Japan 2002の懇親会においても、これまでの受賞者とともにご紹介をさせていただく予定である。

なお、Heli Japan 2002専用のホームページを立ち上げ、開催案内等を掲示している。小生の拙い手仕事のため、あまり鑑賞に耐えられる出来ではないが、これからも総合案内等を掲示していく予定であり、日本ヘリコプタ技術協会のホームページともどもご活用願いたい。

アドレスは、「Heli Japan 2002」が「<http://www.helijapan.org/>」、「日本ヘリコプタ技術協会」が「<http://www.geocities.co.jp/Technopolis/2415/>」である。

以上



ゲッソウ先生を偲んで

日本ヘリコプタ技術協会 名誉顧問 (初代会長)

義若 基

メリーランド大学名誉教授 Alfred Gessow 先生が逝かれた。享年 79 歳。

1952 年、ヘリコプタ空気力学のバイブルとも言われた“**AERODYNAMICS OF THE HELICOPTER**”を著わされてから今日迄、世界のヘリコプタ技術者達から慈父の様に慕われたヘリコプタ空気力学の先達が逝かれた。謹んで哀悼の意を表します。

ゲッソウ先生の余徳を偲びながら、日本ヘリコプタの草創から 50 年間にわたる先生との係わり等について少し書き留めたいと思います。

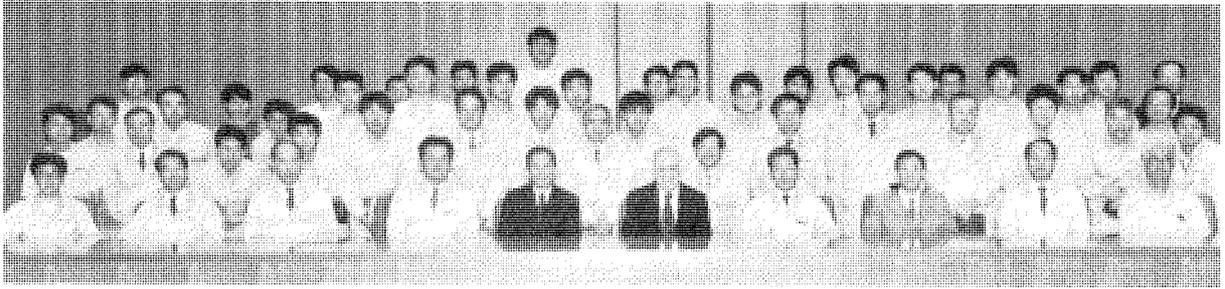
川崎重工のヘリコプタ技術事始は、昭和 28 年 (1953 年) 夏、ベル 47 ヘリコプタ技術導入の為に派米されていた若き俊秀岡田愿介掛長 (当時 30 歳、東大航空昭和 19 年卒、元川重常務) が、米国で尽力収集して帰国した膨大なヘリコプタ技術資料の中の 1 冊 A. Gessow & G.C. Myers 著“**AERODYNAMICS OF THE HELICOPTER**” (以下 Text と略記する) の輪講が永津貞介設計副課長 (当時 36 歳、阪大航空 17 年卒、元川重理事航空機副事業部長) を囲んで始まったことと思います。

永津さんから、私は、谷村篤秀氏 (京大物理昭和 28 年卒、元川重取締役ジェット・エンジン事業部長) と共に、空力担当にアサインされ輪講の進行役も併せ命ぜられた。

Text は 1 冊、簡単にコピーする術も無かったので、私共 2 人は交替で Text を読み、翌日その内容を参加者に説明、その後質疑応答という形で輪講を進めて行った。

正に蘭学事始、昭和 28 年 (1953 年)、空爆の跡もまだ残る西明石の焼け野が原に創設された適塾塾頭にでも成った様な張り詰めた気持ちで毎日を過ごしていた。

輪講参加者は、永津副課長、高橋忠男 (阪大航空昭 20、初代 KV107 設計課長、元日飛取締役)、浜田文暉 (京大航空昭 21)、竹内彪男 (阪大精密昭 23、初代ヘリコプタ設計部長)、竹本健二 (九大機械昭和 24、初代 OH6/H500 設計課長)、鈴木孝雄 (東大精密昭和 28、元ヘリコプタ設計部主幹) の 6 氏と進行を担当した我々 2 人の計 8 人であった。



ゲッソウ先生を囲んで（平成6年11月、川重岐阜工場AV会議室にて）

昭和28年（1953年）12月、空力担当の我々2人は、陸上自衛隊（当時はまだ保安隊と呼ばれていたが）向けのベル47D-1国産初号機により、ヘリコプタ性能飛行試験を日本で初めて計画し実施した。パイロットは有名な筒井善直さんであった。

ピトー管の位置誤差修正、スティック・プロットに始まり、水平飛行速度と必要馬力、高度と地面効果内外のホバリング必要馬力等を装備エンジンの出力から測定し、これらをそれぞれ密度高度にプロットして、バッテン（撓み定規）を使用して必要馬力曲線を描く。次にこれらの必要馬力曲線から、標準日海面上における、最大速度、燃料消費量、巡航速度、巡航距離、最大上昇率、ホバリング・シーリング等を求めた。保証性能は標準日、海面上の性能であった。

試験を実施したのが冬、気圧は高く気温は低くて、密度高度零が対地高度100メートル近辺の実際に飛行した高度であったので、内外挿の誤差が少なく都合が良かったこと、地面効果内ホバリング馬力の測定時に対地高度の設定をコ・パイ席からロープで結んだ煉瓦をぶら下げたこと等が印象に残っている。

この飛行試験報告書とベル社から提供された全試験報告書の要約を日本文で作製し、これらを付属書として、昭和29年（1954年）6月9日ベル47D-1ヘリコプタの型式証明を申請した。

翌昭和30年（1955年）3月8日運輸省航空局航空機型式証明第1号がベル47G/D-1両型式に発行された。勿論これは我が国最初の航空機型式証明である。

しかし、型式証明を受領した時には、ヘリコプタ設計課は既に解散、私は米極東空軍のJ33、J35、J47等ジェット・エンジンのテストセルで運転試験検査員として働いていた。

私が、再びTextのお世話になったのは、昭和32年11月川航神戸製作所研究部にヘリコプタ課が再編され、岡田愿介さんが永津さんに替わって課長に就任、ヘリコプタの開発技術力育成へのNext Stepを踏み出した時であった。それ以降、Textは傍の本箱を離れることは無かった。

ゲッソウ先生にTextを通してご指導を得たのは本当にヘリコプタの導入時からであった

が、先生に直接お目に掛かったのはそんなに古い昔の事ではなかった。

平成6年（1994年）5月11～13日、シェラトン・ワシントン・ホテルでAHS 50周年記念大会が開催された。本記念大会では日本セッションが開催され当協会にとっても意義深い大会となったのであるが、その大晩餐会の席で河内啓二先生からご紹介頂いたのが最初のゲッソウ先生との出会いであった。

ゲッソウ先生ご夫妻と4～5分話している間に先生に対する敬愛する念は倍加した。先生を日本にお招きしようと、私はその場で河内先生に提案した。帰国後、河内先生のご尽力で同平成6年11月にゲッソウ先生の訪日が実現した。在日中の先生との交流に付いてはまだ多くの方々の記憶に残るところであろう。

ゲッソウ先生の体力を懸念された河内先生から、中部地区での講演は名古屋だけのご要望があった。しかし、これは無視させて頂いた。私が先生をお招きする目的の大きな一つが、川重岐阜工場での講演と多くの後輩達との交流にあったのだから。

先生は講演を快諾され、まだ新しかった川重岐阜工場のAVルームで、上村 誠、現JHS会長の司会のもとにゲッソウ先生の講演会が行われた。前掲の写真は講演後の記念写真である。

先生ご夫妻ご希望の京都見物は京大に学んだ大林秀彦ご夫妻にお願いし、私は、その前に、飛騨路に車を走らせて、下呂の温泉ホテルへご案内することにした。

女風呂のご案内と多い荷物との為に、応援を滞米経験の深い伊東 裕ご夫妻に要請した。

掲載の2枚の写真はその時のスナップである。先生の浴衣姿は、少し不謹慎かとも思われたが、希少価値のある訪日記念写真と思い敢えて載せることにした。



ホテル・ド・マロニエ下呂温泉にて

私は1冊の“AERODYNAMICS OF THE HELICOPTER”を記念に頂いた。その表紙の裏に次の文章が手書きされていた。

12 Nov.1994, Gifu

to the Grandson of Motoi Yoshiwaka :

May you have as illustrious a career of your choice as your grandfather has had in helicopter engineering. Sincerely, Alfred Gessow

私は、短い中に慈愛が溢れるこのコメントを過分と感じたが、一方宛名が拙孫宛になっていることに少し訝りを感じていた。今回 Flater 氏からの先生の訃報の便りによりその謎が解けた。

ゲッソウ先生は多くの愛孫達に囲まれて幸福な晩年を過ごされていたのだ。



ゲッソウ先生ご夫妻@下呂温泉にて

先生とはクリスマス・カードを含め毎年2~3の手紙を交換するのが恒例と成っていた。

先生の手紙は何時も手書きの温情溢れる手紙、私のものは木にワードで竹を繋ぐ無味乾燥の手紙、それでも私は先生だからと遠慮無く続けていた。先生にはその様な包容力があつた。

昨年8月、私は、ヘリコプタ導入50周年に備えて、ゲッソウ先生のキャリアについて少し纏めておこうと思つた。

特にヘリコプタ導入の第一人者岡田愿介さんと同年と言う事に何とはなく興味を覚えた。ご存知の様に、東大航空昭和19年卒と言えは傑物揃い、私がお指導を頂いた狭い範囲に限つても、元航技研所長の武田 峻さん、川重では、岡田愿介さん、元副社長山田熙明さん、初代BK117開発室長鍵富一郎さん、一工、二工の違いはあるが、皆さん昭和19年東大航空卒である。また、私がPR活動で広島へ出向いた時、BK117にご同乗頂いた当時の山本マツダ自動車(株)社長もその筈である。

余談が過ぎたが、私のお願いに応じて、ゲッソウ先生からは直ぐにキャリア記載の書類や写真が送付されてきた。関連して少し手紙の往復があつた。この頃から先生の手紙が手書きから印字に変わって行つた。少し変だとは思つてはいたが、昨年12月初旬に例年通りのクリスマス・カードをお送りした。心待ちしてはいたが、先生からのクリスマス・カードは遂に来なかつた。

私は気に懸りながらも無為に過ごしてはいた。

5月6日、河内先生からゲッソウ先生の訃報がE-メールされてきた。

やはり、心配した通りであつた。

日本にヘリコプタが導入されてから、本当に多くの技術者が

A. Gessow 先生の名著“*AERODYNAMICS OF THE HELICOPTER*”をヘリコプタの入門書としてひも解いた。

そのヘリコプタ空気力学のパイオニア Alfred Gessow 先生が2002年5月2日に逝かれた。

20世紀は足早に遠退いて行く。

今は在りし日の温厚なゲッソウ先生の面影を思い浮べながら静かにご冥福をお祈り致します。

以上



日本ヘリコプタ技術協会

2001 年度活動報告

1. 総会・講演会

- 日時：2001 年 7 月 4 日
- 場所：独立行政法人 航空宇宙技術研究所 本所 講堂
- 総会：2000 年度活動報告および収支報告の件他の議案を決議。
また、当協会が主として開催する国際会議「ヘリコプターの先進技術と救命・防災」（通称 Heli Japan 2002）の準備状況の説明が行われた。
- 講演会：
 - ①「AHS インターナショナルの最近の活動について」
佐藤 晃 氏（中菱エンジニアリング(株) テクノタンク）
 - ②「DGPS を用いたヘリコプタ自動着陸装置」
藤本 肇 氏（川崎重工業(株) 航空宇宙カンパニー カスタマサービス部 参事）
 - ③「斜面上における地面効果モデルの実験的検証」
井星 正氣 氏（防衛大学校 システム工学群 航空宇宙工学科 助教授）
 - ④「実験用ヘリコプター MuPAL-ε の開発」
奥野 善則 氏（航空宇宙技術研究所 飛行システム研究センター 飛行実験グループ 主任研究員）
- ・見学会：本所研究施設（3次元 CFD、ヘリコプタ・シミュレータ）等の見学
- ・出席者：48 名

2. 理事会・幹事会

理事会・幹事会は 2001 年 7 月 4 日、11 月 29 日、2002 年 2 月 28 日に総会・講演会、第 22 回研究会、第 23 回研究会の前にそれぞれ実施。

3. 定例研究会

(1) 第22回定例研究会

- 日時：2001年11月29日
- 場所：ヤマハ発動機(株) 本社 コミュニケーションプラザ会場（磐田市）
- 講演会：
 - ① 「無人ヘリコプタ RPH2 の歩み」
横倉 修一 氏（富士重工業(株) 航空宇宙カンパニー 技術開発センター
第1技術部 ヘリコプタ第2課長）
 - ② 「大型無人ヘリ・ロボコプタ 300 の開発」
川田 忠裕 氏（川田工業(株) 取締役 航空・機械事業部長）
 - ③ 「無人機の自律飛行制御系と音声コマンドシステム」
中西 弘明 氏（京都大学 工学研究科 航空宇宙工学専攻 助手）
 - ④ 「自律型無人ヘリコプタの開発とその利用状況」
佐藤 彰 氏（ヤマハ発動機(株) スカイ事業部 主務）
- 見学会：無人ヘリコプタのデモ飛行（ヤマハ試験場）
- 出席者：80人

(2) 第23回定例研究会

- 日時：2002年2月28日
- 場所：朝日航洋(株) 東京オペレーション・センター（東京ヘリポート内）
- 講演会：
 - ① 「ヘリコプター・コストの研究」
西川 渉 氏（(株)地域航空総合研究所 代表取締役 所長）
 - ② 「日本の主要空港の単一滑走路処理能力について」
清水 吾妻介 氏（(株)日本空港コンサルタンツ 国内営業本部 計画部
主任技師）
 - ③ 「ヘリコプターのIFR運航について」
高橋 健一 氏（国土交通省 航空局 管制保安部 保安企画課
航空管制技術調査官）
 - ④ 「自律型無人ヘリコプタの開発とその利用状況」
佐藤 彰 氏（ヤマハ発動機(株) スカイ事業部 主務）
- 見学会：東京ヘリポート内の朝日航洋(株)格納庫で実機を見学。
- 出席者：64名

4. 特別講演会

- 日時：2002年1月28日
- 場所：三菱重工業(株) 東京本社 10階 大会議室
- 標題：「Hunter Stand-Off Killer Team (HSKT) について」
- 講師：ロバート J. ジョンストン 氏
(米陸軍 HSKT プログラムマネージャー、テストパイロット 少佐)
- 出席者：95名

5. 「Heli Japan 2002」実行委員会

- 実行委員会を2001年7月4日の第3回から、2002年6月21日の第13回まで、ほぼ月1回のペースで実施した。適宜、プログラム委員会、総務委員会の分科会も実施し、2002年11月11日～13日の開催に向けて、論文募集、協賛・後援依頼、会場準備等を進めている。

6. その他

- リフォーム委員会は、活動内容が「Heli Japan 2002」実行委員会と重なるため現在休止中。

以上



マグロを釣ったヘリコプタ V-107A

日本ヘリコプタ技術協会 名誉顧問（初代会長）

義若 基

二十年前海上自衛隊の航空掃海隊員から V-107A でマグロを釣ったと聞いた。その時は冗談と思い軽く聞き流した。ところが V-107A でマグロを釣ったのは本当だった。海に展張していた掃海具を V-107A ヘリコプタに揚収中、機雷掃海用のケーブル・カットに一匹のマグロが食付いて釣上げられ、第 111 航空隊隊員の夕餉の食卓を賑わせたのは事

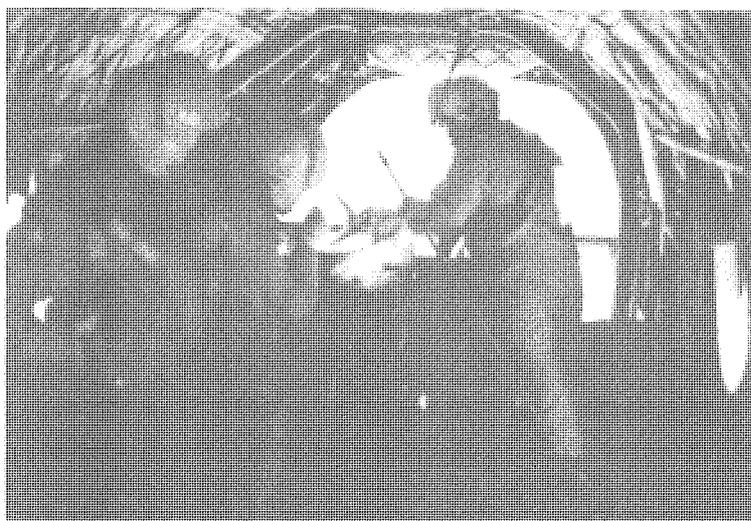


写真1：マグロを釣った V-107A

実であった。世界にヘリコプタは多いが、マグロを釣ったヘリコプタは海上自衛隊の掃海ヘリコプタ V-107A (KV107 II A-3 は川重コード) だけであろう。

写真は第 111 航空隊発刊「しらさぎ、V-107A 除籍記念写真集」から転載した。この写真集は、平成二年三月三十日海上自衛隊岩国基地で、V-107A 掃海ヘリコプタの除籍記念式が行なわれ、V-107A の Plaque と共に記念品として頂いた。

我が国最初の掃海ヘリコプタ V-107A は、この式典をもって退役し、そのバトンをシコルスキ社製 MH53E ヘリコプタに渡した。当日、新掃海ヘリコプタとして紹介された自由世界最大のヘリコプタ MH53E もその後継機が取り沙汰されるようになってきた。時の流れは速いものである。

KV107 II の製造と関連事業米海軍 CH-46 の修理・オーバーホールとで、昭和四十一年度から対潜哨戒機 P2J が立ち上るまでの四年間、川崎重工の航空機部門を支えたこともある KV107 II ヘリコプタ、そのビジネス展開によってヘリコプタが名実共に川重航空機の柱の一つになったと考えられるのであるが、毀誉褒貶、このヘリコプタほど話題の多い機体は戦後無かった。

海上自衛隊の掃海ヘリコプタもその一つである。



写真2：海上自衛隊小月基地にて

V-107 は、昭和三十二年から川重明石工場
で導入が計画され、最初の販売先としては海上
自衛隊の掃海ヘリコプタに的が絞られて
いた。

昭和三十五年十二月初旬、三十六年度の国
家予算政府案で V-107 二機が海上自衛隊の掃
海用ヘリコプタとして認められて、ボーイン
グ・バートル社との技術援助契約が認可され
発効した。

同年十二月中旬、東京事務所、川航（当時）の最高幹部、永野岐阜、四本神戸・両製
作所長出席の大会議が開かれ、V-107 の事業展開は、岐阜工場と、明石から岐阜への移管
が決定された。私は昭和三十六年一月一日付けの発令で岐阜へ転勤した。

その後、苦節十年、川重航空機事業部が V-107 掃海システムを開発して、昭和四十九年、
日本に初めてヘリコプタによる掃海選任の部隊、海上自衛隊第 111 航空隊が誕生した。

V-107 掃海ヘリコプタの装備予定総数は当初十二機であった。しかし、第一次 C-1 契約の
二機と第二次 C-2 契約以降～第六次 C-6 契約までの七機合わせて九機の納入をもって、昭
和五十年突然調達打ち切りという、他に例を見ない結末で終わった。

V-107 掃海ヘリコプタの開発費の回収は全調達機数に割掛けて行うことが調達契約の前
提であった。海上自衛隊 V-107A 掃海ヘリコプタは開発費未回収の汚名を残して納入が終わ
った。

この調達中途打ち切りの理由として、昭和四十九年ボーイング・バートル社から輸入し
ていた回転翼スパーの製造欠陥による回転翼特別検査のために V-107 全機グランドと言う
大問題の発生が考えられた。また、一方では V-107A の掃海が使い物にならないとの噂が相
当川重社内外で流布されていたようで、今でもこれが話題に上ることがある。

しかし、それらは本当に真の理由であったのだろうか。

VERTIFLITE 2000 年夏季号に掲載された寄稿文「Military Technology, SEA SWEEPERS,
Airborne Mine Countermeasures Places Unique Demands on Helicopters」, by Frank Colucci
の中に次の文章を見つけた。

In 1962, the Chief of Naval Operations ordered a few helicopters converted for mine
countermeasures development. The tandem rotor Boeing Vertol CH-46A was the first
choice, but with Marine Corps needing new transports, there were no CH-46s available
for airborne mine countermeasures. (Years later, Japan practiced AMCM with the
Kawasaki VERTOL KV-107 II-3.)

The Sikorsky HSS-2 Sea King became the first minesweeping helicopter in the US fleet
in 1965. Towing sweep gear, the Sea King frequently broke tail rotors and rapidly
wore out engines and dynamic components. Sikorsky engineers calculated each hour of

tow was equal to eight hours' normal flying and reduced overhaul intervals accordingly.

In 1971, the Navy formed its first dedicated Helicopter Mine Countermeasures squadron HM-12 with 15 CH-53As.

Despite their effectiveness, dedicated HM squadrons and their aircraft are expensive to maintain. The navy expects organic AMCM and SMCM to cut the cost of mine countermeasures and make deployed forces more self-sufficient.

米海軍は、結果的に、世界最初の掃海ヘリコプタとして HSS-2 ヘリコプタを採用した。

川重の開発はそれより五年遅れたが、独自のアイデアによる V-107A 係維機雷掃海システムは、信頼性も、使い勝手の良さも、米海軍 HSS-2 のそれを遥かに凌駕し、昭和四十五年（1970 年）当時、世界で唯一の実用掃海ヘリコプタであったと思われる。

ヘリコプタによる掃海は、気圧・気温、風向・風速、海流、水路等、多くの運航パラメータ組合せの中で、複雑な掃海具の展張、曳航、曳航旋回、揚収、時には掃海時間延長のためヘリコプタ間での授受も行う、ヘリコプタにとっても、機上掃海隊員にとっても、危険かつ過酷な作業の連続である。

シングル・ロータ・ヘリコプタは、尾部回転翼による風見型安定性により、向い風に対しては強いが、背風、横風での飛行は殆ど不可能、掃海はタンデム・ロータ・ヘリコプタの独擅場と、海自向け第一次契約の V-107、二機の輸入到着を待っていた。

昭和三十八年到着した一号機に装着されていたのは、期待された自立掃海システムとは縁遠い、後部胴体下面に取付けられた牽引力 15,000 ポンドの大きな牽引曳航用のウインチだけであった。このウインチのドラムに巻きつけられたケーブル（5/8 インチ径×25 フィート長）の先端に取付けられた特殊フックで、掃海艇から展開曳航されている掃海具の曳航ケーブルをピックアップし、フックをウインチま

で巻き付けて、掃海具を曳航する、特殊フック付き曳航ウインチだけであった。この曳航ウインチでも使えればまだ良かったが、これが、試作品同様、実用に耐える代物では無かった。ここに最初の問題が発生した。

海上自衛隊は二号機用曳航ウインチの輸入を見合わせた。このまま何もしないと V-107 掃海ヘリコプタの制式化は難しいと判断して、二号機用曳航システムの開発に

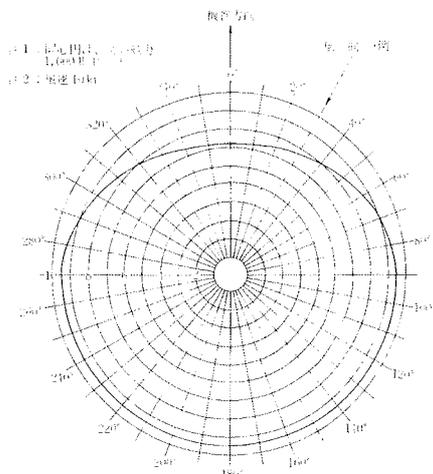


図1：V-107A の曳航力に及ぼす風の影響

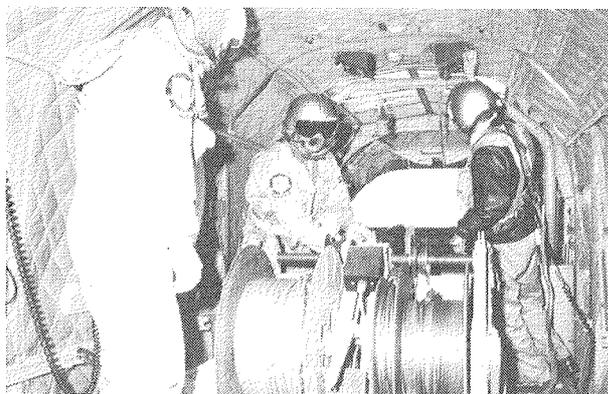


写真3：V107にて係維機雷掃海具展張中の航空掃海隊員

着手した。許される開発期間は一年、到底、新規ウインチの開発は無理。出来ることは海自 V-107 機に装着輸入されていた救助用のウインチの流用しかなかった。智恵は出た。独自構想の WE6100 型川崎式曳航システムを二号機用に開発して（第一回日米合同掃海演習無事終了後の訓練中、ケーブルがキンクにより数回切断、とうとう最後には、長さ 150 フィートのケーブルの径を 3/16 から 1/4 インチに改造しなければならぬ様なトラブルもあったが）、とにかく第一回日米合同掃海演習に間に合わせる事ができた。

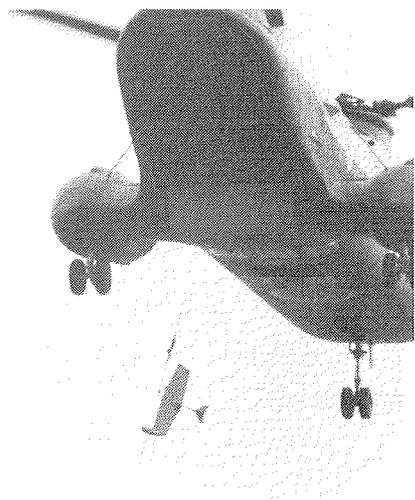


写真 4 : V-107 から掃海具の展張

この第一回日米合同掃海演習は、昭和四十一年八月十四、十五日の本演習を挟んだ前後一週間、前進基地を山口県小月に置き、唐津湾を掃海海域とした、海上自衛隊掃海部隊総力を挙げての演習、我が国におけるヘリコプタ掃海の将来を左右する重要な演習であった。

ヘリコプタ掃海を担当したのは海上自衛隊の実験航空隊・第 51 航空隊、総指揮をとったのは名将薬師寺司令（故人、元海将補、当時一等海佐）、実戦さながらの大演習となった。

川重も、ヘリコプタによる演習の失敗は絶対に避けねばならぬと、内野航空機事業本部副本部長以下岐阜工場各担当部門の実力者六名が小月基地に進出し、即断即決、全ての処置が現地でもとれる万全の支援体制で臨んだ。

当時双発ガスタービン・ヘリコプタは運用開始直後で、信頼性、稼働率は極端に悪く、現在のヘリコプタからは想像も出来ない程であった。V-107 も例外ではなく、One Flight、One Failure、これが型式証明を取得した量産機かと言われる程であった。

演習期間中、我々は毎日薄氷を踏む思いでヘリコプタの掃投を待っていた。事前の準備運航では毎日不具合調整と故障修理が続いた。しかし、本演習の二日間は、正に天佑神助、V-107 で、敷設機雷を十二個発見、係維機雷一個を掃海具で切断浮上させ、これを銃撃処理し、ヘリコプタによる最初の掃海演習としては大成功であった。

「V-107 ヘリコプタは、掃海機材・人員を自力輸送して掃海するに十分な性能を持ち、機動掃海兵力として得難い能力を有することが実証された」との総合講評がでた。

これを受けて川重航空機事業部は本格的な自立掃海システムの開発に向けて自主研究を開始した。「武人の用に立つ、蹴飛ばしても壊れぬ掃海システム」を開発の狙いとし、一番面倒な係維機雷掃海システム、MK101 掃海具を、V-107 の機内に乗せて掃海域へ進出し、海面へ展張、掃海した後、再び機内に揚収して基地へ掃投する、いわゆる MK101 自立掃海システムを開発し、既納の V-107、一、二号機を改造して、これに装着し、昭和四十四、五年度に各一機納入した。

昭和四十五年度契約から始まる第四次防衛力整備計画に向けて、高出力エンジンへの換装、特に互換性と重量さらに軽減を図ったトランスミッションの独自補強、掃海時間増大

の1,000ガロン大型燃料タンク、機体傾き角調整用ホバー・トリム装置、ホバリング給油システム、精密航法装置、曳航ヨー角・ASEカプラー等各種新規システムに加えて、MK104音響機雷掃海システムを開発した。これらを全て組み込んだ性能信頼性向上の新掃海ヘリコプタ V-107A-3 (KV107 II A-3) 二機を、昭和四十五年度 C-2 契約として昭和四十七年二月、三月に各一機納入した。新掃海ヘリコプタ V-107A-3 の調達・運用は、特に大きなクレームも無く、C-3～C-6 契約と毎年順調に推移し、昭和四十九年二月に我が国で初めてヘリコプタによる掃海部隊、第 111 航空隊が編成され発足した。

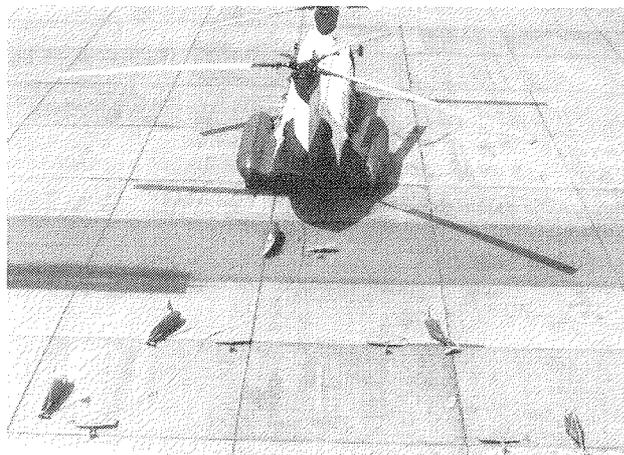


写真 5 : 係維機雷掃海具 MK101 地上展開

しかし、前記の回転翼特別検査、グラウンド問題がほぼ収斂した昭和四十九年夏、突然、昭和五十年の予算要求から V-107A を外すとの情報が齎らされた。

回転翼の特別検査、グラウンド問題が決して小さな問題であるとは考えていなかった。川重航空機事業本部とボーイング・バートル社とは V-107 の安全性確保に向けて最大限の努力を傾注した。

KV107 II A は、その後、昭和五十二年に一次契約が成立したサウジ内務省防災ヘリコプタ（初度納入後二十数年が経過した今もなお、毎年、一週間に数百万人の回教徒が参加するメッカ大巡礼の安全確保にも大活躍している）では、熱砂の飛ぶサウジアラビアで任務稼働率 92% を達成、当該プロジェクトに従事した米国人パイロット・整備士が CH-46 の経験と比べてその信頼性・稼働率の高さに驚いた程の、高信頼性ヘリコプタへと脱皮していった。

陸空両自衛隊は調達を継続し、KV107 II A の製造は、平成二年二月、社内製造機番 160 号、航空自衛隊救難ヘリコプタの最終号機の製造をもってその幕を引いた。

日本発の性能信頼性向上機 KV107 II A は、米国 FAA の型式証明を取得して、海外にまで進出した日本で唯一のヘリコプタ、導入後四十年経った今もなお、陸空両自衛隊をはじめ、米国、スウェーデン、サウジアラビアでも運用されている、世界に誇るヘリコプタの傑作機に玉成されたのである。

記念写真集の巻頭言に、第 111 航空隊司令 織田 勝 一等海佐は次の様に誌されている。

「しらすぎの愛称で親しまれ、下総を基地として、北は北海道、南は沖縄、東は硫黄島まで、日本全国を縦横に飛び回り活躍してきた我々の掃海ヘリコプタ V-107A は、岩国を最終基地として二十六有余年にわたる輝かしい歴史を閉じようとしております。

思い起せば昭和三十八年九月、我が国最初のガスタービンエンジン搭載の大型ヘリコプタとして陸空自衛隊に一步さきがけて導入され、51 空において約十年間に及ぶ掃海ヘリコ

プタとしての開発、試験が繰り返された後、昭和四十九年二月に海上自衛隊唯一の選任掃海部隊としての第 111 航空隊の発足をみました。



写真 6 : 曳航試験中の V-107A

導入当時、米海軍においては既に HSS-2 での航空掃海が実用段階に入っており、機種選定には種々検討が加えられ、最終的にはタンデム・ロータの持つ特性が掃海の運用形態に有利との判断から独自のシステムとして開発が進められたと聞いております。これは、その後の V-107A の歴史をみるに極めて賢明な選択であったと言えましょう。特に、その運用にあたって、この機種が陸海空の共通機種であったことは、後方支援の面で極めて大きな意義がありました。更

に、掃海具の展張、揚収システムを国内開発したことにより、機内での運用作業が人間工学的に見ても日本人の特性に合致したものとなり、困難で危険を伴う作業にもかかわらず安全を維持できた大きな要因であったといえます。

このように、V-107A は、我々のニーズに十分応えてくれました。特にその堅牢さと優れた操作性は、海上自衛隊の中でも常に高い任務稼働率を維持することができ、実践的なシステムとして高く評価されます。

導入以来、今日まで一人の人命も又、一機も失うことなく、全機が完全にその耐用時間を飛び続けたというこの輝かしい記録がその全てを物語っていると思います。

先輩の英知と努力に対して今、改めて感謝申し上げる次第です。

しかし、それだけにその勇姿が再び見られなくなることは、V-107A に魅せられた一人として寂しさは禁じ得ません。掃海ヘリコプタ V-107A は、それを知る私達の胸に深く残るとともに、海上自衛隊の歴史を飾る名機としてその名を後世にのこすものと確信します。そのような思いをこめて、懐かしい貴重な写真を部内外の皆様方に広く求め写真集を作製しました。

青春と情熱を傾けた時代の思い出として頂ければ幸いに思います。」

(おわり)

ヘリコプター活用懇談会について



社団法人 日本航空宇宙工業会 調査部長
(日本ヘリコプタ技術協会 第6代会長)

上村 誠

平成14年2月26日経済産業省内の会議室で「ヘリコプター活用懇談会」の第1回が開催された。この懇談会は、「日本が民間ヘリコプターの保有機数が世界第3位であり、また保有民間航空機総数に占めるヘリコプターの機数比率も諸外国に比して格段に大きい、人員輸送等にはあまり活用されておらず、またその90%以上が輸入ヘリコプターで占められている」という現状を改善し、さらなる需要開拓を図るため、「産業界だけでなく運航界及び学識経験者さらに行政当局も含めた関係者の各般の参加を得て現状における課題と解決の方向について関連に議論を行う」ことを目的として、(社)日本航空宇宙工業会が開催するものである。

この開催に際しては、昨年11月1日付で(社)日本航空宇宙工業会に出向したばかりの著者が、日本ヘリコプタ技術協会会長でもあったため、担当することとなり、技術協会会員にもご相談させていただきながら、経済産業省と調整して準備をすすめた。

第1回の懇談会では豊永厚志航空機武器宇宙産業課長から以下のようなヘリコプター関係者にとって非常に勇気付けられるご認識を、挨拶の中で披露していただいた。

「何故ヘリコプターかというのは、まず第1に、世界第3位の機体保有国として我が国が現在持っている多くのヘリコプターをどううまく使えるだろうかということ。2つ目には、ヘリコプター自体の開発生産能力を伸ばすことにより、我が国のどこの利便が増えるだろうか、国民経済上も、もっとヘリコプターに期待するものがあるのではないだろうかということ。3番目には、実は作る側のほうから言えば、航空機産業全体の生産基盤、技術基盤を維持するためには、防衛需要以外にも民需の機会を使って、持てる力を総力あげて活用する機会を増加させることが必要ではないかと。そういう意味では、国内に開発能力があり、製造能力があり、需要があるものとして、固定翼よりも今まさにヘリコプターが近いところにある、という感じを強く持った次第であります。」

懇談会メンバーとしては、産業界からはヘリコプターおよびエンジンメーカーと無人ヘリコプターメーカー、運航界からはヘリコプターの使用事業会社及びユーザーとしての官公庁、さらに学識経験者等に加え、経済産業省のほか航空行政当局である国土交通省航空

局及び防衛庁等から以下に示す方々をお願いした。

東 昭	東京大学名誉教授
岩田隆次	ロックフィールド・インターナショナル社 代表取締役
臼杵研一郎	富士重工業（株）航空機第二部長
内山一雄	ヤマハ発動機（株）スカイ事業部長
大隅敏彦	石川島播磨重工業（株）民間エンジン事業部 副事業部長
大森軍司	東京消防庁 装備部 航空隊航空隊長
神野正美	中日本航空（株）航空事業本部査察室長
川田忠裕	川田工業（株）航空・機械事業部長
小林 孝	三菱重工業（株）ヘリコプタ技術部長
小森逸雄	国土交通省 航空局 管制保安部 保安企画課課長補佐
齊藤 茂	独立行政法人 航空宇宙技術研究所 流体科学研究センター 回転翼空力グループリーダー
佐藤宏文	東邦航空（株）コピュータ室次長
世良直己	川崎重工業（株）ヘリコプタ設計部長
高木淳二	富士重工業（株）第一技術部長
高橋和弘	国土交通省 航空局 技術部 運航課技術企画官
富尾 武	（株）コピュータヘリコプタ先進技術研究所 特命担当
豊永厚志	経済産業省 製造産業局 航空機武器宇宙産業課長
西川 涉	（株）地域航空総合研究所 代表取締役
西村義孝	防衛庁 管理局 開発計画課部員
丹羽正量	三菱重工業（株）民間航空機部長
的場 幸	海上保安庁 警備救難部 航空業務管理室専門官
望月清光	朝日航洋（株）中部航空支社 整備部 部長
山本 憲	川崎重工業（株）ヘリコプタ部長
龍崎孝昌	日本ヘリコプター事業促進協議会 会長

なお、座長はヘリコプター学識経験者の最長老である東昭東大名誉教授をお願いした。

懇談会テーマとしては日本におけるヘリコプターの利用状況から見えてくる運航界の諸課題とそれに関連する技術の現状について無人ヘリコプターも含めて取り上げることにした。東座長に基調発表をしていただき、小生が事務局としてヘリコプター産業界の現状を報告することになった。

現在までの実績と今後予定している発表テーマ及び発表者を以下に示す。

<u>懇談会（月/日）</u>	<u>発表テーマ</u>	<u>発表者</u>
第1回（2/26）	今何故ヘリコプタか ヘリコプター産業界の現状	東 昭氏（座長） 上村 誠（事務局）
第2回（3/26）	ヘリコプター利用の現状と課題 ヘリコプター全天候運航能力の現状と見通し	西川 渉氏 富尾 武氏
第3回（4/26）	ヘリ・コンピューター事業とIFRの研究・開発 東京消防庁における救急活動の現況と今後の展望	龍崎孝昌氏 大森軍司氏
第4回（5/24）	民間ヘリコプター運航の現状について ヘリコプター運賃はなぜ高いか	神野正美氏 高橋健一氏 （小森逸雄氏代理）
第5回（6/18）	ヘリコプターの騒音について ヘリコプター運賃はなぜ高いか	齊藤 茂氏 望月清光氏
第6回（7/19）	（無人ヘリコプターについて）	（FHI、ヤマハ、川田工業 の各社から計3名）
第7回（9月）	提言の討議（1）	
第8回（10月）	提言の討議（2）	
第9回（11月）	報告書まとめ	

この成果は今年度の調査検討を踏まえて、逐次、種々の諸課題の解決に向けて関係者への働きかけを行うことになっている。

なお、懇談会で発表された内容及び提言についてはまとめて公表する予定であり、日本ヘリコプタ技術協会の会員方への周知方法についても本会報への掲載も含めて検討中である。

以上



VTOL 機を組み込んだ 新しい旅客輸送システムの動き

中菱エンジニアリング株式会社 テクノタンク
(日本ヘリコプタ技術協会 第3代会長)

佐藤 晃

平成 13 年 7 月 4 日、航空宇宙技術研究所において「AHS インターナショナルの最近の活動について」というタイトルで、最近の AHS の更なる国際化、VTOL 機全般へのテリトリーの拡大、旅客輸送における新用途の拡大に関する活動について報告した。この内容については、すでに 2001 年度会報の 12~15 ページに掲載されている。そこで、ここでは後に少し範囲を広げて 2001 年度の飛行機シンポジウムで発表した内容を紹介する。

1. はじめに

旅客や貨物の空輸需要が予想を上回って伸びおり、今後もこれが続くと、ほとんどの大都市の空港はランウェイの混雑から発着便の遅延が日常茶飯事となる心配がある。

この解決策の一つとして GPS を使った航法システムを持つ VTOL 機を、滑走路を使う固定翼機の離着陸プロセスに全く影響を与えないで、同時並行的に離発着させ、近距離の旅客輸送を担わせて混雑の解消を図る構想が FAA などで行われている。これについての最近の動きを述べたい。

