JOURNAL of the
JAPAN CHAPTER of the
AMERICAN HELICOPTER SOCIETY

ヘリコプタ技術協会
会　報

１９９７年６月
第７号

NUMBER 7
JUNE 1997

ＡＨＳ日本支部認定書

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

president

目次

AHS日本支部認定書

1. 巻頭言 1
2. 役員 2
3. 賛助会員名簿 3
4. 正会員名簿 5
5. 会則 14
6. 1996年度　行事記録
   6.1 総会・講演会 17
      6.1.1 ロータの空力・動力学的特性に対するピッチング・ローリング運動の影響 18
      6.1.2 S-92ヘリコプタの共同開発 22
   6.2 第12回(夏期定例)研究会 26
      6.2.1 第52回AHS 総会参加報告 27
      6.2.2 米国に於けるヘリコプター用計器飛行方式開発の動向(調査報告) 28
      6.2.3 対地衝突回避支援機能付きヘリコプタ用GPS/MAP装置の開発 33
      6.2.4 ベアリングレス・ロータの強度試験について 37
   6.3 Mr. Charles C. Crawford, Jr. 特別講演会 41
   6.4 第13回(冬期定例)研究会 44
      6.4.1 Present Status and Future Direction of Helicopter Monitoring Systems 45
      6.4.2 ロータ・ハブの研究 49
      6.4.3 ヘリコプタ用エンジンの最近の動向 53

7. 寄稿
      ヘリコプターの想い出 57
      『AERO INDIA 96』に参加して 64
      ヘリコプタ技術のグローバリゼーション 66
      操縦席の配置について 70
      ヘリコプターは空飛ぶ自動車か 71
      スクリーン上のヘリコプタ 71
      ヘリコプターを飛ばす心 73
8. ヘリコプタ研究概要 74
9. 会費及び納入方法 77
10. 会告：国際会議 Heli Japan 98 78
11. 編集後記 80

1.　巻頭言

ヘリコプタ技術協会
会 長　長島　知有

西暦二千年まであと三年となった今、我々が生活して来た二十世紀の後半を振り返ると、この時代が伝統的な「技術社会」から科学技術が社会を変革する「テクノロジー社会」への転換期であったことがよく分かる。どうやら二十一世紀はアルビン・トフラーの云う「第三の波」が大きなうねりとなって押し寄せるバーチャルな社会となることが見えてきた。このような時代の変動はヘリコプタにとってまさに順風である。ヘリコプタが本来持っている柔軟でヒューマン・フレンドリーな飛行能力を十分に発揮するためには、ロータ技術と共にコンピュータ技術の成熟が不可欠であるからである。その意味で私は二十一世紀こそヘリコプタの時代と信じている。

もう二年前のこととなったが、阪神地方を襲った大震災は五千人を越える犠牲者を伴う大災害となり、我が国の防災体制の不備を白日の下に曝した。「どうしてヘリコプタは私たちを助けてくれないの」と叫ぶ少女の声が今でも私の耳に残り、無念でならない。

「天災は忘れた頃にやってくる」は防災科学の基礎を築いた寺田寅彦の警句と言われている。彼は一流の物理学者でありながら、当時頻発した様々な天変地異の発生機構の解明に強い関心を示し、これを易しく解説した多数の啓蒙書を著した。昭和九年の室戸台風の直後に著した「天災と国防」の中では「我が国は宿命的な地震国、台風国であるが、文化が進むほどその被害が増加する傾向にあること、平素からの防災対策がいっこうに捗っていないこと、災害の被害の程度は古い村落より、新開地の新式家屋で著しいこと」を指摘し、結論として防災科学技術の充実と効果的な防災活動のための常設組織の設立を提案している。すでに六十余年前のことである。これを寺田寅彦の見識の確かさと感心しているだけでは済まされまい。

ところで、ヘリコプタ技術協会が来年4月岐阜市で開催を予定している国際会議の略称とメインテーマがそれぞれ「Heli Japan 98」、「ヘリコプタの先進技術と防災」と決まった。阪神大震災は我が国が再び地震の活動期に入った兆候ではないかと懸念される今日、ヘリコプタによる防災活動をテーマとした国際会議の開催は誠に時宜を得た有意義な企画である。Heli Japan 98が我が国のヘリコプタ技術の向上とヘリコプタを用いた防災システムの整備、充実の契機となるよう、会員各位の積極的な参加と一層のご支援、ご協力をお願いしたい。

2. 役員

会　長	長島 知有	防衛大学校 航空宇宙工学教室 教授
副会長 兼 メンバーシップ・ チェアマン	大林 秀彦	㈱コミュータヘリコプタ先進技術研究所 専務取締役 研究所長
副会長	河内 啓二	東京大学 先端科学技術研究センター 教授
常任理事	川田 忠裕	川田工業㈱ 航空事業部 副事業部長
常任理事	小林 日出彦	富士重工業㈱ 宇都宮製作所 第1技術部 部長
常任理事	佐藤　晃	中菱エンジニアリング㈱ 大江事業所 副所長
常任理事	斎藤 光平	川崎重工業㈱ 航空宇宙事業部 小型観測ヘリコプタ設計部長
常任理事	齊藤　茂	航空宇宙技術研究所 空力性能部 操縦面空力性能研究室 室長
常任理事	戸田 信雄	三菱重工業㈱ 名古屋航空宇宙システム製作所 ヘリコプタ技術部 部長
常任理事	西川　渉	㈱地域航空総合研究所 代表取締役所長
常任理事	牧野　健	輸送機工業㈱ 監査役
常任理事	安田　邦男	日本大学 理工学部 航空宇宙工学科 専任講師
常任理事	義若　基	AHS日本支部
理事・幹事長 兼 総務担当	守屋 一政	防衛大学校 航空宇宙工学教室 教授
理　事	阿久沢 加一	㈱エースヘリコプタ 顧問
理　事	三宅 司朗	防衛庁 技術研究本部 第3研究所 第1部 航空第5研究室 主任研究官
幹　事	青山 剛史	航空宇宙技術研究所 数理解析部 応用解析研究室 研究員
幹　事	井星 正氣	防衛大学校 航空宇宙工学教室 助教授
幹　事	伊東　裕	川崎重工業㈱ 航空宇宙事業部 ヘリコプタ設計部 主査
幹　事	川上 和夫	朝日航洋㈱ サービス事業部長
幹　事	佐倉　潔	三菱重工業㈱ 名古屋航空宇宙システム製作所 MH2000設計チーム 主任
幹　事	中舘 正顯	富士重工業㈱ 宇都宮製作所 第1技術部 課長
幹　事	廣瀬 義和	海上自衛隊 第51航空隊 訓練指導隊 課程教育班長
幹　事	星野　亮	ソニートレーディングインターナショナル㈱ 顧問
幹　事	馬籠 洋一	㈱島津製作所 航空機器事業部 参事
幹　事	山本 裕二郎	川崎重工業㈱ 航空宇宙事業部 ヘリコプタ設計部 主査
幹　事	渡邊 一彦	三菱プレシジョン㈱ 社長室 顧問

個人情報に付き【３　賛助会員名簿（法人賛助会員、個人賛助会員)】及び
【４　正規会員名簿】（３頁～１３頁）は削除いたしました。

5.　会則

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

第１章　総則

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

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

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

第２章　会員

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

（会員の分類）
第５条　本会の個人会員は、正会員、学生会員、賛助会員、及び名誉会員、法人会員は一般法人会員、教育法人会員、及び賛助会員からなる。
① 正会員は、前条の資格を有するもので、本会に入会申込書を提出し理事会で承認をえたもの。
② 学生会員は、前条の資格を有するもので、本会に入会申込書を提出し理事会で学生会員として認められたもの。
③ 賛助会員並びに賛助法人会員は、本会の目的に賛同し本会の活動を賛助する為に、年額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
幹事	(MANAGER)	若干名
総務担当	(SECRETARY/TREASURER)	１名
メンバーシップ担当	(MENBERSHIP CHAIRMAN)	１名
幹事長	(PROGRAM CHAIRMAN)	１名