2. 旅客輸送における新用途の開拓

ヘリコプタが特殊な用途だけのためにある限り、将来の発展に大きな期待は持てない。

そのことをヘリコプタの関係者は痛感しており、何とか航空旅客輸送システムの一環にヘリコプタを位置付けることは出来ないものかと、従来から色々な模索が続けられてきたが、未だこれといった決め手が見つかっていない。

しかし、最近になって、次のような従来にはない環境が出現している。

- (1) 旅客や貨物の空輸需要が年々増加し、大都市の空港が今やどこも能力の限界に達してきた。しかし、空港の増設や拡張はもはや不可能である。そのため、ランウェイの混雑による発着便の遅延が日常茶飯事となり、このまま事態を放置できないところまで来てしまった。(図1参照)
- (2) GPSを用いた信頼性が高く、低価格の航法システムが実現できる技術的、社会的基盤が整ってきた。

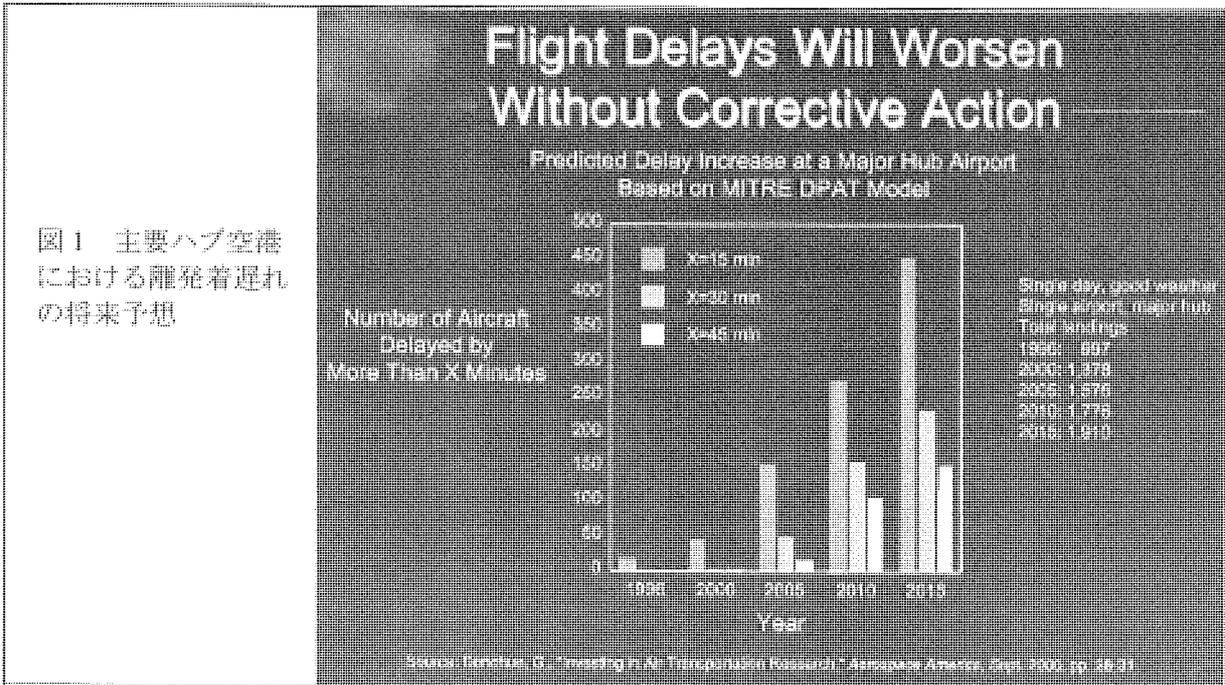


図1 主要ハブ空港における離発着遅れの将来予想

(3) 旅客輸送のための大型ヘリコプタ S-92や、ティルトロータ BA-609の開発・実用化が目前のこととなってきた。

そこで、この空港の混雑を、ヘリコプタやティルトロータなどの VTOL 機を使って緩和できないかというアイデアが出てきた。

それを可能にするのが GPS を使った自律的な航法システムで、滑走路を使う固定翼機の離着陸プロセスに全く影響を与えないで、VTOL 機が大都市の空港に同時並行的に離着陸できるというものである。

大都市の空港が混雑する大きな理由の一つが近距離のコミュタやリージョナルの定期便が増えているためであることを考えれば、これらの定期便が VTOL 機に置き換えられれば空港の混雑は大きく緩和されるであろうというのがその論拠である。

このシステムを SNI (Simultaneous and Non-Interfering Operation) と呼んでいる。

この SNI を実現させるためには、技術的な問題を解決すると同時に、地上のインフラ整備、運航に係る法整備などやるべきことが山積している。

このような状況で、昨年(2000年)12月、これに関係するキーパーソン約40名が集まり、如何にして SNI 実現の突破口を開くべきかというテーマの下で議論を戦わせた。場所はカリフォルニア州のカーメルという風光明媚な保養地で、2泊3日の合宿を行い、参加者もメーカ、オペレータ、FAA、NASA および日本、欧州の代表などである。

私も AHSI (American Helicopter Society International) の VP という立場から ATIC の大林さんと共に出席したが、そこで感じたことは、FAA を含めて大変真剣にこの問題を捉え、解決の糸口を見付けようとしていたことである。日本でもずっと以前から空港は混雑しており、米国より状況はずっと悪いのである。そのため増便を規制することで今までしのいで来たので、このような議論にはもっと積極的に参加する必要がある。

参加者は全員、15分程度何かを発表することになっており、日本から参加した我々も、ATIC、NHK、古野電気などで進められているGPSを使った全天候型航法システムの開発などについて発表した。これは、全員が興味を持っているテーマでもあり、活発な意見交換が行われた。

3日間の議論の結果、得られた結論は、次の2つの作業分科会を作り、この1年ぐらいである程度方向付けをすべきであるということと、早速その分科会を動かそうというものであった。2つの分科会とは、

1. SNIの具体化
2. ヘリコプタのパブリックアクセプタンス

である。

1つ目のテーマであるSNIについては、NASAがその構想を検討しており、コンピュータやリージョナルの定期便をVTOL輸送機に換えることによって、空港の能力を25%以上増やすことができるとしている。(図2及び図3参照)

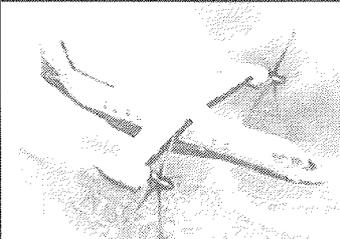
空港と都心を結び、2005年の運航を目標に、メーカー、オペレータ、行政・研究機関、地域代表、都市計画専門家および土建会社などが参加して、どういうインフラストラクチャをいつまでに誰が中心になって整備していくかのアクション・プランを作るというものである。

2つ目のテーマの目的は、何をやるにしてもヘリコプタが社会に受け入れられないようではどうにもならないので、ヘリコプタが如何に社会の役に立っているかを、または役に立つことができるかをPRし、理解を得ていくということである。

これについては、ヘリコプタが地域の住民に受け入れられる最大の障害になっている騒

図2 ランウェイを使わないVTOL輸送機と通常の輸送機との同時運航(SNI)構想

Runway Independent Aircraft Operations



Increases airport throughput by 25% and reduces delays at airports

- Provides 50% as much delay reduction as a new runway



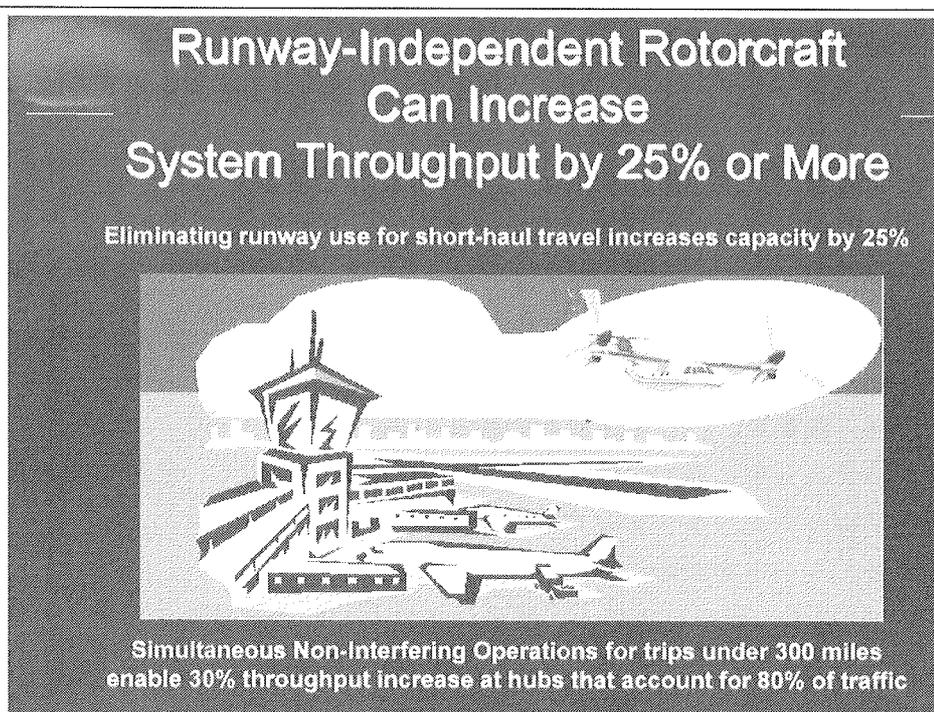
Improves terminal area airspace safety and reliability

- Separate corridors and runway traffic for slower aircraft and jet transports
- Improved separation in departure corridors



Commuter fixed wing aircraft (< 300 nm) carry 20% of the passengers, yet account for 40% of the departures at major hub airports

図3 SNIにより
空港の能力を
25%向上でき
るとするNASAの
研究例



音の問題を取り上げ、騒音を少なくする飛行ルート（特に着陸時のアプローチ・ルート）の見直しや、既存機にも適用できる低騒音化技術の開発について5～10年の行動計画を作成するとしている。この分科会への参加者はメーカ、オペレータ、行政・研究機関および地域代表などである。

この活動をフォローするために、今年も12月に第2回のカーメル会議を開き、来年（2002年）中頃にはその行動計画を決定することが提案されている。

カーメル会議で前進した具体的な例の1つは、FAAが通称「デッドマンズ・カーブ」と呼ばれる「高度一速度線図」の中で「避けなければならない」と規定している飛行領域を、「注意しながら飛んでもよい」というように改訂することを検討すると約束したことである。

ヘリコプタが嫌われる大きな理由がうるさいということであるが、着陸時の進入経路を急降下に近いパターンにすると音が非常に静かになることが実証されているがこの規定があるために今まで使うことが難しかった。

FAAでは最近のエンジンや機体の信頼性向上や、パブリックアクセプタンスの重要性を認識し、今までよりも一歩踏み込んだ対応を取らざるを得なくなってきたのである。

一方、FAAでも、回転翼機業界のこのような動きに呼応して、2001年6月に“FAA Vertical Flight Policy Statement”を発行した。

これは、近代的な技術を適用したVTOL機を航空輸送システムに組み込むことで、増えつづける航空輸送に対応できる21世紀の新しいNAS（National Airspace System）を構築する方

針を示したものである。

このステートメントは、FAAとしては、画期的なものであり、FAAのポリシーとして次の11項目を推進するとしている。

- ・固定翼機とVTOL機とのSNIによって、NASの能力を向上させる。
- ・両者の離発着時における分離のスタンダードを作る。
- ・VTOL機に全天候運用能力を持たせる。
- ・SNIに合わせた法規や運航規則を整備する。
- ・NASAと技術面、開発面で密接に協力する。
- ・FAA、産業界、国、地方政府の相互の協力を推進する。
- ・システム分析に基づいて、有用なVTOL技術を抽出し、それに重点投資する。
- ・ヘリポートやヴァーティポートを増設する。
- ・デモ・ルートを決め、そこで十分な実証をする。
- ・VTOL機用の管制システム、航法システム、計器離着陸システムを構築する。
- ・調和のとれたNASを作るために ISO (International Standard Organization) と協力する。

3. まとめ

AHSIやFAAを中心とした「VTOL機を組み込んだ新しい旅客輸送システム」を構築しようとする動きは、近い将来予想される空港の混雑を、新しい技術を適用したVTOL機をうまく使うことによって解決できるかもしれないという可能性に賭けて加速されつつある。同じ悩みを抱えるわが国においても、このような動きを他人事と捉えることなく、国（国土交通省、経済産業省、防衛庁など）、メーカ、オペレータ、大学、研究所などが関心を持ち、同じ土俵で議論することがまず必要ではないかと考える。その上で、有用であるとの結論が得られれば、こういった動きを国内にひろめ、AHSIやFAAのグローバルな活動に参加し、後押ししていくことが重要である。

日本航空宇宙学会および日本ヘリコプタ技術協会においても、その点で果たすべき役割は小さくない。

4. あとがき

2002年11月には、日本ヘリコプタ技術協会は、日本航空宇宙学会との共催で、宇都宮において Heli Japan 2002 を開催する予定である。多くの方々のご参加を得て、このテーマについても実のある発表や議論を行い、さらに機運を盛り上げていきたいと考えているので、関係各位のご協力をお願いする次第である。

参考文献

- (1) Jane F. Garvey (FAA Administrator) “Federal Aviation Administration Vertical Flight Policy Statement.” June, 2001



DGPS を用いたヘリコプタ自動着陸装置

川崎重工業株式会社 航空宇宙カンパニー カスタマサービス部 参事
藤本 肇

はじめに

近年ヘリコプタの安全性や定時運航率が重要視されてきており、固定翼機と同等の安全性や定時運航率を実現するために計器飛行による運航が必要とされてきている。しかし現行のヘリコプタ IFR 方式では特に悪気象下における運航において CNS に関する問題が未解決の状態である。

- 低高度では通信・レーダーシステムが障害物等により機能しないため IFR 運航は困難である。
- 現行の IFR システムや基準は主に固定翼機を対象とした広域的なものであるためヘリコプタ IFR の様にローカルな運用には適していない。
- 現行の IFR システムはヘリポートを対象としていないために、ヘリポートに対する低高度までの IFR 運航は困難である。

このような状況の中で、VFR 運航中の急激な天候変化による事故もたびたび発生している（1985 年からの 12 年間で 14 件発生）。前述した問題だけでなく、騒音問題等についても解決すべき課題として残されている。

本稿では ATIC が進めている「飛行安全技術の研究」の概要について説明した後、DGPS を用いたヘリコプタ精密進入の研究結果を我々の飛行試験結果と米国での研究結果を比較しながら紹介する。

1. ATIC 概要

前述の背景のもと、ATIC は基盤技術研究促進センターからの出資をうけて平成 6 年 3 月に設立された。ATIC では前述したヘリコプタの問題点を解決するための研究目的として、「ヘリコプタによる旅客輸送の普及とヘリコプタ需要の飛躍的拡大」を挙げ、「機外騒音低減技術の確立」を目標とする研究第 1 部と、「飛行安全技術の確立」を目標とする研究第 2 部の 2 つのグループに分けて研究・開発を行ってきた。

飛行安全のために数多くの研究が実施されており、GPSを用いたFANS構想も世界中で構築されてきている。日本においてもGPSシステムのようなインフラを使用したヘリコプタIFR運航について検討されてきており、21世紀初頭には実現する見通しである。

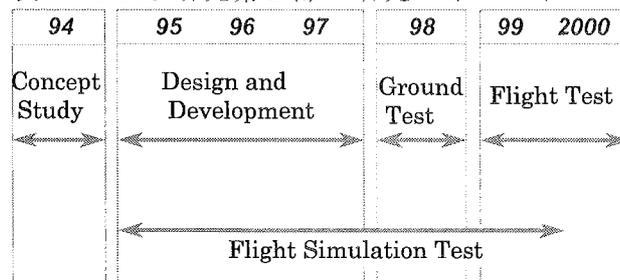
このような社会動向のなか、ATIC研究第2部ではIMC下におけるヘリコプタの安全性と定時運航率を向上するためのキーワードとして“航法の容易化”と“操縦の容易化”を挙げ、研究を行ってきた。

本稿では主に“航法の容易化”に関する研究について紹介する。パイロット・ワークロードを減少させるための技術として以下3点の研究を実施した。

- ① 離陸から着陸までの指定された飛行経路を自動及び手動により、正確に誘導するための技術
- ② 運航が正常に実行されている事をパイロットが直感的に認識することのできる技術
- ③ パイロットに効果的に情報を表示させる技術

ATIC研究第2部の研究マイルストーンを表1に示す概念研究を1994年に実施し、1995年から2000年にかけて12回のフライト・シミュレーション試験を行った。飛行試験で実際に使用するハードウェア/ソフトウェアを用いた地上試験は1998年に実施し、2000年11月に飛行実験フェーズを終了した。

表1 ATIC研究第2部 研究マイルストーン



2. 精密進入プロファイルの設計

本研究では、ヘリコプタの特性を生かしたIFR運航の実現のため、固定翼機とは異なるヘリコプタ独自の精密進入プロファイルを設計した。

IMC下での安全性や定時運航率を向上させるためにはヘリコプタのIFR運航能力を高める必要がある。しかしIFR運航を実施するにあたり、進入・着陸フェーズにおいて以下に示すような解決すべき課題が残されている（図1）。

- ① 現行システムではヘリコプタ運航は空港周辺で固定翼機の運航に干渉する可能性

があり、かつ固定翼機と並行して運航できない（固定翼機と同じシステム（ILSアプローチ）を使用するため）。

- ② 現行システムでは屋上ヘリポートへの IFR 運航は考慮されていない。
- ③ 特に都市部での騒音問題が解決されていない。

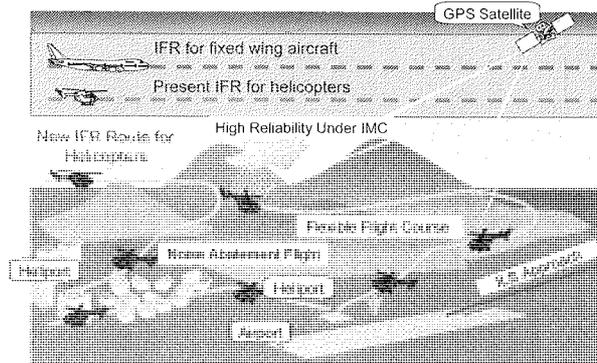


図1 将来通勤ヘリコプタ概念図

本研究では低騒音を考慮した急角度進入プロファイルと現用機が既に使用している CAT.A プロファイルを結合した新しい精密進入プロファイルを設計した（図2）。対気速度 50kt、降下率 1000fpm で飛行する事によりスラップ音を発生しやすい領域を回避している（図3）。

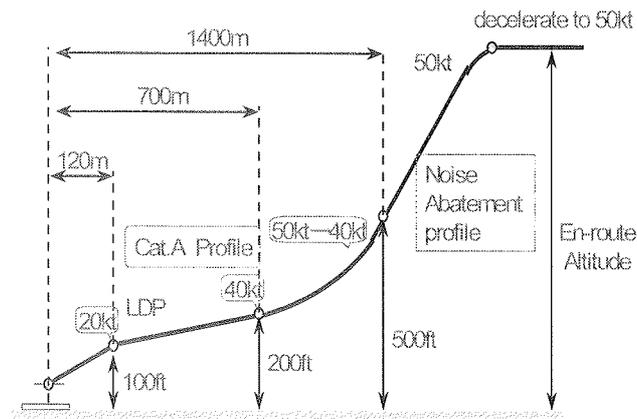


図2 精密進入飛行プロファイル

提案する精密進入プロファイルと従来方式の ILS アプローチを使用したときの飛行経路の比較を図4に示す。提案するプロファイルを使用する場合のほうが低高度を飛行する区域が少なくなっていることが分かる。また固定翼機が使用する ILS を使用しないため、固定翼機の運航に干渉することなくヘリコプタ IFR 運航実施することができる。さらに最終プロファイルとして従来方式の TA 級プロファイルを使用しているため ILS が設置されていない空港や屋上ヘリポートにも安全に（エンジン故障対応）進入・着陸が可能である。

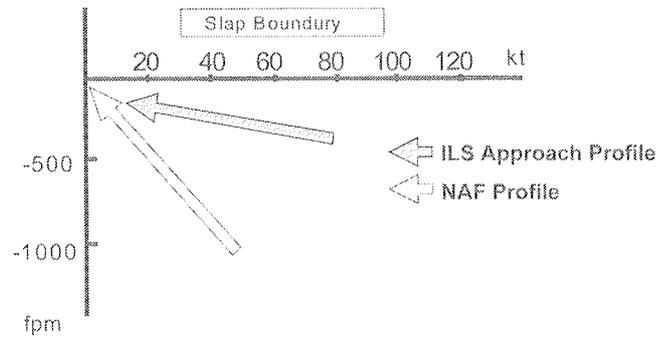


図3 スラップ音発生領域と進入経路の関係

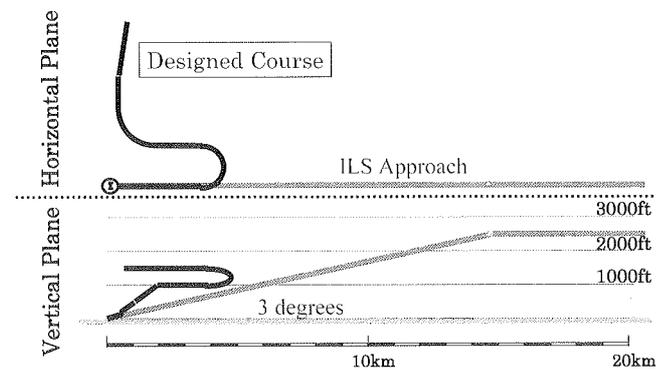


図4 新飛行経路と現行 ILS による飛行経路との比較

3. 誘導制御則の設計

本研究では前述のプロファイル設計に加え、そのプロファイルの自動飛行をも可能とする誘導制御則を設計した。

誘導制御則のブロック図を図5に示す。誘導制御則は飛行制御則のアウトーループとして設計され、GPS航法によって低空空域に設定された計画航路を正確に自動誘導あるいはFD誘導する機能により航法を容易化することを目標としている。誘導制御則ではFMSの上流部分で設定されたウェイポイント情報とセンサー情報から飛行経路に対する誤差を計算し、各フェーズごとに設定された精度内に収まるような誘導コマンドを計算している。GPS/DGPSからは機体位置、対地速度を、またADCから対気速度情報を得ている。

また、前述のヘリコプタの特性を生かした、現行のILS進入よりも急角度の飛行経路を可能とするために誘導制御則では従来方式のピッチおよびロールの誘導だけでなく、パワー制御も同時に行う4軸制御技術を確立した。

誘導技術の設計にあたって、AEO時の誘導のみならず、OEI時の誘導技術についても研究・開発を実施し技術を確立した（CLDについてはシミュレーション試験で実施）。また自動誘導時にパイロットが任意に自動誘導に代わって機体を操縦することの出来るオーバーライド技術も確立した。

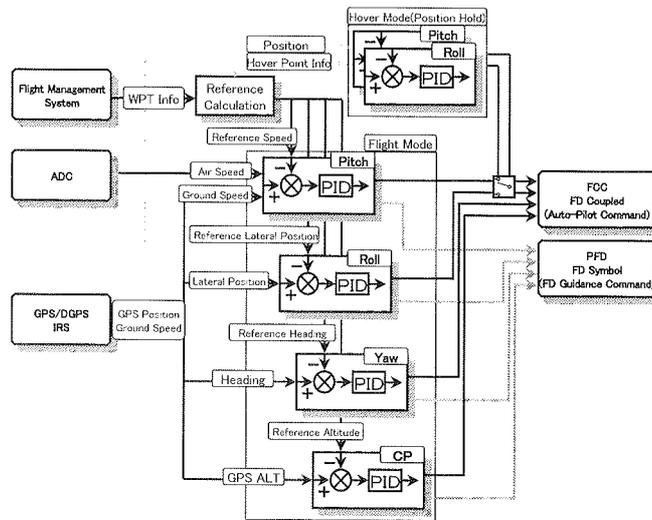


図5 誘導制御則ブロック図

4. 飛行試験結果

最終飛行試験では、前述の誘導制御則、飛行プロファイルを使用し、誘導機能で計算されたコマンドをFDとして表示しパイロットが手動で指定された経路を飛行するFD誘導とコマンドを自動で実現する自動誘導の2種類の誘導機能を評価した。飛行試験で使用した飛行経路を図6に示す。飛行試験は、川崎重工業（株）岐阜工場周辺空域で実施した。

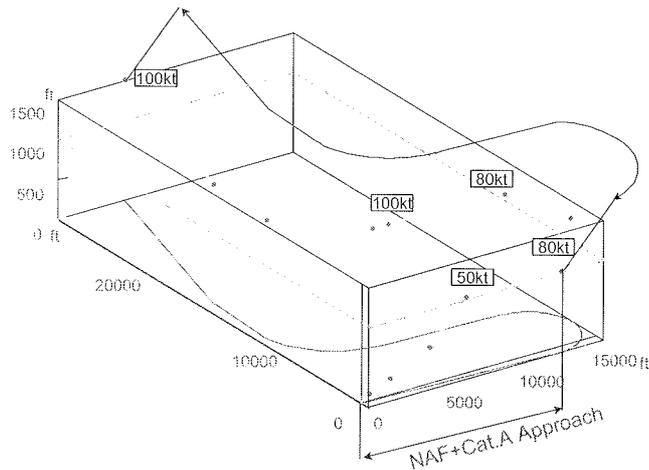


図6 飛行経路のウェイポイント

米国の基準や研究等の調査・検討を行い、日本特有の国土事情（山間地形等）を踏まえながらATIC独自の自動誘導に関する精度目標を設定した（表2）。FD誘導評価はエンジン故障等を考慮してDecision Height 150ftまでの評価とした。また、飛行試験では、センサ

一誤差、誘導誤差を考慮して自動誘導評価の最低高度を対地高度 15ft と設定した。

表 2-1 FD 誘導設計目標

	水平方向 誤差	高度 誤差	速度 誤差
BGIN – STAR	± 300ft	± 100ft	± 10kt
STAR – DCNT	± 100ft	± 50ft	
DCNT – TOTA			
TOTA – INTA			
INTA – Decision Height			

表 2-2 自動誘導設計目標

	水平方向 誤差	高度 誤差	速度 誤差
BGIN – STAR	± 300ft	± 100ft	± 10kt
STAR – DCNT	± 50ft	± 25ft	± 5kt
DCNT – TOTA			
TOTA – INTA			
INTA – LDP	± 30ft	± 10ft	-
LDP – HOV		± 3ft [※]	

※有風時は±6ftとした。

(i) FD 誘導評価結果

図 7-1、7-2 に進入着陸フェーズにおける FD 誘導評価時の飛行軌跡を重ねて表示した図を示す。一部のケースを除いてほとんどの区域において設定した目標内に収まっていることが分かる。

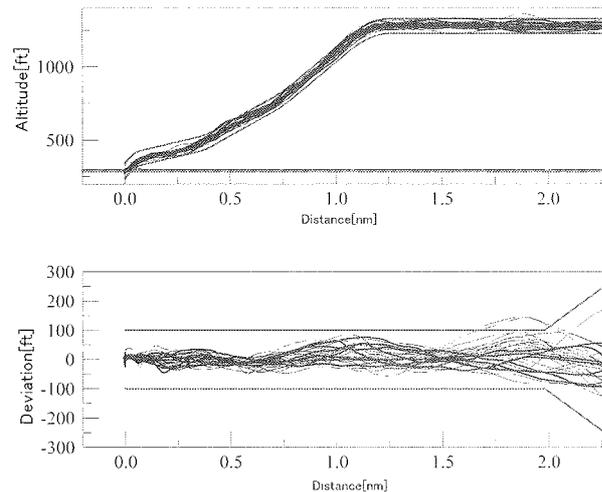


図 7-1 FD 誘導精度 (進入着陸フェーズ)

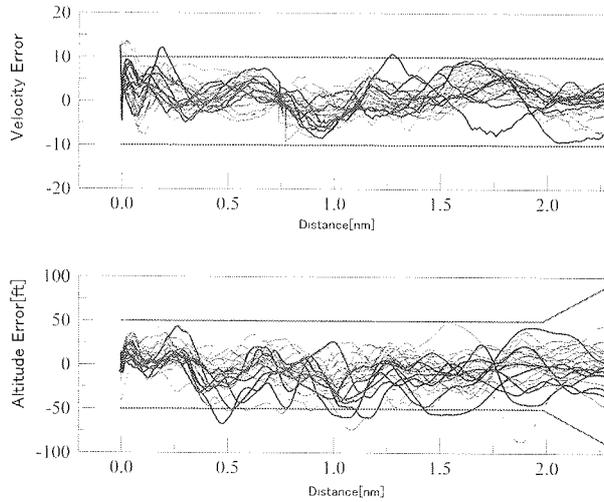


図 7-2 FD 誘導精度（進入着陸フェーズ）飛行軌跡

(ii) 自動誘導評価結果

前述の FD 誘導評価と比較しても高い誘導精度を示しており、ほとんどの区間において設定コースと誘導時の飛行軌跡が一致している。

自動誘導評価ではパイロットレーティング評価は対象外である。なお、複数パイロットによる自動誘導評価は全て違和感が無く実用に充分耐えうる飛行であるとの評価であった。

図 8-1、8-2 に進入着陸フェーズにおける自動誘導評価時の飛行軌跡を重ねて表示した図を示す。FD 誘導時の飛行軌跡と比較して飛行経路の揺れ幅が小さいことがわかる。180 度旋回降下の飛行経路を含んだ進入フェーズから自動誘導を実施した場合に、ホバー点までの距離 2.0NM の付近で 5kt 程度の速度誤差が発生しましたが、ほぼ設定した設計目標内に収まる結果となった。

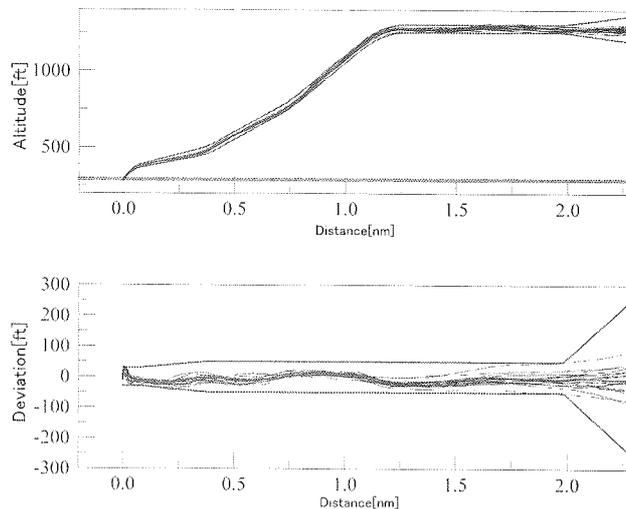


図 8-1 自動誘導精度（進入着陸フェーズ）飛行軌跡

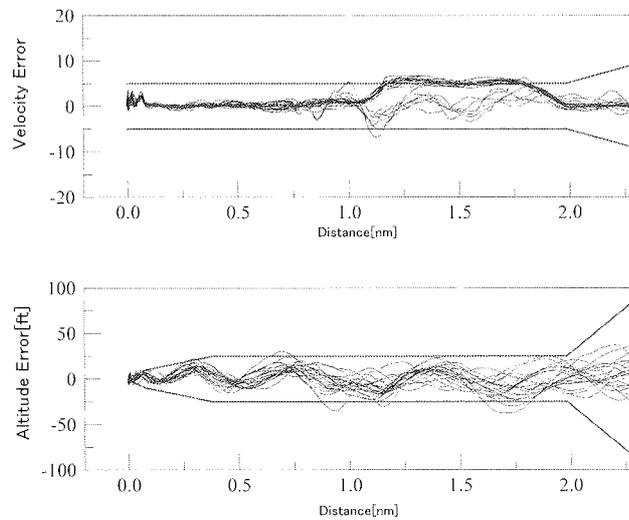


図 8-2 自動誘導精度（進入着陸フェーズ）飛行軌跡

まとめ

本稿では、民間ヘリコプタが IFR 運航を実施する上で重要な要素となってくる、飛行安全技術の研究のうち、特に FD 誘導と自動誘導の研究および飛行試験結果について述べた（図 9 参照）。飛行試験結果から、ヘリコプタの特性を生かした低騒音プロファイルの有効性を確認し、かつ FD 誘導は Decision Height 150ft まで、自動誘導は高度 15ft まで安全に誘導できることを確認した。



図 9 飛行実証機

本稿で紹介した成果はヘリコプタの IFR 運航における CNS 問題のうち航法（Navigation）に関する問題を解決するものである。本成果を実用化することにより、以下の効果が期待される。

- ① GPS/DGPS を用いることにより、固定翼機の飛行経路から独立した飛行経路を設定することが可能となる。
- ② 本稿で紹介した飛行プロファイルを用いることにより空港だけでなく、都市部の屋上ヘリポートにも進入／着陸が可能となる。
- ③ 本稿で紹介した飛行プロファイルを用いることにより、騒音を考慮した飛行を実施することができる。
- ④ 低高度までの誘導が可能となるので運航率が向上する。

ヘリコプタ IFR 運航実用化のためには今後、通信 (Communication)、監視 (Surveillance) に関する問題について解決していく必要があるが、実用化に向けて委員会等で様々な検討がなされており、本成果の実用化に向けて今後も努力していきたい。

以上

斜面上における地面効果モデルの実験的検証



防衛大学校 航空宇宙工学科
助教授

井星 正氣

教授

長島 知有

ジョージア工科大学 航空宇宙工学科
教授

J.V.R. Prasad

はじめに

本研究では、Xin らが構築した斜面上における地面効果モデルの妥当性を実験的に検証する。実験は面積が約 4m^2 の正方形の地面効果板と直径約 1m の模型ロータを用いて行った。ロータ推力とトルクおよびブレードフラッピング運動をロータ高さや地面傾角を種々に変更して測定した。計算は Generalized dynamic wake theory にもとづいた地面効果モデルを用いて行った。6行6列の地面影響係数マトリックスは斜面上での地面効果にもとづいたロータ後流の変形を考慮して定式化されている。ロータ圧力係数は空力荷重とブレードフラッピング運動に関する式を連立し、ブレードフラッピング運動の実験値を用いて解くことにより決定した。すなわち、本数値解法はブレードフラッピング運動の実験値からインプロ分布を推定する一種の逆問題解法といえる。

本研究では、地面効果内でのホバリング試験から得られたロータ推力とブレードフラッピング運動の代表的な結果を示し、数値結果と比較検討する。結果として、地面効果モデルは後流傾角をパラメータとして考慮することにより、地面傾角とロータ高さに対する空力性能とブレードフラッピング運動の特異な依存性を捉えることができることを示す。

記号

$[A_{jk}^{ii}]$	地面圧力にもとづく地面干渉速度の影響係数マトリックス
a	ブレードの2次元揚力傾斜
a_0	コーニング角
a_1, b_1	縦、横フラップ角
$[B_{kn}^{lm}]$	ロータ圧力にもとづく地面圧力の影響係数マトリックス
b	ブレード枚数
c	ブレード翼弦長
C_{M_x}, C_{M_y}	x 軸と y 軸まわりのモーメント係数
C_Q	トルク係数
C_T	推力係数

e	フラッピングヒンジオフセット
$[G_m^m]$	地面影響係数マトリックス
h	ロータ高さ
$[L]$	誘導されるインフロ影響係数マトリックス
L_q	ブレード断面揚力
P	ロータ回転面圧力
\bar{P}_n^m, \bar{Q}_n^m	正規化された第1種, 第2種ルジャンドル陪関数
R	ロータ半径
V_m	質量流量パラメータ
w^{IGE}	地面効果内におけるロータインフロ分布
x_r	ブレードルートカットアウト
$\alpha_i^{rc}, \alpha_i^{ra}$	地面効果内におけるインフロ係数
β	ブレードフラップ角
$ \beta_1 $	1次のフラッピング振幅
γ	ロック数
δ	地面傾角

$$\varepsilon = \frac{e \int_0^{1-c} mx dx}{\int_0^{1-c} mx^2 dx}$$

θ_0	コレクティブピッチ角
ρ	空気密度
τ_n^{mc}, τ_n^{ms}	ロータ圧力係数
ϕ	位相遅れ角
χ	後流傾角
ψ	ブレード方位角
Ω	ロータ回転速度

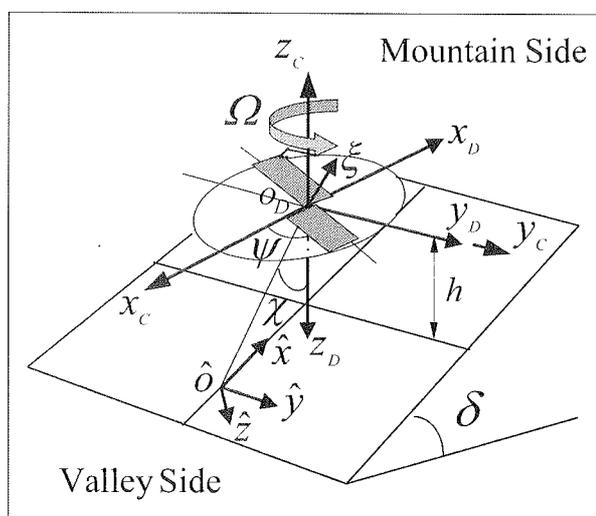


図1 座標系の説明図

緒言

今日のヘリコプタは山岳地の斜面上での救難、救急活動、建物の屋上での離発着や動揺している艦船甲板上での運用のように、一様でない地面近傍で飛行することが多い。このような飛行環境ではロータのホバリング性能は平坦な地面上でのホバリング時と比べて非常に異なる挙動を示すことが予想される。最近、Xin らは Generalized dynamic wake theory⁽¹⁾ にもとづいた新しい地面効果モデル⁽²⁾を構築した。Finite-state in-ground-effect inflow モデルでは、全圧力擾乱をロータと地面の寄与の重ね合わせで表す。地面効果をロータ回転面での干渉速度分布として捉え、これを地面影響係数マトリックスによってロータの圧力分布に関連付けている。地面影響係数マトリックスはロータの運用条件に関連するパラメータ、

すなわち、ロータ高さ、地面傾角、ロータ回転面の迎え角、ロータ後流傾角によって決定される。そこで、モデルはロータの空力性能に対する種々の地面効果の研究に適用できる。文献[3]では、斜面上とロータ回転面の一部が地面境界の外側にある場合に対して、本モデルがロータの誘導パワーに対する地面傾角の影響を定量的に捉えることができることを示している。しかしながら、筆者らの知る限りでは、斜面上でホバリングするロータのブレードフラッピング運動を検討した研究は今までない。

本研究では、地面効果モデルの有用性を立証するために、まず、地面効果板と小形の供試ロータを用いて斜面近傍におけるロータのホバリング試験を行った。数値計算では、Finite-state in-ground-effect inflow モデルを用いてロータ回転面上での誘導速度分布を求めた。この時、ロータ後流形状を斜円柱と仮定し、後流傾角は繰返し法により決定した。数値結果は実験から得られた地面傾角とロータ高さに対するブレードフラッピング運動の特異な依存性を捉えており、さらに、実験結果には地面効果板の有限性の影響が含まれていることも示す。数値法を次節で簡単に説明する。ただし、斜面上における地面効果モデルの詳細については文献[2]を参照されたい。

斜面上におけるロータのホバリング性能

斜面上でホバリングするロータに対して、ロータ回転面と地面に対する座標系を図 1 に定める。ロータ座標系 $o-xyz$ はロータ回転面中心に原点をもち、 x 軸と y 軸はロータ回転面内にあつて、 x 軸は山側方向に、 y 軸は右横方向に、 z 軸は座標系が右手系となるように下向きにとる。地面座標系 $\hat{o}-\hat{x}\hat{y}\hat{z}$ はロータ座標系の原点を地面上に投影したロータ後流の中心に移動し、その座標系を y 軸まわりに角度 δ だけ回転することによって得られる。

Generalized dynamic wake theory⁽¹⁾では、ロータ回転面の圧力はロータ回転面における圧力擾乱の不連続として表され、つぎのように与えられる

$$P = \Delta\Phi(\eta=0) = \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=m+1, m+3, \dots}^{\infty} \bar{P}_n^m(|v|) \times \left\{ (\tau_n^{mc}) \cos(m\psi) + (\tau_n^{ms}) \sin(m\psi) \right\} \quad (1)$$