尚、名誉顧問(ADVISER EMERITUS)を置くことができる。

（選任）

第11条 常任理事は、前期役員が候補者を推薦し、会員の選挙又は総会の承認を得てこれを決定する。
会長、副会長は、常任理事の互選による。
理事の任命並びに総務担当、メンバーシップ担当、幹事長の委嘱は会長が行う。
幹事は理事会が推薦し会長が任命する。
本会の役員全員は、２年毎４月末日迄に選任され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 役員の職務は次のとおりとする。

① 会長は、本会を代表して、会務を統括し、会の運営に対する一切の責任を負う。会長は総会、理事会の議長となる。

② 副会長は、会長を補佐し、会長事故あるときは、その職務を代行する。

③ 常任理事及び理事は、理事会を構成し、本会の運営に関わる基本的事項を決定する。

④ 総務担当常任理事／理事は、本会の運営にあたり、次の事項を担当し、会長並びに理事会を補佐する。

・総会及び理事会開催の事前通知をなし、これらの会議についての議事録を作成し保存する。

・本会の会計記録を保存し、資産の安全保管の責任を負う。

・本規約が、明示又は暗示に規定するその他の職務、或は会長又は理事会から付託された業務を遂行する。

⑤ メンバーシップ担当常任理事／理事は、会員の増加に関する基本施策を立案遂行すると共に、会員名簿を維持管理する。

又は新規入会希望者の資格、及び除名の可否を審査し理事会に報告する。

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

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

（理事会）

第14条　理事会は、必要に応じ、会長がこれを招集する。

（幹事会）

第15条　幹事会は、必要に応じ、幹事長がこれを招集する。

（内規）

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

第４章　総会及び行事

（総会）

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

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

①　役員の選出並びに解任

②　規約の改廃

③　予算及び決算

④　その他役員が必要と認めた事項

⑤　会員からの提案事項

総会は、会員の過半数の出席又は委任状がなければ成立しない。

総会の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、定期総会に会計報告を行い、承認を得るものとする。

第６章　附則

（効力）

第23条　当規約の効力は、平成元年１２月１５日から発足するものとする。

以上

6.　1996年度　行事記録

6. 1 総会・講演会

日　時：１９９６年5月１７日(金)

場　所：三菱重工業㈱ 名古屋航空宇宙システム製作所 大江工場

内　容：

Ⅰ　総　会

Ⅱ　講演会

（1）　ロータの空力・動力学的特性に対するピッチング・ローリング運動の影響

防衛大学校 航空宇宙工学教室　　教授　長島 知有　氏

助教授　井星 正氣　氏

（2）　S-92ヘリコプタの共同開発

三菱重工業㈱ 名古屋航空宇宙システム製作所 ヘリコプタ技術部

部長　戸田 信雄　氏

Ⅲ　見学会

三菱重工業㈱ 大江工場

Ⅳ　懇親会

6．1．1　低速飛行時のティルトロータの空力特性と動力学的特性に関する基礎的研究

A Basic Experimental Study on Aerodynamic and Dynamic Characteristics of a Tilt-Rotor in Low Advance Ratio

防衛大学校航空宇宙工学教室
長島　知有，井星　正氣
Tomoari Nagashima and Iboshi Naohiro
Department of Aerospace Engineering,
National Defense Academy

Abstract

To clarify the gyroscopic effect due to tilting motion of an isolated tilt rotor system on its aerodynamic and dynamic behavior in low forward speed, the dynamic running test to measure thrust, torque characteristics and blade flapping motions are carried out. Measured data are compared with numerical results which are calculated by extending a blade element theory so as to be able to take effects of tilting motion and non uniformity as well as unsteadiness of induced velocity distribution into account. It is found that the flapping motion of blade (elastic deformation) play a key role to understand aerodynamic and dynamic behavior of the tilt rotor system during transition.

1．まえがき

回転翼航空機の高速化を実現するロータ形式としてティルトロータシステムが注目されている。これは固定翼翼端に取り付けたロータをエンジンと一体としてティルトする揚力／推力転換システムであり、円板荷重が低いためパワー的には優れたシステムであるが、その設計、評価にはティルト運動に伴うロータシステムの空力弾性的な挙動の正確な理解が不可欠である。

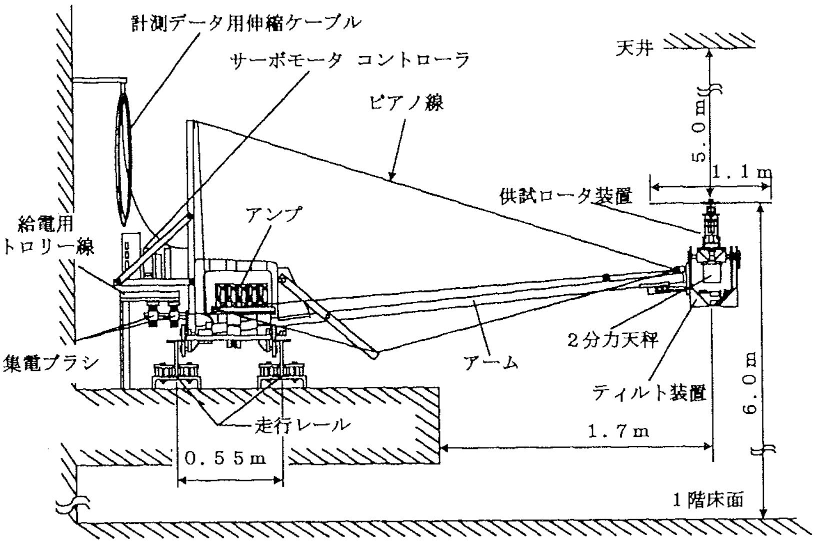
ここでは、当研究室がティルトロータシステムの基礎研究の一環として実施している、走行実験装置を用いた低速前進飛行時のティルトロータの推力、トルク特性とブレードのフラッピング運動の計測実験の概要と実験結果について紹介する。

2．実験装置と実験方法

走行実験装置と供試ティルトロータの走行台車への取り付け状況を第1図に、供試ロータのティルト機構の概要を第2図に示す。供試ロータは、ロータ駆動軸の姿勢角 i を鉛直方向（ i=0°）から水平方向（ i=90°）の範囲を任意の角速度でティルトするＡＣサーボモータと共に走行台車に片持ち支持されたアーム先端に取り付けた。供試ロータ装置にはロータブレードの方位角、ロータ回転数を計測するフォトトランジスタ、ティルト角、ブレードフラッピング角 β とロータ推力 T、トルク Q を計測するポテンショメータと２分力天秤及び走行実験時のアーム先端での垂直、前後方向のＧレベル GV、GH を測定するＧメータを取り付けている。

供試ロータは半径 R=0.56m、翼弦長 0.044m の２枚ブレード関節型ロータで、ヒンジオフセット e/R=0.0214、ロック数 γ=3.31 である。供試ブレードは断面が NACA2415 のれじり下げのない一様ブレードで、重量は 100grf である。ブレードは 0.9Hp の直流モータにより減速比 10：1 のギヤを介して上から見て時計方向に駆動した。

走行実験はブレードのピッチ角をサイクリック操舵を行わずコレクティブにのみ θ_0 を4～12°、台車速度 V を1.0～5.0m/s、ティルト角速度 q を頭上げ(+)、頭下げ方向(-)に0.1～0.4rad/sの間で適宜変更し、それらの様々な組み合わせに対して行った。ティルト角速度の方向と大きさの影響を明らかにするため、i を0～90°の間10°毎に固定した場合についても計測を行っている。ロータ回転数Ωは供試ロータと台車を含むアーム装置の振動特性を考慮して、930rpmとした。計測データのうち T、Q は1Hzのフィルタを通して平均値のみを計測し、i、β、GV、GH の出力はフィルタを掛けずにパソコンに取り込み、装置の自重や固有のトルクの影響を除去してデータ整理した。ホバリング時のロータ半径75%位置でのレイノルズ数は 1.06×10^5、マッハ数は0.107であり、単純翼素理論から推定した揚力傾斜および平均抗力係数はそれぞれは a=4.7, δ_0=0.025である。