ここに、 $\bar{P}_n^m(v)$ は正規化された第 1 種ルジャンドル陪関数である。正規化された圧力係数 τ_n^{mc} と τ_n^{ms} は空力荷重によって決定される。そこで、ロータ回転面での圧力にもとづく空力荷重、すなわち、推力係数および x 軸と y 軸まわりのモーメント係数はつぎのように表せる

$$(C_T)_D = \int_0^{2\pi} \int_0^1 P x dx d\psi \quad (2)$$

$$(C_{M_x})_D = - \int_0^{2\pi} \int_0^1 P x \sin \psi x dx d\psi \quad (3)$$

$$(C_{M_y})_D = \int_0^{2\pi} \int_0^1 P x \cos \psi x dx d\psi \quad (4)$$

ここに、 $()_D$ はロータ座標系にもとづく変数を示す。一方、ブレードの断面揚力にもとづくロータの空力荷重はそれぞれ

$$(C_T)_C = \frac{1}{\pi} \left(\frac{1}{2\pi} \sum_{q=1}^b \int_0^{2\pi} \int_{r_q}^1 \frac{L_q}{\rho \Omega^2 R^3} dx d\psi \right) \quad (5)$$

$$(C_{M_i})_C = -\frac{1}{\pi} \left(\frac{1}{2\pi} \sum_{q=1}^b \int_0^{2\pi} \int_{x_i}^1 \frac{L_q}{\rho\Omega^2 R^3} x \sin\psi dx d\psi \right) \quad (6)$$

$$(C_{M_i})_C = \frac{1}{\pi} \left(\frac{1}{2\pi} \sum_{q=1}^b \int_0^{2\pi} \int_{x_i}^1 \frac{L_q}{\rho\Omega^2 R^3} x \cos\psi dx d\psi \right) \quad (7)$$

となる．ここに、 $()_C$ はコントロール軸系にもとづく変数を示す．

サイクリック操舵入力をゼロとし、コレクティブピッチ角が一定の場合、準定常状態におけるブレード断面揚力 L_q は

$$\frac{L_q}{\rho\Omega^2 R^3} = \frac{a\bar{c}}{2} x \{ \theta_0 x - w^{IGE} - (x-e)\beta' \} \quad (8)$$

である．

ロータ回転面でのインフロ分布 w^{IGE} は

$$w^{IGE} = \sum_{r=0} \sum_{j=r+1, r+3, \dots} \bar{P}_j^r(\nu) \times \left\{ (\alpha_j^{rc})^{IGE} \cos(r\psi) + (\alpha_j^{rs})^{IGE} \sin(r\psi) \right\} \quad (9)$$

と表せる．ここに、 $(\alpha_j^{rc})^{IGE}$ と $(\alpha_j^{rs})^{IGE}$ は地面効果内インフロ係数と呼ばれる．これは、準定常状態において圧力係数とつぎのように関係づけられている

$$\{ \alpha_j^r \}^{IGE} = \frac{1}{V_m} ([L] - [G]) \left\{ \frac{\tau_n^m}{2} \right\} \quad (10)$$

Finite-state in-ground-effect inflow モデルでは、圧力擾乱は地面での吹出しのような分布として表され、流れは地面上でエネルギー損失なく曲がり、質量流量パラメータ V_m は地面効果外でのホバリング時の平均インフロに等しい、すなわち、 $V_m = \sqrt{C_T/2}$ である． $[L]$ マトリックスは地面効果外飛行で誘導されるインフロの影響係数マトリックスである．斜面上におけるロータのホバリング性能を研究するためには、前進飛行時で用いた取扱い⁽³⁾と同様にロータ後流の影響を考慮する必要がある．しかしながら、後流は地面効果外でのホバリング時には垂直な構造を維持し、後流傾角 χ は $\chi=0$ である．このとき $[L]$ マトリックスは単位マトリックスとなる⁽¹⁾． $[G]$ マトリックスは地面影響係数マトリックスで、つぎのように定められる

$$[G_{jm}^{rm}] = [A_{jk}^{rl}] [B_{kn}^{lm}] \quad (11)$$

ここに、 $[A_{jk}^{rl}]$ マトリックスと $[B_{kn}^{lm}]$ マトリックスはそれぞれ地面圧力にもとづく地面干渉速度とロータ圧力にもとづく地面圧力の影響係数マトリックスを示す． $[A_{jk}^{rl}]$ マトリックスと $[B_{kn}^{lm}]$ マトリックスは次式から求められる

$$\begin{aligned} (A_{11}^{rl})^r &= \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \int_{x_i}^1 \bar{P}_i^r(\nu) \cos(r\psi) \int_{x_i}^1 \frac{\partial}{\partial z} [\bar{P}_i^r(\nu) \bar{Q}_i(i\hat{\eta}) \cos(l\hat{\psi})] d\xi d\nu d\psi \\ (A_{12}^{rl})^r &= \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \int_{x_i}^1 \bar{P}_i^r(\nu) \cos(r\psi) \int_{x_i}^1 \frac{\partial}{\partial z} [\bar{P}_i^r(\nu) \bar{Q}_i(i\hat{\eta}) \sin(l\hat{\psi})] d\xi d\nu d\psi \\ (A_{21}^{rl})^r &= \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \int_{x_i}^1 \bar{P}_i^r(\nu) \sin(r\psi) \int_{x_i}^1 \frac{\partial}{\partial z} [\bar{P}_i^r(\nu) \bar{Q}_i(i\hat{\eta}) \cos(l\hat{\psi})] d\xi d\nu d\psi \\ (A_{22}^{rl})^r &= \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \int_{x_i}^1 \bar{P}_i^r(\nu) \sin(r\psi) \int_{x_i}^1 \frac{\partial}{\partial z} [\bar{P}_i^r(\nu) \bar{Q}_i(i\hat{\eta}) \sin(l\hat{\psi})] d\xi d\nu d\psi \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned}
(B_{z_0}^{lm})^{cc} &= \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^1 \bar{P}_k^l(\hat{v}) \cos(l\hat{\psi}) \bar{P}_n^m(\nu) \bar{Q}_n^m(i\eta) \cos(m\psi) d\hat{v} d\hat{\psi} \\
(B_{z_0}^{lm})^{cs} &= \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^1 \bar{P}_k^l(\hat{v}) \cos(l\hat{\psi}) \bar{P}_n^m(\nu) \bar{Q}_n^m(i\eta) \sin(m\psi) d\hat{v} d\hat{\psi} \\
(B_{z_0}^{lm})^{sc} &= \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^1 \bar{P}_k^l(\hat{v}) \sin(l\hat{\psi}) \bar{P}_n^m(\nu) \bar{Q}_n^m(i\eta) \cos(m\psi) d\hat{v} d\hat{\psi} \\
(B_{z_0}^{lm})^{ss} &= \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^1 \bar{P}_k^l(\hat{v}) \sin(l\hat{\psi}) \bar{P}_n^m(\nu) \bar{Q}_n^m(i\eta) \sin(m\psi) d\hat{v} d\hat{\psi}
\end{aligned} \quad (13)$$

本研究では、 $[G]$ マトリックスをロータ圧力係数の6個の未知量をもつ6行6列のマトリックスで表す。ロータ回転面での圧力とブレード断面揚力にもとづく空力荷重を等しいとおくとロータ圧力係数に対する3つの1次方程式が求まる。

ロータブレードは斜面上ではサイクリック的にフラッピングするので、ロータ後流は傾斜し、解析時にそれを考慮する必要がある。ブレードフラッピング運動が定数項と1次のハーモニクスだけで表されるとするとブレードフラップ角は

$$\beta = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi = a_0 - |\beta_1| \cos(\psi - \phi) \quad (14)$$

のように書ける。ここに、 a_0 、 a_1 、 b_1 と ψ はそれぞれコーニング角、縦、横フラップ角とブレード方位角である。 $|\beta_1|$ と ϕ はそれぞれ1次のフラッピング振幅と位相遅れ角で

$$|\beta_1| = \sqrt{a_1^2 + b_1^2}, \quad \phi = \tan^{-1}(b_1/a_1) \quad (15)$$

で与えられる。フラップ角はフラップアップを正とする。

実験では、サイクリック操舵入力をゼロとしているため、コントロール軸はシャフト軸に平行である。 x 軸は風下すなわち谷側を向いている。そこで、ロータ回転面とコントロール軸間の座標変換はつぎのようになる

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix}_C = [T] \begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix}_D \quad (16)$$

ここに

$$[T] = \begin{bmatrix} C & C \sin \beta_1 \tan \beta_1 \cos \phi \sin \phi & \sin \beta_1 \cos \phi \\ 0 & \cos \beta_1 / C & -\sin \beta_1 \sin \phi \\ -C \tan \beta_1 \cos \phi & C \sin \beta_1 \sin \phi & \cos \beta_1 \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$C = 1 / \sqrt{1 + \cos^2 \phi \tan^2 \beta_1} \quad (18)$$

ロータは関節型で、一定の翼弦長の剛体ブレードと仮定すると、フラッピング方程式は

$$\beta'' + (1 + \varepsilon)\beta = \frac{\gamma}{2}(M_\theta - M_w - M_\beta) - M_b \quad (19)$$

となる。ここに

$$M_\theta = \int_x^l (x-e)x^2 \theta_0 dx \quad (20)$$

$$M_w = \int_x^l (x-e)xw^{IGE} dx \quad (21)$$

$$M_\beta = \int_x^l (x-e)^2 x \beta' dx \quad (22)$$

$$M_b = \frac{3}{2(1-e)} \frac{g}{\Omega^2 R} \quad (23)$$

である。式(19)の空力モーメントは式(8)の準定常揚力にもとづいている。 M_b はブレード質量にもとづくモーメントである。

式(14)を式(19)に代入し、式(19)の両辺の定数、 $\sin\psi$ 、 $\cos\psi$ の項の係数を等しいと置くことによってロータの圧力係数に対するさらに3つの1次方程式を得る。そこで、空力荷重からの3式と組み合わせると、圧力係数の6つの未知量に対する6個の式を得る。ロータ高さの関数である a_0 、 a_1 、 b は最小二乗近似によって実験値から決定し、インプロ分布を求めるときの初期値とした。収束判定規準として、推力係数に対しては実験値との差が3%以内、誘導速度分布に対しては過度のアップウォッシュをもたないという条件を課した。また、ここではロータ回転面が全面にわたって地面上にあるために地面境界端の幾何学的ならびに空気力学的な影響を考慮していない。そこで、本計算は無限の広さの斜面を想定した取扱いとなっている。

実験装置と実験方法

実験装置の概要を図2に示す。実験は面積が約 4m^2 の正方形の地面効果板と直径約1mの模型ロータを用いて行った。ロータは2枚ブレードの関節型で、そのおもな寸法諸元と実験パラメータを表1に示す。コレクティブピッチ角は一定とし、サイクリック操舵入力をゼロとした。模型ロータは地面と天井から十分離して地面効果板の中央真上の天井側に取付けた。ロータの回転方向は上方から見て時計回りである（ただし、実験結果は上方から

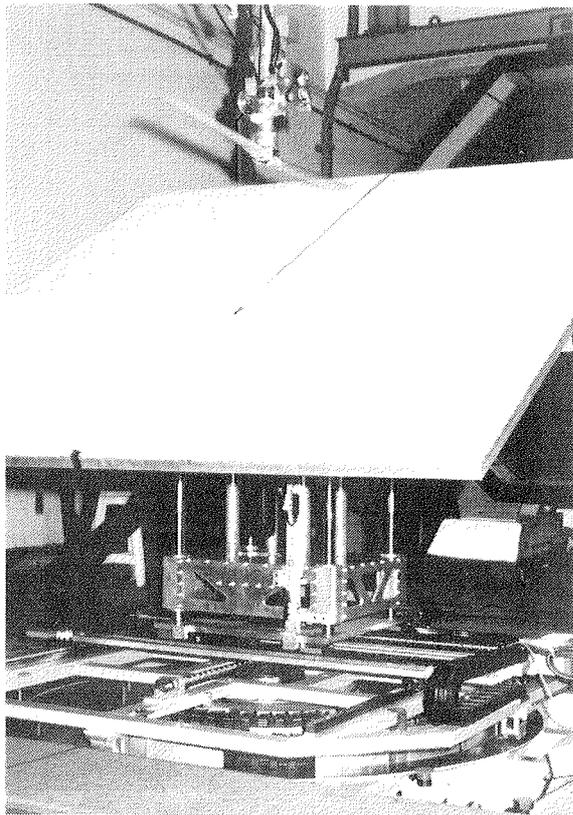


図2 実験装置の概要図

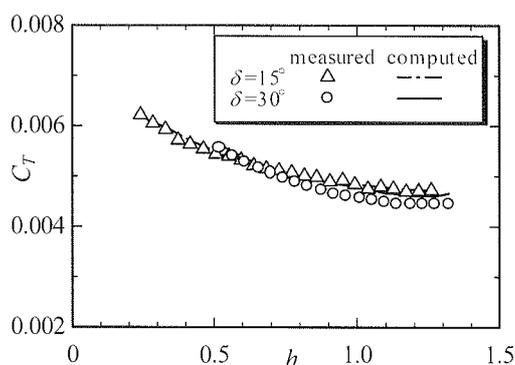
表1 模型ロータのおもな寸法諸元および実験パラメータ

ロータ直径	1.128m
ブレード翼弦長	0.06m
翼型	NACA0015
コレクティブピッチ角	8°
ねじり下げ	なし
ロータソリディティ	0.0677
ロータ回転角速度	94.2rad/s
ルートカットアウト	0.193
フラッピングヒンジオフセット	0.021
ロック数	4.81
揚力傾斜	5.88
地面傾角	$0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$
ロータ高さ	0.2~1.4

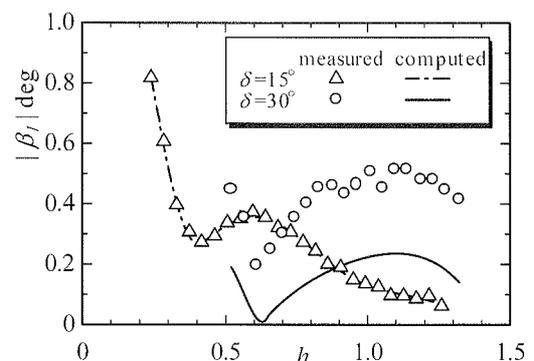
見て半時計回りとして整理し直した). 模型ロータのシャフト軸にはロータ推力とトルクを検出するための荷重検出器を内蔵し, フラッピング軸にはブレードフラップ角を測定するためのポテンショメータを取付けている. 地面効果板を取付けた支持装置は 6 台のサーボモータによって地面効果板に任意の運動や姿勢角を与えることができる. 支持装置は昇降装置に固定し, ロータ高さ h (ロータハブ中心とそれを地面効果板上に投影した点間の距離をいい, ロータ半径で除して無次元量で表す) を変更するために支持装置全体を上下した. 本研究では, 斜面上でのホバリングを模擬するために地面効果板をシャフト軸に垂直なロータ回転面に対して一定角度 (以下, 地面傾角という) 傾斜させて実験を行った. 実験では, 平坦な地面上 ($\delta=0^\circ$) と斜面上 ($\delta=15^\circ, 30^\circ$) に対するホバリング試験を行い, ロータの推力, トルクおよびブレードフラッピング運動を測定した. コレクティブピッチ角は $\theta_0=8^\circ$ とし, ロータ高さは $h \approx 0.2$ から 1.4 まで, 約 0.05 ずつ変更した.

実験結果と考察

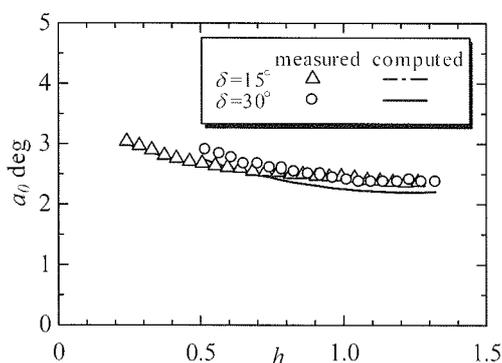
図 3 に斜面上でホバリングするロータの推力係数とブレードフラッピング運動を示す. \triangle 印と \circ 印はそれぞれ $\delta=15^\circ$ と $\delta=30^\circ$ の実験値で, 一点鎖線と実線は対応する計算値である. まず, 実験値について説明する. 図 3(a) はロータ高さ h に対する推力係数 C_T を示す. C_T は h が小さくなるとともに増大し, 平坦な地面上での地面効果の一般的な傾向を表している.



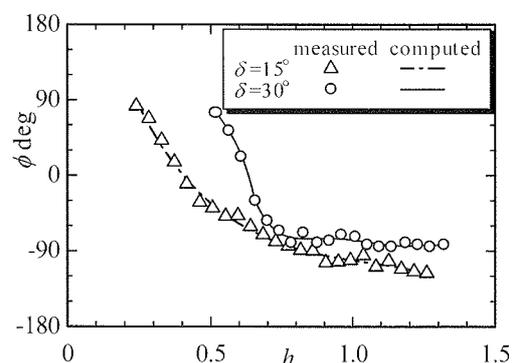
(a) 推力係数



(c) フラッピング振幅



(b) コーニング角



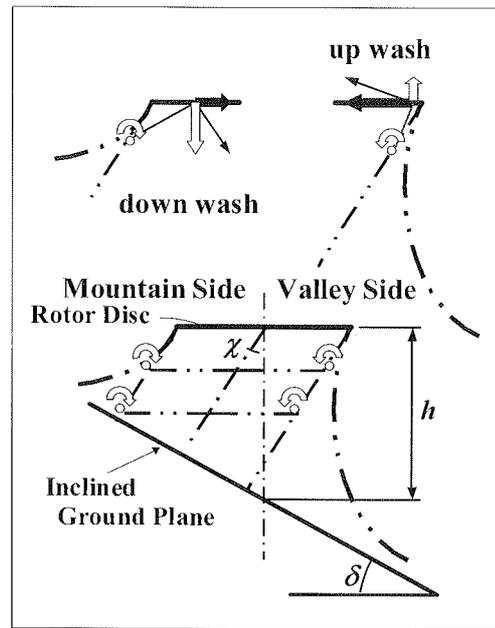
(d) 位相遅れ角

図 3 斜面上におけるロータの推力係数とブレードフラッピング運動

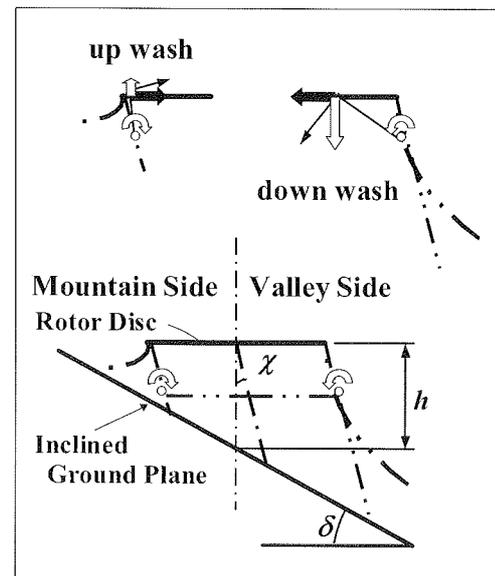
一方、 C_T に対する地面傾角 δ の影響として、 h が小さくなると δ が大きい方が h に対する推力増大効果が大きくなること分かる。この傾向はコーニング角、図3(b),にも捉えられている。フラッピング振幅 $|\beta|$ と位相遅れ角 ϕ をそれぞれ図3(c)と(d)に示す。 $\delta=15^\circ$ の場合、 $|\beta|$ は h が小さくなるとともに $h \approx 0.6$ 近傍で極大値を、 $h \approx 0.4$ 近傍で極小値をとった後増大する。このとき、位相遅れ角 ϕ は $|\beta|$ が極小値をとる h 近傍で -90° から $+90^\circ$ に変化する。すなわち、ロータ回転面はブレード方位角 ψ が $0 \leq \psi \leq \pi$ の領域でフラップアップからフラップダウンに変化する(ブレード方位角は谷側の最大傾斜線から測り、ロータの回転方向は上方から見て反時計回りである)。同様に、

$\delta=30^\circ$ の場合も、 h が小さくなるとともに $h \approx 1.0$ 近傍で極大値を、 $h \approx 0.6$ 近傍で極小値をとった後増大する。これはつぎのようなロータ高さに対するロータ後流傾角の変化を予測することにより定性的に説明できる。図4はロータ後流形状とそれにもとづくロータ回転面上での誘導速度を表す説明図である。ロータ高さ h が大きい場合にはロータ後流が山側に傾斜しているとすると、図4(a), 山側翼端うずは山側のロータ回転面上に吹き下ろし(白い矢印)を誘導するのに対し、谷側の翼端うずは谷側ロータ回転面の翼端近傍に吹き上げ(白い矢印)を誘導し、ロータ回転面上の誘導速度分布は山側で大きい分布となる。このような誘導速度分布にもとづいて空力モーメントが山側のロータ回転面を下げるように作用するため、ロータ回転面はブレード方位角 ψ が $0 \leq \psi \leq \pi$ の領域でフラップアップする。一方、 h が小さい場合にはロータ後流が谷側に傾斜しているとすると、図4(b), ロータ回転面上の誘導速度分布は谷側で大きい誘導速度分布になり、前者とはフラッピングが逆転する。このようにブレードフラッピング運動は地面傾角とロータ高さの影響を受けて特異な挙動を示す。

Finite-state in-ground-effect inflow モデルを用いた計算結果を図3に重ね書きした。計算値は後流傾角が図5のように得られたときの推力係数とブレードフラッピング運動で、そ



(a) ロータ高さが比較的大きい場合



(b) ロータ高さが小さい場合
図4 ロータ後流形状と誘導速度分布

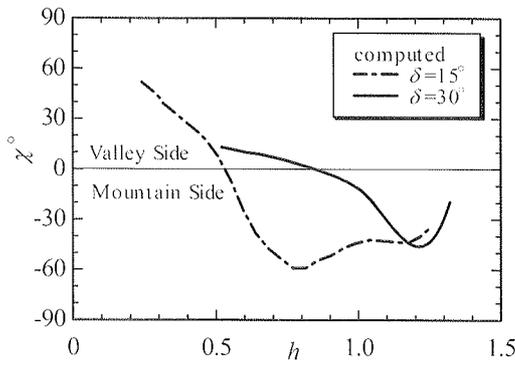
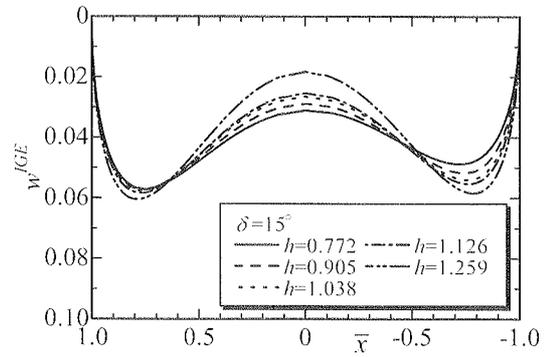


図5 斜面上におけるロータの後流傾角

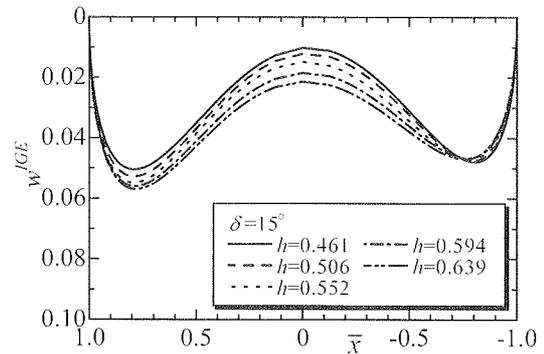
のときのロータ回転面上における誘導速度分布を図6と図7に示す。

後流傾角は地面効果外では $\chi=0^\circ$ で軸対称的であると考えられる。図5の計算値から、 $\delta=15^\circ$ の場合の h に対する χ の変化は h が小さくなると、後流の中心軸はまず山側に傾斜し、さらに h が小さくなるにしたがって山側への傾斜が増大して $h \approx 0.75$ 近傍で極大値をとった後、山側への傾斜は谷側へと変化し、最終的には斜面に沿って傾斜することが分かる。一方、図6から誘導速度分布は、 h が大きくてロータ後流の山側への傾斜が小さい場合には、山側と谷側でほぼ対称な分布をしているが、 h が小さくなり、山側への後流傾角が大きいと、谷側より山側で大きな振幅をもつ誘導速度分布となる。さらに h が小さくなって、ロータ後流が斜面に沿って谷側に傾斜すると、誘導速度分布は谷側より山側で小さい分布になることが分かる。この結果は図4の後流傾角と誘導速度分布の定性的な関係を良く表している。

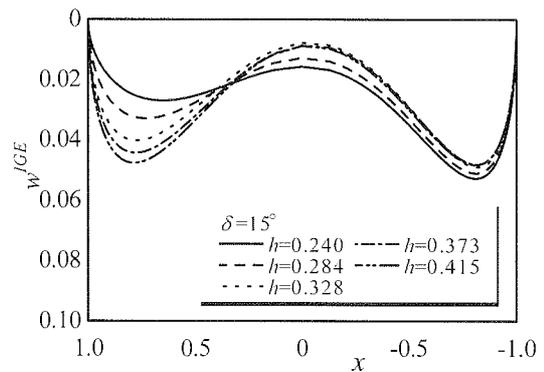
一方、 $\delta=30^\circ$ の場合にも $\delta=15^\circ$ の場合と同様の h に対する後流傾角と誘導速度分布の傾向が捉えられている。ただし、 $\delta=30^\circ$ の場合には、 $\delta=15^\circ$ の場合と同様に計算を行うと、比較的大きな h に対して誘導速度がロータ回転面上で過大なアップウォッシュをもち現実的なホバリング性能が得られなかった。これは計算モデルが無限の広さの斜面を想定しているのに対して斜面を模擬した地面効果板が有限の大きさであるためで、ブレードフラップ角の実験値に含まれた地面境界端の影響と思われる。そこで、地面境界端の影響はロータの



(a) $0.772 \leq h \leq 1.259$

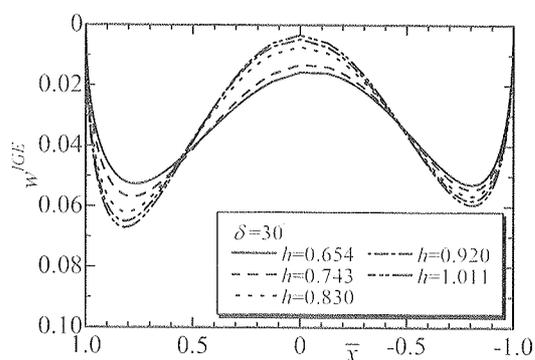


(b) $0.461 \leq h \leq 0.639$

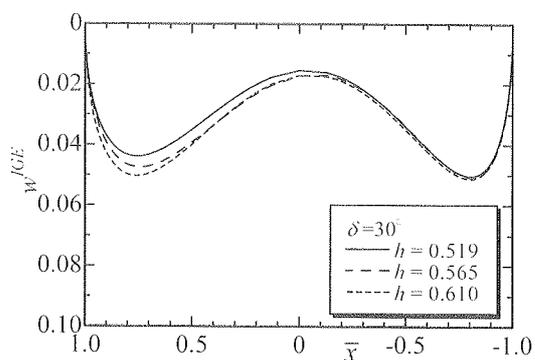


(c) $0.240 \leq h \leq 0.415$

図6 斜面上におけるロータの誘導速度分布



(a) $0.654 \leq h \leq 1.011$



(b) $0.519 \leq h \leq 0.610$

図7 斜面上における
ロータの誘導速度分布

角が小さい ($\delta = 15^\circ$) 場合には、Finite-state in-ground-effect inflow モデルはロータ後流の傾斜を考慮することにより斜面上におけるホバリングロータの挙動を良く捉えることができることが分かった。

結言

斜面上における地面効果モデルの妥当性を検証するために、模型ロータと地面効果板を用いて斜面上におけるホバリング試験を行ない、実験結果を Xin らによってすでに構築されている Finite-state in-ground-effect inflow モデルを用いた計算結果と比較した。本研究によって得られた代表的な知見はつぎのとおりである。

- (1) 斜面上でホバリングするロータの推力はロータ高さが小さくなるとともに初めゆっくりとその後大きな増加率で増大する。
- (2) ブレードフラッピング運動はロータ高さが小さくなるとともにブレード方位角が $0 \leq \psi \leq \pi$ の領域においてフラップアップからフラップダウンに変化する。
- (3) Finite-state in-ground-effect inflow モデルを用いた計算結果から、本モデルが斜面上におけるホバリングロータの挙動を良く捉えることができることが分かった。

後流傾角 χ を大きくする効果を与えるものと考え、ロールアップしたロータ後流を表す等価後流傾角 χ_e を用いて後流傾角 χ を補正し、収束判定規準を満足するまで計算を繰り返した。 χ_e と χ の関係は

$$\chi_e = \left(\frac{\pi^2}{4}\right) \tan \chi$$

で表される⁽²⁾。 $\delta = 30^\circ$ の場合のブレードフラッピング運動は図 3(c) と (d) から、 $|\beta_1|$ の計算値 (実線) が実験値 (○印) に見られる $|\beta_1|$ の h に対する依存性や $h \approx 0.6$ で極小値をとる特徴を良く捉えているが、実験値に比べてかなり小さい。これは先に述べたようにロータまわりの流れ場が有限な地面効果板の影響を受けて、ブレードフラッピング運動に反映された結果と考えられるが、等価後流傾角を用いてもまだ十分に表現できているとは言い難い。その後、ロータ中心を山側地面境界端に近づけるとフラッピング振幅が大きくなる実験データが得られている。これは山側斜面においてロータまわりの流れ場に再循環が起きている可能性を示唆しており、広い地面や地面傾

- (4) 斜面上におけるロータのホバリング性能の数値解析にはパラメータとして後流傾角を考慮する必要がある。

文献

- (1) He, C.J., “Development and Application of a Generalized Dynamic Wake Theory for Lifting Rotors”, Ph.D. Thesis, Georgia Institute of Technology, July 1999.
- (2) Xin, H., “Development and Validation of Generalized Ground Effect Model for Lifting Rotors”, Ph.D. Thesis, Georgia Institute of Technology, July 1999.
- (3) Xin, H., Prasad, J.V.R., Peters, D.A., Iboshi, N., and Nagashima, T., “Correlation of Experimental Measurements with a Finite-State Ground Effect Model”, Presented at the AHS 56th Annual Forum, May 2000.



実験用ヘリコプタ MuPAL- ε の開発

航空宇宙技術研究所 飛行システム研究センター
奥野 善則

1. はじめに

独立行政法人航空宇宙技術研究所では、航空機の航法・誘導・制御技術やヒューマン・ファクタ等に関する研究、ならびに航空機搭載用機器の運用評価等を行うための実験用航空機の開発を進めてきた。多目的実証実験機 MuPAL (Multi-Purpose Aviation Laboratoryの略でミューパルと読む) と名付けられたこの構想には、固定翼機の MuPAL- α と回転翼機の MuPAL- ε (α 、 ε はそれぞれギリシャ語で飛行機とヘリコプタを意味する単語の頭文字に因んでいる)、飛行シミュレータおよび地上エミュレーションシステム、地上データ解析システム等の開発が含まれており、統合的な研究環境を構築するものである。当所ではこれまで固定翼の実験機数機を開発、運用した実績があるが、ヘリコプタの導入は今回が初めてとなる。MuPAL- ε の母機は我が国初の純国産民間ヘリコプタでもある三菱重工製の MH2000A で、同型機の量産 2 号機に相当する。MuPAL- ε は母機の調達、実験用システムの設計・製作ならびに搭載工事等を含めて 1 年という短期間で開発され、平成 12 年 3 月末に当所に納入された。その後約半年間運用を行い、機能・性能確認やメガフロート空港の ILS 評価試験、GPS 精度評価試験、機外騒音計測試験等を実施した。平成 12 年 11 月に発生した MH2000 原型機の事故以来 MuPAL- ε も運用を停止しているが、本年 10 月から再開する予定となっている。本稿ではこの MuPAL- ε に搭載される実験用システムの詳細について紹介する。



図 1 実験用ヘリコプタ MuPAL- ε

2. 機内のレイアウト

キャビン内には計測員が3名搭乗可能で、左席に後述する計測データ処理用計算機の操作卓、右席に画像表示用計算機の操作卓をそれぞれ設置している（図2左）。母機のMH2000Aは4人×2列が標準的な座席配置であるが、MuPAL-εでは後列の座席を全て取り外し、実験用機器を納めるラックを設置している（図2右）。前列内側の2座席も取り外し、中央に前後に回転可能な座席を設置しており、後方のラック内の機器へのアクセスを容易にしている。

MuPAL-εは全ての実験用機器を搭載した状態で耐空証明を取得している。一部 X 類を適用しているものの、キャビン内への機器の搭載等はすべて T 類の安全性基準に準拠しており、また母機の MH2000A と同等の運用限界が確保されている。

3. 実験用システム

MuPAL-ε に搭載される実験用システムは、高精度な飛行データを収集するための計測システム、研究者がプログラムした任意の計器画像を表示できるコックピット表示システム、機体の飛行安定を変化させる可変安定システム、ビデオカメラによって外部視界を録画する外視界記録システム等から構成される。システム全体のブロック図を図3に示す。

3.1 計測システム

計測システムは、新たに装備された各種計測用センサ、アナログ信号をPCM化するデジタル・コンディショナ、計測データ処理用計算機、地上とのデータリンク装置等から構成される。計測データ処理用計算機は、Windows NTをOSとする工業用ボード PC 4台をEthernetで接続したシステムで、メインPCが全体の統括および機上でのリアルタイムデータモニタ等のユーザ・インターフェースを提供し、3台のサブPCがARINC429/629、RS232/422、PCM等の各I/Fでのデータ取り込みを分担している。サブPCに取り込まれた各データは、GPS時刻に同期した時刻情報を付加され、サブPC3に転送されてSCSIインターフェースのSSD（半導体ディスク）に記録される。このSSDは取り外し可能で、地上



(1) キャビン前方の操作卓



(2) キャビン後方の実験機器用ラック

図2 キャビン内のレイアウト

で一般の PC に接続するとハードディスクとして認識され、容易かつ高速にデータを処理することができる。

以下、主な計測項目の詳細について述べる。

・慣性データ

DGPS/INS (ディファレンシャル GPS と慣性航法装置を複合したもの) により、機体の位置、速度、加速度、姿勢角、姿勢レートを計測する。DGPS は単独でも約 1 m の位置精度を有するが、GPS 衛星および地上局からの電波の受信状況によっては精度が劣化する可能性がある。一方 INS は高い出力レートで連続的に位置情報を計測できる特長を有するが、1 時間あたり 1 NM 程度のドリフト誤差を生ずる。DGPS/INS は両者の欠点を補完するシステムで、高精度かつ信頼性の高い位置情報を提供することが可能になる。

また MuPAL-ε 搭載システムでは、DGPS の補正情報として、当所の運用する VHF データリンクシステムと海上保安庁の中波ビーコン局を選択することが可能となっている。海上保安庁の地上局は船舶航行用として全国に整備されているもので、図 4 に示すように既に国内の沿岸全域をカバーしている。航空機での利用実績は少ないが、MuPAL-ε で確認した範囲では、当所の所在する東京都調布飛行場、飛行試験場として利用している北海道

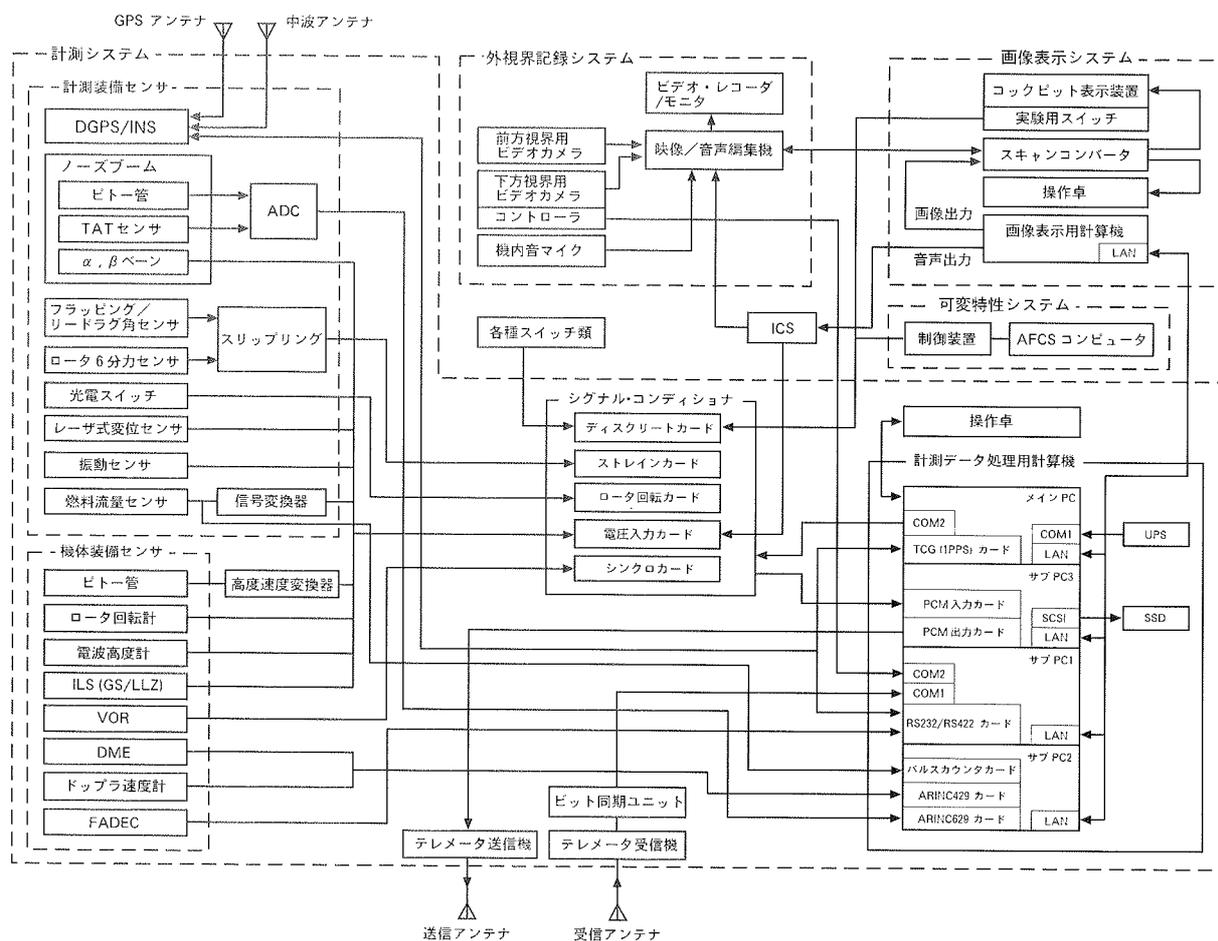


図 3 実験用システム全体のブロック図

大樹町多目的航空公園、名古屋空港、埼玉県桶川ホンダエアポート、千葉県浦安ヘリポート等から離陸した周辺空域において安定して受信できることが確認されており、新たに地上局を設置することなく高精度な位置情報が取得できるため実験の効率化に役立っている。

・エアデータ

機体先端にノーズブームを装備し、ピトー管、矢羽等のセンサを複合したエアデータブームを装着することにより、対気速度、気圧高度、迎え角、横滑り角、外気温度等を計測する。

また、エアデータブームの代わりに超音波速度計を装着することも可能なように設計されている(図5)。超音波速度計はもともと気象用の風速計として開発されたものであり、ピトー管が機能しない低速域で3軸方向の風速を精度良く計測できるという特長を有する。飛行機用の対気速度センサとしては高速域(およそ200kt以上)での精度向上が課題となっており、当所の固定翼実験機を用いて改良のための研究が続けられてきた。ヘリコプタの場合には、もともと最高速度(V_{NE})が百数十kt程度であるため、ホバリングから V_{NE} までの全ての運用領域をカバーする新たな対気速度センサとして実用化を目指した研究を行う予定である。

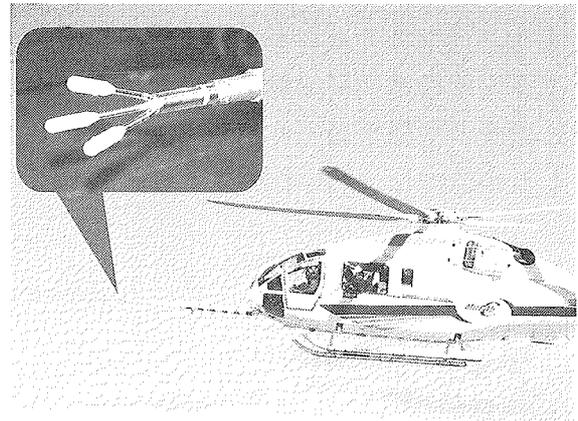


図5 超音波速度計を装着した状態

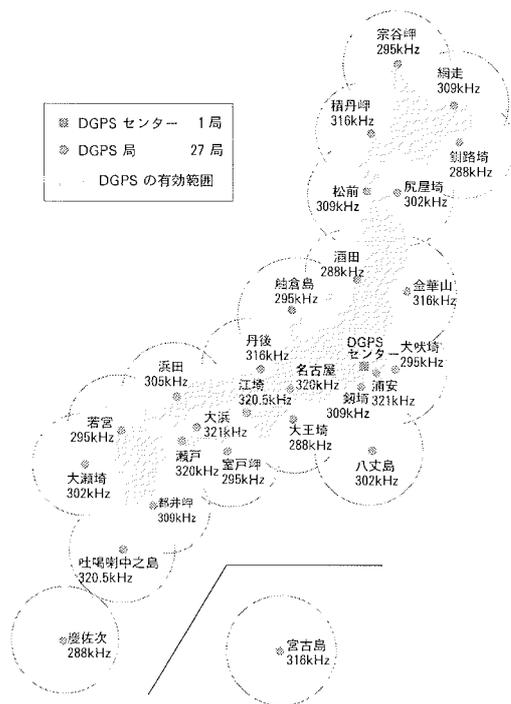


図4 海上保安庁のDGPS地上局設置状況

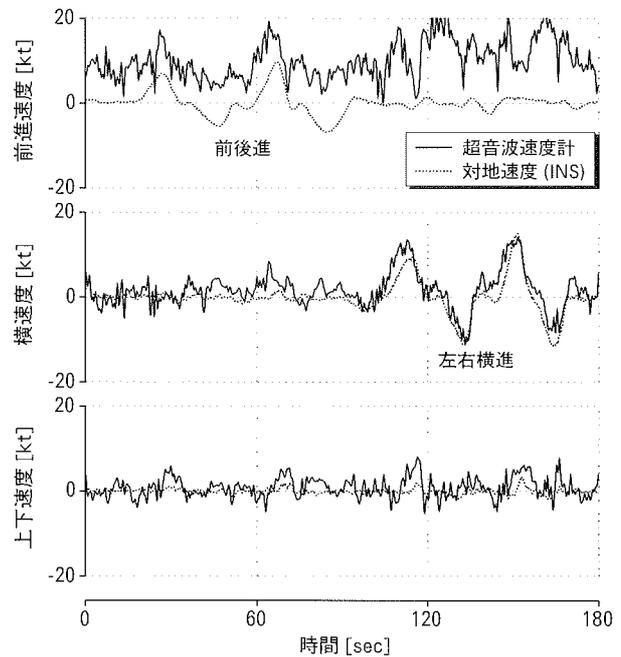


図6 超音波速度計のデータの例

図6は実際のデータの例で、風速約10ktの条件下で風に正対する方向にホバリングし、低速で前後進および左右横進を行った時の結果である。特に横進では10kt程度の対気速度が精度良く計測されている。現在は精度を検証する目的のため、ロータのダウンウォッシュの影響を避けるようノーズブームを延長して装着しているが、このセンサの有効性が証明されれば、将来は機体に直接装着した状態でのキャリブレーション法の確立を目指した研究も行う予定である。

• メインロータの状態量

ブレードのフラッピング角、リードラグ角、回転方位角、また、ロータ全体の推力、トルク、曲げモーメント等の6分力を計測することができる。

• 操縦系統

パイロットの操舵量およびサーボ・アクチュエータの変位量を非接触のレーザ式変位計で計測している。操縦桿に装着された歪ゲージにより操舵力も計測可能である。

• エンジンデータ

MH2000はエンジンも三菱重工製(MG5-110)で、同社製のFADECを搭載している。このFADECから直接信号を取り出し、エンジンの作動状態を記録できる。

• 航法データ

母機搭載のIIS(GS/LLZ)、VOR、DME、電波高度計、ドップラー対地速度計等の出力を記録できる。

• 振動データ

機内5点の振動を3軸方向各500Hzで計測している。

• ICS 音声

ICSの交話音声をデジタル化して記録している。

• 各種スイッチ類

トリム・リリース、オートパイロットのエンゲージ、ロータ回転数の設定(MH2000はロータ回転数を100%と90%の2段階に設定できる)等の母機装備のスイッチの設定状態を記録できる。また、操縦桿グリップや計器板上の実験用ディスプレイに実験用のスイッチが設置されており、画像表示用計算機で取り込んで表示の切り替え等の機能をプログラムすることができる。

• 予備チャンネル

将来の機器の追加、および一般ユーザの機器持ち込み等に対応可能なよう、下記の予備チャンネルが確保されている。

• ARINC629	1系統	• ディスクリート信号	8 ch
• ARINC429	6 ch	• 電圧型アナログ信号	32ch
• RS-232C	2 ch	• 歪みゲージ型アナログ信号	8 ch
• RS-422	2 ch		

3.2 コクピット表示システム

高性能なグラフィック・ワークステーション（SGI社製OCTANE/MXE）を搭載し、その出力画像を計器板に設置されたディスプレイ装置（図7）に表示することができる。表示用ソフトウェアは一般的なC言語を用いて研究者が自由に作成可能で、通常の計器や統合計器はもとより、空間上にトンネルのイメージを表示することによって曲線経路に沿った精密誘導を実現する「トンネル・イン・ザ・スカイ」（図8上）、視界不良時の安全性向上を目的とする地形の3次元表示（図8下）等の表示プログラムが開発されている。

3.3 可変安定システム

MH2000Aには三菱重工で開発された安定性増大と姿勢保持の機能を有するAFCS（自動飛行制御装置）が装備されている。MuPAL-εでは、このAFCSのフィードバック・ゲインをソフトウェア的に変更することにより、High、Normal、Lowの3段階の安定性を選択できるように改修されている。センター・コンソールに設置された制御器（図9）により、パイロットが随時ゲインを変更することが可能である。

当所の固定翼実験機 MuPAL-α は、フライ・バイ・ワイヤ化され、他の機体の飛行特性を模擬するインフライト・シミュレータとしての機能を実現しているが、MuPAL-εでは母機の機械式操縦リンケージおよびAFCSアクチュエータ等をそのまま利用しているため、限られた範囲での可変安定機能となっている。図10はHighゲインとLowゲインで縦サイクリックのパルス操舵に対する機体の応答を比較したものである。Highゲインでは操舵後すぐに機体の姿勢が復元し、安定しているが、Lowゲインでは機体のベアな状態での特性を残している。前述の「トンネル・イン・ザ・スカイ」等の操縦を行う際に母機の飛行安定性がパイロットのワークロードに与える影響等について研究を行う予定である。

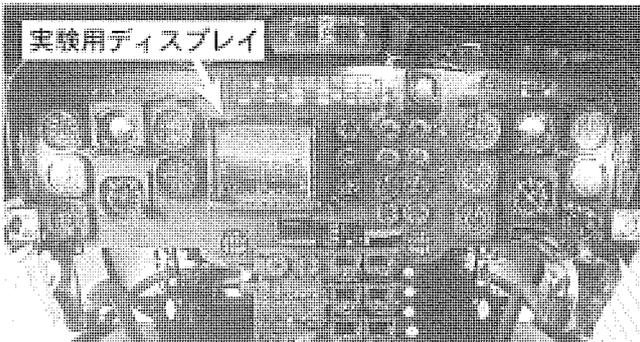
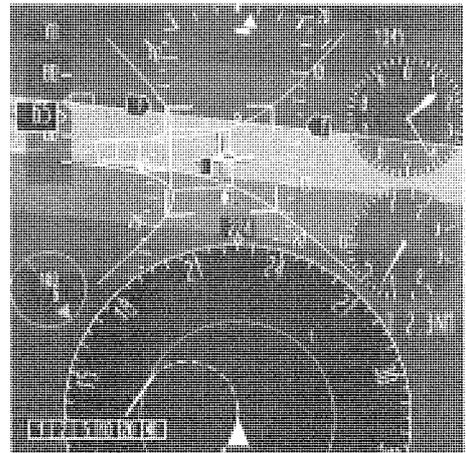
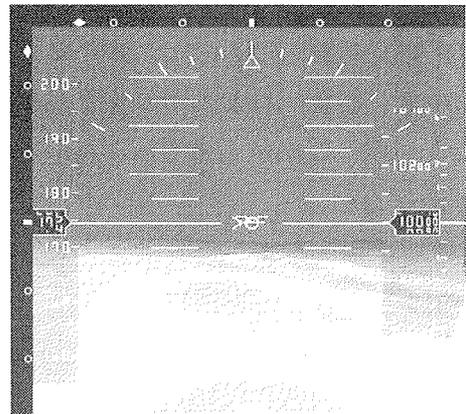


図7 計器板に設置されたディスプレイ装置



(1) トンネル・イン・ザ・スカイ



(2) 3次元地形表示

図8 ディスプレイ装置の表示の例

3.4 外視界記録システム

コックピット内に前方視界撮影用 CCD カメラ、機体後部の荷物室床面に設けられた開口部に下方視界撮影用ビデオカメラがそれぞれ設置されている。これらの映像に画像表示用計算機で生成された人工視界を重ね合わせて計器板に表示することも可能となっている。画像認識技術による安全性の向上に関する研究等に利用される予定である。

4. 飛行シミュレータ

MuPAL-ε の導入に伴い当所の保有するヘリコプタ・シミュレータの計器板、および操縦装置を MuPAL-ε と同等の機能を有するものに改修した (図 11)。このシミュレータは、半径 5 m のドーム型のスクリーンを有し、左右各 90 度、上方 30 度、下方 50 度の視界が確保されている。MuPAL-ε に搭載する計器表示用のソフトウェアの開発および事前評価を地上で行うことが可能である。

5. おわりに

MuPAL-ε に搭載される実験用システムは、ヘリコプタの航法・誘導・制御、特にディスプレイ等のパイロット・ビークル・インターフェースを中心とするさまざまな研究課題に幅広く対応可能なように設計されている。今後 MuPAL-ε を活用した研究テーマとして、GPS を利用した精密進入、特にコンピュータ空港を想定し、固定翼機と回転翼機が効率良く共存し、かつ周辺住民への騒音被害を低減するような進入方式に関する研究が計画されている。

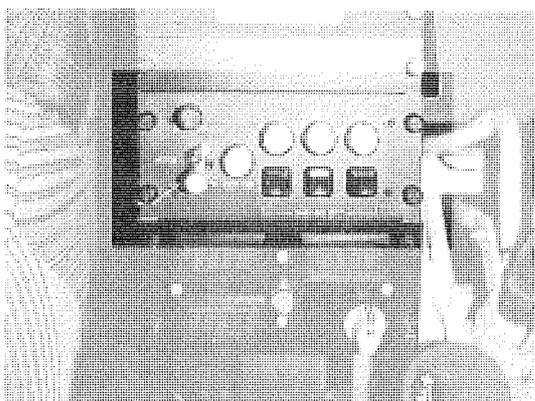


図 9 可変安定機能制御器

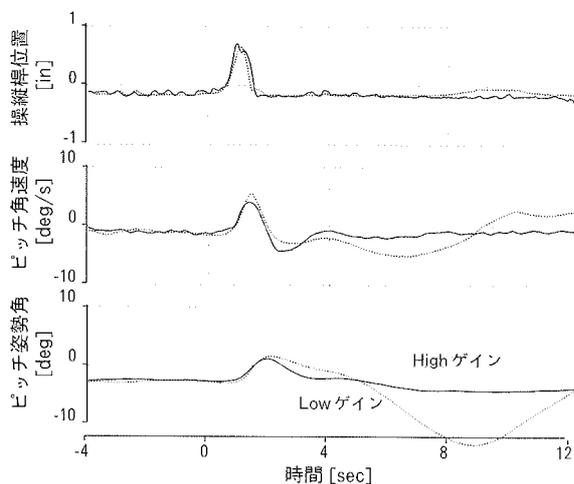


図 10 可変安定機能による機体応答の比較

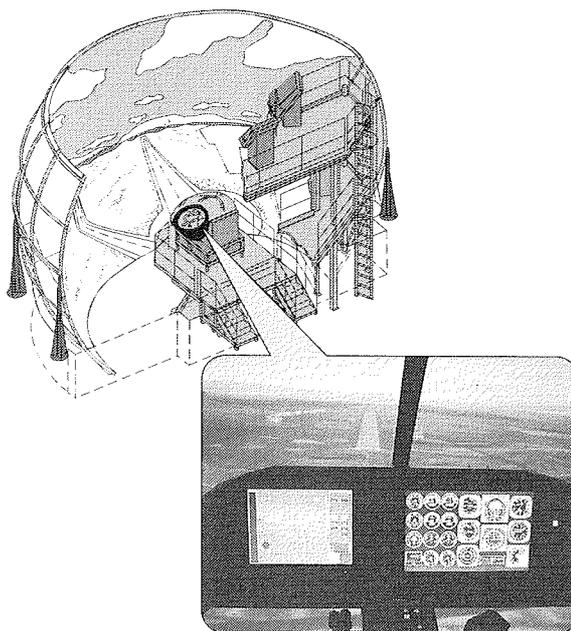


図 11 MuPAL-ε の飛行シミュレータ



無人ヘリコプタ RPH2 の歩み

— 誘導・飛行制御に関するトピックス —

富士重工業株式会社 航空宇宙カンパニー 技術開発センター
第1技術部 ヘリコプタ第2課

横倉 修一

はじめに

富士重工業株式会社では、1988年から無人ヘリコプタの研究に着手し、現在は遠隔操縦の無人ヘリコプタ RPH2 を製造しています。ここでは、まず無人ヘリコプタ RPH2 を世に出すまでの当社の取組みの過程を誘導・飛行制御を中心にご紹介いたします。次に、RPH2 観測型の紹介をさせていただきます。

1. 無人ヘリコプタへの取組み

当社は1988年からRPH1(図1)の試作研究を開始しました。小型ターボシャフト・エンジンを搭載するとともに、格納性を考慮して2枚ブレードのシーソー・ローターを採用し、スタビライザー・バーやヒラー・システムを持たないシンプルなローター構造としました。ダイナミック・コンポーネントの信頼性、機体構造の小型軽量化の実証はもとより、無人ヘリコプタとして自立飛行に必要な自動飛行システムの実証を目的として試作研究が行われました。

1990年5月から1991年3月にかけて2回に分けて飛行試験を実施しました。第1次飛行試験ではピッチ、ロール、ヨー3軸の安定増大機能を確認しています。試験を通じて、3軸の中で最も慣性2次モーメントの小さいロール軸はSAS(Stability Augmentation System)ゲイン及びコントロール・ゲインによって敏感に特性を変えることが判りました。

SASゲインを上げると機体のロール・モードとアクチュエータの動特性が連成した数Hzの振動が励起されやすくなり、逆にSASゲインを下げるとコントロール・ゲインが大きい場合にはPIO(Pilot Induced Oscillation)が誘発されやすくなる傾向があります。無人へ

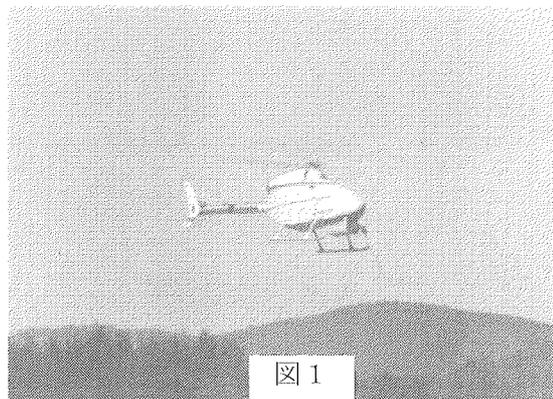


図1

リコプタの操縦は機体の姿勢変化を目視で察知して操舵を行うため、姿勢変化から操舵までの間に僅かな時間遅れが存在することも PIO を助長する原因になっています。従って、ロール軸 SAS ゲイン圏には上限と下限が存在し、適正な値を設定する必要があります。機体の空力特性、ローターの動特性、アクチュエータの動特性及びパイロットの動特性をモデル化した根軌跡図で実際の飛行試験と整合する結果を得ることができ、以後の飛行制御設計の基盤が確立できたと考えます。

第 2 次飛行試験では、姿勢保持機能と速度指令機能の確認を実施しました。SAS をインナー・ループ、姿勢フィードバックを中間ループ、更に速度フィードバックをアウター・ループとし、定常偏差無く姿勢を目標値に保持するため比例積分回路を導入し、良好な保持特性並びに手放し飛行が可能であることを確認しています。速度指令機能では、若干の遅れを伴うものの加速・減速指令に追従しホバリング→前進飛行→ホバリングの一連の自動飛行を達成しましたが、当時はまだ軽量・小型の GPS が実用化されておらず、慣性航法装置 (INS) による対地速度・位置検出のため、長時間飛行を続けるとドリフトが生じてしまうことが課題として残りました。これは、飛行制御とは切り離して飛行センサの課題と位置付けました。

このように RPH1 の試作は成功裏に終了しましたが、飛行制御系は 3 軸の範囲に限定したものでした。すなわち、縦・横サイクリック、テール・ロータの 3 舵に限られ、上下の運動をコントロールするコレクティブには制御を入れていませんでした。信頼性の高い高度センサーが見つからなかったことが要因でした。また、この時の試験では着陸時の地面近傍でのドリフトが操縦を難しくすることが判りました。地面効果の影響で空気力分布が変化してドリフトが生じ、そのまま無理に着陸を行うと見かけ上重心位置が高くなり横転する恐れがあります。

RPH1 の課題を解決するため、1991 年から 1992 年にかけて着陸実験機 (図 2) を製作してコレクティブの制御及び着陸時の特性把握の実験を行いました。横転の危険があることから、RPH1 よりも小型で取り回しや修理が容易な市販のラジコン機を使用しました。最重要課題である高度センサには、トレードオフの結果、超音波高度

センサを採用しました。位置センサには、ドリフトの心配のない方法として、機体と地面

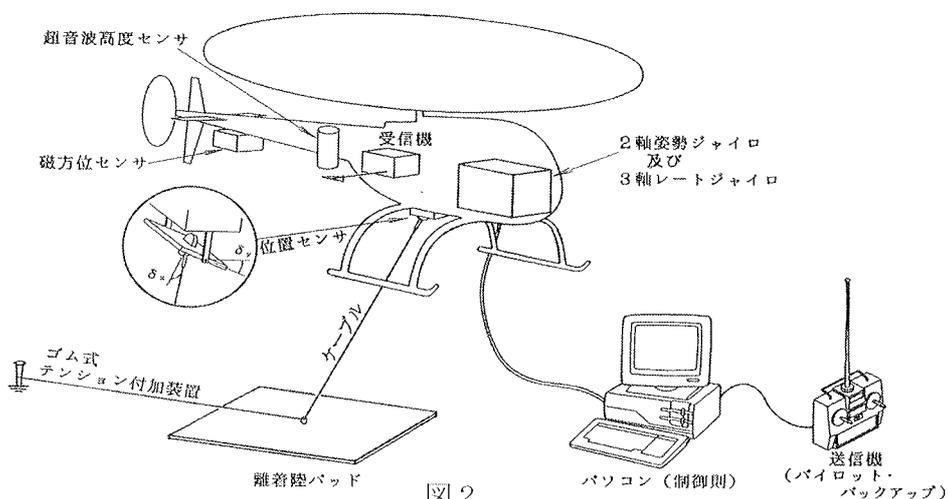


図 2

センサを採用しました。位置センサには、ドリフトの心配のない方法として、機体と地面

の間にゴムひもを張り、その角度と超音波高度計の出力から基準点（着陸地点）まわりの位置を算出する方法を採用しました。原始的な方法ではありますが、大変精度の良い位置・対地速度の検出が可能になりました。このシステムを核にしてコレクティブ制御を構築し、高度保持及び位置保持機能が実現でき完全手放しによる長時間定点ホバリングが可能であることを確認しました。着陸特性を把握するため、これら位置・高度センサを用いて対地高度と釣合コレクティブ舵角の関係を計測し、対地高度がローター直径の1.5倍以下になると顕著な地面効果が現れることを確認しました。地面効果の影響を受ける領域でも位置保持、高度保持の制御をかけることで安定したホバリングを実施可能な見通しを得ました。

RPH1、着陸実験機の試作・実験を通して、低速における無人ヘリコプタの飛行制御方式ならびに操縦方式が確立できました。飛行制御系は、3軸の安定増大のためのインナー・ループ（SAS ループ）、姿勢保持のための中間ループ（ASE ループ）、速度追従・位置保持のためのアウター・ループ及び上昇降下・高度保持を司る第4のコレクティブ系統から成ります。操縦方式は、ジョイスティックの傾斜量に比例した前後速度、左右速度、方位角速度及び上昇・降下率のコマンドが生成され、手を離すとジョイスティックがセンタリング・スプリングで中立に戻りその場ホバリングとなる低速飛行重視の方式としました。これらの成果はRPH2の開発に活かされて今日に至っています。

2. RPH2 観測型の紹介

富士重工業株式会社の産業用無人ヘリコプタ RPH2（図3）は、1999年から農業用途として販売が開始されました。最大積載重量は燃料を含めて100kgと、ホビー用のラジコン・ヘリと一線を画する機体規模です。データリンクは2重化された指令電波系統を有しており冗長系となっています。エンジン、トランスミッション、飛行制御コンピュータ、高度センサは富士重工業株式会社の航空・自動車・産業機器部門の技術を集結して作られており、特に高度センサはステレオ画像認識技術による光学センサを基本とするユニークなものです。薬剤散布では圃場上空を一定高度で飛行しますので、稲穂を面で捉え、その面からの高度が検知できる本システムは農業用途に適した高度センサと言えます。



この RPH2 のペイロードを活かして、農業用途以外の用途拡大を目指して改良開発が1998年からスタートし2001年に観測型が完成しました。機体は農業用と概ね同じですが、プログラム飛行で胴体下面に観測ポッドを搭載し3km以上の目視外を飛行することが可能です。プリプログラムされた飛行

計画に従い自動的に飛行を行います。必要に応じ地上からの指令でオーバー・ライドも可能です。観測ポッドには観測カメラ、前方監視カメラ、ガス検知器、懸架装置（最大 20kg までの器材の吊り下げが可能で、地上の指令により任意の地点で投下可能）、ミッション・コントローラ、無線データ伝送装置が搭載されています。観測カメラは地上からの指令で任意の方向の画像を撮影できるよう 2 軸ジンバルの上に載っています。

地上システムは飛行計画／航跡表示装置、無人機制御装置、撮影装置コントローラ、地上無線データ伝送装置、プロポから構成されています。いずれも展開が容易な密閉式防振コンテナに収納し、機動的な展開が可能になっています。

運用に必要な人員は 3～4 名です。運用は以下の要領で行います。

- ・ 無人機、地上システムを離陸地点に展開し、飛行前点検を実施する。
- ・ 燃料を給油した後、無人機の電源を投入し自己診断が正常に終了することを確認する。
- ・ データリンク経路で予め作成しておいた飛行計画を無人機に転送する。
- ・ エンジンを始動し暖気運転後、プロポ操作員によるマニュアル操縦で離陸する。
- ・ 無人機制御装置からの指令によりプログラム飛行に切り替える。
- ・ 無人機は飛行計画に従いプログラム飛行を実施する。
- ・ 飛行中、航跡表示装置及び無人機制御装置の操作員は無人機の飛行経路、ステータス、飛行諸元をモニタする。撮影装置操作員は前方監視カメラの映像により飛行安全の確認を行う。アンテナ操作員は指向性アンテナを無人機に指向するよう操作する。
- ・ 観測地点上空では撮影装置操作員がカメラを遠隔操作して観測を行う。器材投下予定地点上空では、ホバリングを行い無人機制御装置からの指令で器材を投下する。
- ・ 無人機が飛行計画の最終点に到達したら、プロポからの指令によりマニュアル操縦に切り替え着陸させる。

RPH2 観測型は、このように遠方の画像情報をリアルタイムで入手できます。有人機では危険であった火山観測データ収集活動等に機動力を発揮していくものと考えます。今後は更なる自動化を推進し、無人機の応用分野を拡大していきたいと考えます。



大型無人ヘリ・ロボコプタ 300 の開発



川田工業株式会社 航空・機械事業部
取締役 事業部長
川田 忠裕

はじめに

近年、無人航空機システムについての関心が高まっています。海外では、主に軍用が専攻しており、先のアフガン戦争では日常ミッションで活躍しました。日本国内では、無人ヘリコプタは農業用としてすでに定着しているとともに、テレビや映画の撮影用としても活用されています[1]。

川田工業では、有人ヘリコプタとして実績のあるシュワイツァー300のエアフレーム、ダイナミックコンポーネントおよびエンジンを利用した無人ヘリ・ロボコプタ 300を開発して機ました。これまでに2機が開発され、合わせて500回・200時間以上のフライト試験が行われてきました。ここでは、ロボコプタ 300の開発のバックグラウンドおよび特徴について報告します。

1. 開発のバックグラウンド

川田工業では、1990年代初頭より東京大学名誉教授・東昭先生の指導を受けながら、小型（有人）ヘリコプタの飛行安定性や安全性を向上させるための研究開発をしていましたが、1993年までに小型ヘリコプタの飛行安定増強装置（SAS）を開発しました。1995年にこの開発で得た技術をフライトコントロールの全軸に利用し、有人ヘリのエアフレームを活用した無人ヘリコプタを開発するということを決定しました。

機体は、シュワイツァー300を利用することにしました。実績のある有人機のエアフレームを利用するということが、開発者が飛行制御システムの開発に専念できるということ狙いました。

開発については次の3つのフェーズで開発を進める計画を立てました。

フェーズ1：RC制御モード（有視界での情報収集、ムービー撮影、農薬散布等の利用を想定）

フェーズ2：GPSを利用した自律飛行モード（送電線監視、測量・探査、災害時の調査、サンプル採取、物資輸送等への利用を想定）

フェーズ3：バーチャルコックピット飛行モード（インタラクティブな操作を必要とする活動、救助活動、追跡等への利用を想定）

2. 開発の歴史

開発のゴーサインが出た1995年に中古の「ヒューズ」300Cを購入しました。そして、現在のメーカーであるシュワイツァー・エアクラフト社の技術支援を受けて、ロボコプタの第一号機（開発機名：KID-300）は開発され、1996年の秋にフェーズ1の制御方法で初飛行に成功しました。

ロボコプタ KID-300 のテザード飛行（1996年）

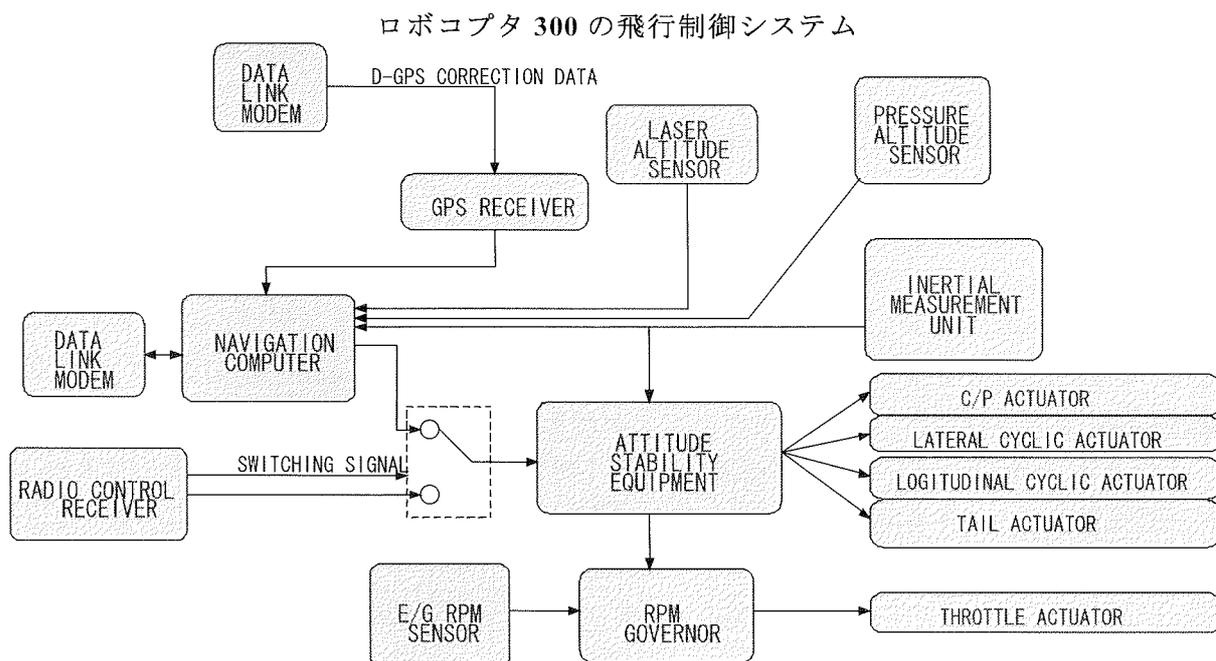


1号機の成功を受けて、2号機であるロボコプタ300を開発することになりました。こちらは、当時新しくFAAの型式証明を取ったばかりの300CB（現行機は300CBi）のエアフレームとパーツをシュワイツァー社から購入し、新しいカウリングもデザインして1997年に完成しました。このとき、エンジンメーカーであるTEXTRON Lycoming社と交渉した結果、燃料をAVガスではなく、自動車用ガソリンを使えるようになりました。

この2号機を使い、日本でも農薬散布に広く使われているシンプレックス社の散布キットを取り付けて、フライト試験を行い、農業用としても可能性があることを実証しました。その後、サーボコントロールシステム、自動安定装置（ASE）、HUMS等も改良してゆきました。また、CCDカメラや赤外線カメラを取り付けて飛行試験を行いました。機体自身がとても安定しており振動も少ないので、近距離ならばジャイロ安定装置が要らないくらいきれいな映像がとれましたので、ロボコプタは偵察や報道用としても利用の可能性があると

と考えられます。そして、2001年の春には当時の有珠山や三宅島の噴火を受けて、火山灰収集装置を開発するとともに、宇都宮大学の足立修一研究室と共同で、GPSリンクでの自律飛行システムを完成させました[2]。

赤外線カメラを搭載して飛行試験中のロボコプタ 300



3. ロボコプタ 300 の特徴

ロボコプタ 300 のスペックは、性能的には基となるシュワイツァー300CB と同等です。残念ながら試験エリアの広さが限られているために、高速飛行試験は行えていませんが、性能的には他の産業用無人ヘリの追従を許さないものがあります。また、ロボコプタ 300 は有人ヘリのコンポーネントを 90%以上利用しています。これは、ロボコプタ 300 が有人機と同等の信頼性を持つ部品を使っているということを意味しています。

ベースとなったシュワイツァー300 シリーズのヘリコプタは、1962 年に初期型がリリースされて以来 3,500 機以上製造され、全世界で 2,000 万飛行時間以上の実績があるとともに現在も製造されています。また、もともと米陸軍の初等訓練用として開発された機体なので安定性に優れ、癖のない飛行特性を持っています。実機をベースとしているので、パーツの大部分は製造メーカから入手可能ですし、世界中にサービスセンターがありますので、サポートを受けることができます。また、他の無人ヘリとは比較にならない大きなペイロードを有しているとともに、センサなどを取り付ける場所もふんだんにありますので、搭載物などをカスタム設計する必要もありません。

ロボコプタ 300 のスペック

DIMENSIONS	Height	2.65 m (8.69 ft)
	Length	7.37 m (24.17 ft)
	Width	1.99 m (6.53 ft)
WEIGHT	Gross Weight	794 kg (1750 lb)
	Empty Weight	500 kg (1100 lb)
	Useful Load	294 kg (650 lb)
ENGINE	Model	Lycoming HO-360 eq. (Using Auto Gas)
	Power	125 kW (168 HP)
MAIN ROTOR	Number of Blade	3
	Diameter	8.18 m (26.84 ft)
TAIL ROTOR	Number of Blade	2
	Diameter	1.30m (4.27 ft)
ENDURANCE	Flight Time At Std. Fuel	100 min.

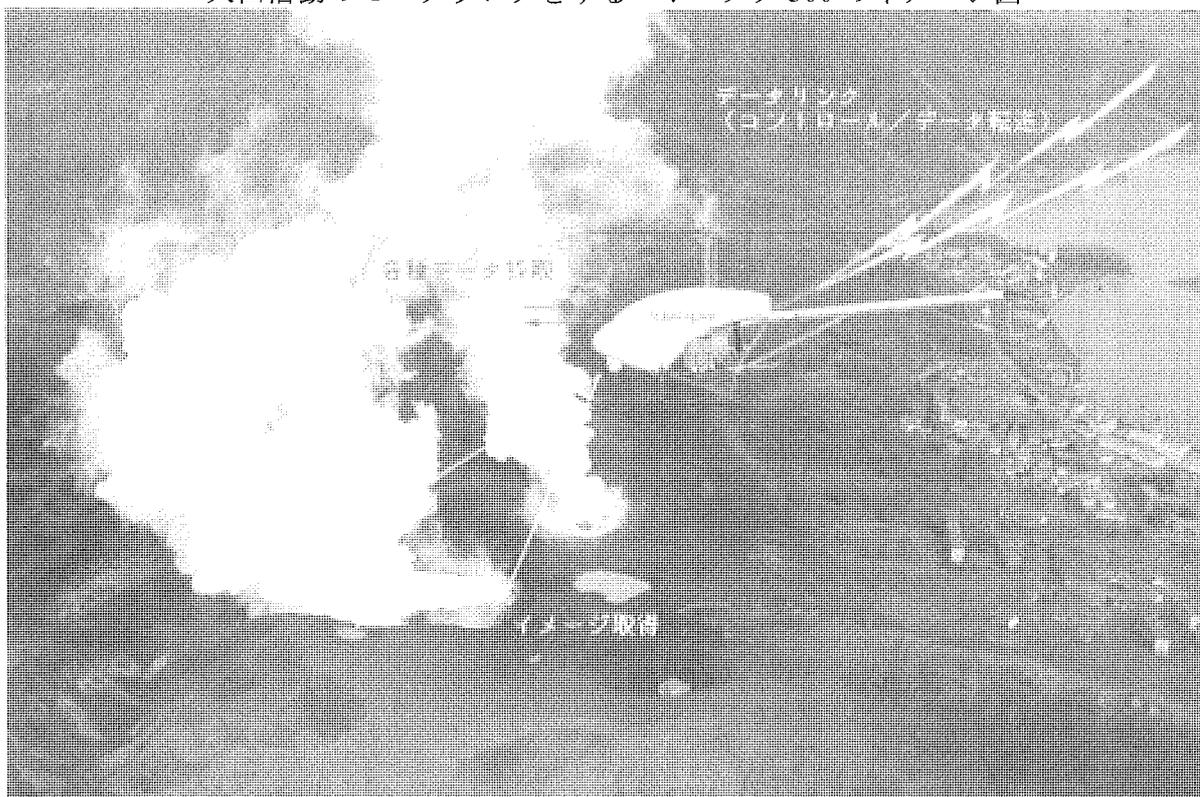
4. ロボコプタ 300 の活用可能性

開発決定当初、我々が考えていたのは農業支援用途でした。しかし、この他にも危険な場所での運用、単純/ルーチン作業として有効であるほか、有人機開発用ツールとしても活用できます。

(1) 危険な場所でのミッション

1999年の9月に東海村の原子力発電関係会社で問題が起こったときに、政府機関からロボコプタを活用できないかという連絡がありました。このときは、ロボコプタにガイガーカウンタを取り付けて、事故のあった建物の近くを飛べないかというものでした。2000年に北海道の有珠山や三宅島で火山噴火が起こったときにも、飛行禁止区域にて各種データ収集装置を取り付けて飛行できないか、あるいは観測装置を現地まで運べないかという連絡を別の複数の政府機関から受けました。残念ながら、どちらも対応することはできませんでしたが、これらのようにパイロットやクルーの乗った機体では非常に危険な飛行ミッションでは無人機の利用が期待されます。画像や気体のサンプルを取ってくるだけならば、もっと小型の無人機でまかなえますが、火山灰のサンプルを取ってくる・本格的な計測機器を現地に運ぶなどそれなりの重量を必要とした場合にはロボコプタ 300 のような機体が実用的です。当社では2001年の3月には、国土交通省土木研究所の依頼を受け、ロボコプタ 300 を使い、60kg の質量を持つ火山灰収集装置のスリング試験を行い、成功しています。

火山活動のモニタリングをするロボコプタ 300 のイメージ図



(2) 単純/ルーチン・夜間作業等

毎年のように山や海で遭難者がでますが、日が暮れると大抵捜索は打ち切られます。多くの場合、これが遭難者の命取りになっています。ロボコプタ 300 に赤外線センサなどを取り付けて自動パターン飛行をさせれば、夜中でも捜索をおこなうことができるために、

遭難者の生命を救える可能性を高めることができると考えられます。また、不審船・密航者の監視やテロ対策等など有人機では危険を伴うミッションにもロボコプタの利用は適していると考えます。

(3) 有人機開発ツールとしての活用

ロボコプタ 300 は、実機の大きさを有しているので現実的な機体開発用として活用できます。有人機を開発する際、フライト試験を行おうとすると危険を伴う可能性がありますので、テストパイロットだけではなく航空局とのを要します。この調整に長い時間を要する場合がありますが、無人ヘリであれば、現段階ではパイロットも航空局は関与しませんので、比較的簡単に準備・飛行試験ができます。弊社では、流体式ヘリコプタ用防振装置の研究開発の一環として、ロボコプタ 300 のメインロータをわざとオフ・バランスにしてフライト試験を実施しました[3]。このようなことは、有人機では非常に難しい実験になります。また、ロボコプタ 300 の開発においても、基のシュワイツァー300には無かったローターの自動エンゲージシステムを開発・実証することができましたが、このシステムはシュワイツァー社によって有人機用として改良され、今年より 300 シリーズのスタンダード装置として FAA の承認を取り、実用化されました。

5. 今後の課題など

現在すでに確立されている農薬散布以外の用途に産業用無人ヘリを利用しようとした場合、技術的なもの以外にさまざまな問題があります。そのなかでも航空法と電波法が一番大きな問題です。

(1) 航空法

現行の航空法では、無人航空機のフライトを規制することはできません。よって上記のように、ロボコプタ300のように大きな無人機であっても、航空局は関与していません。ただし、ロボコプタ300の飛行試験はすべて弊社ヘリ・テクノロジーセンターの敷地内で行ってきました。GPSリンクでの自動飛行技術が確立され、ライン・オブ・サイト外での操作が可能になった場合には、有人機のトラフィックと干渉する等航空局との調整が必要になってくるとことは免れないと考えられます。

(2) 電波法

無人航空機システムは、無線電波なしには運用できません。ロボコプタ300の飛行試験(すべてライン・オブ・サイト内)では、産業用無線電波(73MHz)を使ってきました。しかし、オペレータから遠く離れる飛行の場合には、簡単な偵察ミッションのようなものでも、操作用および映像用のダウンリンクが必要になります。しかし、現状では一般の民間企業が電波の割り当てをもらうことはほぼ不可能です。航空機タイプだけに関わらず、無人ビ

ークルの普及にとって電波問題は非常に大きな壁となっています。

まとめ

川田工業株式会社が開発を続けてきましたロボコプタ300は、有人ヘリを基に開発された無人機であり、信頼性のある飛行性能を持つ、ペイロードが大きい、オフ・ザ・シェルフのオプション機器を活用できるなどのメリットがあります。このような無人機システムは、危険な場所や単調・ルーチン・夜間等のミッションでの有効であるほか、有人機の開発ツールとしても活用も期待できます。ロボコプタ300はこれらのメリットから、さまざまな用途に活用できる可能性を持っています。

参考文献

- [1] Tadahiro Kawada, “INTRODUCING ROBOCOPTER 300, AN INDUSTRIAL-USE UNMANNED HELICOPTER,” AHS Forum 57, Washington DC, May 2001.
- [2] 宮森剛, 赤坂剛史, 中村優, 橋本誠司, 足立修一, 瀬川泰伸, 大型産業用無人ヘリコプタの位置制御系について, 第39回飛行機シンポジウム, 平成13年10月
- [3] 高粘性の液体を利用した防振装置のヘリコプタへの適用化研究, 革新航空機技術開発に関する調査研究成果報告書, No.1106, (社) 日本航空宇宙工業会, 2000.3.