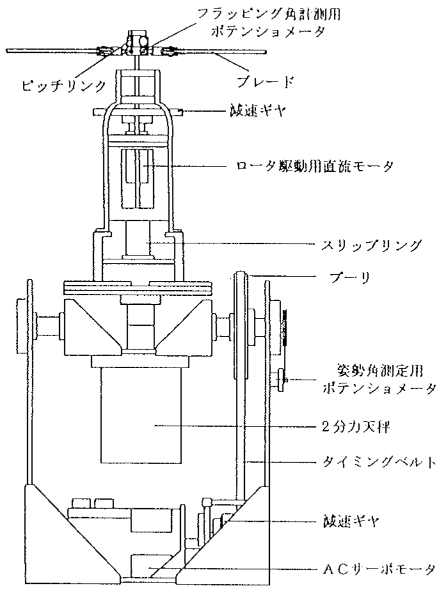


第1図　供試ロータの走行実験装置への取り付け状況

3．実験結果と計算結果の比較

第3～第4図の両図に実験結果の一例として、θ_0=10°、$\mu=V/R\,\Omega$=0.02および0.057、q=±0.393および±0.196に対する T、Q の計測結果を示す。図中の実線、点線はロータ回転面内での誘導速度分布をＢＬＡＫＥのモデルで近似し翼素運動量理論を用いて推定した計算結果である。両図からティルトロータの推力、トルク特性は平均的な特性に関する限り、翼素運動量理論による簡単な計算でも i、q、μ に対する依存性をかなり合理的に推定していることが分かる。ただし、i が0°～30°ではトルク特性の推定精度が μ の増加と共に低下する傾向が認められ、これがロータ後流の変形の影響を考慮しない推定法の限界と思われる。

第5、6図にはティルト運動中のブレードのフラッピング運動についての計測結果と計算結果を示した。第5図は $q>0$（頭上げ)、第6図は $q<0$（頭下げ）の場合であり、それぞれ上段から実験結果、ルンゲクッタ法による数値解析結果、フーリエ解析結果を示している。ブレードのフラッピング運動についても計算結果は実験結果の属性をそれなりに推



第2図　供試ティルトロータの概要

定していると云える。ルンゲクッタ法より準定常的なフーリエ解析法による解析結果が実験結果の特徴をよく捉えていることには検討の余地があるが、本実験で得られた最も重要な知見はティルト運動を行うブレードがティルト角速度の方向によりその振幅を大きく異にするフラッピング運動を行うことを見出したことであろう。

4．あとがき

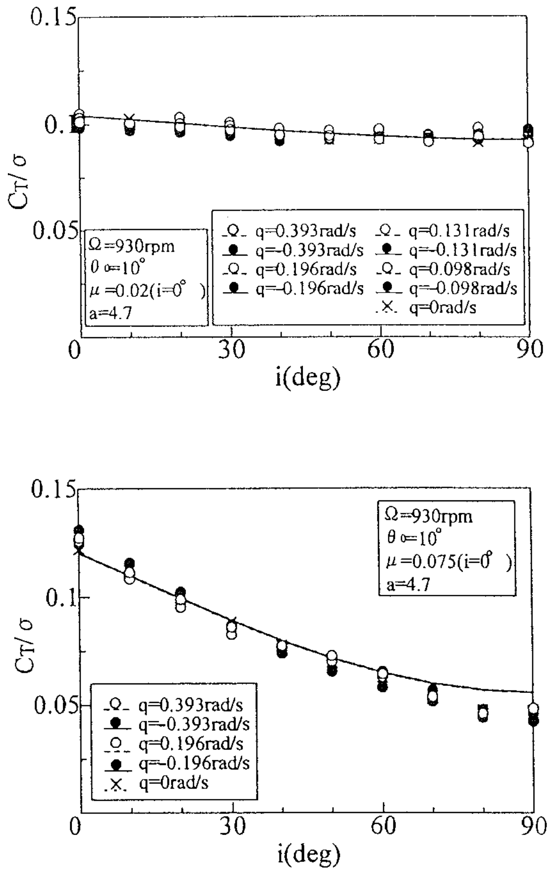
本報告は講演会では、ロータの空力・動力学的特性に対するピッチング・ローリング運動の影響として講演した内容の前半部分を、その後の研究成果を含めてまとめたものである。後半部分の研究については紙面の制約により割愛させて頂いたことをお許し頂きたい。本研究には糸賀紀晶助手、研究科学生秋山丈治君、研究生中村通夫君の協力を得た。記して謝意を表する。

参考文献

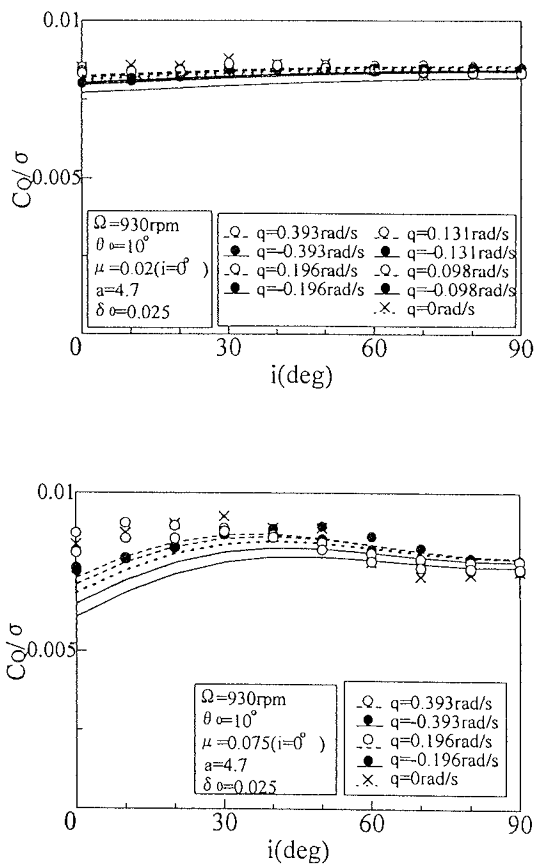
(1) McCormik, B. W, Jr. : Aerodynamics of V/STOL Flight, Academic Press, 1967.

(2) Chen, R. T. N. : A Survey of Nonuniform Inflow Models for Rotorcraft Flight Dynamics and Control Application, Vertica, Vol.14, No.2, 1990, pp.147-184.

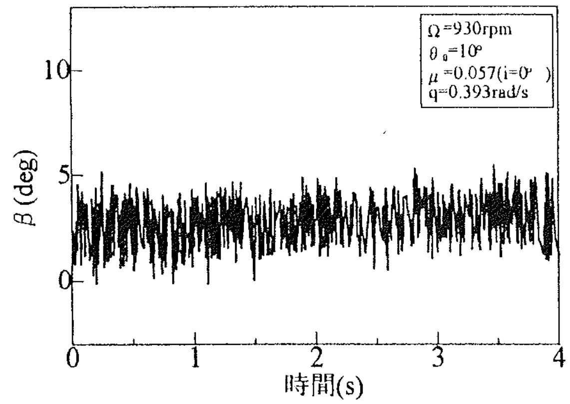
(3) Bielawa, R. L. : Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity, AIAA Education Series, 1992.