無人機の自律飛行制御系の構築と 音声コマンドシステム



京都大学 工学研究科 航空宇宙工学専攻 助手
中西 弘明

1 はじめに

1995 年より京都大学航空宇宙工学専攻井上研究室とヤマハ発動機スカイ事業部は無人ヘリコプタの飛行制御に関して共同研究を行ってきた。本稿では、この共同研究において京都大学が行った研究の中で自律飛行制御系の構築に関するものとヒューマンインタフェースの一種であるボイスコマンドシステムについて述べる。

2 自律飛行制御系の構築

現在の自律飛行制御系のさらなる制御系の高性能化や高信頼度化を目的として行った研究を紹介する。ただし、これらの研究では無人ヘリコプタ RMAX 専用の非線形フライトシミュレータのみを用いており、動特性に関する情報は公開されていないために用いていない。企業秘密漏洩のリスクが問題となるからという理由以外にもさまざまな分野の専門家の知識の集大成であるフライトシミュレータを十分に活用することにより、制御系の設計を分散的に行ない効率の向上を目指すことを目的としている。しかし、このために従来の制御系設計法は適応できず、新しい設計法が必要であることを意味する。

2.1 ニューラルネットワークの学習による制御系の構築法

本節では、ニューラルネットワークの学習による制御系の構築について述べる。本節で提案する学習法は制御対象として取り上げた RMAX に限らず、一般的なものである。

飛行実験などを繰り返した結果やさまざまな専門家の知識を集約して作成したフライトシミュレータを十分に制御系の設計に利用することはこれまでは不可能であった。これは制御系設計には対象の数学モデルが不可欠なためである。フライトシミュレータによる飛行シミュレーション結果より、無人ヘリコプタの数学モデルを逆に作成することを試みる方法は、以下のような理由から適切とはいえない。

- フライトシミュレータには無人ヘリコプタの数学モデルが用いられており、必ずモデル化誤差が含まれている。シミュレーション結果から数学モデルを実現しても、得られたモデルが実際の機体の特性を十分に表すかどうか明らかではない。

- モデルを作成する労力は小さくはない。しかもモデル化はシミュレータを作成する段階ですで行なわれており、再度これを行なうことは無駄な手続きであるため、効率的な設計法とはならない。

シミュレータのみから制御系が構築可能となれば、様々な実験結果や多くの専門家の知識を十分に活用でき、制御系の開発が容易となる。また、対象の情報を一切用いることなくシミュレータのみから制御系を設計することができれば、情報の漏洩などのリスクを軽減することができ、分散的に制御系の開発を行なうことが容易になると考えられる。

本節では、制御対象の情報は利用できず、シミュレータのみが利用可能として制御系設計を行なう方法について考える。試行錯誤によって制御系のゲインを決定する方法では多大な時間と労力を必要である。本研究では、このような困難を克服するために、制御系の設計にニューラルネットワークのオフライン学習を応用する。ニューラルネットワークのオフライン学習の多くは勾配計算を必要とする勾配法を利用しているが、評価関数の勾配を求めるためには制御対象のヤコビアンが必要となる。このため勾配法に基づく学習アルゴリズムを用いて制御系の構築を行なうには、制御対象のヤコビアンを計算するためのモデルが必要となる。よって、シミュレータのみから制御系を学習により構築するという目的を果たすことはできないといえる。筆者らが提案しているニューラルネットワークを用いてフィードバック制御系を学習するアルゴリズムに、Powell の共役方向法に基づく学習アルゴリズムがある。このアルゴリズムは微分不可能な評価関数や活性化関数を持つ場合に適用するために導かれたものであるが、探索点での評価関数の値のみに基づいて学習が行なわれるため、学習には制御対象のヤコビアンは不要である。よって、制御対象のダイナミクスに関する情報を用いることなく、シミュレータに組み込むことが可能である。この学習アルゴリズムをシミュレータに組み込むために要求される条件は以下の通りである。

1. 制御系の評価関数が計算が可能。
2. 自動的に繰り返しシミュレーションが可能。

制御系の設計や評価を行なう目的で作成されたシミュレータであるならば、各サンプル時刻における制御対象の状態は制御に利用される。よって、評価関数を計算することは可能であり、条件.1を満足することは容易であると考えられる。また、条件.1を満たすように変更しても、直接的に情報の漏洩につながることは少ない。条件.2は、学習の自動化のために必要な条件であって必須ではないが、多くのシミュレータでは繰り返し計算を行なうことは可能であろう。このように、ニューラルネットワークの学習による制御系の構築方法をシミュレータに組み込むことは一般に容易である。実際に、RMAX のフライトシミュレータにおいても上記の条件はいずれも満たされていたため、学習アルゴリズムをシミュレータに容易に組み込むことが可能であった。

2.2 非線形逆ダイナミクス変換の学習

2.1 節で示した方法により、非線形最適フィードバック制御やゲインスケジュール制御な

どさまざまな制御系が構築可能であるが、本節では非線形逆ダイナミクス変換による制御系の学習を示す。

航空機やヘリコプタのダイナミクスは、一般に(1)のように非線形方程式で表される。

$$\ddot{\mathbf{y}} = \mathbf{f}(\mathbf{y}, \dot{\mathbf{y}}, \mathbf{u}) \quad (1)$$

(1)の左辺を \mathbf{U} とおき、 \mathbf{U} を疑似入力と呼ぶ。

$$\mathbf{U} = \mathbf{f}(\mathbf{y}, \dot{\mathbf{y}}, \mathbf{u}) \quad (2)$$

\mathbf{f} の逆が存在し、(3)を満足する制御入力 \mathbf{u} が存在するとき、疑似入力 \mathbf{U} と出力 \mathbf{y} との関係は線形であるので、非線形システム(1)は線形非干渉システム(4)に変換される。

$$\mathbf{u} = \mathbf{f}^{-1}(\mathbf{y}, \dot{\mathbf{y}}, \mathbf{U}) \quad (3)$$

$$\ddot{\mathbf{y}} = \mathbf{U} \quad (4)$$

(3)のような入力変換を逆ダイナミクス変換といい、航空機やヘリコプタの制御への応用が数多く試みられている。例えば、疑似入力 \mathbf{U} を(5)のような線形 PD 制御入力と定めると、

$$\mathbf{U}_i = -\mathbf{K}_p(\mathbf{y}_i - \mathbf{d}_i) - \mathbf{K}_d \dot{\mathbf{y}}_i \quad (5)$$

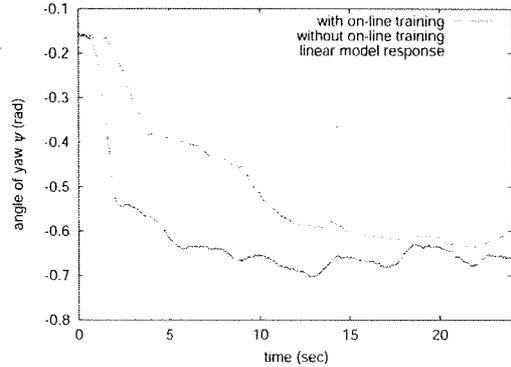
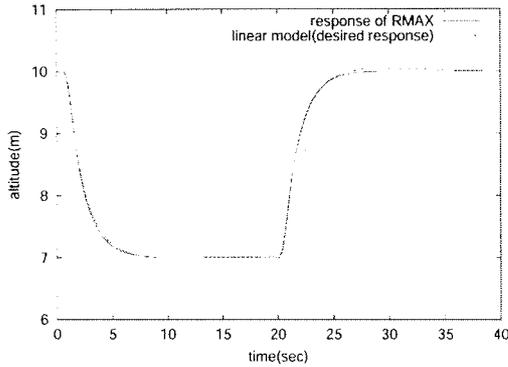
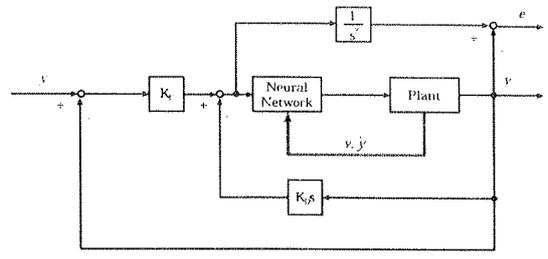
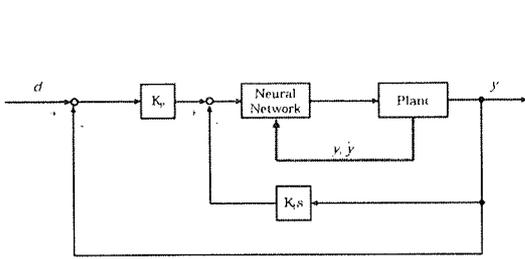
$$\ddot{\mathbf{y}}_i = -\mathbf{K}_p(\mathbf{y}_i - \mathbf{d}_i) - \mathbf{K}_d \dot{\mathbf{y}}_i \quad (6)$$

非線形なダイナミクス(1)は、逆ダイナミクス変換により(6)のように線形なダイナミクスとなる。明らかなように、逆ダイナミクス変換を用いる制御系の設計には、制御対象の詳細な知識が必要である。もし制御対象の詳細な知識が利用できるならば、その知識に基づいて逆ダイナミクス変換を求めればよいので、ニューラルネットワークの学習を用いる必要はない。しかし、対象のダイナミクスに対する情報が利用できず、シミュレータのみを用いて制御系の構築を行なう場合には、ニューラルネットワークの学習により逆ダイナミクス変換を得なければならない。逆ダイナミクス変換にニューラルネットワークを用いた制御系のブロック図を図 1 に示す。しかし、図 1 のシステムでは逆ダイナミクス変換の学習を行なうことができない。そこで、学習には図 2 に示したシステムを用いる。ニューラルネットワークの学習の目的は線形化誤差の最小化であるので、学習の評価関数として(7)などを用いる。

$$\mathbf{J} = \sum_{t=0}^T \mathbf{e}^2(t) \quad (7)$$

ここでは RMAX の高度制御系に対して、適用した例を示す。逆ダイナミクスの学習が完了したときの閉ループ系の周波数特性やステップ関数への追従性から $\mathbf{K}_p = 1.0$ 、 $\mathbf{K}_d = 2.0$ と設定した。学習が終了したニューラルネットワークにより制御された RMAX の応答と理想的な線形モデルの応答を図 3 に示す。この結果より、ニューラルネットワークは十分な精度で RMAX の高度方向の逆ダイナミクスを学習したことが分かる。

逆ダイナミクス変換をオフライン学習したニューラルネットワークによる制御には、オンライン学習の併用の容易となるという利点がある。これに対して、最適フィードバック制御系をオフライン学習したニューラルネットワークなどはオンライン学習を行なうニュー



ーラルネットワークの併用により，制御開始後に生じた対象の変化などに適応させることは困難である．この利点を示すために，電動ヘリコプタを用いた方位角制御実験を行った．

逆ダイナミクス変換をオフライン学習したニューラルネットワークによる制御には，オンライン学習の併用の容易となるという利点がある．これに対して，最適フィードバック制御系をオフライン学習したニューラルネットワークなどはオンライン学習を行なうニューラルネットワークの併用により，制御開始後に生じた対象の変化などに適応させることは困難である．この利点を示すために，電動ヘリコプタを用いた方位角制御実験を行った．目標方位角をステップ状に 0.3 (rad) 変化させたときの応答結果を図 4 に示す．ただし，ラダー制御量の効率を故意に正常値から 50%減少させて実験しており，ラダーに故障が生じたときの模擬実験である．ここではオンライン学習を行なうニューラルネットワークとして，シグマパイ型ニューラルネットワークを用い，オンライン学習アルゴリズムとしては不感帯を持った適応則から導かれたものを用いた．図 4 より明らかなように，オンライン学習を行なわない場合には理想応答と大きく異なる結果となったが，オンライン学習を行なうことによりラダー操舵特性の大きな変化を補償することが可能となったことが分かる．このように，オンライン学習を併用すると，飛行中に生じた故障などヘリコプタに生じた大きな変動に対して，制御系をオンライン学習により再構築し制御性能を維持することが可能となり，信頼性が高い制御系となることが分かる．

2.3 風に対するロバスト制御系の構築

風は航空機の制御において最も代表的な不確かさである．実際の飛行において，風の存

在を無視することはできず，無人ヘリコプタの飛行制御系は風に対してロバスト性を持つ必要がある．風向や風速などは不規則に変動することが知られており，確率的な不確かさに分類される．このような確率的な外乱が加わると，制御系の評価関数が確率的に変動する．このために制御系の学習は何らかの統計量に基づいて行なう必要がある．代表的な統計量として平均値があり，制御の評価関数の平均が小さいことは平均的に高い性能を持つことを意味する．しかし，評価関数の平均が同じであっても，その分散が異なる制御系が多数存在する．制御の評価関数の分散が大きいことは，制御系が確率的な不確かさにより大きく乱されていることを意味するので，ロバスト性の観点から好ましい制御系ではない．よって，ロバスト制御系の学習を行なうには，制御の評価関数の平均だけでなく分散も考慮する必要がある．そこで，スカラー γ をパラメータとして含む評価関数(8)を用いて学習することを考える．

$$J_\gamma = \frac{1}{2\gamma} \log(E[\exp(2\gamma J)]) \quad (8)$$

ここで J は各試行ごとの評価関数であり， $E[J]$ は J の期待値を示す． γ に関する Taylor 展開を行なうことにより，(8)は(9)と近似できる．

$$J_\gamma = E[J] + \gamma \text{Var}[J] + O(\gamma^2) \quad (9)$$

ここで $\text{Var}[J]$ は J の分散を示す．(9)より明らかなように，この学習法は γ によって3つの場合に分けられる．

1. $\gamma = 0$ ただし，この場合は J_γ は $E[J]$ とする．評価関数の平均値のみを考慮する学習方法．
2. $\gamma > 0$ 評価関数の平均値とその分散を考慮する学習法．分散が大きくなることを防ぐことにより，評価関数が期待値から大きく隔たる値が得ることを防ぐ学習法．
3. $\gamma < 0$ 評価関数の平均値とその分散を考慮する学習法．分散が小さくなることを防ぐことにより，評価関数が期待値から大きく隔たる値が得られることを許容する学習法．

以上より，実際にロバスト制御系の学習を行なう際に用いるのは $\gamma \geq 0$ に限られる．このとき， J_γ を用いた学習は H_∞ 外乱除去問題となり， γ が大きいほど外乱に対してロバストであり，外乱除去性が高い．

この学習法を用いて，風に対してロバストな高度制御系の学習を行なった例を示す．このとき，他の制御入力に関する制御系には適当に定めた線形制御系を用い，水平風は存在せず上下風のみが存在するとシミュレータに設定して学習を行った．他の軸の制御系として十分な制御性能を持つものを用いているならば，学習に大きな影響を及ぼすことはなかった．評価関数(8)における J を次のように定めた．

$$J = \sum_{t=0}^T (z(t) - d(t))^2 + v_z^2(t) \quad (10)$$

ここで， $z(t)$ ， $v_z(t)$ は高度および高度方向の速度であり，目標高度 $d(t)$ は次の通りである

とした.

$$d(t) = \begin{cases} 3.0 & (0 \leq t < 1) \\ 5.0 & (1 \leq t < 20) \\ 3.0 & (t \geq 20) \end{cases} \quad (11)$$

ネットワークへの入力は $z(t)$, $v_z(t)$, 出力はコレクティブピッチ操舵角 δ_c である. 図 5 より明らかなように, 風を考慮せずに学習を行なったニューラルネットワークでは, 平均値, 分散ともに大きい上に, 学習結果のばらつきも大きくなった. これは不確かさを考慮せずに学習を行ったニューラルネットワークのロバスト性は予測できず, 期待より低くなっていることが多いことを示している. これに対して, 本論文で提案した手法を用いて学習を行なった方法では平均・分散ともに小さくなっている上に, 学習結果のばらつきも小さく良好な結果を得ていることがわかる. ニューラルネットワークの有効性を確認するために線形制御系である PD 制御系においてパラメータである比例ゲイン K_p , 微分ゲイン K_d のパレート最適解上昇と下降で異なるゲインを用いる非対称 PD 制御系のパレート最適解を図 6 に示す. この図から, 簡単な非線形性であるが非対称ゲインを用いる方が制御性能とロバスト性を共に向上することが分かるが, ニューラルネットワークの学習したものに比べるとまだ劣っていることも明らかである. 図 7 にパレート最適解のゲインと分散の関係を示すが, この図から, 上昇用の比例ゲインの方が下降用に比べて大きくなっていること, ロバスト性の向上に連れて比例ゲインは減少するということが分かる.

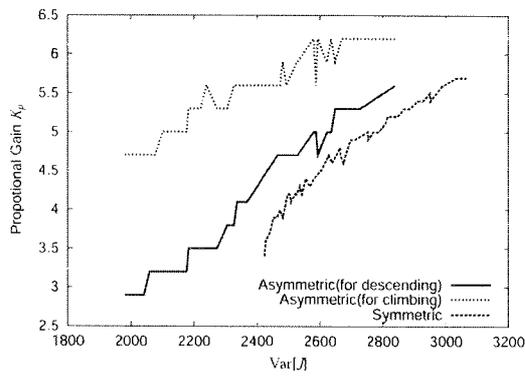
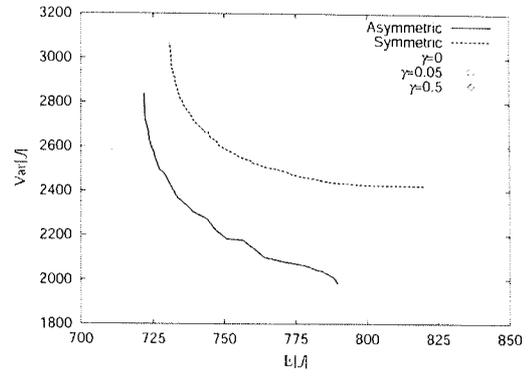
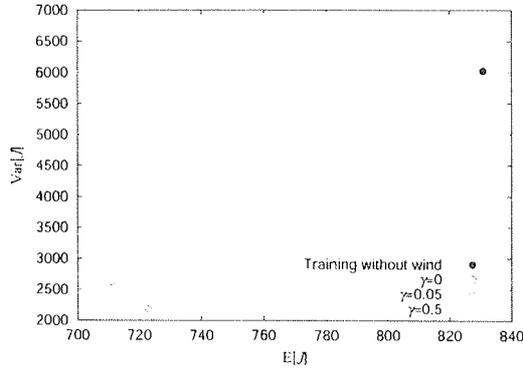
2.4 適応制御系の利用

適応制御とは対象に含まれる未知あるいは不確かな部分を動的に推定しながら制御を行なうことにより, 望ましい性能を維持することを目的としたものである. この性質を利用して, あらかじめ仮定した適当なシステムに対してその係数や不確かな項を適応的に推定し, 制御系を構築する方法を本研究では用いる. 前節における総当たり法による逆ダイナミクスを求める方法は多大な時間を必要としたが, 適応的にモデルの同定を行なうことにより, その作業は大幅に軽減される. また, シミュレータには地面効果などが考慮されていないなどのモデル化誤差が存在する. このようなモデル化誤差に対しても適応制御を用いることで制御性能を維持することが可能となると期待できる.

また, バックステッピング法とは制御信号の流れを逆に辿り, 必要となる制御入力量を決定しようとする手法である. 出力誤差を 1 成分とする相対次数と同次元の階層構造システムを考えて各サブシステム内に仮想的な入力と出力を設定し, 因果性に反しないようにその仮想入力を使って各サブシステムを安定化する制御系を順次構成を行なうものである. バックステッピング法を用いることにより特異摂動法には必要であった時間分離しているという仮定が不要となる. また, この方法では安定性が保証されていることが大きな利点である.

2.5 適応制御による自律飛行制御系の構築

ここでも前節と同様にヘリコプタの高度制御を考える. 今, ヘリコプタの高度方向の状



態方程式を以下のように仮定する.

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ K \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} v \quad (12)$$

ここで x_1 は高度, x_2 は鉛直方向速度, u はコレクティブ入力, v は不確かさ, c は空気抵抗, K は推力係数に相当する.

以下にバックステッピング法を用いた適応制御系構築法を説明する.

● First Step

高度 x_1 と目標軌道 x_{cf} との差を z_1 とおく.

$$z_1 = x_1 - x_{cf} \quad (13)$$

(13)の微分をとると,

$$\dot{z}_1 = x_2 - \dot{x}_{cf} \quad (14)$$

(14)において, x_2 を入力と考えた安定化関数は

$$\alpha_1 = \dot{x}_{cf} - C_1 z_1 \quad (15)$$

ここで $C_1 > 0$ とする. x_2 と α_1 との差を z_2 とおく.

$$z_2 = x_2 - \alpha_1 \quad (16)$$

このとき(14)は次のようになる.

$$\dot{z}_1 = -C_1 z_1 + z_2 \quad (17)$$

● Second Step

(17)の微分をとると

$$\dot{z}_2 = (C_1 - c)x_2 + Ku + v - C_1 \dot{x}_{cf} - \ddot{x}_{cf} \quad (18)$$

(18)には未知パラメータ c , K , v が含まれるので, その推定パラメータをそれぞれ \hat{c} , \hat{K} , \hat{v} とし, 制御入力を以下のように選ぶ.

$$\hat{K}u = C_1 C_2 (x_{cf} - x_1) + (C_1 + C_2)(\dot{x}_{cf} - x_2) + \hat{c}x_2 + \ddot{x}_{cf} - \hat{v} \quad (19)$$

ここで $C_2 > 0$ とする. また, \hat{c} , \hat{K} , \hat{v} のパラメータ適応則を以下とする.

$$\dot{\hat{c}} = -\gamma_c x_2 z_2 - \sigma_c \hat{c} \quad (20)$$

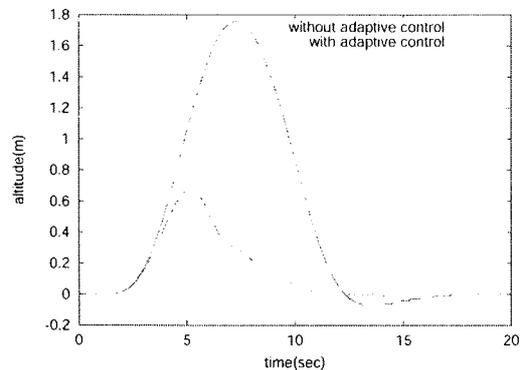
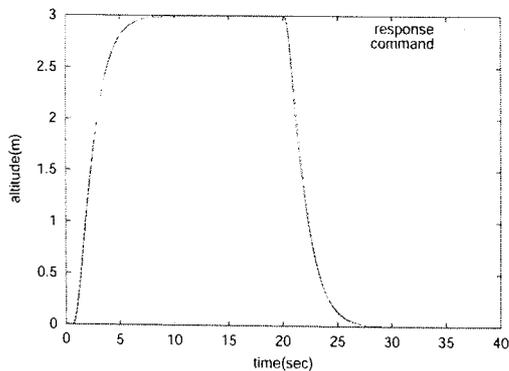
$$\dot{\hat{K}} = \gamma_K u z_2 - \sigma_K \hat{K} \quad (21)$$

$$\dot{\hat{v}} = \gamma_v z_2 - \sigma_v \hat{v} \quad (22)$$

γ_c , γ_K , γ_v , σ_c , σ_K , σ_v はそれぞれ正の定数である.

ここでは適応則(20), (21), (22)にロバスト適応則である σ -修正法が用いられている. この他にも, 不感帯を持つ適応則を用いることも考えられるが, この場合は \hat{v} と制御入力がかかり合うことによる定常偏差が見られることが多い. また, 不感帯が原因となりパラメータの推定が不十分となり, 制御結果に影響を与えることもあった. また, 実際のシステムでは安定性のために K ではなく, その逆数を推定するように変更する方がよいことを付記しておく.

ここで説明した方法のシミュレーション結果を図 8 に示す. この図から明らかなように目標軌道に完全に追従するよう制御することができていることが分かる. また, 図 9 に適応制御の有無による突風応答の違いを示す. このように適応制御系は突風など, システムに対して突然生じた大きな変化に対して有効な方法であることが分かる.



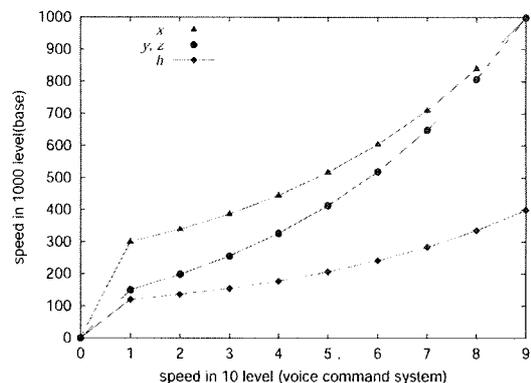
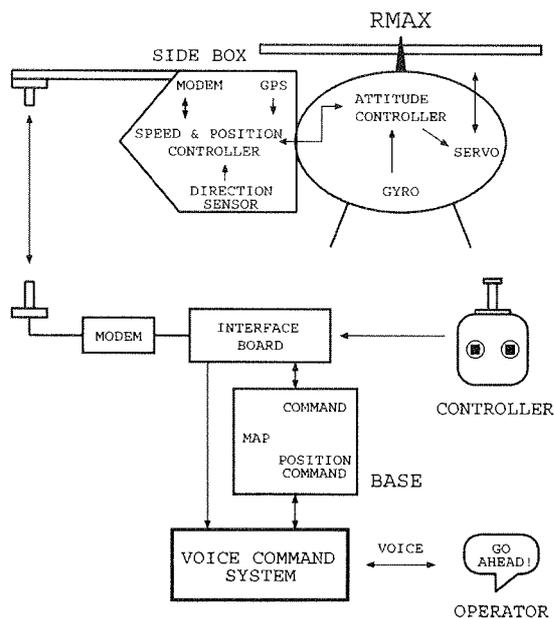
3 音声コマンドシステム

3.1 概略

自律飛行制御系により、無人ヘリコプタは農業をはじめとして様々な用途に用いることが可能となるだけでなく、操縦の敷居が低くなりだれでも容易に無人ヘリコプタを操縦できるようになる。しかし、現在の半自律飛行用の操縦インタフェースは、地上局 PC のマウスやキーボードを用いて機体の操縦を行ない、画面に出力される数字によって飛行状態の監視を行なうよう設計されているため、操縦者は地上局 PC の画面を注視する必要があり、機体の目視や搭載カメラからの映像の確認ができなかった。このため、操縦者の他に機体の監視やカメラの操作等を行なう多数の補助者が必要となっている。よって、RMAX をより効率よく運用するためには、地上局の画面に拘束されずに操縦できるようなシステムを開発する必要がある。また、自律飛行制御系の適用により、操縦には必ずしもプロポや、ジョイスティックを用いる必要はない。では、どのような操縦インタフェースが適しているのか？という疑問が生じる。

そこで、RMAX の操縦システムに音声合成・認識技術を応用したボイスコマンドシステムを構築し、その評価実験を行った。これは、音声は人間にとって最も基本的な意志伝達手段であるので、人間にとってやさしい操縦系となると期待できるからである。また、操縦者は機体や搭載カメラの映像を見ながら音声で機体の操縦や飛行状態の確認などを行なうことが可能となるために、運用効率の向上も期待できる。

ボイスコマンドシステムを含む無人ヘリコプタの飛行システムを図 10 に示す。ボイスコマンドシステムはコマンドの送信およびそれに対する返信の受信を行なうものであり、地上局とシリアルケーブル (RS232C) により接続されている。地上局は機体に制御信号を送信する。これを機体に搭載されたコントローラが受信し、各サーボに指令を出力する。さ



らに、ボイスコマンドシステムおよび地上局はそれぞれインタフェース基板とシリアルケーブル (RS232C) で接続されており、飛行中の機体から 100ms 毎に現在位置、速度などのデータを受信しているまた、音声入出力には USB 対応のヘッドフォンマイクを使用した。

ボイスコマンドシステムとは、操縦者が音声により機体の操縦や搭載カメラの操作などを行ない、音声により飛行状態を得ることを可能とするシステムである。本研究では VisualC++ を用いて作成したアプリケーションに音声認識システムを応用することにより、これを実現した。ボイスコマンドシステムでは操縦者の音声コマンドを認識し処理を行なう際、認識したコマンドの内容を音声により操縦者にフィードバックするよう設計した。このようなシステムの復唱により、操縦者はシステムがコマンドを正しく認識したかどうか確認でき、操作の確実性が得られる。また、音声認識システムには当初は IBM(株)製 ViaVoice Ver.8 Pro 日本語版を用いていたが、このソフトは残念ながら以下のような不具合をもつことが判明した。

- 安定化に欠く。
- 辞書を限定できないため、操縦コマンド以外の単語を認識結果として出力することがある。
- 周囲の雑音により認識率が著しく低下する。

そこで現在では、京都大学工学部情報学研究科の河原、李などが中心となり開発が行なわれているフリーの高性能音声認識ソフトウェア *julius* を用いてその開発実験を行っている。*julius* を用いることにより、上記の問題点はほぼすべて解消され、実際に飛行実験場において RMAX をボイスコマンドシステムを用いて飛行させることが可能なレベルにまで向上した。

3.2 フライトシミュレータを用いた評価実験

無人ヘリコプタ RMAX の非線形 6 自由度フライトシミュレータ *SimRMAX* を用いて、音声による RMAX の操縦シミュレーション実験により、システムの評価を行った。この実験の目的は実機への応用に対して最適なものを見いだすとともに、無人ヘリコプタ制御におけるボイスコマンドシステムの有効性を検証することである。

本研究で構築したボイスコマンドシステムでは、音声による目標速度指令とデータの確認が可能である。コマンド例とその操作内容は表 1 にまとめた。ボイスコマンドシステムでは目標速度を 0 から 9 までの 10 段階に設定したが、地上局に対してはこれを 0 から 999 までの 1000 段階で表した値に換算した指令値を送信する。これはシステムの仕様のためである。ボイスコマンドシステムの基本設計段階においては、この換算方法を単に線形としていたが、線形換算ではボイスコマンドシステムでの目標速度 1 に対応する速度が小さすぎることや、低速での速度の微調節ができないことなどの理由により操縦が難しいことが判明した。よって、ボイスコマンドシステムの評価実験を行なう前に、操縦性の向上を図るため、目標速度指令値の換算方法について予備検討を行った。その結果、最も操縦しや

表 1: コマンド例

コマンド	操作内容
前進	前進速度を 1 増速
左に移動	水平速度を左に 1 増速
上昇	上昇速度を 1 増速
右に旋回	旋回角速度を右に 1 増速
もっと速く～	指定方向の速度を 2 増速
もっとゆっくり～	指定方向の速度を 1 減速
最高速度で～	指定方向の速度を最大
～停止	指定方向の速度を 0 にする
高度	高度を知らせる

表 2: 実験結果

効果	5.20
効率	4.50
学習容易性	5.70
エラー許容性	4.90
満足度	5.50

すいと考えられる換算方法として図 11 を得た。ただし、図 11 中の x は前進・後退速度、 y は左右移動速度、 z は上昇・下降速度、 h は旋回速度を示す。

構築したボイスコマンドシステムに対して以下に示す手順により、評価実験を行った。

1. 被験者にボイスコマンドシステムおよび飛行タスクの説明をする。
2. ボイスコマンドシステムを用いた操縦によりタスクを行なってもらう。この間、被験者が実行したコマンド回数や被験者の誤操作、システムの誤認識などを記録する。
3. 被験者に対してアンケートを実施することにより、ボイスコマンドシステムの評価を行なう。

被験者に課した飛行タスクは、次の通りである。

1. 図 12 に示したコースに沿って飛行する。
2. 第 1 チェックポイントで位置（緯度、経度、高度）を確認する。このとき、高度が 20m 以下の場合は上昇、60m 以上の場合は下降する。
3. 第 2 チェックポイントで速度（水平速度、垂直速度）および高度を確認をする。このとき、高度が 20m 以下の場合は上昇、60m 以上の場合は下降する。

実験後に被験者に対して行ったアンケートにおいて、各評価項目をそれぞれ 1（最低）か

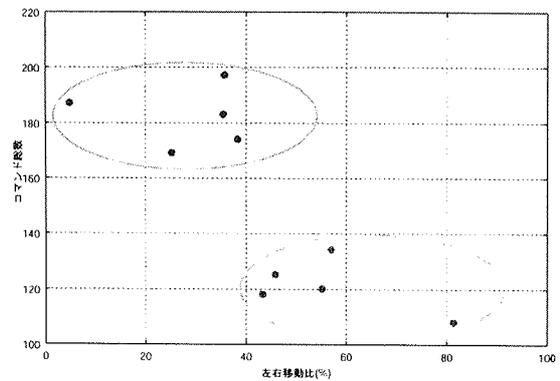
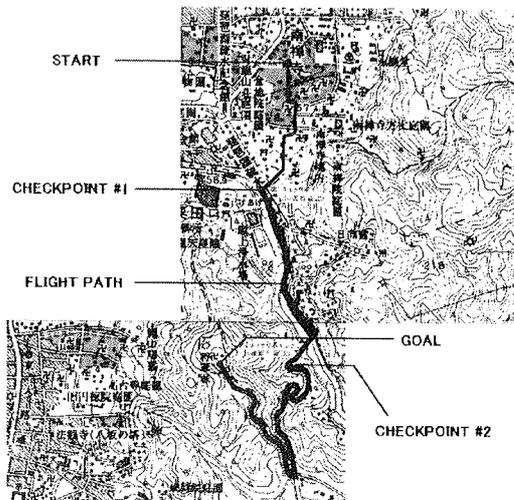
ら7(最高)までの7段階の評点を行った。また、この評価結果と実験中に記録したコマンド実行回数、システムの認識率、誤操作回数などのデータから、無人ヘリコプタ制御におけるボイスコマンドシステムの有効性を検証した。この評価実験を被験者10人に対して行った。ただし、被験者はみな京都大学の学生であって、実際にヘリコプタの操縦を行ったことはない。また、ラジコン操縦に関しても全く行ったことがない初心者や以前経験のある中級者ばかりで、趣味としてラジコン操縦を行っている操縦の熟練者はいない。表2にアンケート結果の平均を示す。

実験結果より、5つの評価項目のすべてにおいて7段階中5.0以上の良好な結果が得られ、半自律型無人ヘリコプタの操縦におけるボイスコマンドシステムの有効性を確認することができた。しかし、実験を重ねるに連れて、実行コマンド数の数から操縦者が二つのグループに分かれることが判明した。このような違いがなぜ生じたのかをコマンド履歴などを詳しく調べたところ、これらの被験者の間には飛行コースの修正方法に違いがあることが判明した。図13に被験者のコース修正に左右移動を用いる割合と全体のコマンド総数の関係を示す。このようにコマンド総数からみて明らかに二つのグループに分かれていることが分かるが、それを決定しているのは左右移動の割合であることも分かる。すなわち、被験者は飛行軌道の変更に、旋回を用いるグループと左右移動を用いるグループがあることが判明した。左右移動によりコース修正を行なうことはヘリコプタ以外ではできないが、コマンド総数から見ると旋回を用いて修正する場合に比べると効率よく飛行することができたことが分かる。また、プロポを用いた実験でも、利用者は左右移動を用いるグループと旋回を用いるグループに分かれること、旋回を用いるユーザの方が操舵回数が多いこと、旋回あるいは左右移動のいずれを用いるかはプロポとボイスコマンドシステムによらず各ユーザで同じであることが判明している。さらに、ヤマハ発動機(株)スカイ事業部の協力によりヘリコプタ熟練者によるボイスコマンドシステムによる操縦実験を行ったところ、コース修正法としてはやはり旋回を用い、コマンド総数も非熟練者と比べると少ないことも判明している。これらの結果より、

- 各ユーザは操縦の方法をインタフェースによって変えない。
- 操縦の初心者は軌道修正に左右移動を主に用いる。
- 操縦に慣れるに従い、コース修正法が左右移動から旋回に変化する。
- さらに熟練するに従い、コマンド総数も減少する。

といえる。

プロポ、ボイスコマンドシステムいずれの方式でもコマンド総数から見ると操縦の中級者の負担は、初心者のそれに比べても大きくなっているといえるが、安定な自律飛行制御系の利用によりユーザの心理的な負担はかなり軽減されるといえるだろう。さらに、構築したボイスコマンドシステムは左右移動を主に用いるユーザにとって、すなわち操縦の初心者にとって非常に使いやすいシステムになっているといえるが、目標速度指令値の換算



を決定する際にユーザがコース変更法により 2 グループに分かれることは判明しておらず、図 11 の換算表を出す際に、全体の意見を平均化して決定したが、実験結果から考えるとこれは不適切であったと思われる。平均化を行ったことにより、いずれのグループのユーザの要望とも少し異なる設定となってしまう、その結果としてユーザはすこし速度感覚に不満感をもっているようであった。実際には換算方法の変更により速度感覚がかなり変化するため、ユーザの満足度に大きな影響を与えられとされる。さらに、速度感覚に対する各ユーザの要望は様々であり、一つの解を設計者が与えてしまうことはよくないと思われる。また、速度感覚は与えられたタスクによっても変化するのは明らかである。このために、適応的あるいは能動的に速度感覚を変更するシステムを付加することによりユーザの操縦感覚や満足度が向上するかどうかという実験も試みられているがここではその結果については省略する。

4 おわりに

無人ヘリコプタは大学にとっても非常によいプラットフォームである。シミュレーションだけにとどまらず、フィールド実験も可能ということは教育的な見地からも優れているように思う。このような産業界と大学の連携は、双方にとって非常に充実したものとなるのではないだろうか。実際に、これまでに行ってきた研究が考えてもいなかった用途で適用できることを発見するなど、研究テーマとしてもかなり刺激的であった。さまざまな面で協力をしていただいたヤマハ発動機(株)スカイ事業部の佐藤彰氏をはじめとして多くの技術スタッフの方たちにこの場を借りてお礼を申し上げたい。また、フライトシミュレータに関しては(有)アイエスの大川宏久氏に非常に多くの助言をいただいた。

無人機の研究には Computational Intelligence のさまざまな要素を含んでいる。画像認識による状況理解や音声認識によるインタフェースはその代表例である。2 節は制御系設計に

Computational Intelligence を適用した例である。ヒューマノイドなどのロボット研究と同

じように，無人機の自律飛行には Computational Intelligence の必要性が大きい．現在の無人機は単独飛行であるが，無人機が群を形成し，共同・協調作業を行なう必要が近い将来において生じると思われる．その実現のためには Computational Intelligence が必須となっているであろう．また，Computational Intelligence などのさまざまな先端技術の導入は友人機に比べて無人機のほうがやりやすいなど，Computational Intelligence の応用対象としても大変興味深いものであるといえるだろう．2 節で述べた方法により構築した飛行制御系による飛行実験や 3 節のボイスコマンドシステムによる無人ヘリコプタの操縦実験を 2001 年度に行ない，その成果をあげることができた．その結果は 2002 年 8 月に開催される SICE Annual Conference in OSAKA などでは発表する予定である．

自律型無人ヘリコプタの開発と その利用状況



ヤマハ発動機株式会社 スカイ事業部

佐藤 彰

はじめに

ヤマハ発動機（以下当社と呼ぶ）では、1983年より農林水産航空協会より委託をうけ、農薬散布用の無人ヘリコプタの開発に着手した。1989年には世界ではじめて無人ヘリコプタの量産化に成功し、2001年9月末現在において、日本全国で1,202機の機体が農薬散布用に使われている。この無人ヘリコプタをベースにし、1998年より、GPSセンサを用いた自律型の開発に着手した。2000年4月には、有珠山の火山観測に成功し、国内外に無人ヘリコプタの可能性を認知させることができた。

本文では、当社における無人ヘリの開発経緯を振り返りながら、自律型無人ヘリコプタの技術的特徴をのべる。また、その利用状況において、今までの実績と将来の可能性をあわせてのべる。

1. 無人ヘリコプタの紹介

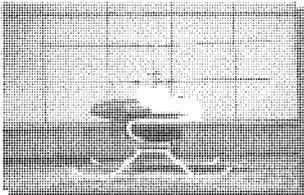
1. 1 開発の経緯

図1に当社における開発の経緯を示す。

当初、二重反転型の無人ヘリコプタの開発に着手したが、機構の複雑さと不安定さにより、その実用化は断念した。その後、シングルロータ型の無人ヘリコプタ実用化に成功した。そして、高度制御装置、姿勢制御装置の開発もおこない、操縦性・安定性の向上に寄与することができた。これにより、ラジコンヘリコプタの経験のない人でも、約10日間の教習により、フライトでき、操縦免許をとることができるようになった。

GPSセンサの出現により、速度および位置が容易に検出できるようになったため、自律型無人ヘリコプタの開発に着手した。開発した当初は、地球環境観測をおこないながらその実用化の可能性をさぐっていた。2000年3月29日に北海道有珠山が23年ぶりに噴火した。建設省土木研究所（当時）より依頼をうけ、現地で主に噴火堆積物の観測をおこない、被災者の早期帰宅に寄与することができた。これにより、自律型無人ヘリコプタの有用性を内外に知らせることができた。その後、いろいろな方面より自律型無人ヘリコプタの利用に関する問い合わせがきている。

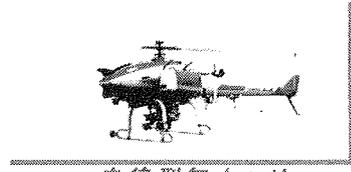
- ・1983年 社団法人 農林水産航空協会より
研究開発受託
- ・1986年 二重反転機(RCASS)研究開発終了
- ・1989年 R-50 (L12)型販売開始
1)YOSS(高度制御装置)開発販売
2)YACS(姿勢制御装置)開発販売
- ・1998年 RMAX 販売
- ・1999年 自律型無人ヘリによる地球環境観測
- ・2000年 自律型無人ヘリによる
有珠山火山観測、地球環境観測
- ・2001年 自律型無人ヘリ納入
(北海道開発局)



二重反転機(RCASS)



RMAX



自律型無人ヘリ

図1 開発経緯

1. 2 仕様諸元

R50型とRMAX型の無人ヘリコプタの仕様諸元を図2に示す。

RMAX型は実用ペイロード30kgを有し、薬剤を約24リットル搭載することができる。これにより、約3ヘクタールの水田を、約30分で散布することができ、(条件により時間は変動する)散布の効率はR50型に比べて飛躍的に増加した。

		RMAX	R-50
性能	ペイロード	30kg(海面上、35℃)	20kg(標準大気)
	飛行時間	60分	30分
	高度方向	100m(目視限界)	
	水平方向	150m(目視限界)	
機体	メインローター径	3,115mm	3,070mm
	テールローター径	545mm	520mm
	自重	65kg	44kg
	全長	3,630mm	3,580mm
	全幅	720mm	700mm
	全高	1,080mm	1,080mm
エンジン	種類	2サイクル水冷水平対向	2サイクル水冷単気筒
	排気量	246cc	98cc
	出力	21ps	12ps
	始動方式	セルスターター	外部スターター
	燃料	混合(50:1)	混合(15:1)

1. 3 農業分野での実績

図3に示すように、農業分野における無人ヘリコプタの利用は、毎年増えつづけ、2001年9月末において全国では1,565機が登録されている。この中で当社の無人ヘリは1,202機であり、約80パーセントのシェアを確保している。またこれにともない、全国で延べ散布面積では、388,000 haに達し、10パーセント弱の水田が無人ヘリコプタにより散布されている。また、無人ヘリコプタの操縦免許を有する人も、約8,000名におよぶ。

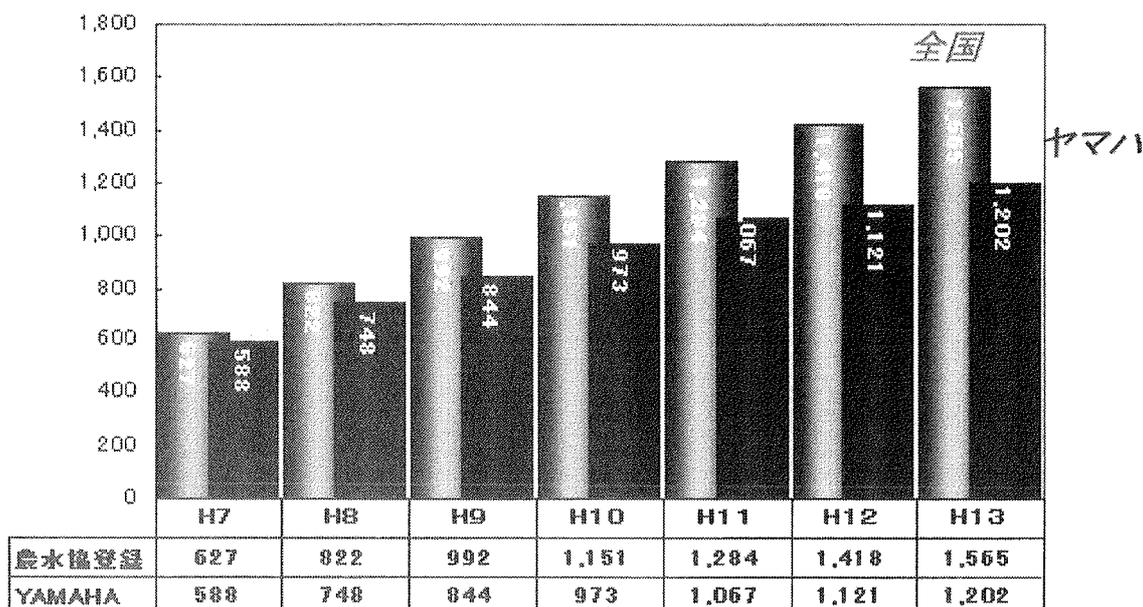


図3 無人ヘリコプタの登録台数

2. 自律型無人ヘリコプタの開発

2. 1 開発技術の特徴

無人ヘリコプタには固有の不安定さがある。その無人ヘリコプタを可視外に飛行させて必要な情報を得るため、自律型無人ヘリコプタには以下の技術的特長をもつ。

(1) 1m以内の精度で飛行できる高度な制御

- ・ GPS センサとジャイロセンサのセンサフュージョンにより正確な位置と速度の推定
- ・ 無人ヘリの運動解析より計算した理想モデルを用いてのモデルフォローイング制御

(2) 誰でも操縦可能の簡易な操縦

- ・ パソコンのマウスによる操縦指令
- ・ パソコン上で簡単に指令できるプログラム飛行

(3) 高い信頼性

- ・ 電波が途切れた場合には自動帰還可能

2. 2 システム構成

自律型無人ヘリコプタのシステム構成を図4に示す。

機体側には、姿勢センサ、GPS センサ、データ用通信モデムと画像用通信モデムおよびカメラ装置を搭載している。姿勢センサは、地磁気センサと3つのレートジャイロ、3つの加速度計により構成され、機体の姿勢角と方位角を検出する。GPS センサにより位置と速度を検出するが、必要な精度を確保するために、キネマティック方式のデファレンシャル GPS を採用し、姿勢センサとのセンサーフュージョンをおこなっている。データ用通信モデムは地上側から機体側へ GPS の補正データや操縦指令およびカメラ装置への指令を送信している。また、機体側から地上側へは、ヘリコプタの位置や速度、姿勢などの情報を送信している。機体には4つのカメラが搭載されており、これらの画像は画像用通信モデムにより、地上側へ送られる。

地上側には、補正用 GPS センサ、通信用モデム、3つのモニターおよび機体操縦用のコントローラ、カメラ操作用のジョイスティックが設置されている。3つのモニターは、機体へ操縦指令を与えるモニター、機体からの情報を表示するモニターおよびカメラの画像を表示するモニターである。

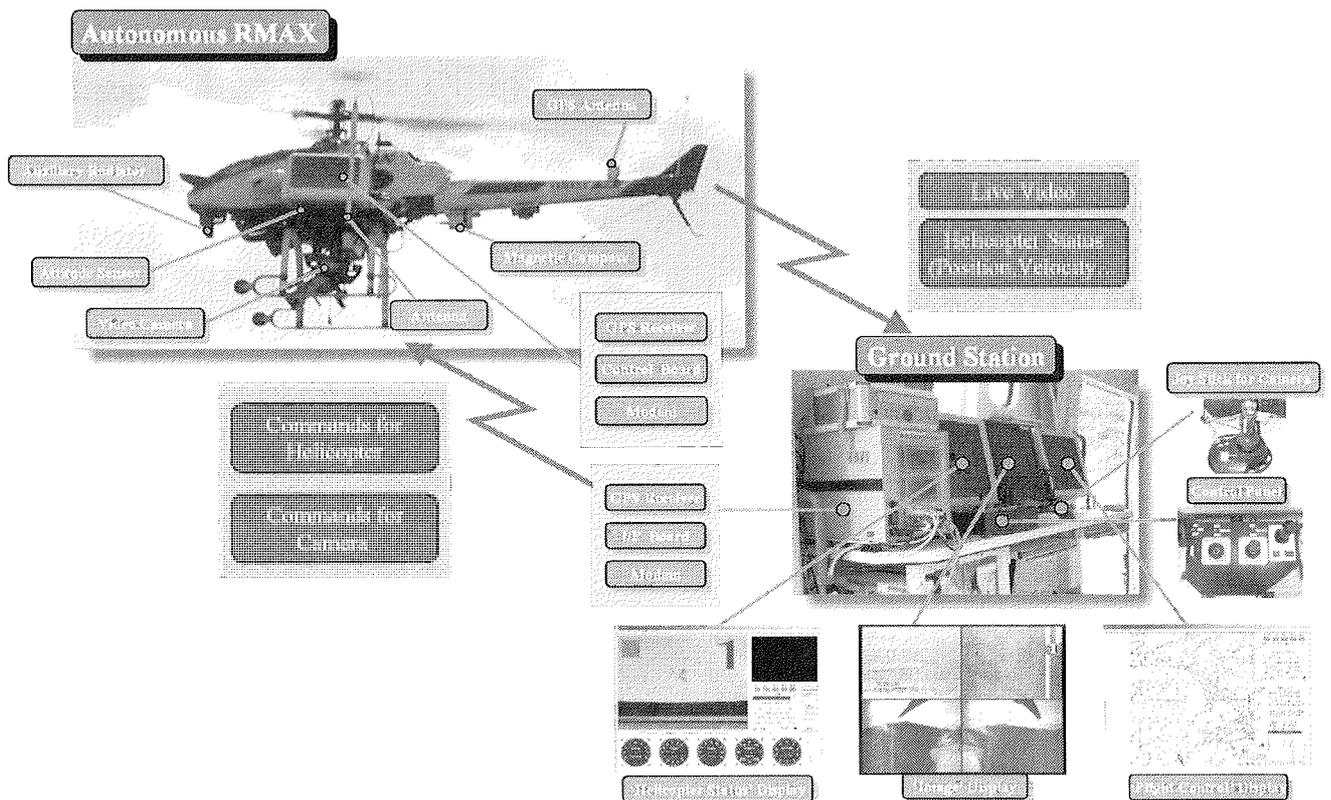


図4 自律型無人ヘリシステム

2. 3 制御系

制御系は図 5 に示すように、誘導制御、上位制御、下位制御の 3 つの部分に分かれている。誘導制御は地上局でおこない、オペレータとのインターフェース部分である。上位制御は、機体のサイドボックス内に置かれているコントローラでおこなわれる。下位制御は機体本体に内蔵されているコントローラでおこなわれている。

(1) 誘導制御

誘導制御ではメインオペレータ、サブオペレータ、バックアップオペレータの 3 名により、指令がおこなわれる。メインオペレータが、パソコン上でマウスをもちいて、経路指令を入力すると位置指令に変換されて、上位制御におこなわれる。また、メインオペレータはパソコン上で直接、位置指令や速度指令をおこなうことができる。サブオペレータは、ベースコントローラをもちいて、速度指令を上位制御に、姿勢指令を下位制御におこなう。バックアップオペレータは、上位制御に何らかの異常がみられたときに、直接下位制御に姿勢指令をおこなう。

(2) 上位制御

上位制御では、誘導制御から与えられた位置指令を速度指令に変換する。この速度指令にもとづき、GPS、姿勢センサの信号をもちいて速度制御をおこなう。この速度制御では、位置、速度が目標値と一致するような目標姿勢角を計算し、下位制御に指令をだす。

また、上下の速度指令では、速度制御により目標速度に一致するような上下の加速度指令を計算し、下位制御におこなう。

(3) 下位制御

下位制御では、上位制御からの目標姿勢角および目標上下加速度の指令を用いて、姿勢制御と上下加速度制御をおこなう。また、エンジン回転センサによりエンジン回転数を検出して、エンジン回転数が一定値になるように制御している。これにより、位置、速度、および姿勢、エンジン回転数の制御がおこなわれ、ヘリコプタはオペレータにより指示された動きを正確におこなうことができる。

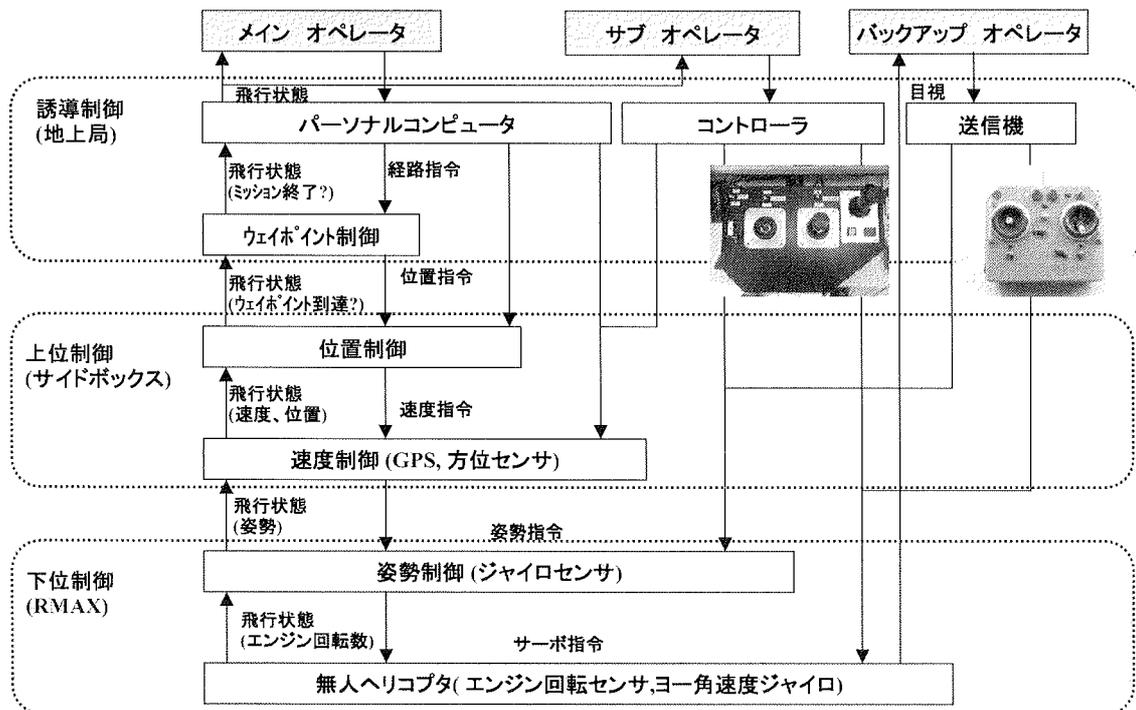


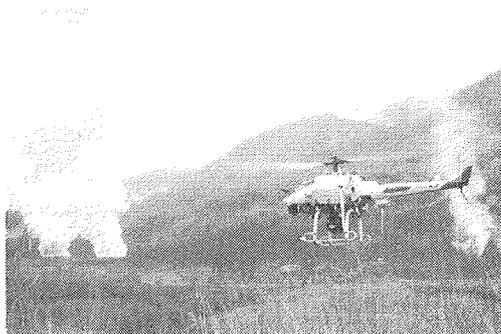
図5 制御の階層構造

3. 利用状況と今後の展開

3.1 国内での実績

(1) 国土保全

2000年4月におこなった北海道有珠山の他にも、東京都庁の依頼をうけ2001年2月には三宅島の火山観測をおこなった。それらの実績より、2001年3月には北海道開発局に災害観測用途として、自律型無人ヘリの導入がおこなわれた。



有珠山での火山観測



三宅島での火山観測

(2) 環境観測

1999年4月、千葉大学環境リモートセンシング研究センターと宇宙開発事業団に自律型無人ヘリを納入し、それ以降モンゴル国や北米大陸、東南アジアでの植生調査に利用されている。

(3) 生育観測

1998年より、稲作の効率的な育成をおこなうために、稲の葉色を位置情報とともに、空中から遠隔測定する研究をおこなっている。

(4) その他

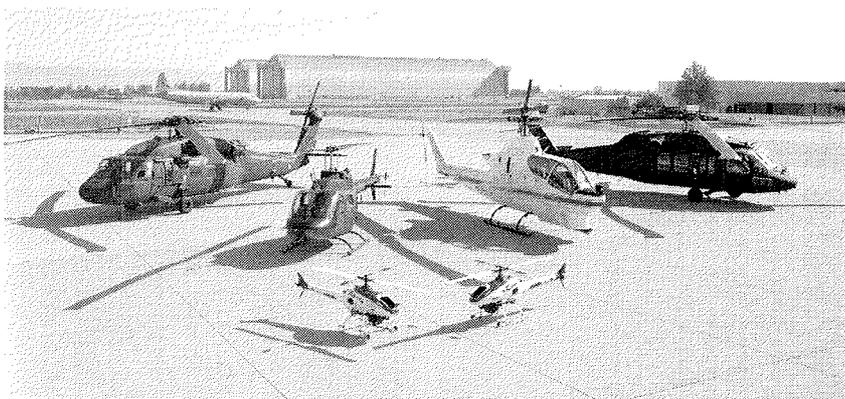
1992年より2000年まで東京工業大学とファジー制御に関する共同研究をおこなった。また、2000年からは京都大学とニューロ制御に関する共同研究をおこなっている。これらにより、新しい制御理論の実用化に関して、実験をおこない、その可能性について貴重なデータがつけられている。

3. 2 海外での実績

(1) 大学・研究機関での利用

現在欧米では、無人ヘリコプタを用いた自律制御の研究が活発におこなわれている。当社の無人ヘリコプタは、その研究用プラットフォームとしてもちいられている。アメリカの大学では、1995年より、カーネギメロン大学が画像を用いた制御の研究をおこなっている。また、ジョージア工科大、UCバークレー大学なども自律制御の研究をおこなっている。また、ヨーロッパの大学でも、2000年にはスウェーデンのリンショピンコ大学が無人ヘリを用いた交通監視の実用化を目指して研究をはじめた。

また、研究機関ではアメリカ航空宇宙局(NASA)が当社の無人ヘリを用いて自律制御の開発を開始したのをはじめとして、フランスでも国立航空研究所(ONERA)が同様の目的で当社の無人ヘリを採用している。



NASA Ames 研究所にて

(2) その他

2001年7月30日、アメリカのワシントン郊外の空軍基地で、アメリカではじめて、無人機デモフライトの世界大会が開催された。当社の自律型無人ヘリも参加し、その優れた飛行性能を世界の人々にアピールすることができた。

3. 3 今後の展開

自律型無人ヘリコプタには、多くの用途での利用の可能性が検討されている。国土保全関係では、河川の管理や道路保全。電力関係では、原子力災害や送電線の監視。保安関係では、海上の警備、消防活動、地雷探索などが検討されている。この中の用途のいくつかは、すでに実験がおこなわれ、その実用化の可能性が検証されている。

まとめ

9月11日の同時多発テロ事件以降、アメリカは変わった。それは、人命の尊さへの再認識であり、それが無人機に対しての重要性につながっている。これまでは、無人機は有人機の補完的な位置づけであったが、今では無人機を主体に位置づけようとしている。それは、アメリカ本土をテロから守ろうという *homeland security* 構想にあらわれている。その中では、陸・海・空の領域を無人機で統合的に監視するという案も含まれている。また、ヨーロッパでは無人機の将来の発展を見込み、国際的な安全基準などのルールづくりをおこなう動きが、アメリカや日本も巻き込みながら始まっている。

この世界の動きの中で、無人ヘリに関しては最も進んでいるのは、実は日本である。日本全国を1,500機におよぶ無人ヘリがほぼ同時期に安全に飛行している現状は、世界の人々には驚異に思われている。今や無人ヘリは日本を抜きにしては語れない状況になっている。今後とも、無人ヘリでは日本が世界の中でリーダーシップをとって、その無限の可能性を広げていかななくてはならない。



ヘリコプター・コストの研究

株式会社 地域航空総合研究所 所長
(日本ヘリコプタ技術協会 第5代会長)

西川 渉

「研究」などという大上段に振りかぶった表題は、大体が羊頭である。本稿もその例外ではなくて、中身は狗肉ならぬ苦肉の想念にすぎない。それというのも当協会研究会の「ヘリコプターはなぜ高い？」という厄介な宿題に関する講演をもとにしたからで、読者はそのつもりで寝転がってお読みいただきたい。

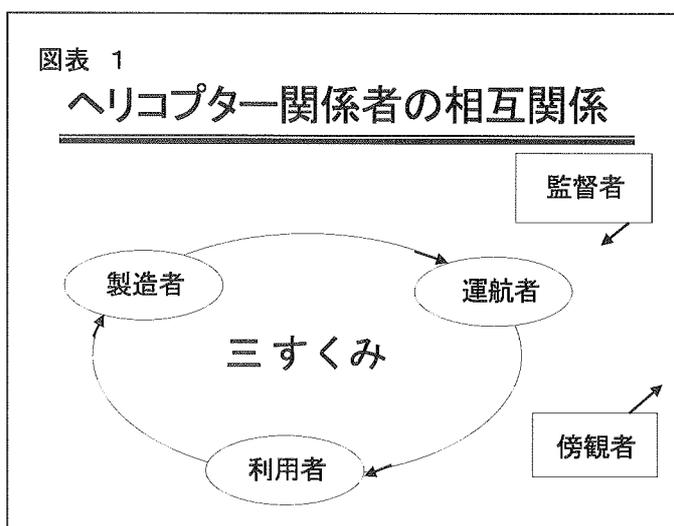
高コストの原因は三すくみ

ヘリコプターはなぜ高いのか。思うに、製造者と運航者と利用者が「三すくみ」の状態になっているからではないだろうか。

製造者は軽量にして安全という相矛盾した条件を求めて、きわめて複雑な精密さを実現するための開発費、型式証明取得のための試験費用、膨大な設備の必要な製造費、製造後の技術支援費などがかって、コストはなかなか下げられないという。運航者は機体価格が高いために減価償却費、機体保険料、固定資産税などがかさみ、高度の技術と資格を必要とするパイロット、整備士などの人件費も安くないと主張する。また利用者は料金が高いのでおいそれと利用できないと不満を持つ。

こうしたことから、ヘリコプターは販売機数も利用度も少なく、製造者の求めるような量産にもつながらず、図表1のような三すくみはいつまでたってもぐるぐる回りに終わってしまう。

この三すくみの周りには、もうひとつ傍観者の立場があって、ヘリコプターは騒音がやかましく、事故が多くて心配だから、うちの近所にヘリポートをつくるのは反対と言いだす。さらに付け加えるならば監督者もいて、やはり安全を懸念する余り、きびしい法規を適用しようとする。もし法規をゆるめて何かあれば、傍観者からは文句を



言われるし、議会に呼び出されるかもしれない。

なるほどヘリコプターは垂直離着陸が可能で、空中停止ができる。それでいて、できるだけ大量の人員や貨物をのせて高速で飛ぶことが求められる。随分と無理を強いられるわけで、コストが高くなるのは当然といえるかもしれない。

けれども上に見たような三すくみ、五すくみくのまま二つちも三つちもゆかない状態では、発展も普及もない。どこかに突破口をあけなければならない。騒音の軽減、安全性の向上、コストの引下げ——いわゆる「パブリック・アクセプタンス」への3大要件の中から、ここでは以下、日本における運航者のコストに絞って、アメリカを初めとする諸外国と比較しながら、問題点を探ってゆきたい。

ポケットマネーで乗れるか

当協会の会員および本誌の読者は、ほとんどヘリコプター関係者であろう。したがってヘリコプターに乗る機会も多いはずだが、自分のポケットマネーを払って乗った経験はありだろうか、

おそらくは、大半の人が「ノー」という答えであろう。私も日本では金を払って乗ったことはない。自分の懐勘定に照らして高いからである。しかし反省を込めて言うならば、自分で金を払って買いたいと思わないような商品は他人様にも買ってはいただけないということになりはせぬか。

とはいえ外国では、何度も金を払った。むろん会社の経費ではなく、自分のポケットマネーである。遊覧飛行や旅客路線など、安サラリーマンでも自分の将来への投資だと思えば、さほど無理をせずに払える金額だからである。香港～マカオ間では亜東航空の就航当初、ベル 222 で往復した。ヘリコプターに乗るだけが目的だったから、何故かマカオのポルトガル領事館で昼食をご馳走になって直ぐ戻ってきた。料金は往復 25,000 円前後だったような気がする

インディアナポリス・ヘリポートを訪ねたときは、ジェットレンジャーが 1 時間 700 ドルと書いてあった。これをチャーターして有名なインディ 500 のサーキットを上から見たいと思い、窓口で申し込んだこともある。ところが、今日は機体の整備中で飛べないと言って断られた。あのときは 30 分——300～400 ドルくらいでレース場まで往復できると思ったのである。

遊覧飛行には随分乗った。サンフランシスコでは海の上ばかり飛んでいて、金門橋や市街地を遠くから眺めるだけで余り面白くなかった。あそこは環境問題がやかましく、ヘリコプターが少しでも近づくと苦情が出るらしい。

そこへゆくとニューヨークはヘリコプターが飛びはじめた当初から公共用ヘリポートがあって、最近では反対運動にも見舞われているが、遊覧飛行は摩天楼街を立体的に見ることができし、超高層ビルが眼前に迫ってくる。その景観が好きで、ほとんどニューヨークへ行くたびに乘っている。最後は昨年 3 月で、半年後に 9.11 多発テロが起こったためにワールド・トレード・センターの見納めとなった。



2001年3月、
ニューヨークの
遊覧ヘリコプター
から撮った
ワールド・トレ
ード・センター

日米の遊覧飛行料金の差異

では、日米の遊覧飛行料金はどのような差異があるのだろうか。図表2に示す通りで、1分当りの単価にすると、概して西の方が安く、東へゆくほど高くなる。極東の日本が高いのは当然——というのは冗談である。

なお日本では2000年2月の航空法改正によって運賃料金の認可制度がなくなった。それまでの認可料金は遊覧飛行が1分あたり1,560円である。過去の数字だが、これが最も高い。

ここで重要なのは、1分当りの単価もさることながら、絶対額である。日本では、ここに取り上げた例の場合、曜日により、出発時刻によって何種類かの料金が設定されているが、安くても1万円前後である。

ニューヨークの料金も何種類かのコースに分かれ、1分当りでは日本以上に高いものがある。けれども、最も安い料金は60ドル前後で、これならば払いやすい。現場で見ていると、ほとんどの人がこのコースに乗っている。ヘリコプターという珍しい乗り物を初めて試してみようというときは、やはり絶対額の安い料金が取っつきやすいであろう。

図表 2

日米の遊覧飛行料金

アメリカ				日本
ニューヨーク	サンフランシスコ	大峡谷	ハワイ	東京夜間遊覧
56ドル/5~7分	105ドル/15分	99ドル/30分	165ドル/60~65分	9,800~12,500円/10分
100ドル/10~12分	120ドル/20分	165ドル/55分	235ドル/90~95分	14,800 ~ 18,000円/20分
162ドル/15~17分	160ドル/30分	—	—	—
1分単価: 8.3~11.2ドル/分	5.3~7ドル/分	3~3.3ドル/分	2.5~2.7ドル/分	1分単価 740~1,250円/分

[参考:平成5年認可料金:1,560円/分]

日米チャーター料金の差異

次にチャーター料金は、日米の間でどのくらいの違いがあるだろうか。図表 3 は、その一例である。

こうした 1 時間あたりの貸切り運賃も、従来は運輸大臣の認可制度になっていたが、法律改正によって、ある程度の自由度が出てきた。したがって現在、業界に共通する料金はない。

そこで平成 5 年の認可料金とアメリカの料金をくらべてみると、たとえば R22 クラスでは日本が 10 倍以上になっている。またジェットレンジャーは日本が 4 倍近い。実勢価格は現在 20 万円程度かと思われるが、それでも 2 倍以上である。S-76 も日本が 2 倍程度である。

つまり大型機になるほど日米の差が小さくなる。またアメリカの小型機は非常に安い。

図表 3

日米チャーター料金の比較

機 種	アメリカ	日本 (平成 5 年認可料金)
R22	180 ドル/H	243,800 円/H (H300)
R44	395 ドル/H	—
206B	650~695 ドル/H	348,000 円/H
206L	950 ドル/H	395,600 円/H
A S 350	895 ドル/H	395,600 円/H
A S 355	1,200 ドル/H	480,000 円/H
MD902/902	—	603,800 円/H
S-76	3,200 ドル/H	876,000 円/H
S A 330	—	1,150,600 円/H
A S 332	—	1,352,500 円/H

したがって小型機と大型機の差が大きい。逆に日本は小型機と大型機の差が小さいといった特徴が見られる。

ということは、アメリカでは、小型ヘリコプターならば金額的に取りつきやすく、チャーターしやすい。そこからヘリコプターへの親近感が出てくる。そのうえで、やがては高価な大型機も使うようになってゆく。

ところが日本はヘリコプターの敷居が高い。小型機といえども、おいそれ

とチャーターできるような金額ではない。特別な贅沢品になってしまって、なじみにくく親しみにくいから、どうしても敬遠される。最後はヘリポート反対論にまでつながっていくのである。

なお、認可料金制度がなくなった現在、わが国ヘリコプターの実勢料金は図表 3 の 3 分の 2 から半分くらいまで下がったと見られる。それでも、上に述べたような趨勢は変わらず、逆に運航者にとってはますます苦しい状況になったと見るべきであろう。

HAI による運航実態の調査結果

では何故、日本と外国のヘリコプターコストに差があるのか。単に為替レートの関係だけであろうか。そのあたりを探るために、国際ヘリコプター協会 (HAI) の調査結果を見てみよう。これは今から 1 年余り前、2001 年 2 月の HAI 総会で公表されたものである。

調査の対象は HAI の会員運航者 3,124 社 (または団体) だが、実際にアンケート調査に答えてきたのは 212 社 (団体) である。内訳は事業会社 63%、社用・自家用運航者 22%、警察・消防 15%となっている。また実績数値は 1999 年のもので、回答者の保有機数は 1,617 機 (うち小型単発タービン機 49%、中・小型双発タービン機 35%、その他 16%)、総飛行時間は 87 万時間であった。

まず飛行時間は、図表 4 に示すように、日本にくらべて 2 倍以上である。全体の平均が 538 時間だが、米国だけを取ると回答者全体の 4 分の 3 で、平均 575 時間とさらに多くなる。この中にはヘリコプター事業者のみならず、社用、自家用、警察、消防などのヘリコプターも含まれる。

そこで、これらを区別すると図表 5 のようになる。1 機平均の飛行時間はビジネス機 442 時間、公用機 488 時間となっていて、いずれもなかなか多い。日本の自治体ヘリコプターは予算上、年間 300 時間程度の飛行が目処（めど）になっていると聞いた。むろん大災害などが起こったようなときは、必要に応じて 300 時間を超えて飛ぶことになっているが、米国の場合は普段から 488 時間も飛んでいる。

一方、事業会社は 1 機平均 553 時間だが、この表に見るように半分が 400 時間未満である。そして次の 4 分の 1 が 500 時間前後、最後の 4 分の 1 が 600 時間以上の飛行をしている。これは日本の 3 倍であり、大きな強みであろう。

ヘリコプター事業の経営基盤

そこでアメリカの事業会社の飛行時間が多い理由を探ってみる。図表 6 によって事業分野別の内訳を見ると、アメリカのヘリコプター事業では石油開発支援飛行が 45% を占めている。石油会社との間の年間固定契約にもとづくもので、ヘリコプター事業の経営基盤になっている。ヘリコプターは陸上基地と沖合プラットフォームとの間をほぼ定期的に運航し、ときにはプラットフォーム上で急患や怪我人が出て、深夜でも臨時の救急飛行をしなければならないようなこともある。しかし洋上の同じ区間を往復するわけで、飛行時間も長い。ただし、あくまでも人員輸送だから、悪天候にそなえる計器飛行など十分な安全が確保できるような運航体制を組み上げておかねばならない。

石油開発と同様、救急救助や報道取材も顧客との間の年間固定契約にもとづくもので、比較的安定した事業である。この 3 業種を合わせた構成比は飛行時間にして 74%。全体の 4 分の 3 になる。金額的にはもっと高い構成比を占めるのではないだろうか。

一方、日本の固定的、安定的な飛行作業は、送電線パトロール、報道取材、運航受託で

図表 4

飛行時間の調査結果

	全体	米国	米国外
総飛行時間	870,016 時間	696,962 時間	173,054 時間
運航機数	1,617 機	1,212 機	405 機
1機当り飛行時間	538 時間	575 時間	427 時間

[注]回答者の地域別内訳は、米国74.3%、カナダ8.1%、
欧州6.7%アジア6.1%、中南米4.8%

図表 5

飛行時間の用途別内訳

飛行時間	事業機	ビジネス機	公用機
1機平均	553 時間	442 時間	488 時間
0~200 時間	16%	48%	10%
201~400 時間	35%	33%	36%
401~600 時間	25%	13%	20%
600 時間以上	24%	6%	34%

ある。これに、ごくわずかな石油支援を加えても事業全体に占める構成比は4割程度にしかない。これでは日本のヘリコプター事業もなかなか安定しないし、飛行時間も少なくならざるを得ないであろう。

図表 6

日米の事業分野別飛行時間

	HAI調査 (米事業会社)	全航連調査(2000年度)	
		飛行時間	構成比
二地点間旅客	2	961	1
人員輸送・遊覧	9	7,690	7
石油支援	45	(前項に含む)	---
救急救助	28	?	---
物資輸送	4	19,209	18
薬剤散布	2	19,596	18
送電線巡視	---	14,014	13
報道取材	1	14,716	14
操縦訓練	3	6,092	6
運航受託	---	13,550	12
消火活動	3	---	---
その他	3	12,794	11
合計	100%	108,622時間	100%

大量廉価販売と少量高値販売

次に金額面を見てみよう。詳細は不明だが、全日本航空事業連合会の数字とHAI調査の数字をつき合わせてみると、図表7のようになる。

日本側の1999年度実績は、事業用ヘリコプター48機と運航委託ヘリコプター48機による収入が472億円余であった。したがって1機あたりの収入は88,243千円、1時間あたり434,500円となる。

これを米国の数字とくらべると、1機あたりの収入はほぼ一致する。たとえば為替レートが1ドル114円ならばぴったり同じだが、現今のように1ドル130円前後では米国の方が15%ほど多い。一方、

時間あたりの収入単価は1ドル130円でも日本の方が2倍以上である。すなわち米国はどちらかといえば大量廉価販売であり、日本は高値少量販売といえよう。

この状態は喜ぶべきか、悲しむべきか。アメリカにくらべて、付加価値のあるものを高値で売るならばそれなりの意味があろう。けれども、実態は同じものであるところに問題がある。少なくとも競争力という点では、日本側は太刀打ちできず、運航市場を海外に求めることもむずかしい。また新しい顧客、新しい事業分野を開拓してゆくこともむずかしいかもしれない。このままでは事業規模の拡大、業界の発展と成長が止まってしまうことにもなりかねない。

図表 7

日米の事業結果の差異

	日本	アメリカ
総収入	472.1億円/99年度	---
機数	535機	---
1機当り	88,243千円	775,000ドル
1時間当り	434,600円	1,550ドル

[注]1ドル114円ならば日米の1機当り収入は一致するが、1時間当り単価は日本が2.5倍

運航コストの構成比率

だからといって、根拠もなく売値を下げるわけにはゆかない。単純な値引きは損失を増やすだけで、大きな危険を招く。すなわち、まずはコストを引き下げ、その結果として売値を下げなければならない。

では、ヘリコプターの運航コストはどのような構成になっているのだろうか。日米の間でどのような違いがあるのだろうか。

図表 8
日米の運航コスト構成比

(単位:%)

	米国(HAI調査)	日本(平成5年認可料金の平均)
飛行手当	—	2
燃油費	11	8
整備費	27	15
人件費	24	23
償却費	9	23
保険料	13	5
固定資産税	—	1
現場経費	—	7
一般管理販売費	9	13
訓練費	4	—
支払利息	3	3
合計	100%	100%

図表 8 はそのあたりを示唆するものである。金額ではなくて構成比を示しているだけであり、日本の数字は平成5年の認可料金の手続きに使われたものだから、どこまで実態をあらわしているか。むしろ理論的な数値といった方がいいかもしれない。

この表の中で上の3行は飛行時間に比例する変動費とみなされる。アメリカは変動費の合計が38%、日本は25%である。日本は飛行時間が少ないので変動費の割合も少ないのは当然だが、これは年間400~450時間の飛行をすることで計算してあるので、実態はもっと割合が低いのではないだろうか。

このことから、当然のことながら、飛行時間が増えれば変動費の割合は増加する。その結果、固定費の割合が減って、それによって1時間当りの単価が安くなるのである。

さらに付け加えるならば、これは構成比を示すもので、絶対値ではない。したがって、この表だけを見て日本の整備費は安いとか、燃料費が安いなどとは言えない。

しかし、人件費もまたアメリカの方が高い。上の説明と矛盾するようだが、飛行時間が長い分だけパイロットの人数が多いのであろう。石油も救急も作業体制は24時間待機である。したがってパイロットはシフト制を組むことになり、昼間だけの飛行に比べて2~3倍の人数が必要になる。逆に、機体の遊び時間を減らして、高価な機材を有効に活用しているということもできよう。

したがって減価償却費の比率は日本が大幅に高い。これは当然のことだが、アメリカの保険料が高いのはよく分からない。保険料率が日本より高いのか、それとも保険の掛け金が高いのであろうか。

飛行時間とコストの悪循環

アメリカのヘリコプター事業による収支の結果は、図表9のとおりである。全体では、赤字を出しているヘリコプター会社が13%だが、その多くが年間1機平均250時間未満しか飛ばしてない。そのような企業は44%が赤字であり、日本のヘリコプター会社も同程度

図表 9 米ヘリコプター事業
収支の結果

(単位:%)

収支の結果	全体	1機平均の年間飛行時間別に見ると			
		0~249	250~499	500~749	750以上
赤字	13	44	8	5	5
とんとん	18	16	16	27	21
黒字(1~5%)	28	20	25	36	21
中黒字(6~10%)	25	8	33	18	32
大黒字(10%以上)	16	12	18	14	21
合計	100	100	100	100	100

の飛行時間であることからすれば、結果は推して知るべしであろう。

そして飛行時間が多くなると赤字会社も減る。500時間以上の飛行をしているところは95%がとんとんまたは黒字である。

以上により、アメリカのヘリコプター企業にくらべて、日本は値段が高い。したがっ

て売れない。売れないから年間飛行時間も少ない。年間飛行時間が少ないからコストが上がり、値段も上げざるを得ない。そんな悪循環におちいつているのが現状である。

このような悪循環を断ち切るにはどうすべきか。基本的には運航会社個々の企業戦略の中で、如何にしてコストを切り下げてゆくかということになるが、このあたりは企業固有の問題や条件もあって、第三者が論じても抽象的にならざるを得ない。

そこで、やや具体的な観点としては、仕入れコストを如何にして引き下げるかということを考える。運航者にとって最大の仕入れ価格は機材費である。ヘリコプターそのものを初め、特殊装備品、補用部品など、できるだけ安く購入する必要がある。とって製造者に対し、一方的に値引きを要求しても限度がある。製造者との信頼関係や相互の利益賦与の関係を築き上げることで可能となろう。しかし、究極的には、これは製造者の方のコスト問題になる。

機材コストは、さらに固定資産税、減価償却費、機体保険料にも関連してくる。固定資産税は今でも多少の優遇措置があるが、この優遇幅をもっと大きくする。また税法上の減価償却年限を1980年代までおこなわれていたように2年に戻し、リバレッジ・リースのような安いリース・システムを可能にする、といった要望を税務当局に働きかけるなどの戦略が考えられる。

規制で膨らむ法的費用

また官公庁の保有する航空機は現在、民間には払い下げないという原則があるようだが、その根拠はいくら説明を聞いても納得できない。奇妙な屁理屈があって、機材の取り替えにあたっては使える機材でも叩き壊して屑屋に売ることしか許されないらしい。せっかく生きて形あるものを、なぜ人為的に壊すのか。ヘリコプター人からすれば、殺人行為にも思えてくる。

これなどは民間運航者の入札によって売却すれば、国や自治体には売却代金が入り、運航者も安い機材を手に入れることができる。一石二鳥が実現するのではないか。先にロサンゼルス警察を訪ねたときは、つい最近まで米陸軍が使っていた2機のジェットレンジャ

一が置いてあった。1機1ドルで払い下げを受けたものという。

日本は法的費用（Regulatory Cost）も高い。法的費用といっても登記や訴訟手続き、弁護士などの費用ではない。法規にもとづいて実施しなければならない業務にかかわる費用である。したがって会計上の経費科目として出てくるわけではないが、潜在的であるだけに見過ごされやすい。

たとえば航空法第79条にもとづく飛行場外の離着陸禁止である。ヘリコプターの場合は、しかし、農薬散布や物資輸送など、ほとんど全ての作業が飛行場外で行われる。そこで事業者は79条但し書きにしたがって国土交通大臣宛の許可申請を提出する。その申請書をつくるために、たとえば薬剤散布で田んぼのあぜ道を使うときは、事前に社員を派遣して現地調査をおこなう。それが1か所や2か所ではない。全国何千か所、何万か所にもなるが、現場を測り、写真を撮り、図面を描いて、航空局に提出する。

こうした作業には人件費、出張旅費、書類づくりのための経費などがかかる。航空局ではその申請書を時間をかけて審査する。許可が出るのは1週間か10日後である。しかし緊急患者輸送などは、そんな悠長な手続きをしてはいられない。どうしても間に合わぬときは仕事そのものを諦めねばならない。これはコスト以前の問題である。

無論このような法的費用は、全てをなくすわけにはいかない。特に安全上の問題があって、どうしても手間ひまかけて、費用をかけねばならないことも多い。けれども、諸外国にくらべて、日本には必要以上にきびしい法規がありはせぬか。