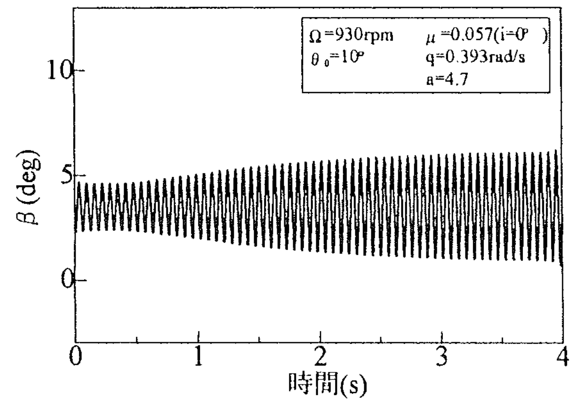
第３図　ティルトロータの推力特性に対する μ と q の影響



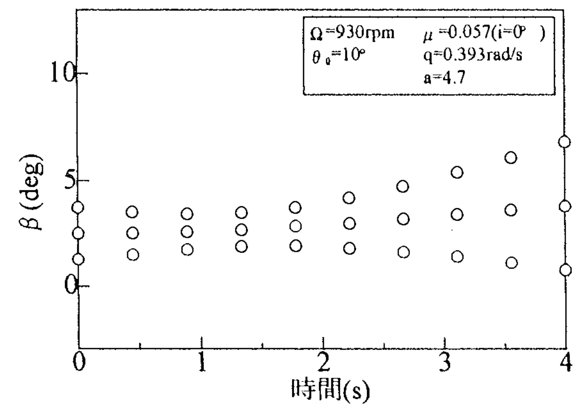
第４図　ティルトロータのトルク特性に対する μ と q の影響



(a) 実験結果

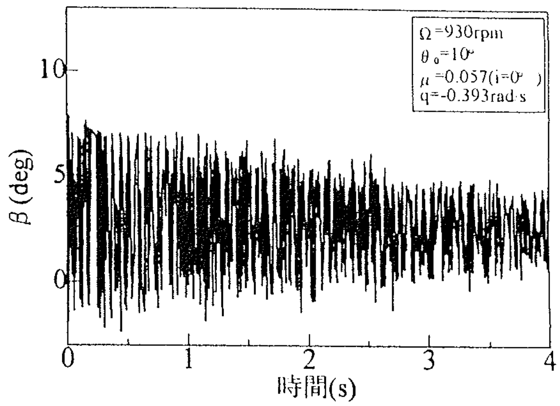


(b) Runge-Kutta 法による計算結果

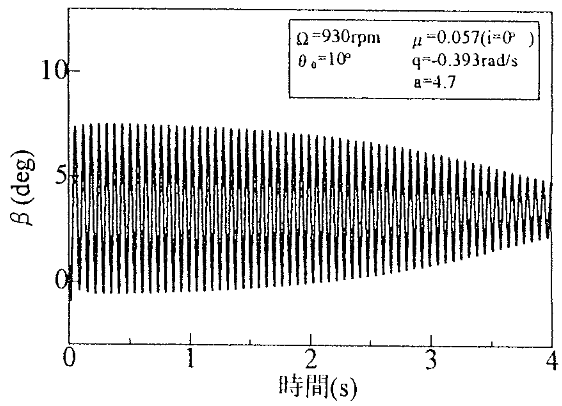


(c) フーリエ級数展開による計算結果

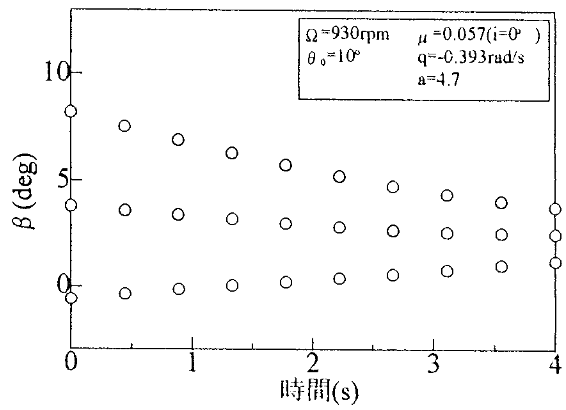
第５図　ブレードのフラッピング運動
実験結果と計算結果の比較
（ $q>0$　頭上げの場合）



(a) 実験結果



(b) Runge-Kutta 法による計算結果



(c) フーリエ級数展開による計算結果

第６図　ブレードのフラッピング運動
実験結果と計算結果の比較
（ $q<0$　頭下げの場合）

6. 1. 2　S-92ヘリバスの開発について

三菱重工業㈱　戸田 信雄

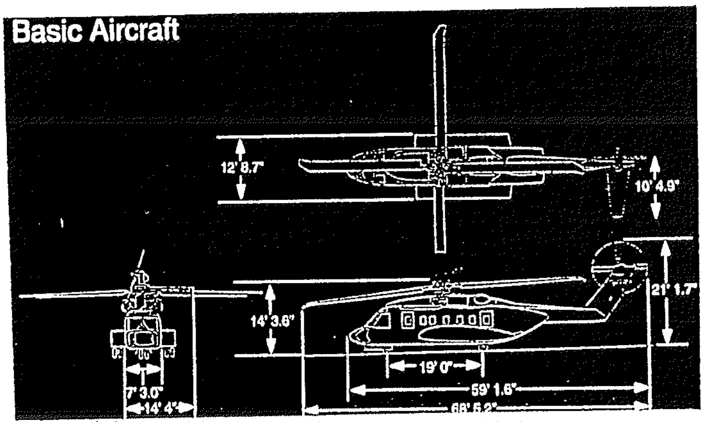
Development of Heli Bus, S-92

Heli Bus S-92 is now going to be developed world-widely by Sikorsky(USA), MHI(Japan), GAMESA(Spain), EMBRAER(Brasil), AIDC(Taiwan) and JHG(China).

In this paper, the abstract of Heli Bus S-92 is described.

1.　まえがき

シコルスキー社が中心になって１９９２年に構想がスタートし、１９９５年から国際共同開発として本格的に着手している１９人乗り中型ヘリコプターＳ－９２の概要について述べる。



Ｓ－９２はＦＡＡ(Federal Aviation Association) Category A, B Transport HelicopterとしてＦＡＲ(Federal Aviation Regulations) Part２９、Airworthiness Standard：Transport Rotorcraft、ＪＡＲ(Joint Aviation Regulations)Part２９の最新規定に合致した機体として設計されている。

用途としては石油チャータ機、救難機、ＶＩＰ輸送機、医療ｻｰﾋﾞｽ機、多用途機の代替え機として、将来は航空タクシー、緊急輸送機、都市間コミューター機の分野にも拡大することを目論んでいる。

当初は石油チャータ機Ｓ－６１の後継機としてＨ－６０（ＵＨ－６０、ＳＨ－６０）をベースに、キャビン部分を再設計し、他は多少改造してＳ－９２とする予定であったが、顧客要望も入れて仕様検討して行くうちに、全く新しい機体となった。特に機体価格、運用コストが安くなることを最重要目標として設計されている。

2.　Ｓ－９２の概要と特徴

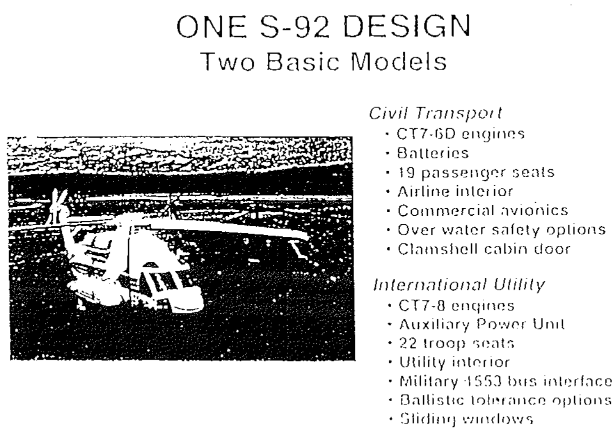
2．1　基本モデルと概要

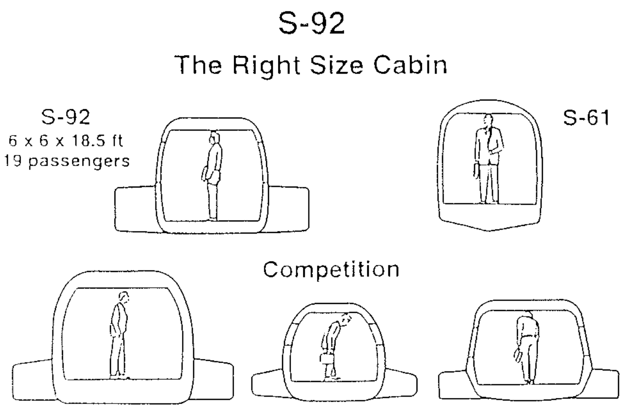
民間輸送機型Ｓ－９２Ｃ(Commercial)と国際多用途機型Ｓ－９２ＩＵ（International Utility)を同時に開発している。

主な違いはエンジン、座席、窓、電子機器であるが、機体構造は最初から共通化することを狙って設計している。

	Ｓ－９２Ｃ	Ｓ－９２ＩＵ
エンジン	ＧＥ　ＣＴ７－６Ｄ	ＧＥ　ＣＴ７－８
離陸出力	１，７５０ｓｈｐ	１，９００ｓｈｐ
制御	ＤＥＣ／ＨＭＵ	ＦＡＤＥＣ／ＦＭＵ
スタータ	ジェネレータ	ニューマチック
	バッテリースタート	ＡＰＵスタート
座席	乗客数１９人	兵員２２人乗り
窓	固定窓	スライディング窓
電子機器	民間用	軍用
データバス	Arinc429	MIL-STD-1553