実は今の飛行場外の離着陸規制も、世界の常識と日本の常識は全く逆である。欧米諸国では、ヘリコプターは先ずどこにでも着陸していいということになっている。航空法規の上で、飛行場外の離着陸を禁じているわけではない。ただし何か特殊な飛行をするとき、たとえば定期旅客輸送とか訓練飛行などは届け出を求められる。日本は逆で、先ず全体を規制しておいて、大臣の許可を与えたところだけは着陸していいというわけである。

余談ながら、このような法規は昔アメリカにもあった。いつぞやFAAのお役人と話をしていた、日本にはこういう法規があるという話をしたところ、米国にも、かつては同じ規則があった。自分もカリフォルニアの砂漠に着陸して逮捕されたと冗談を言いながら、今はその規則をなくしたという。

というのは、これはベル47時代の規則である。なにもベル47がことさら不安全なヘリコプターというわけではないが、最初の実用ヘリコプターとして未熟な点があったことは否めない。ときには、今のタービン機では考えられないような不時着をすることもあった。しかし半世紀を経て、ヘリコプター技術も大きく進歩した。信頼性が増し、安全性が向上した。

そうした点を考えるならば、法規も改正して然るべきであろう。同じように予備品証明制度、飛行前点検のあり方なども見直す必要があるのではないか。日米のコストの差はこのあたりの問題にも無関係とはいえないであろう。

ヘリコプター事業の発明

コスト研究の話題はここまでだが、コスト問題を越えて付け加えるならば、こうしてコストを下げた次は事業の拡大をはからなければならない。既存の事業でも、コストが下がれば、需要が増えるだろう。けれども、一方で新たな事業分野の開拓が必要である。

上に見たように、欧米では今のところ石油と救急がヘリコプター事業の基盤となっている。しかし石油支援は原油の値下がりに伴って開発事業も下火となり、近年は需要が減りつつある。

日本では、かつては農薬散布が事業基盤であった。それが物資輸送に発展したが、これも当分は減少に向かうらしい。とすれば何かしら新しい事業を開拓、開発、もしくは発明しなければならない。

私は、この半世紀の間ヘリコプター事業には3大発明があったと考える。一つは1950年代初めに始まった石油支援飛行で、発明者は米ペトロリアム・ヘリコプター社（PHI）、もしくはその創設者でありオーナーであり、会長兼社長だった故ロバート・サッグス氏である。

第2の発明は山岳地の建設資材輸送で、発明者は朝日ヘリコプター（現朝日航洋）であり、故小林末二郎常務を中心とするパイロット、整備士の技術陣である。民間事業会社としては日本で最初に大型ヘリコプターを導入し、機体を改造し、副資材などに工夫を凝らし、危険を冒して、事業化を進めた。1963年の富士山頂レーダー施設の輸送はその象徴だが、資材輸送が採算に乗り、事業基盤として利益を上げられるようになったのはもっと後のことである。

第3の発明は救急飛行である。発明者はドイツ自動車クラブ（ADAC）のゲルハルト・クグラー氏と、それに協力した医師団およびミュンヘン行政機関である。目的はアウトバーンにおける自動車事故の犠牲者を減らすことであった。1970年にはじまって、今では世界中に同じような「ミュンヘン・モデル」が普及している。

このような選定には異論が出るかもしれない。物資輸送や救急飛行の前に、旅客輸送や農薬散布があったという人もあろう。けれども、この二つはその前から飛行機によっておこなわれていた。それをヘリコプターが追随しただけのことで、発明とはいえない。しかも政府の補助金に頼るところが多く、事業基盤にもなり得なかった。

顧客を惹きつけるにはヘリコプター独自の仕事で、ほかの手段では真似のできないようなものでなければならない。加えて安定した利益が上がりなければ、事業基盤とはいえない。いま求められているのは、そうした条件にかなう第4の発明である。

3大発明から30年が経過した。われわれは先輩の発明を食いつぶすだけであってはならない。次の発明が早く出てこなければヘリコプター業界そのものの基盤も危うくなる。

世界中がそのための模索を続けており、日本でも多少の試みがなされているが、本論はコスト問題がテーマである。事業発明に関する具体論は次の機会に譲りたい。

（2002年2月28日の日本ヘリコプタ技術協会での講演要旨に加筆）



日本の主要空港の単一滑走路処理能力について

株式会社日本空港コンサルタンツ 国内営業本部 計画部 主任技師
清水 吾妻介

1. はじめに

増大する航空交通需要を抱える国々にとって空港容量の不足は重要な問題である。空港容量の不足に対処する最も効果的な方法は、新空港の建設あるいは既存空港における滑走路増設である。しかし近年、利用可能な資源としての建設用地および空域が残り少なくなっており、また環境に対する社会的な要求も高まっていることから、特に大都市圏及びその周辺において新空港の建設や新滑走路の増設を行うことは容易ではなくなっている。特に日本においてはこの問題は顕著であり、そのため関西国際空港（以下、関西と記す）の建設や東京国際空港（以下、羽田と記す）の沖合展開に代表されるように、海域を埋め立てて滑走路を建設することにより新たな空港容量を提供している。しかしこれらの方法は、土地の創出および航空機騒音影響の低減という面では有意義ではあるものの、建設コストが割高になり、水深や地質条件によっては陸域空港に比べて莫大な費用がかかるという欠点を有している。したがって、日本においては既存の空港を効率よく運用することが必要であり、その重要性は航空需要の伸びとともに今後益々高まっていくと考えられる。

本稿では、まず、日本の主要な3空港（新東京国際空港（以下、成田と記す）、羽田、関西）の特徴と滑走路処理能力について概観する。次に、単一滑走路の極限処理能力算出方法について述べた後、その手法を用いて上記3空港における単一滑走路の極限処理能力を計算し、それらの空港の特徴が滑走路処理能力に与える影響を明らかにする。最後に、日本の空港の滑走路処理能力を増大させる上での今後の課題について述べる。なお、極限処理能力とは、連続した離着陸需要がある場合に管制基準の範囲内で得られる最大の離着陸回数を指す。

2. 概 論

2.1 日本の主要3空港の滑走路処理能力

成田と関西における1時間あたりの発着回数の制限値（スロット）の概略は、それぞれ1時間に28機、26機（1997年時点での値）であり、これは図1に示すように、米国における計

器飛行方式（IFR）での単一滑走路の処理能力⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾に比べると極めて小さい。また滑走路が3本ある羽田のスロットは1時間に45機（2000年時点での値）であり、これも米国の同規模の空港の処理能力⁽¹⁾と比較すると極めて小さい。

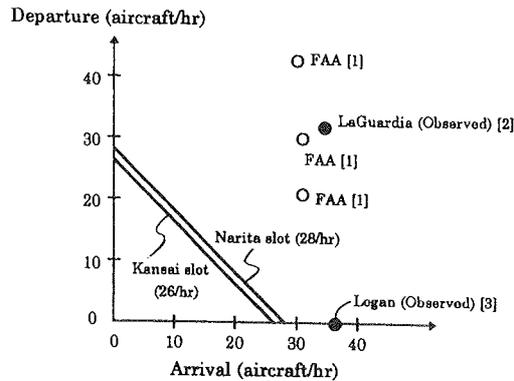


図1 成田、関西のスロットと米国空港の単一滑走路処理能力（IFR）

2.2 日本の主要3空港の特徴

2.2.1 航空機ミックス

日本においては、潜在的な航空需要が大幅に伸びてきたが、一方では、日本の主要3空港（羽田、成田、関西）においては混雑予防のためスロットが設けられ、1時間当たりの航空機の発着回数が制限されてきた。そのため必然的にそれらの空港では航空機材の大型化が進み、国際線が主である成田はもとより、国内線が主である羽田においても、航空機ミックス（ヘビー機、ミディアム機、ライト機の混在する割合を指す）に占めるヘビー機の割合が非常に大きくなった。図2に1997年の成田、羽田、関西における航空機ミックスの概略を示す。航空機ミックスの区分（本稿ではタイプと呼ぶ）は、後方乱気流についての航空管制上の区分によっており、ヘビー機とは最大離陸重量が300,000ポンド以上、ミディアム機とは最大離陸重量が15,500ポンド以上300,000ポンド未満の航空機である⁽⁴⁾。区分上はライト機（最大離陸重量が15,500ポンド未満の航空機）もあるが、成田、羽田、関西ではライト機の運用回数はヘビー機およびミディアム機の運用回数に比べ極めて小さいので無視した。

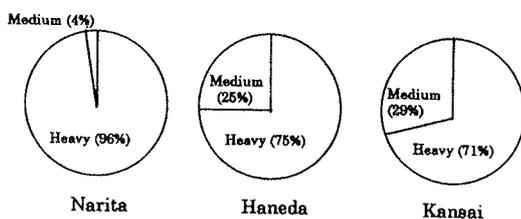


図2 成田、羽田、関西における航空機ミックスの概略

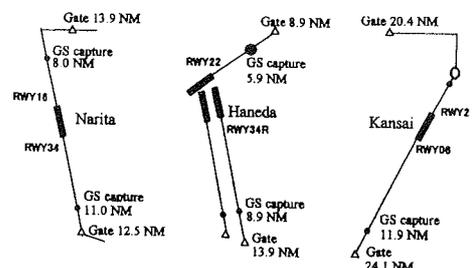


図3 成田、羽田、関西のILS進入経路長

2.2.2 最終進入経路長

成田、羽田、関西では通常の計器進入方式としてILS進入方式が用いられている。これら3空港には各々複数のILS進入方式が設定されているが⁽⁵⁾、図3に示すように、それらのグ

ライドスロープ会合点 (GS capture) から滑走路進入端までの距離は、成田のRWY (滑走路) 34および関西のRWY06では10NM以上ある。進入機が進入管制から飛行場管制へ移管されるのはグライドスロープ会合点よりかなり手前であり、ILS進入方式の始まる点をここでゲートと呼ぶと、ゲート (Gate) の位置は滑走路進入端から10~20NMの位置にある。本稿では、ゲートから滑走路進入端までの距離を最終進入経路長と呼ぶが、これら3空港の最終進入経路長は、諸外国の場合よりも比較的長い。

2.2.3 管制方式

日本においては、定期旅客便は気象状態にかかわらず計器飛行方式に従って運航している。日本では主要空港をはじめ、多くの空港に空港監視レーダが設置されており、レーダ管制により3~4NM以上の間隔が航空機の間を設定される。さらに必要な場合には後方乱気流を考慮した間隔が設定される。有視界気象状態においてパイロットの判断によって先行機との間隔をつめて最終進入を行う方式は、米国では多用されて処理能力向上に役立っているが、日本の空港では定期旅客便に対しては原則として実施されていない。

日本の管制方式基準⁽⁴⁾では、着陸許可は原則として到着機が最終進入 (直線進入の場合には滑走路進入端から2NMの点) に到達するまでに発出することとなっており、また、先行機がある場合には先行機が完全に滑走路を離脱した時点で発出されることとなっている。したがって原則として、先行機が滑走路を離脱した時点で、到着機は滑走路進入端から2NM以上離れた位置になくなくてはならないこととなる。ただし、管制方式基準では、到着機が滑走路進入端を通過する時点までに先行機の滑走路離脱が完了すると管制官が判断する場合には、到着機に対して着陸許可を発出できることもなっており、この場合には、先行機が滑走路を離脱した時点で、到着機は滑走路進入端から必ずしも2NM以上離れている必要はない。しかしながら、後者の場合のように間隔をつめた運用は、日本では定期旅客便に対しては殆ど実施されていないのが現状である。

3. 単一滑走路処理能力の計算

3.1 計算手法

本稿では、かつてBlumsteinによって示され⁽⁶⁾、近年Odoniによって簡略にまとめられた⁽⁷⁾ 平易かつ直感的な解析的手法を用いて、成田、羽田、関西の単一滑走路処理能力を計算した。以下にその手法を示す。なお、本項以降で処理能力とは極限処理能力を指す。

タイプ*i*の航空機に続きタイプ*j*の航空機が滑走路を使用する場合、滑走路利用の時間間隔を T_{ij} (秒) とすると、 T_{ij} の平均値 $E[T_{ij}]$ は次のように表わせる。

$$E[T_{ij}] = \sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^k P_{ij} \times T_{ij} \quad (1)$$

ここで P_{ij} は T_{ij} の発生する確率、すなわちタイプ i の航空機に続きタイプ j の航空機が滑走路を使用する確率である。

滑走路平均運用時間間隔を計算するにあたって、出発機と到着機が混在して滑走路を使用する場合には、出発と到着の混在の仕方はランダムであると仮定した。先行機を m 、後続機を n で表し、到着を 1、出発を 2 で表すと、全体としての平均運用時間間隔 $E[T_{ij}]_{total}$ は、上記 4 種類の出発到着の組み合わせの発生確率 P'_{mn} ($m, n = 1, 2$) および平均運用時間間隔 $E[T_{ij}]_{mn}$ を用いて次のように表わせる。

$$E[T_{ij}]_{total} = \sum_{m=1}^2 \sum_{n=1}^2 P'_{mn} \times E[T_{ij}]_{mn} \quad (2)$$

したがって、1 時間当たりの平均運用回数すなわち滑走路処理能力 C_h は、

$$C_h = 3600 / E[T_{ij}]_{total} \quad (3)$$

で得られる。

3.1.1 到着—到着

滑走路を到着機が連続して使用する場合には、 T_{ij} は次のように書ける。

$$T_{ij} = \max \left[\frac{fl + S_{ij}}{V_j} - \frac{fl}{V_j}, O_i + \frac{fb}{V_j} \right] \text{ for } v_i > v_j \quad (4a)$$

$$T_{ij} = \max \left[\frac{S_{ij}}{V_j}, O_i + \frac{fb}{V_j} \right] \text{ for } v_i \leq v_j \quad (4b)$$

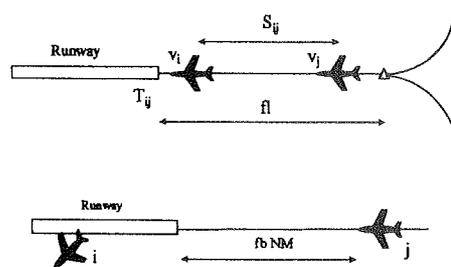


図4 到着—到着の場合

上式において、 fl ：最終進入経路長、 S_{ij} ：後方乱気流を考慮した航空機 i と j の最小管制間隔、 v_i ：航空機 i の対地速度、 o_i ：航空機 i の滑走路占有時間、 fb ：先行機が滑走路を離脱した時点で進入機が確保すべき滑走路進入端からの距離、である。

3.1.2 出発—出発

管制方式基準により、先行出発機がヘビー機の場合には、後方乱気流を考慮して、後続出

発機は先行機との間に120秒の間隔を取らなくてはならないので、 $T_{ij}=120$ 秒となる。また、先行機がヘビー以外のタイプの場合には、 $T_{ij}=(\text{レーダ間隔 } 4 \text{ NM})/v_i$ とした。

3.1.3 出発—到着

出発機に続いて到着機が滑走路を使用する場合には、出発機が滑走路発端を通過した時点で、進入機は少なくとも滑走路進入端から2 NMの位置にいないてはならない。したがって、 $T_{ij}=o_i+fb/v_i$ となる。

3.1.4 到着—出発

到着機に続いて出発機が滑走路を使用する場合には、到着機が滑走路を離脱した時点で離陸開始が可能であるので、運用間隔は到着機の滑走路占有時間に等しく、 $T_{ij}=o_i$ となる。

3.2 バッファ

実際の滑走路運用において、特に進入機に対しては対地速度や滑走路占有時間等の変化やばらつきに対応するために、基準に示されている最小間隔にバッファを加えて運用がなされている。本稿では、バッファを考慮する場合には機材にかかわらず一律に同じ大きさの時間バッファが T_{ij} に付加されるものとして計算を行った。

3.3 後方乱気流間隔

基準に定められている到着機に関する後方乱気流間隔 S_{ij} は表1のとおりである。

3.4 滑走路占有時間

滑走路占有時間は離着陸および機材にかかわらず一律に $o_i=60$ 秒とした。

3.5 航空機速度

ここで考察の対象としている範囲において、航空機の対地速度 v_i は変化しないと仮定し、各タイプの対地速度は以下に示す一定値とした。また、ミディアム機をジェット機（ミディアム機1）とターボプロップ機（ミディアム機2）に分けて速度を表2のように設定した。

3.6 航空機ミックス

表2の航空機タイプに対する航空機ミックスの割合は、表3に示す1997年の各空港における航空機ミックス概略値を使用した。

3.7 最終進入経路長

各空港に設定されているILS進入方式のうち、以下の代表的な方式について、本稿では、到着機が進入管制から飛行場管制へ移管される地点から滑走路末端までの飛行距離を最終進

入経路長と呼び、各方式について航空路誌（AIP）等を基に表4に示す値を仮定して計算に用いた。

表1 到着機の後方乱気流間隔 S_n (NM)

先行機	後続機		
	ヘビー機	ミディアム機	ライト機
ヘビー機	4	5	6
ミディアム機	3	3	5
ライト機	3	3	3

表2 航空機対値速度 v_i (kts)

航空機タイプ	到着	出発
ヘビー機	150	160
ミディアム機1	130	150
ミディアム機2	120	130
ライト機	100	100

表3 航空機ミックス

航空機タイプ	成田	羽田	関西
ヘビー機	0.96	0.75	0.71
ミディアム機1	0.03	0.20	0.22
ミディアム機2	0.01	0.05	0.07
ライト機	0.00	0.00	0.00

表4 最終進入経路長 (NM)

成田 ILSRWY34	12.5
羽田 ISLRWY34R	13.9
関西 ISLRWY06	20.4

4. 計算結果

時間バッファを設けない場合の各空港の滑走路処理能力の計算結果を図5に示す。出発機割合が成田では40%付近、羽田および関西では60%付近において処理能力が最大となっており、スロット値に比べると非常に大きい値となっている。

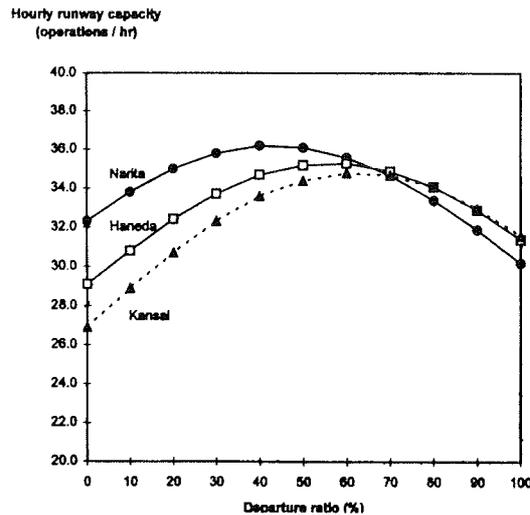


図5 出発機割合と処理能力の関係

4.1 バッファ

成田と関西における滑走路処理能力と出発機割合との関係を、異なる時間バッファについて計算した結果を図6に示す。これらの空港では、現実の滑走路運用回数が、スロットにより比較的小さな値に抑えられているが、その原因が時間バッファの影響のみにあると仮定す

ると、各空港での時間バッファ値は図6から30～35秒であることが読み取れる。

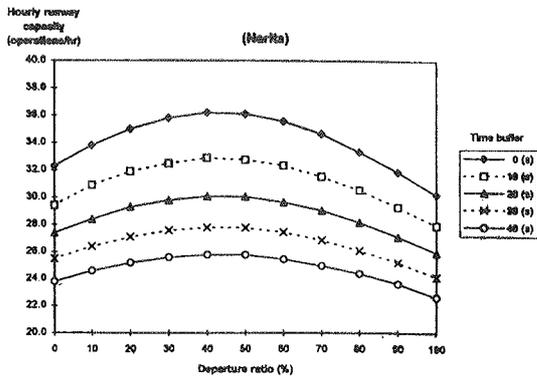


図6 (a) 時間バッファと処理能力の関係 (成田)

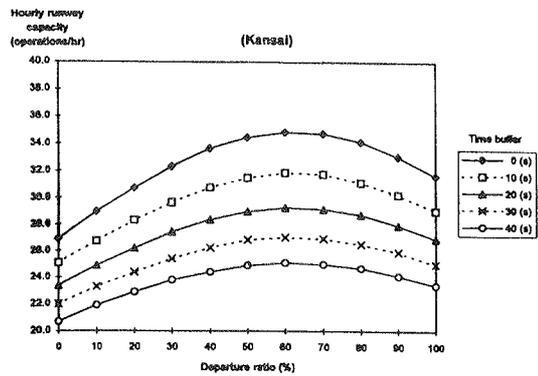


図6 (b) 時間バッファと処理能力の関係 (関西)

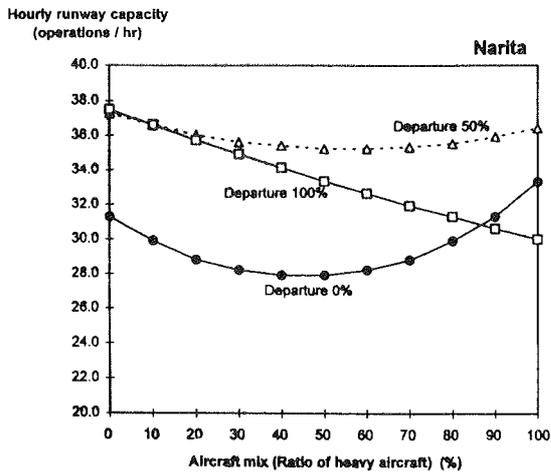


図7 航空機ミックスと処理能力の関係 (成田)

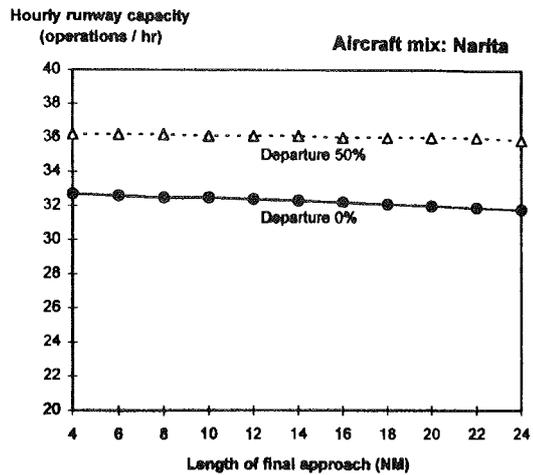


図8 (a) 最終進入経路長と処理能力の関係 (成田)

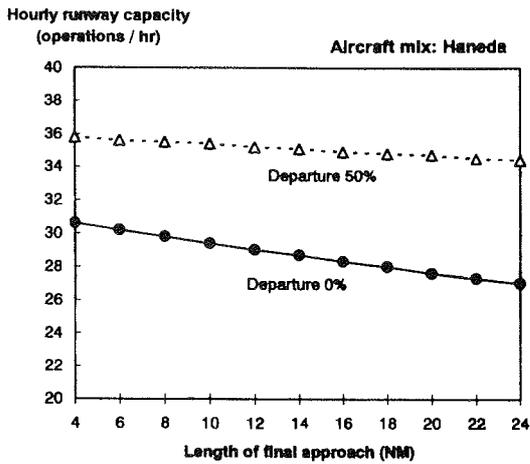


図8 (b) 最終進入経路長と処理能力の関係 (羽田)

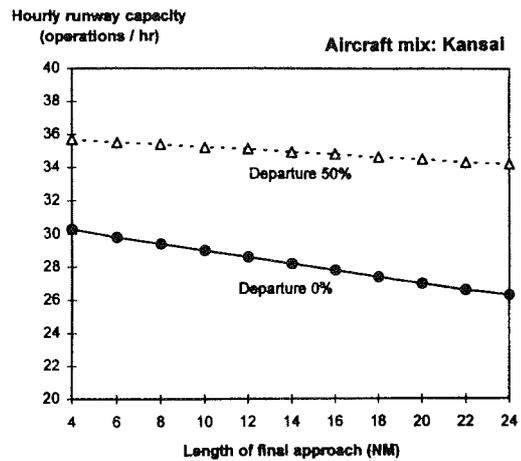


図8 (c) 最終進入経路長と処理能力の関係 (関西)

4.2 航空機ミックス

成田における航空機ミックスと滑走路処理能力の関係を図7に示す。図7における航空機ミックスはヘビー機とミディアム機の2種で構成されている。出発機の割合が50%以下の場合、ヘビー機の混合割合が40～60%の時に滑走路処理能力は最も低くなることが分かる。

4.3 最終進入経路長

各空港の航空機ミックス毎に、最終進入経路長と滑走路処理能力との関係を図8に示す。滑走路処理能力に与える最終進入経路長の影響は、成田の航空機ミックスに対してはそれほど大きくないが、成田のミックスではより大きく、関西のミックスでは更に大きくなること分かる。この傾向は、航空機ミックスが均一の場合には航空時間に速度差がないために、滑走路運用時間間隔 T_{ij} が最終進入経路長 f_l の影響を受けないこと、逆に、航空機間の速度差がより大きいほど T_{ij} が大きな影響を f_l から受けることにより生じている。

関西において、最終進入経路の変化が滑走路処理能力に与える影響（感度）は約0.2機/時/NMであり、これは成田での感度の約4倍にあたる。

4.4 管制方式

現行の方式では、原則として、先行到着機が滑走路を離脱した時点で後続到着機は滑走路進入端から2 NM以上離れなくてはならない。この距離バッファ f_b と滑走路処理能力との関係を図9に示す。図9で、到着機のみ（出発機割合0%）の場合、成田については $f_b=1.5$ [NM] 付近に角が見られる。これは、この角の右側と左側では T_{ij} の計算式が異なるためであり、航空機ミックスの均一性の高い成田ではこの角がはっきりとしているが、羽田、関西の順に航空機ミックスの均一性が低下するに従い、順に鈍くなっている。

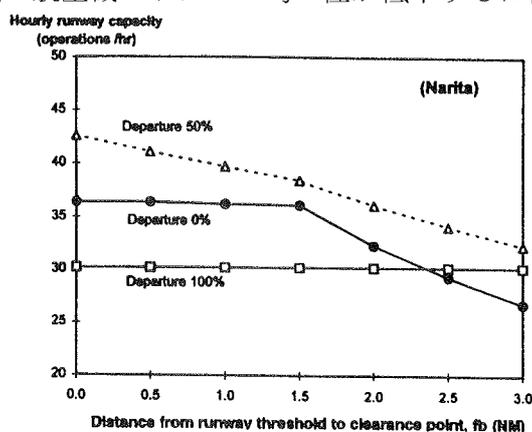


図9 (a) 距離バッファ f_b と処理能力の関係（成田）

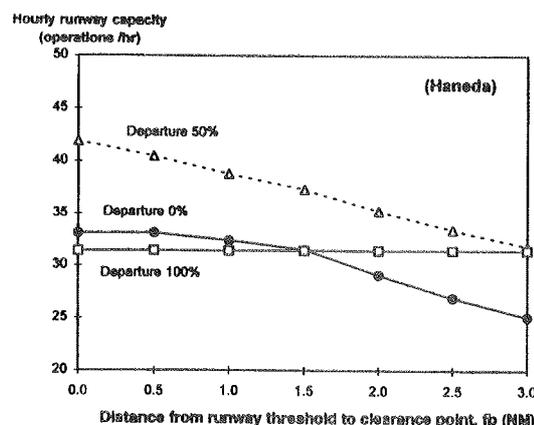


図9 (b) 距離バッファ f_b と処理能力の関係（羽田）

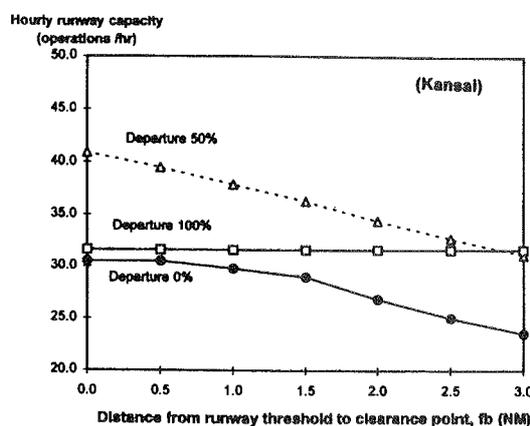


図9 (c) 距離バッファ f_b と処理能力の関係（関西）

5.まとめ

これまで日本の主要空港の処理能力が低い理由として、航空機ミックスに占めるヘビー機の割合が大きいことが言われてきた。しかし、日本の主要3空港（成田、羽田、関西）の特徴のうち、大型機の割合と最終進入経路長の二つについては、これらの空港の単一滑走路の処理能力にそれほど大きな影響を与えていないということが、以上の計算結果により明らかになった。このような結果となったのは、これらの空港では航空機ミックスの均一性が高いことによる。これら3空港の滑走路処理能力に比較的大きな影響を与えているのは、むしろ、時間バッファと距離バッファであることが分かった。

出発機と到着機がほぼ同数の運用状態では、成田を例にとると、時間バッファを30秒から20秒に減らすと約2.3機/時の処理能力向上が得られ、距離バッファ fb を現行の2NMから1.5NMにすると約2.8機/時の処理能力向上が得られることが分かった。また、仮に $fb=0$ とすることができれば、処理能力は約6.5機/時増加することが分かった。

滑走路処理能力を改善することを考える場合には、航空機ミックスや最終進入経路長は容易に変更し得ず、また変更したとしても上述のごとく効果は比較的小さいが、現在米国等におけるよりも大きな値を設けている時間バッファと距離バッファについては、変更する余地があると考えられる。今後、現行バッファの短縮を検討するに当たっては、安全を確保するための管制支援システムの導入について同時に検討していくことが望ましいであろう。

本稿では滑走路占有時間を一定として扱ったが、現実には機材や脱出誘導位置により異なる。また、航空機の速度も実際には離散値ではなく一定の範囲に分布している。今後、各空港における滑走路占有時間や航空機速度分布を実測し、計算に取り入れることによって、より詳細なモデリングを行い、検討精度を向上させていく予定である。それにより、従来の空港計画で滑走路極限処理能力算出に用いられてきた極めて単純な解析的手法よりも高精度で合理的な算出手法（モデル）を得ることができると考える。近年SIMMODやTAAM等のシミュレーションソフトを用いた空港・空域に関する高速シミュレーションが普及してきたが、依然としてデータ作成を含むシミュレーションモデルの作成には大きな労力と専門知識を要する。したがって、滑走路極限処理能力算出にあたって、空港計画者等が容易に使い、かつ、これまでより精度の良い解析的モデルを提供することは、有意義なことであると考えられる。

参考文献

- (1) FAA, "Airport Capacity and Delay", AC:150/5060-5, 1983.
- (2) S.L.M.Hockaday and A.Kanafani, "Development in airport capacity analysis", Transportation Res. Vol.8, pp117-180, 1974.
- (3) C.S.Venkatakrishnan, A.T.Barnett and A.R.Odoni, "Landing at Logan Airport: Describing and increasing airport capacity", Transportation Sci., Vol.27, pp211-227, 1993.

- (4) 運輸省航空局、航空保安業務処理規定—第5 管制業務処理規定—管制方式基準。
- (5) 運輸省航空局、航空路誌。
- (6) A.Blumstein,"An analytical investigation of airport capacity",Ph.D.thesis,Cornell University,1960.
- (7) A.R.Odoni,J.M.Rousseau and N.H.M.Wilson,"Models in urban and air transportation",Handbooks in OR&MS,Vol.6,1994.

(本論文は、2002年5月、日本航海学会で講演されたものである)

ヘリコプターIFR 運航について



国土交通省 航空局管制 保安部 保安企画課
航空管制技術調査官
高橋 健一

計器飛行方式の定義

計器飛行方式（IFR）は以下のように定義される。

◆ 航空法第 2 条 第 15 項

この法律において「計器飛行方式」とは、左に掲げる飛行の方式をいう。

- 一 第 12 項の国土交通大臣が指定する飛行場からの離陸及びこれに引き続く上昇飛行又は同項の国土交通大臣が指定する飛行場への着陸及びそのための降下飛行を、国土交通大臣が定める経路又は第 96 条第 1 項の規定により国土交通大臣が与える指示による経路により、かつ、その他の飛行の方法について同項の規定により国土交通大臣が与える指示に常時従つて行なう飛行の方式
- 二 前号に規定する飛行以外の航空交通管制区における飛行を第 96 条第 1 項の規定により国土交通大臣が経路その他の飛行の方法について与える指示に常時従つて行なう飛行の方式

計器飛行方式の流れ（航空機が受ける承認許可等）

計器飛行方式において、航空機は次のような流れで承認許可等を受ける。

（飛行場）

- ・管制承認（飛行計画の承認）を受ける
- ・滑走路までの地上滑走の指示を受ける
- ・離陸の許可を受ける

（ターミナル）

- ・巡航高度への管制を受ける

（エンルート）

- ・レーダー管制を受ける

（ターミナル）

- ・最終進入フィックスまでの承認を受け、進入の順番に並べられる
- ・最終進入の許可を受ける

(飛行場)

- ・着陸の許可を受ける
- ・着陸後地上滑走の許可を受ける

計器飛行を行なうために必要な機上設備

計器飛行を行なうためには、次のような機上設備が必要である。

- ・次に掲げる装置のうち、その飛行経路に応じ、当該飛行の経路を構成する NDB、VOR またはタカンからの電波を受信するためのもの
 - － 方向探知器
 - － VOR 受信装置
 - － 機上タカン装置
- ・機上 DME 装置
 - － 航空運送事業の用に供する最大離陸重量が 5,700kg を超える飛行機のみ
- ・ジャイロ式姿勢指示器、ジャイロ式方向指示器、ジャイロ式旋回計、すべり計、精密高度計、昇降計、ピトー管凍結防止装置付速度計、外気温度計、秒刻み時計
- ・いかなるときにおいても 航空交通管制機関と連絡することができる無線電話
- ・モード A またはモード C トランスポンダ

計器気象状態における飛行

計器気象状態における飛行は、次のように定められている。

◆ 航空法第九十四条

航空機は、計器気象状態においては、航空交通管制区又は航空交通管制圏にあつては計器飛行方式により飛行しなければならず、その他の空域にあつては飛行してはならない。ただし、予測することができない急激な天候の悪化その他のやむを得ない事由がある場合又は国土交通大臣の許可を受けた場合は、この限りでない。

IFR 運航のニーズ

一方、IFR 運航に対するニーズには次のようなものがある。

- ・災害対応や救急患者搬送
 - － 天候や昼夜を問わず発生する災害や救急に的確に対応
- ・定期旅客輸送
 - － 就航率の向上 → 更なる需要の創出

現行 IFR の主な問題点

しかし、現行のヘリコプターIFR 運航については以下の大きな問題点がある。

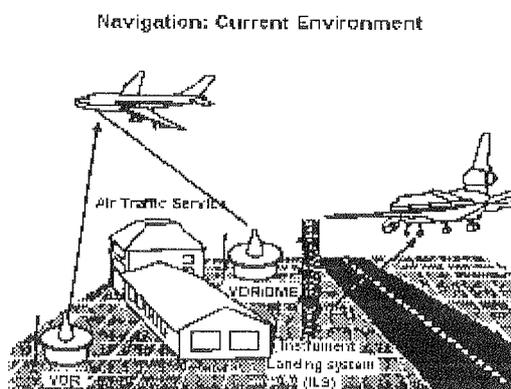
- ・ ヘリポートにおける計器出発・進入方式がない
- ・ 航空路の高度が高い
- ・ IFR による旅客輸送が認められていない

新 CNS/ATM 構想

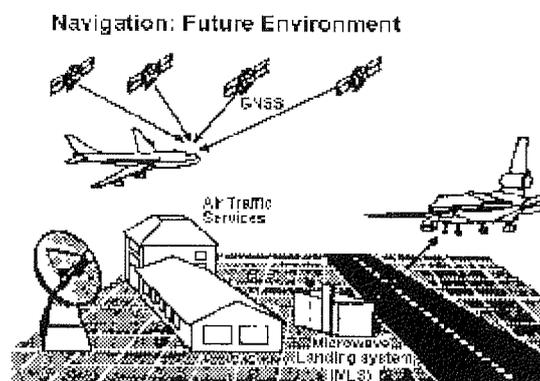
これらに対応するために、1991年にICAOで承認された、新CNS/ATM構想は、C(通信)、N(航法)、S(監視)に関し、デジタル技術を用いて、シームレスな全世界的航空交通管理システムの構築を目指すもので、人工衛星やデータリンク等の新技術を活用する。

これを受けて我が国では、航空審議会において基本方針を取りまとめ、「次世代の航空保安システムのあり方について」を答申した(平成6年6月)。この中で、運輸多目的衛星(MTSAT)を中核とする次世代航空保安システム構築の必要性が提言されている。

次世代の航法 (Navigation)



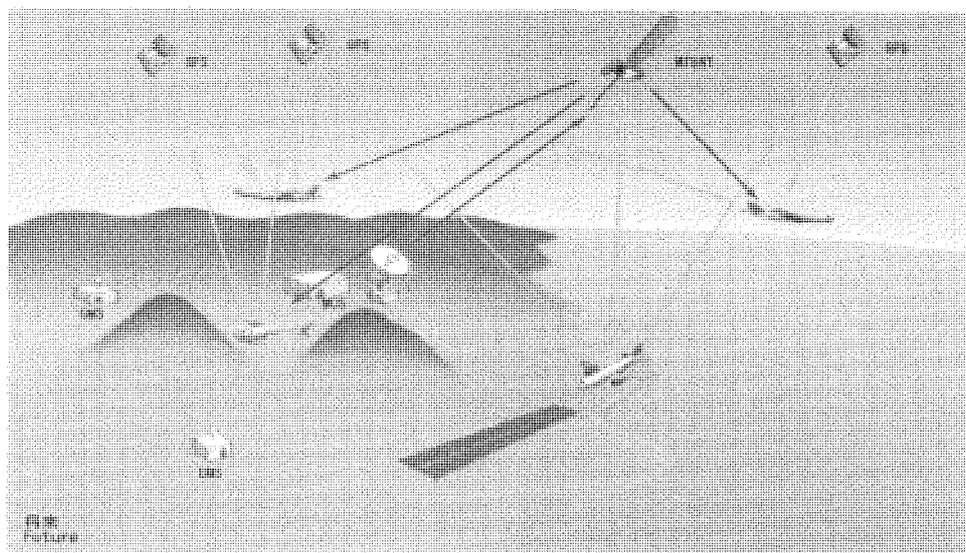
(現行)



(次世代)

- ・ 精度が高く均質な航法が可能
- ・ 柔軟な飛行経路の設定が可能

MSAS (MTSAT 用衛星航法補強システム)



諸外国の動向

(米国)

全国で 160 のヘリコプターGPS 進入方式を設定されており、救急患者の輸送、メキシコ湾の油井間の連絡に使用されている。

(カナダ)

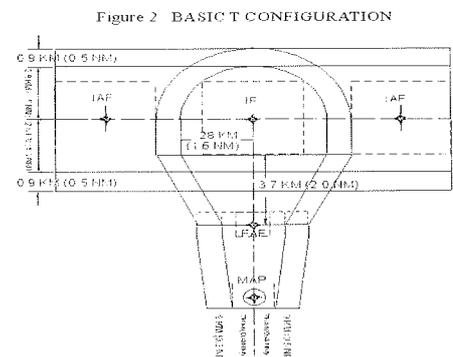
ヘリジェットエアウェイズ社が、バンクーバー～シアトル間をヘリコプターで国際定期旅客輸送を実施している。視程の悪いときには LORAN-C による IFR 運航（将来、GPS による IFR 運航を予定）を行なっている。

ICAO の動き

ICAO においては、次のような検討が進められている。

・ OCP (障害物クリアランスパネル)

— GPS の特性を生かした非精密進入方式を検討中



基本的な T 型進入チャート

・ GNSSP (全地球的航法衛星システムパネル)

— 各フェーズにおける航法衛星システムに求められる信号（シグナルインスペース）の要件を SARPs 化

・ SASP (旧称：RGCSP) (管制間隔及び空域安全性検討パネル)

— 航空路における RNP (航法性能要件) を策定

シグナルインスペースの性能 (1/2)

	水平方向		垂直方向	
	精度 (95%)	アラート リミット	精度 (95%)	アラート リミット
航空路	2.0 NM	4 NM	規定なし	規定なし
ターミナル	0.4 NM	1 NM	規定なし	規定なし
初期、中間、非精密進入	720 feet	0.3 NM	規定なし	規定なし
垂直誘導付進入 (APV-I)	720 feet	0.3 NM	66 feet	164 feet
垂直誘導付進入 (APV-II)	52 feet	130 feet	26 feet	66 feet
精密進入 (CAT-I)	52 feet	130 feet	20～13 feet	50～33 feet

シグナルインスペースの性能 (2/2)