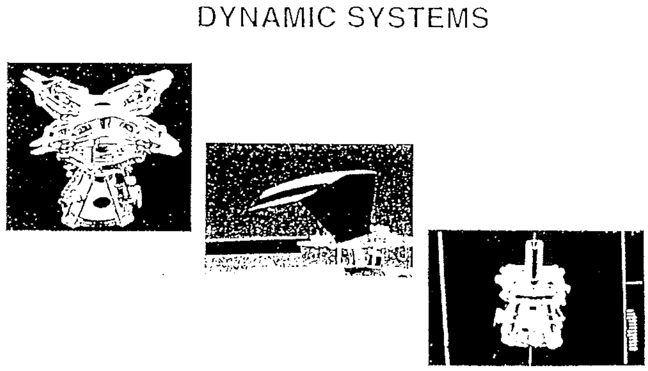
ＤＥＣ：　Digital　Electronic　Control
ＨＭＵ：　Hydromechanical　Unit
ＦＡＤＥＣ：　Full　Authority　ＤＥＣ
ＦＭＵ：　Fuel　Metering　Unit



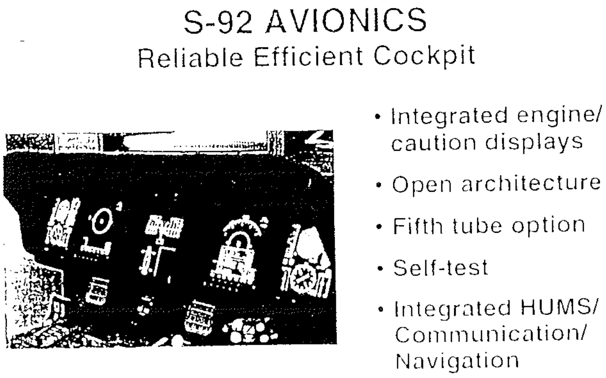


2．2　キャビンの仕様
　H－60よりも一回り大きく、キャビンは大人が立って歩ける充分な高さ（約2ｍ）があり、S－92Cは左／右；2席／1席約80ｃｍ座席間隔7列配置の19人乗りで、S－92IUは左右側面に1列づつ兵員座席を配置して22人を運ぶことが出来る。又、3個の標準コンテナ（LD－3）も胴体後部のランプ扉から搭載可能である。
　SIFG(Smart Inertial Force Generator)による振動吸収、ACN (Active Noise Control)でキャビン内を80ｄB以下の静かで、低騒音なものにしている。

2．3　その他の機体性能と仕様
　S－92Cの全長68フィート6インチ、全幅12フィート7インチ、全高21フィート3インチで空虚重量14，866LB、総重量24，100LBであり、中型機としては1番大きな機体に属する。
　2人のパイロットで、巡航高度3，000フィートを3時間飛行できる。又、400海里を149ノットで飛行可能であり、最大巡航速度は155ノットである。又、カーゴフックの能力は9，000LB、カーゴウインチは2，000LBであり、その他、救難ホイストも取付可能である。キャビン内を広くするため、外部に燃料タンクとなるスポンソンを配置する。燃料系統はクラシュ時、ブレーカウエイバルブにより分離されて機内乗客の安全が保たれる。
　スポンソン後部には油圧よる引き込み式の主脚も収納する。
　4本のメインロータブレードはH－60のものより40ｃｍ伸ばし676インチ、後退角、テーパ、下反角付きの特異な翼端形状にしてスピードを増し、揚力を上げている。H－60のメインロータブレードのスパーはチタン製であったが、S－92は複合材のスパーで、翼弦長もH－60のものより少し長い。
　ロータヘッドはチタン製の一体物で、Gross Weightを26，500LB クラスに上げ損傷許容設計を行い、永久寿命のものにしている。



　メインギアボックスは遊星歯車を2段にして、4，170HPにパワーを増加し、信頼性を上げている。



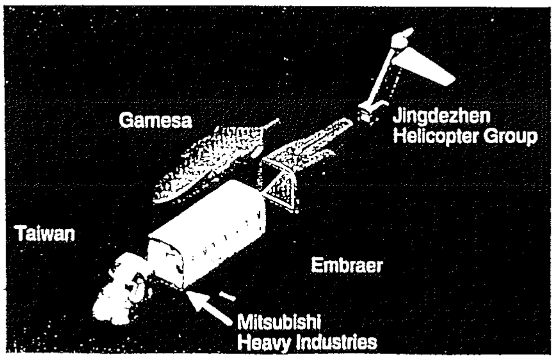
　自動操縦装置は2重のFCC(Flight Control Computers)により、Basic Auto-pilot, Flight Director, SAS, Built in TEST を行う。
　電子機器についてはMEP(Mission Equipment Package)、EFIS(Electronic Flight Instrument System)により最大5個のカラー表示器により航法、エンジン計器等統合表示する。
　その他、HUMS(Health and Usage Monitoring System)によりエンジン等の状況を常にモニターする。
　電磁干渉防止として一部の信号ラインにフィルターラインケーブルを使用する。

2．4　国際共同開発

シコルスキー社（米国）が中心となって、ロータブレード、ロータヘッド、ギアボックスと最終組立以降を担当する。三菱重工（日本）がキャビン、後方スポンソンを担当する他、ＧＡＭＥＳＡ（スペイン）が胴体トランジション部とメインロータパイロンを、ＥＭＢＲＡＥＲ（ブラジル）が前方パイロンを、ＡＩＤＣ（台湾）がコックピットを、ＪＨＧ（中国）がテールロータパイロンを担当し、世界６ヶ国による国際共同開発である。

国際市場への販売拡大と機体価格低減を狙ったものです。

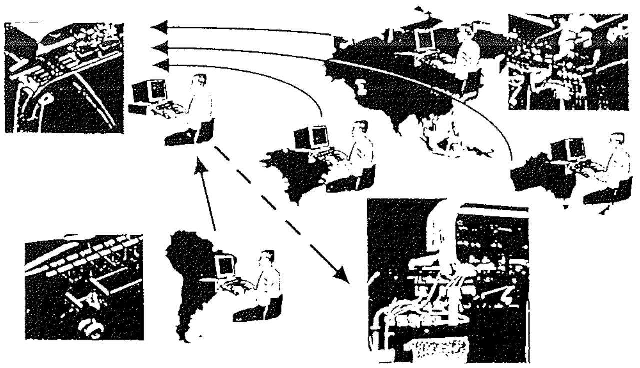
"TEAM S-92" AIRFRAME MODULES



2．5　3次元ＣＡＴＩＡ設計とＥＭＵ

民間旅客機７７７と同じように3次元ＣＡＴＩＡ（Computer Aided Three Dimensional Interractive Applications)設計で、全てソリッドモデルを作り、ＥＭＵ（Electrical Mock-Up)により電算機上で干渉チェック等を行う。

S-92 SATELITE LINKED MOCKUP



ＣＡＴＩＡによる設計データ及びＥＭＵモデルをＩＷＡＮ（International Wide Area Network)と云う衛星回線を利用してデータを送信し、各国が同時に関連部分の干渉チェックを行いながら設計を進めている。この為、ＥＭＵ維持が各国のインターフェースを繋ぎ、干渉チェック等を行う上で、国際共同開発設計の大切な道具となっている。

シコルスキー社はボーイング社とコマンチ（小型軍用ヘリコプター）を共同開発しており、その開発手法を改善して適用している。全面ＣＡＴＩＡ設計、ＥＭＵの他、顧客の意見を概念設計段階から織り込むこと、設計初期段階から低コスト製造方法を取り込むＰＤＴ（Product Development Teams)活動なども行っている。