	インテグ リティ	警告まで の時間	サービス の継続性	アベイラ ビリティ
精密進入 (CAT-I)	$1-1 \times 10^{-7}/h$	5 分	$1-1 \times 10^{-4} \sim$ $1-8 \times 10^{-8}/h$	0.99～ 0.99999
精密進入 (CAT-I)	$1-1 \times 10^{-7}/h$	15 秒	$1-1 \times 10^{-4} \sim$ $1-8 \times 10^{-8}/h$	0.99～ 0.99999
初期、中間、非精密進入	$1-1 \times 10^{-7}/h$	10 秒	$1-1 \times 10^{-4} \sim$ $1-8 \times 10^{-8}/h$	0.99～ 0.100000
垂直誘導付進入 (APV-I)	進入当たり $1-2 \times 10^{-7}$	10 秒	15 秒間に $1-8 \times 10^{-6}$	0.99～ 0.100001
垂直誘導付進入 (APV-II)	進入当たり $1-2 \times 10^{-7}$	6 秒	15 秒間に $1-8 \times 10^{-7}$	0.99～ 0.100002
精密進入 (CAT-I)	進入当たり $1-2 \times 10^{-7}$	6 秒	15 秒間に $1-8 \times 10^{-8}$	0.99～ 0.99999

GPS によるヘリ IFR に向けた主な課題

現在我が国でも検討が進められている GPS によるヘリ IFR に向けて、主に官側の課題としては次のようなものがある。

- ・ 法整備
 - － ヘリコプター計器飛行方式基準の制定
 - － 航法装置に係る規則の改正
 - － ヘリポートの設置に係る規則の改正 等
- ・ 施設整備
 - － 通信設備
 - － 自動気象観測装置 等
- ・ 実施体制
 - － 管制業務等の実施体制

その他の主な課題

航空機の技術的な主な課題としては次のようなものがある。

- ・ ヘリコプター搭載型 WAAS/MSAS 受信機の開発
- ・ 着氷気象状態へ対処するための防／除氷システムの開発
- ・ 騒音の抑制

以上

(受領した 2002 年 2 月 28 日の講演資料に基づき構成したものです＝文責編集担当)



Hunter Stand-Off Killer Team (HSKT) について

米陸軍 HSKT プログラム
マネージャー、テストパイロット
少佐 ロバート J. ジョンストン

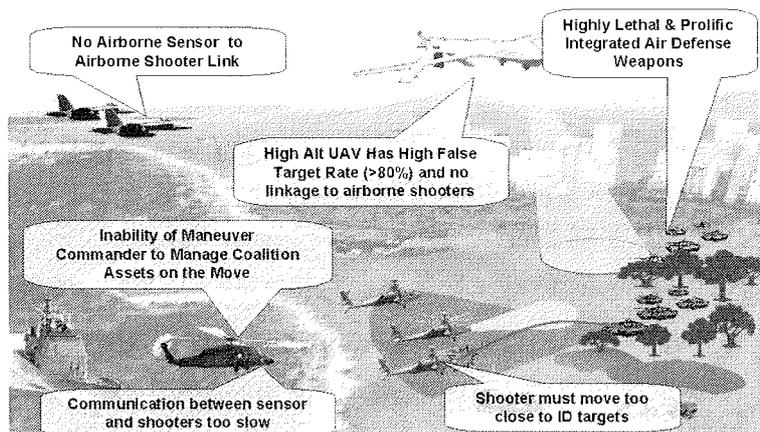
Program Manager for HSKT / Experimental
Test Pilot at AATD, U.S. Army AMCOM
Major **Robert J. Johnston**

はじめに

HSKT (Hunter Stand-off Killer Team) とは、米軍の ACTD (Advanced Concept Technology Demonstration) の一環の新しい軍事コンセプトであり、固定翼機、ヘリコプターと無人機 (UAV : Unmanned Aerial Vehicle) の組み合わせからなるシステムである。HSKT システムは、目下の試験段階では AH-64D ロングボウ・アパッチ攻撃ヘリコプター、A2C2S (Army airborne command and control) としての UH-60 ブラックホーク、F/A-18 戦闘機、それに Hunter UAV を使用し、これらを総合的に結びつけて最前線の移動指揮統制、情報管理、目標捕捉、識別確認、攻撃評価、ならびに航空機および乗員の生存率向上を実現することになる。

現状の問題点

現在の攻撃作戦における問題点は、戦場にあるさまざまな戦闘システムからの情報を結合する手段が不十分であり、攻撃能力を最大限に使うことが難しいということである。今でも敵状情報は UAV センサー・システムによって集められているが、この情報を直接攻撃手段に伝えることができない。したがって情報が攻撃手段に届いたときには、すでに目標が移動してしまっていることが多い。さらに、有人機で攻撃する場合は、目標を正確にとらえて識別するために、自らを敵の目の前にさらさなくてはならない。



こうした問題は必ずしも新しいものではなく、その解消のために攻撃機にもさまざまな近代的センサーが搭載されてきた。しかし、その視角には限界がある。そこで UAV を使用する考えが出てきた。

解決方法

UAVを使ったHSKTは、指揮官や攻撃機のパイロットによる的確な状況把握を可能とし、敵の戦力に致命的な打撃を与え、自らの生存性を高める機能をもつシステムである。

具体的には有人機と無人機の組み合わせによって、攻撃手段の決定と火器の命中度を高めるための統合技術である。

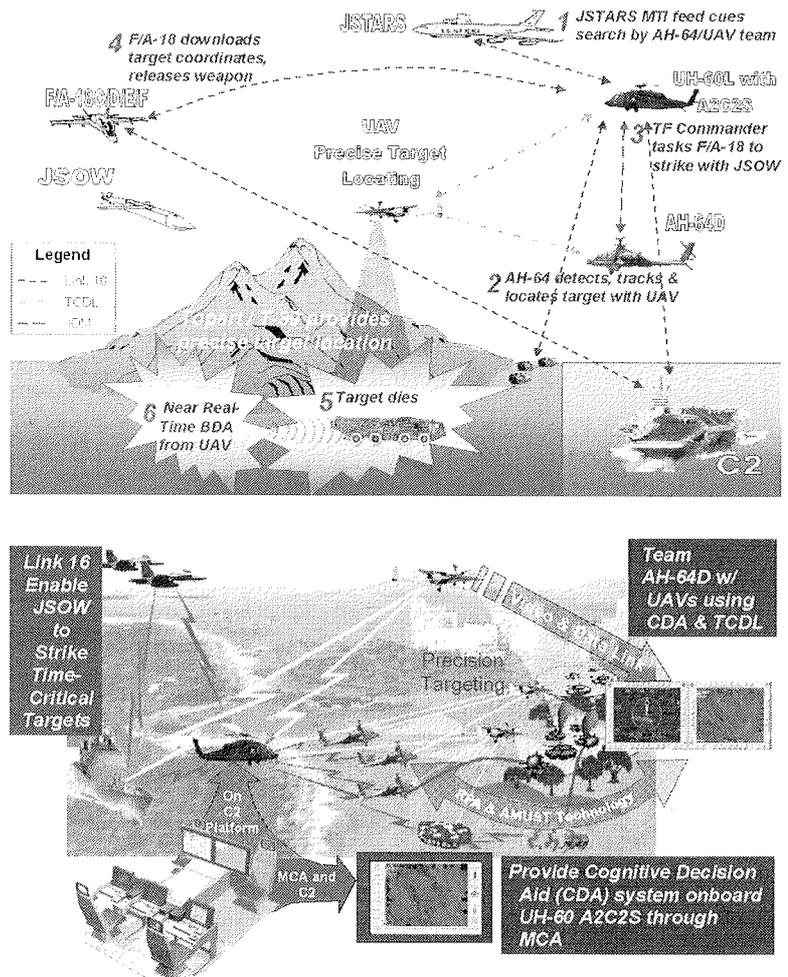
有人および無人の組み合わせ（MUM：Manned-Unmanned teaming）は、UAVとそのセンサーを有人機へ結びつけることによって攻撃手段の視野を拡大する。すなわち有人機のパイロットは30～50km前方を飛んでいる無人機のセンサーを、あたかも自機のセンサーを使うかの如くに操作する。これで遠隔広範な地域に隠れている敵の探知、照準、攻撃が可能となる。

HSKT のもうひとつの機能は、戦闘員の労力負担（workload）を減らし、いっそう的確な状況把握を可能にすることである。そのために認識決断支援（CDA：Cognitive Decision Aiding）技術が組みこまれている。

CDA の第1の技術は指揮官を助ける幕僚（MCA：Mobile Commander's Associate）のような役割を果たすことである。このMCAによりA2C2SのUH-60ヘリコプターで飛んでいる指揮官は常に最新の状況を把握できることとなる。すなわちMCAはすべての敵目標を追跡し、味方の陣形をモニターし、状況が変われば指揮官に警告を発し、今ここで最も有効な作戦行動は何か、どちらへ進むべきかを外界情報にもとづいて助言することができる。

CDA の第2の技術は戦闘員に対する支援（WA：Warfighter's Associate）である。このWAは攻撃および偵察ヘリコプターに結びついたシステムである。すなわちAH-64DのパイロットはUAVを僚機として使うことにより、今と同程度のワークロードで高い状況把握が可能となる。UAVのセンサーから得られた敵の状況はAH-64Dの攻撃システム・ディスプレイに表示される。

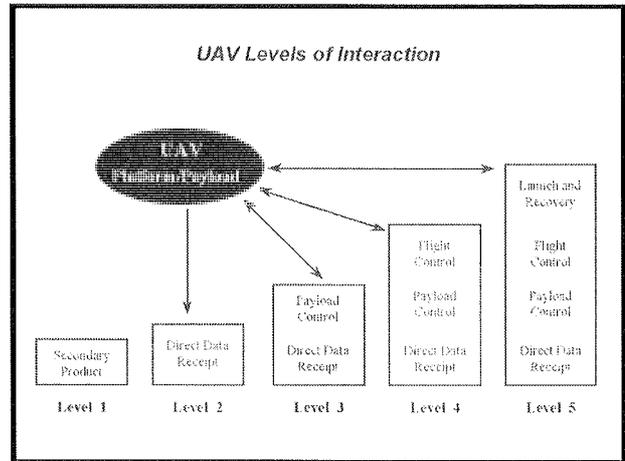
HSKT技術の手法は、CDAソフトウェア用に事前に処理したデータを必要としない。CDA



システムは地上に設置した指揮所からダウンロードしたものをを用いることにより、受信したメッセージ、センサー情報、また同時に複数の UAV システムの情報に基づき自動的に状況知覚ディスプレイが更新される。この手法は、AH-64D、RAH-66 コマンチや A2C2S のシステムとも互換性を持つようになる。

HSKT の第 3 の技術は攻撃目標への正確な照準である。この技術は GPS を使用した海軍のレーザー・レーダー・センサー (TOPART) を UAV に搭載したものである。TOPART センサーは現在、巡航ミサイルに装備されている。これによって敵所在地の探知範囲が拡大し、識別能力が増大し、目標の捕捉精度が向上する。

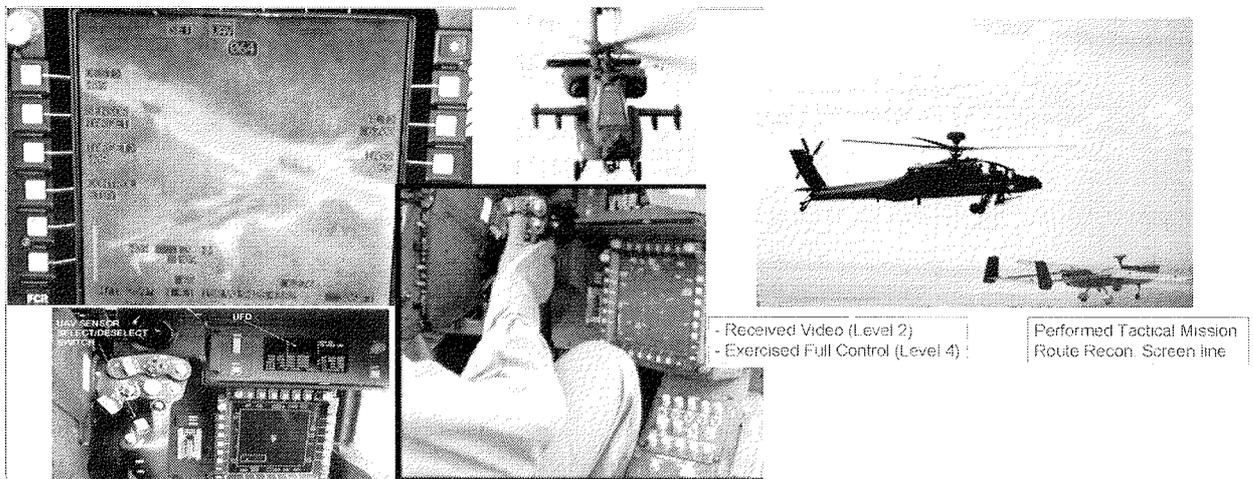
こうした 3 種類の基本技術の組み合わせによって、戦闘員は敵と遭遇するかなり前から、余裕をもって目標を識別し、火器の準備をととのえることが可能となる。



MOE	Today	Threshold	Goal
Increase identification range for manned system	3 km	30 Km	50 Km
Increase stand-off range for weapons engagement	5 km	9 KM / 40 NM	12 KM / 60 NM
Airborne level 4 UAV control range	0 km	30 Km	50 Km
Multiple Airborne UAV control (Company)	Zero	One	Three
Improved timelines for mission execution	1	10%	30%
Increase in Lethality	1	30%	60%
Increase in Survivability of Assets (both manned and unmanned)	1	45%	60%
Reduce mission planning time	1	35%	50%
Reduce Commanders Staff	Four	Three	Two
Improved BDA timeline	1	100%	200%

運用試験による初期の結果

われわれは、こうした先端技術システムの有効性を確認するために、最初の運用試験を実施した。これは有人機と無人機の共同作戦行動が可能かどうかを検証するもので、AH-64D ロングボウのコクピットから UAV をコントロールし、それによってヘリコプターの乗員や



ジョンストン氏略歴

- 1965年 米カリフォルニア州生まれ
- 1987年 米陸軍士官学校（ウェストポイント）
機械工学科卒
- 1997年 ジョージア工科大学で航空工学修士号
を取得

軍務歴：

- 攻撃ヘリコプター隊小隊長
- AH-64 操縦教官（フォートラッカー）
- 空中騎兵隊指揮官
- NASA 有人飛行センター（ヒューストン）で国際
宇宙ステーション建設用シャトル飛行
- 飛行経験： 28 種類の航空機による 2,000 時間以上の飛行



(受領した 2002 年 1 月 28 日の講演資料に基づき構成したものです＝文責編集担当)

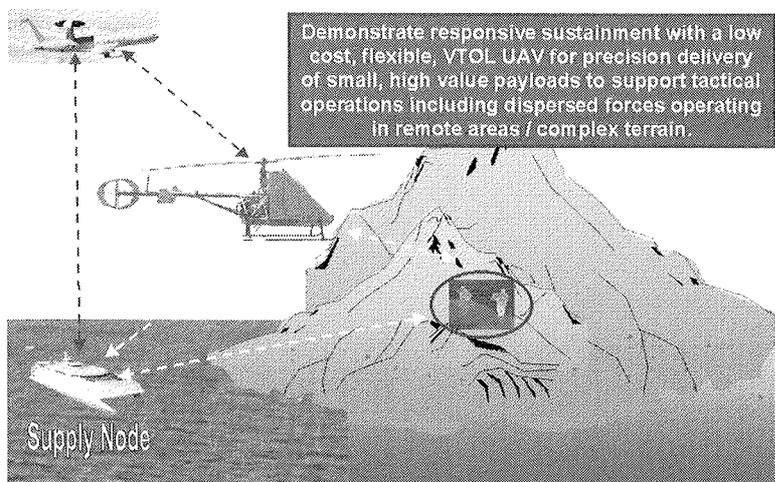
指揮官の状況把握がいつもの確なものとなるかどうかを評価した。

具体的には、味方歩兵旅団が敵の少人数のゲリラを探し出して殲滅するという作戦を想定した。AH-64D / UAV チームの任務は、歩兵旅団の作成した作戦計画に応じて、いくつかの地域で偵察行動をおこない、ゲリラを探索するというものである。

AH-64D は UAV からの遠隔データを 58 k m の範囲まで受信することができた。データの内容は UAV の高度、速度、位置、ならびに UAV のセンサーがとらえた場所に関する情報である。

おわりに

こうした HSKT の開発は 6 か年計画で行われる。2001 年度にはじまって、2002~03 年度でシステムを構築、04 年度で正式の作戦評価試験をおこなう。残り 2 年間は実用化のため



の拡大評価試験をすることになっている。この間の開発費用は総額 1 億 4,200 万ドルであり、A2C2S 用の MCA キット×2、AH-64D 用の WA キット×8、UAV 用 TOPART センサー×1、MUM 接続用の Hunter UAV×4 および F/A-18 用の精密照準キットを含んでいる。

	FY01	FY02	FY03	FY04	FY05-06
A2C2S Command Aircraft		Mobile Commander's Associate Integration SW 1st drop	SW 2nd drop	HSKT HW SW Install	
Longbow Apache		Warfighter's Associate Integration SW 1st drop	SW 2nd drop, LBA 1, LBA 2-R		
UAV		Sensor, TC DL Integration Installation 1st SW Delivered	Precision Sensor / UAV Integration for EUE		
Concept Refinement & Preliminary Design	Detailed Design / Build		Connectivity Testing		
Simulation System Evaluations	Integrated Assessment Plan		Warfighter Training	Uchi Focus / Lens Prep, USFK	Extended User Evaluation
	Tactics, Techniques, Procedures & CONOPS Development				
			1st A/C Produced		
AH-64D Longbow Apache - Lot 7 (Army)			8 A/C required		



2001 年度ヘリコプタ研究・論文一覧

- 1 青山剛史、川田精一、齊藤茂、平岡克巳：高調波制御による BVI 騒音低減効果の基礎的数値解析、第 32 期航空宇宙学会年会、2001 年 4 月
- 2 Takashi Aoyama, Seiichi Kawada, Shigeru Saito and Katsumi Hiraoka : Fundamental Analysis of Passive and Active, Techniques for BVI Noise Reduction by Euler/FW-H Method, Proceedings of the American Helicopter Society 57th Annual, National Forum, Washington DC, May 9-11, 2001
- 3 田北貴久、青山剛史、齊藤茂、別府護郎：Euler/Kirchhoff 法を用いた BVI 騒音の計算、第 32 期航空宇宙学会年会、2001 年 4 月
- 4 西澤宇一、齊藤茂、末永尚史、白井正孝：ヘリコプタ騒音低減化用アクティブ・スポイラの研究、第 32 期航空宇宙学会年回講演会、2001 年 4 月
- 5 野中修、星野秀雄、室田勝一、齊藤茂、高橋侔：航技研大型低速風洞後流トラバース装置の機能向上、第 66 回風洞研究会議、2001 年 5 月
- 6 白井正孝、末永尚史、齊藤茂、馬場滋夫、野中修、足立直人、加藤秀彦、原田光洋：航技研における多目的高速回転翼試験装置の整備、第 66 回風洞研究会議、2001 年 5 月
- 7 Choongmo Yang, Jehyun Baek, Shigeru Saito, Takashi Aoyama, Numerical Study of Blade-Bortex Interaction using Lateral, Blowing, Aircraft Numerical Simulation Symposium 2001, June 20, 2001
- 8 中尾雅弘、内山直樹、竹中啓三、鈴木博史、齊藤茂、青山剛史：ヘリコプタ高速衝撃騒音解析、航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2001、2001 年 6 月
- 9 川田精一、田北貴久、青山剛史、齊藤茂：ロータ／渦干渉騒音の計測データと各種計算結果の比較、航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2001、2001 年 6 月
- 10 川田精一、近藤夏樹、青山剛史、齊藤茂：HHC による BVI 騒音低減効果の基礎的解析、第 39 回飛行機シンポジウム、2001 年 10 月
- 11 近藤夏樹、小曳昇、越智章生、山川榮一、青山剛史、齊藤茂：低騒音モデルロータの HHC 解析および DNW 風姿結果との比較、第 39 回飛行機シンポジウム、2001 年 10 月
- 12 齊藤茂、青山剛史：ヘリコプタの機外騒音解析研究の現状、航空宇宙学会誌、8 月号、2001 年 8 月
- 13 齊藤茂、青山剛史、近藤夏樹、末永尚史、白井正孝：ヘリコプタ騒音低減用アクティブ・デバイスの基礎試験、航空安全環境適合技術に関する研究発表会、2001 年 10 月
- 14 中尾雅弘、内山直樹、竹中啓三、鈴木博史、齊藤茂、青山剛史：ヘリコプタ空力騒音

- 統合解析手法の開発、三菱重工技報、第 39 巻 第 1 号、1 月号、2002 年 1 月
- 15 又吉直樹、一見和彦：汎用 PC を用いた航空機 (MuPAL-ε) 搭載用計測システムの開発、第 32 期航空宇宙学会年回講演会、2001 年 4 月
 - 16 Okuno Yoshinori and Naoki Matayoshi, Development of a New Research Helicopter MuPAL-ε, Proceedings of the American Helicopter Society 57th Annual National Forum, Washington DC, May 9-11, 2001
 - 17 Naoki Matayoshi, Okuno Yoshinori, Kohei Funabiki, Koki Hozumi and Hisashi Yokoyama, Flight Test Evaluation of ILS by Helicopter Using a Hybrid DGPS/INS System, Proceedings of the American Helicopter Society 57th Annual National Forum, Washington DC, May 9-11, 2001
 - 18 又吉直樹、井之口浜木、奥野善則：航技研実験用ヘリコプタ搭載 DGPS の位置精度と受信安定性について、第 39 回飛行機シンポジウム、2001 年 10 月
 - 19 Naohiro Iboshi, Tomoari Nagashima and J.V.R. Prasad : Experimental Validation of an Inclined Ground Effect Model, AHS International 57th Annual Forum, Washington, DC, May, 2001
 - 20 糸賀紀晶、長島知有、吉澤能政：ロータ・ブレードのフラッピング運動とフェザリング運動の空力的等価性に関する数値的検証、日本航空宇宙学会論文集第 49 巻第 569 号、2001 年 6 月
 - 21 伊藤健、長島知有：ティルトロータのブレードフラッピング運動と誘導速度分布、日本航空宇宙学会論文集第 49 巻第 570 号、2001 年 7 月
 - 22 伊藤健、長島知有：加速度計を用いたティルトロータブレードのフラッピング運動の計測と誘導速度分布の同定、日本航空宇宙学会論文集第 49 巻第 573 号、2001 年 10 月
 - 23 ポラメッス・シリタノン、比良岳人、長島知有：ティルト運動を行う同軸反転ロータの空力・動力学的特性に関する実験的研究、第 39 回飛行機シンポジウム、2001 年 10 月
 - 24 ピーラボン・ペーリングン、糸賀紀晶、長島知有：ロータブレードのフラッピング運動の非線型解析、第 39 回飛行機シンポジウム、2001 年 10 月
 - 25 長島知有：VTOL 性能の評価法の検討とティルトロータの遷移飛行時の空力特性とブレード・ダイナミクス、第 39 回飛行機シンポジウム、2001 年 10 月
 - 26 井星正氣、前田孝一、早田泰隆：動的な地面効果を受けるロータのホバリング性能、第 39 回飛行機シンポジウム、2001 年 10 月
 - 27 Akira Sato: Autonomous Flight Control Systems of the YAMAHA RMAX Unmanned Helicopter Preceedings of The Association for Unmanned Vehicle Systems International 2001
 - 28 吉永 秀人 中西 弘明、橋本 寛之、佐藤 彰、井上 紘一：ニューラルネットワークによる自律型エアロボットの制御系の構築法、 Proceedings of the 45th Annual Conference of the Institute of Systems, Control and Information Engineers, pp. 83 -- 84, 2001
 - 29 Hiroaki Nakanishi, Akira Sato and Koichi Inoue: Development of Command and Control

- Systems for UAVs, Proceedings of AHS International Forum 57, 2001
- 30 渡邊 洋子、中西 弘明、佐藤 彰、井上 絃一：無人ヘリコプタのためのボイスコマンドシステム構築、ヒューマンインタフェースシンポジウム 2001 講演論文集、pp. 129 -- 132、2001 年
 - 31 Hiroaki Nakanishi, Akira Sato, Takehisa Kohda and Koichi Inoue: Development of Autonomous Unmanned Helicopter for Disaster Prevention and Reliable Flight Control Systems, Asia Pacific Symposium on Safety(APSS2001), pp. 73- 76, 2001
 - 32 中西 弘明、佐藤 彰、井上 絃一：ニューラルネットワークによる無人ヘリコプタの自律飛行制御の構築、SICE システム・情報部門学術講演会 2001 講演論文集
 - 33 細川 尚美、中西 弘明、佐藤 彰、井上 絃一：自律型無人ヘリコプタの飛行制御系に関する検討、平成 13 年度航空宇宙学会関西・中部支部合同秋季大会講演集
 - 34 Y.Hasegawa, N.Katayama, N.Kobiki, E.Nakasato, E.Yamakawa, H.Okawa: Experimental and Analytical Results of ATIC Full Scale Rotor System, AHS Forum 57, Washington,D.C.,May, 2001
 - 35 長谷川泰通、片山範明、小曳昇、北村惇、牛丸義晶、中里栄一、山川榮一、大川宏久：ATIC 実大ローターのタワー回転試験結果、第 39 回飛行機シンポジウム、2001 年 10 月
 - 36 岡田洋、高塚剛、喜瀬勝之：ヘリコプタ用視界情報向上システムに関する取組み、第 39 回飛行機シンポジウム、2001 年 10 月
 - 37 西山利幸、高塚剛、岸昌俊、横倉修一、岡田洋、竹原猛志：革新航空機技術開発に関する調査研究報告書、「先進視界情報システムの研究」、2002 年 3 月
 - 38 末松邦男、今野冬彦、小野村陽一：無人ヘリコプタ RPH2A 観測システムについて、第 39 回飛行機シンポジウム、2001 年 10 月
 - 39 横倉修一：無人ヘリコプタ RPH2 の歩みー誘導・飛行制御に関するトピックスー、日本ヘリコプタ技術協会第 22 回定例会、2001 年 11 月
 - 40 神山隆之、中村裕之、森暢之、横倉修一、湯田坂仁、竹原猛志、井上智洋、理塚敦、高橋友章、遠藤善博、龍田裕之、飯塚佳夫：先端航空機部品・素材技術に関する調査研究成果報告書、「熱可塑複合材革新設計技術の開発」、2002 年 3 月
 - 41 Masaaki Nakadate, Hiroshi Taguchi, Junji Takaki : Design and Test Evaluation of FBR Bearingless Main Rotor, Journal of the American Helicopter Society, Volume 46 Number 2, April, 2001
 - 42 塚原孝則、橋口祐子、太田智基、小生方正裕：ロータ模型回転装置を用いた風洞試験、第 66 回風洞研究会議、2001 年 5 月
 - 43 Tomoki Ota, Yuko Hasiguchi, Takanori Tukahara, Masahiro Obukata, Masaaki Nakadate : BVI Noise Reduction Research with Canard Blade Tip, 27th European Rotorcraft Forum, 2001
 - 44 荒木稜、大木茂、中橋和博、塚原孝則、小生方正裕：回転翼における Vortex Confinement

- を用いた翼端渦解析、第 39 回飛行機シンポジウム、2001 年 10 月
- 45 橋口祐子、太田智基、塚原孝則、小生方正裕：ヘリコプタ低騒音化のためのカナード翼端の研究、第 39 回飛行機シンポジウム、2001 年 10 月
 - 46 中尾雅弘：直交格子を用いたヘリコプタ全機流れ場解析、航空機数値シミュレーション技術シンポジウム 2001、2001 年 6 月
 - 47 中尾雅弘、竹中啓三、内山直樹、齊藤茂、青山剛史：ヘリコプタ衝撃騒音解析、航空機数値シミュレーション技術シンポジウム 2001、2001 年 6 月
 - 48 佐藤晃：VTOL 機を組み込んだ新しい旅客輸送システムの動き、第 39 回飛行機シンポジウム、2001 年 10 月
 - 49 佐藤晃：AHS インターナショナルの最近の活動について、2001 年度日本ヘリコプタ技術協会会報及び講演会、2001 年 7 月
 - 50 佐藤晃：民間航空旅客機とヘリコプタの話、旭友会講演会@丸の内クラブ、2002 年 3 月
 - 51 Akira Sato : Heli Japan 2002 Status Report, AHS International Directors Meeting, Montreal, Canada, November, 2001

日本ヘリコプタ技術協会規約



施行 平成元年 12 月 15 日

改正 平成 10 年 7 月 6 日

改正 平成 12 年 6 月 22 日

第 1 章 総 則

(名 称)

第 1 条 本組織は『日本ヘリコプタ技術協会 (Japan Helicopter Society) 』 (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、国際交流の実を上げることがを目的とする。

(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 1 口 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があったとき。
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うける権利を持つ。

(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
監査役	(AUDITOR)	1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 常任理事および監査役は、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ていなければならない。

但し、任期中に欠員が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カ年とする。

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 役員の任期は、2カ年とする。

但し、前条、後任役員の任期は前任者の残りの期間とする。

- 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 監査役は本会の会計が適正に行われていることを監査する。
- ⑤ 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。
- ⑥ 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。
- ⑦ 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。
- ⑧ 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 役員を選出並びに解任
- 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。

総会の決議は多数決による。議長は、賛否同数の場合のみ決議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 カ年とする。

(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。

会計は監査役の監査を経た上で、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 1 2 月 1 5 日から発するものとする。

以上

個人情報に付き【賛助会員名簿（法人賛助会員、個人賛助会員）】及び【正規会員名簿】（122 頁～141 頁）は削除いたしました。

日本ヘリコプタ技術協会 2001 年度役員



名誉顧問	東 昭	東京大学 名誉教授
名誉顧問	義若 基	AHS 日本支部
会 長	上村 誠	(社)日本航空宇宙工業会 調査部長 EDIセンター/CALS 事務局部長 航空宇宙技術研究所 企画経営室 次長
副 会 長	齊藤 茂	(兼)メンバーシップ担当
副 会 長	川田 忠裕	川田工業 取締役 航空・機械事業部長
常任理事	大林 秀彦	(株)コンピュータヘリコプタ先進技術研究所 監査役
常任理事	岡野 稔	前 三菱重工業(株) 名古屋航空宇宙システム製作所 ヘリコプタ技術部長
常任理事	河内 啓二	東京大学 先端科学技術研究センター 教授
(AHS 本部技術委員)		
常任理事	佐藤 晃	中菱エンジニアリング(株) テクノタンク
(AHS 本部国際副会長—環太平洋地域担当)		
常任理事	高木 淳二	富士重工業(株) 航空宇宙カンパニー 技術開発センター 第1技術部長
常任理事	長島 知有	防衛大学校 名誉教授
常任理事	西川 渉	(株)地域航空総合研究所 代表取締役 所長
常任理事	星野 亮	ユーロヘリ(株) 航空機部門 顧問
常任理事	牧野 健	AHS 日本支部
常任理事	三宅 司朗	防衛庁 技術研究本部 第3研究所 第1部 機体構造研究室長
常任理事	安田 邦男	日本大学 理工学部 航空宇宙工学科 助教授
常任理事	葭田 雄二郎	(株)エースヘリコプター 常務取締役 運航本部長
理事・幹事長	村山 滋	前 川崎重工業(株) 航空宇宙カンパニー 技術本部 ヘリコプタ設計部長
理事・総務担当	永山 慶一	川崎重工業(株) 航空宇宙カンパニー 技術本部 ヘリコプタ設計部 主事
監 査 役	山野 豊	ユーロコプター アドバイザー
幹 事	饗庭 昌行	防衛庁 技術研究本部 第3研究所 第1部 航空機システム研究室
幹 事	糸賀 紀晶	防衛大学校 システム工学群 航空宇宙工学科 助手
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 構造設計課 主席チーム統括
幹 事	嶋田 浩三	新東亜交易(株) 航空・電子産業部 顧問
幹 事	橋本 幹	ユーロヘリ(株) 技術業務部長
幹 事	村上 雅英	防衛庁 海上自衛隊 第51航空隊 課程教育班長
幹 事	又吉 直樹	航空宇宙技術研究所 飛行システム研究センター 飛行実験グループ
幹 事	望月 清光	朝日航洋(株) 航空事業本部 名古屋オペレーション・センター 整備部長
幹 事	横倉 修一	富士重工業(株) 航空宇宙カンパニー 技術開発センター 第1技術部 ヘリコプタ第2課長
幹 事	布施 正人	(株)ジャムコ 航空機整備カンパニー 営業部 営業グループ リーダー



日本ヘリコプタ技術協会 2002 年度役員

名誉顧問	東 昭	東京大学 名誉教授
名誉顧問	義若 基	AHS 日本支部
会 長	高木 淳二	富士重工業(株) 航空宇宙カンパニー 技術開発センター 第1技術部長
副 会 長	齊藤 茂	航空宇宙技術研究所 企画経営室 次長
(兼) AHS 本部技術委員		
副 会 長	星野 亮	ユーロヘリ(株) 航空機部門 顧問
(兼) メンバーシップ担当		
常任理事	佐藤 晃	中菱エンジニアリング(株) テクノタンク
(AHS 本部国際副会長一環太平洋地域担当)		
常任理事	井星 正氣	防衛大学校 システム工学群 航空宇宙工学科 助教授
常任理事	上村 誠	(社)日本航空宇宙工業会 調査部長 EDI センター/CALS 事務局部長
常任理事	大林 秀彦	(株)コンピュータヘリコプタ先進技術研究所 監査役
常任理事	川田 忠裕	川田工業 取締役 航空・機械事業部長
常任理事	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	小林 孝	三菱重工業(株) 名古屋航空宇宙システム製作所 ヘリコプタ技術部長
常任理事	世良 直巳	川崎重工業(株) 航空宇宙カンパニー 技術本部 ヘリコプタ設計部長
常任理事	長島 知有	防衛大学校 名誉教授
常任理事	西川 涉	(株)地域航空総合研究所 代表取締役 所長
常任理事	牧野 健	AHS 日本支部
常任理事	三宅 司朗	防衛庁 技術研究本部 第3研究所 第1部 機体構造研究室長
常任理事	安田 邦男	日本大学 理工学部 航空宇宙工学科 助教授
常任理事	山野 豊	ユーロコプター アドバイザー
理事・幹事長	滝川 三佐男	富士重工業(株) 航空宇宙カンパニー 技術開発センター 第1技術部 ヘリコプタ第1課長
理事・総務担当	小生方 正裕	富士重工業(株) 航空宇宙カンパニー 技術開発センター 第1技術部 ヘリコプタ第1課 担当
監 査 役	永山 慶一	川崎重工業(株) 航空宇宙カンパニー 技術本部 ヘリコプタ設計部 主事
幹 事	饗庭 昌行	防衛庁 技術研究本部 第3研究所 第1部 航空機システム研究室
幹 事	糸賀 紀晶	防衛大学校 システム工学群 航空宇宙工学科 助手
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 構造設計課 主席チーム統括
幹 事	嶋田 浩三	新東亜交易(株) 航空・電子産業部 顧問
幹 事	橋本 幹	ユーロヘリ(株) 技術業務部長
幹 事	藤垣 勉	川崎重工業(株) 航空宇宙カンパニー 技術本部 ヘリコプタ設計部 参事
幹 事	布施 正人	(株)ジャムコ 航空機整備カンパニー 営業部 営業グループ リーダー
幹 事	又吉 直樹	航空宇宙技術研究所 飛行システム研究センター 飛行実験グループ
幹 事	村上 雅英	防衛庁 海上自衛隊 第51航空隊 課程教育班長
幹 事	望月 清光	朝日航洋(株) 航空事業本部 名古屋オペレーション・センター 整備部長

日本ヘリコプタ技術協会 賛助会員 申込書

年 月 日

区 分 (該当する方に○)	法 人 ・ 個 人 新 規 ・ 継 続
団 体 (会 社) 名	
(代 表 者) 氏 名 *	
(代 表 者) 役 職 *	
(代 表 者) 連 絡 先 * 住 所 電 話 F A X	〒
入 会 口 数 *	口 (万円 / 注 : 1 口 = 1 万円)
備 考 (連 絡 事 項 等)	

継続の場合、(*)は変更点のみご記入下さい。法人賛助会員は代表者の氏名・連絡先等をご記入下さい。

本申込書を事務局宛送付頂き、同時に下記へ会費をお振り込み下さい。
(領収書をご入用の場合は、備考欄にてご指示ください)

会費振込先：みずほ銀行宇都宮支店（普通預金）
口座番号 ：4031763
口座名義人：日本ヘリコプタ技術協会

事 務 局

〒320-8564 栃木県宇都宮市陽南1-1-11
富士重工業株式会社 航空宇宙カンパニー
技術開発センター 第1技術部 ヘリコプタ第1課
TEL：028-684-7537
FAX：028-684-7540
Eメール：TakikawaM@uae.subaru-fhi.co.jp

AHS インターナショナル本部への入会申込用紙 (JAPAN CHAPTER)

この用紙に書き込んで FAX で送付すれば入会できます。また、AHS インターナショナルのホームページ (<http://www.vtol.org>) からオンラインでの申込みもできます。不明の点があれば、事務局もしくはお近くの幹事までお問い合わせください。

AHS Membership Application

To become a member of the American Helicopter Society please submit this form with your annual dues payment. Your membership will begin the day your payment is received and processed.

AHS Dues Regular - US and Canada \$60.00
Regular - International \$80.00
Military Personnel \$35.00
Retired over 60 \$35.00
Student - US and Canada \$25.00
Student - International \$45.00
Journal of the American Helicopter Society (optional) \$15.00
VFF Scholarship Contribution (optional) \$10.00

Send to:

American Helicopter Society 217 N. Washington Street Alexandria, VA 22314
(703) 684-6777 FAX: (703) 739-9279

Name (First, Middle Initial, Last):

Street Address: _____

City, State, Country, Zip: _____

Telephone # (office/home): _____

Fax #: _____

Employer/College: _____

Job Title: _____

Birthdate(mm/dd/yyyy): _____

email address: _____

Applicable AHS Dues: _____

Sponsor: _____

Credit Card Number (MasterCard/Visa/American Express)

Exp. Date: _____

Applicant's Signature _____ Date: _____

AHS 国際会議 「Heli Japan 2002」

「ヘリコプターの先進技術と救命・防災」



日本ヘリコプタ技術協会、日本航空宇宙学会

2002年11月11日～13日 宇都宮市 ほか

11月11日、12日：講演会、ブース展示（栃木県総合文化センター）

11月13日：見学会（富士重工業株式会社宇都宮製作所、陸上自衛隊宇都宮駐屯地、栃木ヘリポート）

参加申込書

参加者（*印については名札に表記します）

称号（Mr.、Ms.、Dr.、Rank）*： _____

ふりがな： _____

氏名（和文）： _____ 氏名（英文）*： _____

所属（和文）： _____ 役職： _____

所属（英文）*： _____ 役職： _____

連絡先住所： _____

連絡先住所（続き）： _____

E-mail： _____

電話：（ _____ ） _____ FAX：（ _____ ） _____

国際会議で論文を発表する予定ですか？ はい いいえ

（配偶者参加申込用）

称号（Mr.、Ms.、Dr.、Rank）*： _____

ふりがな： _____

氏名（和文）： _____ 氏名（英文）*： _____

参加費用（該当する□にチェックした上で、右欄に金額をご記入ください）

(1) 一般（本人）

- | | | | |
|------------------|--------------------------|------------|---------|
| ・参加登録費 | <input type="checkbox"/> | 25,000 円 | _____ 円 |
| ・11/13 見学会（昼食付き） | <input type="checkbox"/> | （上記に含まれます） | |
| ・11/11 バンケット | <input type="checkbox"/> | 10,000 円 | _____ 円 |



日本ヘリコプタ技術協会 2002 年度会報 第 12 号
Journal of the Japan Chapter of AHS International, Vol.12

2002 年 6 月 28 日発行

日本ヘリコプタ技術協会 (AHS インターナショナル日本支部)

〒504-8710 岐阜県各務原市川崎町 1 番地

川崎重工業株式会社 航空宇宙カンパニー 技術本部内

TEL : 0 5 8 3 - 8 2 - 3 1 1 2

FAX : 0 5 8 3 - 8 2 - 5 1 9 5

Eメール : jhs@khi.co.jp

ホームページ : [http:// www.geocities.co.jp/Technopolis/2415/](http://www.geocities.co.jp/Technopolis/2415/)

(Heli Japan 2002 公式ホームページ) : <http://www.helijapan.org>

— 2002 年 7 月 1 日から事務局が下記の通り変更になります —

〒320-8564 栃木県宇都宮市陽南 1 - 1 - 1 1

富士重工業株式会社 航空宇宙カンパニー

技術開発センター 第 1 技術部 ヘリコプタ第 1 課

TEL : 0 2 8 - 6 8 4 - 7 5 3 7

FAX : 0 2 8 - 6 8 4 - 7 5 4 0

Eメール : TakikawaM@uae.subaru-fhi.co.jp