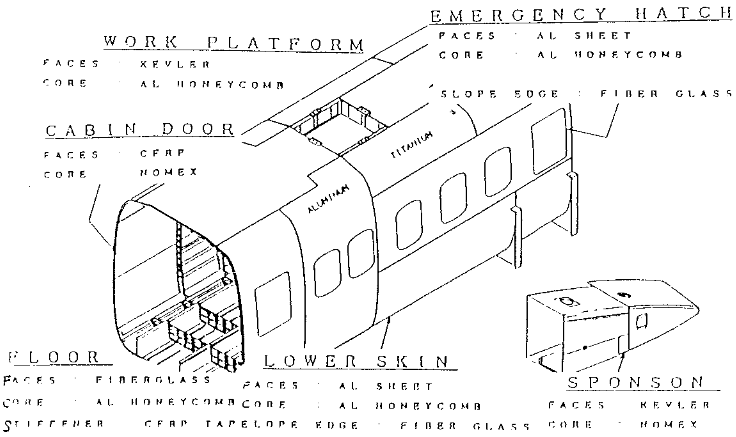
3．　キャビン構造（日本担当部分）の特徴

3．1　複合材と接着部品の多用

パネル、フェアリングの他、扉、床、外板に複合材と接着部品を多用している。剛性アップと重量軽減の為、上、下（下部扉には階段がついている）に開く乗降扉、３枚の床板にはグラファイトの複合材（ＣＦＲＰ）を使い、進んだ設計になっている。

３枚の下面外板はアルミハニカムの接着部品である。

因みにＣＦＲＰは一方向材、織物材共にコマンチと同種のものを使用している。



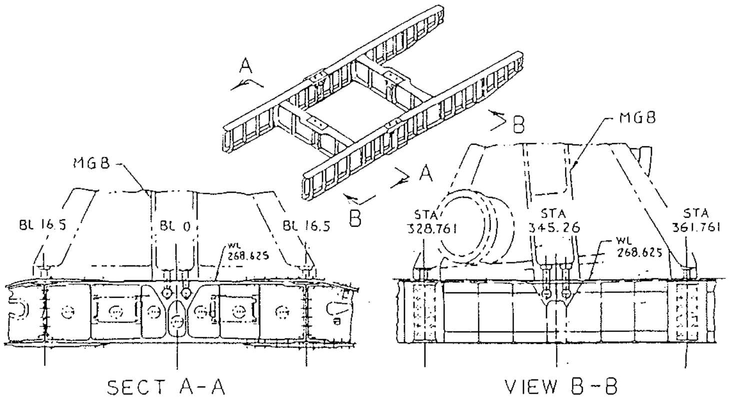
3．2　一体化大物機械部品

主要構造材料はアルミ合金７０７５を使用し、フレーム等には機械部品を多用する。例えば、２．４ｍの大物機械部品にフィッティング、タブ、クリップ等を一体化して部品点数を減らし、コスト削減を図っている。

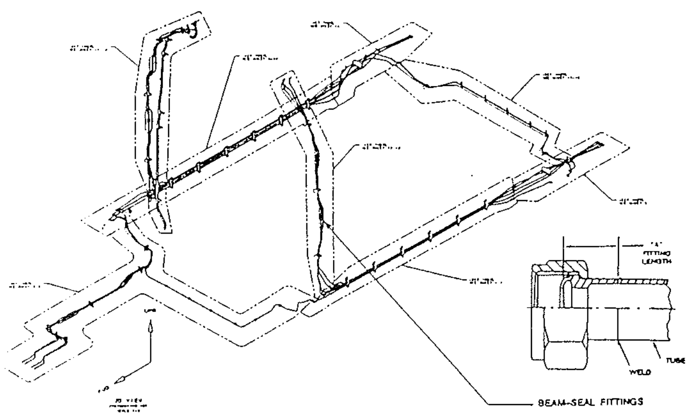
3．3　損傷許容設計

損傷許容設計を行っており、例えばギアボックスが取り付けられるトランスミッションビームの材料はチタン(Ti-6Al-4V)で２ｍを越える大きな部品であるが、クリチカル部品として疲労進展解析も行い３０，０００時間以上の疲労寿命を保証することで設計している。

静強度、疲労強度供試機は作らず、解析にてＦＡＡ適合性を証明することになっている。



SECT A-A　　VIEW B-B



3．4　先進的油圧システム

油圧システムの圧力は４，０００ｐｓｉで最新戦闘機Ｆ－２２と同様のシステムとなっており、圧力ライン、帰油ライン共にチタン(Ti-3Al-2.5V)配管を採用している。継ぎ手はビームシールタイプのオービタル溶接継ぎ手を使用しており、コマンチ使用のものを４，０００ｐｓｉ用に改善して使用する。永久継ぎ手にはＲＹＮＧＬＯＫ継ぎ手を使用している。

配管は最近の趨勢通り、ＣＡＴＩＡを使って設計し、ＥＭＵでルート確認、干渉チェックすることで実機を使ったモックアップは行わない。

4．　開発スケジュール

Ｓ－９２の初号機は１９９８年初めにＲＯＬＬ　ＯＵＴ、１９９８年の夏に＃２号機により初飛行を行う計画である。その後、試作機５機により約２年間の飛行試験を行い、２０００年にＳ－９２ＣとＳ－９２ＩＵのＴ／Ｃ（型式証明）を取得する計画である。

量産は１９９８年に開始し、２０００年の型式証明取得後、直ちに客先に納入開始される予定である。

S-92
Development Program Schedule

1995				1996				1997				1998				1999				2000			
1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4

Program start ▼

First flight Commercial ▼

Type cert Commercial ▼

First flight International Utility ▼

Type cert International Utility ▼

5．　まとめ

Ｓ－９２は最新手法による開発で、最新技術を各所に取り入れ、高性能でしかも低価格な機体に仕上がることが期待されます。

２１世紀はまさに国際化時代です。６ヶ国で国際共同開発したＳ－９２が２１世紀初頭に、世界中をバス並に飛び交うことになるでしょう。

6. 2 第１２回（夏期定例）研究会

日　時：１９９６年１０月４日(金)

場　所：富士重工業㈱　宇都宮製作所・第一別館

内　容：

Ⅰ　講演会

(1) 第５２回ＡＨＳ総会参加報告

川崎重工業㈱ 小型観測ヘリコプタ設計部　主幹　板東 舜一　氏

(2) 最近の米国に於けるヘリ運用新方式開発の動向について

都心ヘリポート促進協議会　会長　龍崎 孝昌　氏

(3) 対地接近警報機能付きＧＰＳ／ＭＡＰ装置の開発

川崎重工業㈱　電子技術部　倉谷 直彦　氏

(4) ベアリングレス・ロータの強度試験について

富士重工業㈱　第１技術部　町田　茂　氏

Ⅱ　見学会

富士重工業㈱　宇都宮製作所　航空機工場

Ⅲ　懇親会

6. 2. 1　第５２回ＡＨＳ総会参加報告

川崎重工業（株）小型観測ヘリコプター設計部　板東舜一

1．前書き

平成８年６月４日から６月６日にかけて米国ワシントンＤＣのシェラトンホテルで開催されたＡＨＳ第５２回総会に参加したので、その概要について報告する。

2．概要

昨年ダラスで開催された総会と異なり、ブースにおける実機の展示も関係工場の見学ツアーもない代わりにジョイント・ストライク・ファイター関係の発表が取り入れられた。ストライクファイターは、Ｆ１６・Ｆ１４・Ａ６・ＡＶ８等の固定翼戦闘機の代替え機であるが、海兵隊の要求で垂直離着陸ができるバージョンが考慮されているため、ＡＨＳの中で論議されたものである。

ヘリコプター関係は、すでに語り尽くされたＲＡＨ６６とＶ２２の他に大きな話題もなく、全般的に元気がない感じがした。

3．全般

今回の総会の参加人数は約９００名、アジアからは日本、韓国、中国、インドからの参加があり、日本からも長島会長ほか多数の出席があった。１７のセッションが開かれ、１６４編の論文が発表された。その多くは機体メーカーと軍関係からのもので、ヨーロッパからの発表がそれに次ぐものである。アジアその他の国々からの発表はわずか４編であった。日本からは川崎重工がＢＫ１１７の能動防振システムＡＶＲ（Active Vibration Reduction system)について発表を行ったほか、韓国、イスラエル、ロシアからそれぞれ１件ずつの発表があった。

4．特集・パネルセッション

今回の発表及び展示では、ＨＵＭＳ（Health and Usage Monitoring System,故障診断システム）、並びにジョイント・ストライク・ファイターＪＡＳＴ（Joint Advanced Strike Technology)に関するパネル・セッションとポーランド・ヘリコプターの技術紹介があった。

1) ＨＵＭＳ

１４件の発表があり、機器メーカーのブースでも多くの製品展示が行われていた。ＨＵＭＳの発表の特徴は、機体メーカーや軍関係よりもハネウエル、スミスインダストリー、テレダイン等の機器メーカーが多く発表し、機器メーカーの関心が非常に高いことにある。

軍はユーザーとしての立場から見解を述べ、機体メーカーは各機体固有の故障診断アルゴリズム等の検討を行い、機器メーカーは主としてデーター取得のための器材についての説明とシステム全体のコストについての分析を行っていた。

2) ＪＡＳＴ

ブースの全スペースの１／２をＪＡＳＴ関連が占有し、パネルセッションにも非常に多くの聴講者が詰めかけ、関心の高さがうかがわれた。

5．展示物

機体メーカーの展示の中では、シコルスキー社がＲＡＨ６６コマンチの複合材ハブの主要部品であるフレックスビームとピッチハウジング、そしてトランスミッションを展示していた。これは初めての一般公開ではないかと思われ、実物展示の少ない中で特に注目された。

6．おわりに

日本から多くの出席者がありながら、発表件数が少ないと感じた。技術的に一方通行にならないように、積極的に発表すべき時期に来ていると考える。

6．2．2．　米国に於けるヘリコプター用計器飛行方式開発の動向（調査報告）

都心ヘリポート促進協議会　会長　龍崎孝昌

平成８年９月航空振興財団主催の“ヘリコプター計器飛行方式等研究開発委員会”の海外調査団の一員として、米国等の事情を見聞する機会を得たので、これについて報告する。なお紙面の制約上、昨年夏アトランタ・オリンピック時に行なわれた Heli-Star計画に焦点を当てつゝ、その他の調査事項についても簡単に触れることとしたい。

調査スケジュール

(1)日程　１９９６年9月１５日～9月２４日

(2)調査訪問先

アトランタ：ＧＴＲＩ（Georgia Tech Research Institute)

チャタヌガ（テネシー）：Erlanger Medical Center

ワシントン：ＦＡＡ（連邦航空局），ＨＡＩ（Helicopter Association International)

【 Heli-Star 計画 】

Heli-Star (Helicopter Short-haul Transportation & Aviation Research) 計画は当初ＡＳＴＳ (Atlanta Short Haul Transportation System) と呼ばれたが、その後この様に改称されたものである。

1.目的

(1)オリンピック時に予想されるアトランタ市内外の交通渋滞により、緊急度の高い人員、貨物、郵便等の輸送に支障が生じるのを避けるため、ヘリコプターによる輸送システムを整備する。

(2)ヘリコプターによる下記のオリンピック支援活動

①保安、警備、犯罪取締

②救急医療サービス（ＥＭＳ）

③防災、災害対策

④大会関係者、ＶＩＰ輸送

(3)ヘリコプターを活用する都市複合交通システム (Inter-modal Transportation) モデルの実験

2.参加組織と協力体制

この計画の企画・実行は以下の官・民・学各界により組織されるプロジェクトチームにより進められた。

(1)ＦＡＡ（ワシントン本部及び Southern Region)

(2)ＮＡＳＡ　ＡＧＡＴＥ (Advanced General Aviation Transport Experiment)

(3)ＦＥＭＡ (Federal Emergency Management Agency) 及び
ＧＥＭＡ (Georgia Emergency Management Agency)

(4)ＨＡＩ (Helicopter Association International)
民間ヘリ関係業者による団体

(5)ＡＶＦＡ (Atlanta Vertical Flight Association)
地元アトランタの小口貨物輸送業者、銀行、新聞等の財界団体

(6)GA Tech（ジョージア工科大学）、ＳＡＩＣ (Science Application International Corporation)

3.所要費用

１千万ドル　ＦＡＡと民間で折半負担

4.運用システム概要

(1)ヘリポート

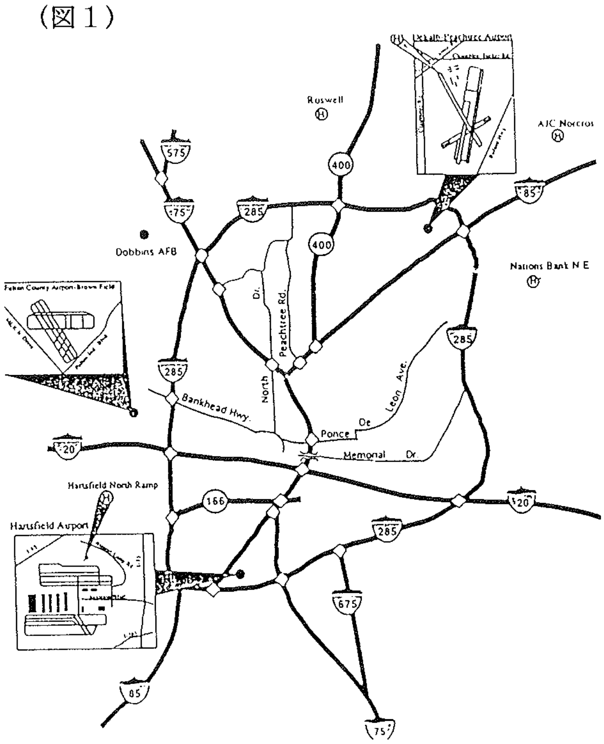
ユーザーの要望に応えるため、市内及び周辺に１２のヘリポートを設定（ヘリパッド９、

General Aviation 飛行場2、ハブエアポート1）したが、この際の立地条件として、他の輸送手段のアクセスの可能性、ＦＡＡのデザイン指針への準拠、一般市民への生活侵害を最小限に止めること、セキュリティー等が考慮された。

(2)ヘリコプター用低高度ルート

前記１２のヘリポートを結ぶＶＦＲルートを設定した。ルート１よりルート９迄の９ルートである。（図１）騒音対策、安全性を考慮し、アトランタのハイウエイ上空に設定。高度は1，５００ft（海面上）であるが、アトランタ地区の標高は約1，０００ ft なので、地表上 約５００ft の低高度ルートである。

（図１）



(3)参加ヘリコプター

以下の約５０機

Cargo　(ＰＨＩ) ＢＯ－１０５, Bell４１２
Law Enforcement　ＯＨ６, Bell２０６
ＥＭＳ　ＢＯ－１０５, ＡＳ３５０
National Guard　ＵＨＩＶ
Corporate　(Coca Cola, Southern Co.) Ｓ７６
ＦＡＡ　Ｓ７６

(4)運用センター

このシステムには次の二つの運用センターが置かれた。

①Traffic Advisory Center（ＴＡＣ）

Dobbins Air Force Base に置かれ、ＶＦＲ運航のヘリに対するアドバイス（Advisory service）と共に(a) 犯罪取締 (b) 大会の警備、保安 (c) ＦＢＩ、国防省（ＤＯＤ）関係を担当した。１２名の専任管制官を配置し、２４時間運用体制をとった。

②Project Operations Center（ＰＯＣ）

ＧＴＲＩ（Georgia Tech Research Institute）に置かれ、その担当分野は、

(a) Commercial Operations（人員、貨物輸送）(b) ＥＭＳ (c) 災害対策 (d) 安全管理 (e) プロジェクト管理である。

ＧＴＲＩスタッフ及び管制官が配置された。

(5)飛行方式

ＶＦＲ（有視界飛行方式）によったが、ＧＰＳ／データリンクによる所謂 enhanced ＶＦＲによりＩＦＲ運航に準ずる高度の安全性が確保された。ＩＦＲ運航の場合、飛行ルート進入方式の設定、フライトテスト等に１～１年半の時間を要し、又コストの問題もあり、今回はＶＦＲに限定したが、ＩＦＲ運航に関連するデータが収集された。

(6)教育訓練

運航関係者（パイロット、管制官等）に対し、運航開始の一ヵ月前に専門家による飛行方式、ルート騒音対策等につき教育を実施した。

(7)航空交通管理（Air Traffic Management）

①ＴＡＣに於けるＧＰＳ／データリンクによる監視（ＡＤＳ）

専任管制官による２４時間体制

②レーダーの及ばない低空域に於けるＶＨＦ／ＵＨＦ

データリンクによる航空機追跡（Aircraft Tracking）

③航空機に対する運航情報の提供（Advisory service）

(8)通信・航法・監視（ＣＮＳ）機器

①地上機器

(a)データリンク受信器（ＡＲＮＡＶ）

(b)データリンクネットワーク・コントロールステーション（ＡＲＮＡＶ）

(c)ＡＴＭコンソール（Harris）

(d)ＴＡＣ／ＰＯＣ間
VHF Communication

②機上機器

(a)ＧＰＳ／ＶＨＦデータリンク

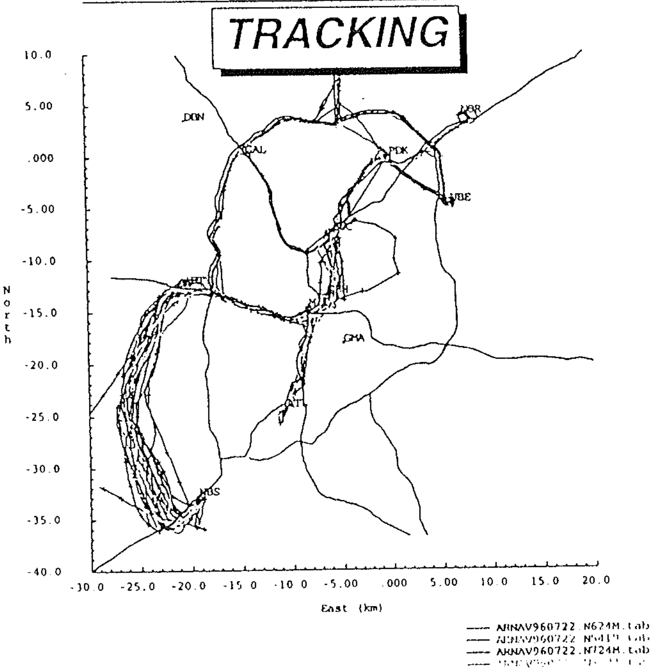
(b)Multi-Function ディスプレー（ＭＦＤ）

(c)Portable ＣＮＳシステム

(9)ＣＮＳデータ収集・分析

①データリンク搭載全機についてフライトの軌跡（Flight Track）が記録された。ポジションリポートはデータリンクによりＰＯＣに送信された。その結果、

(図２)



(a)貨物便は所定ルート上を正確に飛んだことが確認された。（図２）

(b)警備、救難機等はルートに従って飛んでいない。（業務の必要性）

(c)ポジションリポートは航空機より４〜８秒間隔で送られた。

(d)このポジションリポート間隔はデータリンク受信機と航空機の近接の度合いによって影響される。このポジションリポートの方法は改善の要が指摘されている。

(10)貨物便運航

①運航会社：　ＰＨＩ（Petrolium Helicopter Inc.）

②使用機材：　ＢＯ１０５　５機　Bell ４１２　２機

③輸送品目：　小口貨物、銀行書類、新聞等

④料　　金：　ポンド当り　¢２２　（但し、ＡＶＦＡメンバー料金）

⑤運航スケジュール：週末を除き定期運航　　一日１８時間　　時間当り１〜３便

⑥運航実績と評価：

(a)計画された１，４３６便に対し、実績は１，１４９便（８０％）

(b)計画２７７，０００ポンドに対し、実績６０，０００ポンドを輸送（２２％）

この実績は、道路交通混雑が予想に比し少なかったこと、大統領の大会訪問中の運航禁止、天候、整備等による影響による。しかし、このプロジェクトのコンセプトにより、貨物システムが円滑に、且つ定時性をもって運用され、その有効性が証明された。

(11)データ収集・調査

①経済性データ

(a)貨物輸送量、飛行データ、運航コスト

(b)将来適用されるべきモデル開発

②航空機追跡データ

フライトの軌跡、データリンク通報間隔及び地理的な覆域

③騒音データ

(a)都心二ヶ所のヘリポートに於ける運航の影響

(b)上記ヘリポートに於ける暗騒音（Background noise）

(c)飛行経路の騒音に及ぼす影響

④公衆の反応（Public response）の検証

⑤質問状による回答

パイロット、オブザーバー、ＦＡＡプロジェクト責任者、管制官、ヘリポート運用責任者、荷主よりの回答

5．地域コミュニティーへの対応

(1)現存するアトランタ地域対応システム（Atlanta community response system）の活用

(2)Heli-Star システムが３週間の間に取扱ったヘリコプター関連の電話は

(a)受信した電話数は４８回。内２４回はヘリコプター騒音に関するもの

(b)３５回はヘリコプター及び社用飛行機の大部分が基地としたＰＤＫ（Dekalb-Peachtree）飛行場の近辺の住民よりのものであった。

上記電話に対し、Heli-Star 対応チームは１７５回の調査及び回答の電話をかけた。その結果指定ルートを飛んだ貨物便（１４日間で１．１４９便）についての騒音苦情は０であった。

ヘリポート照明についての苦情が一件あった。

6．Heli-Star計画の成果

(1)完璧な安全記録が得られた。（事故０）

(2)ＧＰＳ／データリンクを装備した航空機が、レーダーサービスを殆ど利用し得ない都心の環境下で安全に運航しうることが明らかにされた。

(3)ルートの設定方法及び苦情処理システムがヘリコプターの騒音及び安全問題に対する一般市民の危惧に対し有効な対応策であることが明らかとなった。

(4)１４日間の運航期間中に１，１４９便、６３２時間の貨物定期便が運航された。

(5)ルート上の規律ある運航が維持されたことが市民の支持を得、又ＶＦＲの安全性向上に有効に働いたこと。

(6) General Aviation飛行場で運航するヘリコプターについて大がかりな音響測定が行なわれた。

(7)実際の運航データに基づき航空機の音響特性をコンピューターソフトウェアにより可視的なものとする（acoustic signature visualization）技術を開発した。（単に水平飛行による上空通過データでなく、実際に飛行経路による騒音データを収集）

(8)ヘリコプターの機材繰り、及びスケジュールに関するソフトウエアの開発。

7．Heli-Star計画の評価

(1)ＧＰＳ／データリンクベースのシステムにより、ノン・レーダーサービス環境に於けるヘリコプター運航の安全性、効率性の向上が実証された。

(2)従来の地上航法援助施設をベースとするシステムに比し、遥に低コストの衛星ベースの航空交通管理の実用性が証明された。

(3)都市地区でのヘリコプターによる定期輸送（貨物、人員）の技術的成功。

(4)都市に於ける複合輸送システムに占めるヘリコプターの役割の重要性の確認。

(5)騒音に関する効果的な地元対策のノウ・ハウの開発。

(6)政府、業界、地元コミュニティーの協力による効率的なプロジェクトの達成。

8．今後の課題と展望

(1)Heli-StarシステムのＩＦＲ化。

(2)Commercial Transportationの経済性の追求。

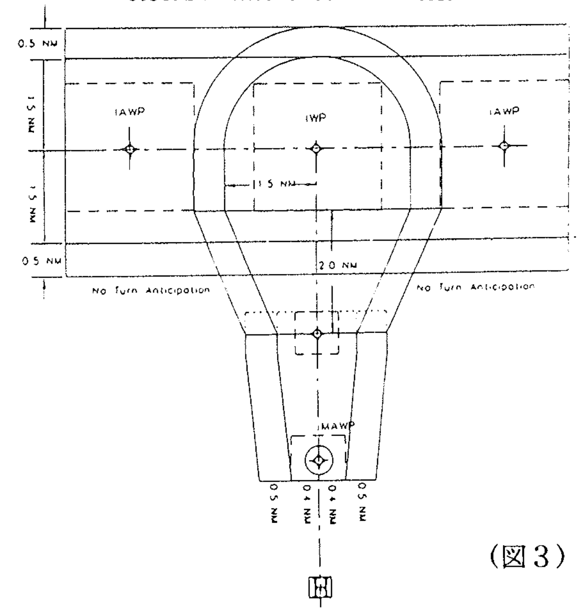
(3)Heli-Starモデルの他地区への応用。（シドニーオリンピック、ソルトレイク冬季オリンピック、ニューヨーク市等）

(4)Heli-Starプロジェクトの成功に伴い、今後米国その他でＧＰＳベースのヘリコプター運航の実用化が一層積極的に進められると思われる。

【ＧＰＳ計器進入方式】

APPENDIX 1. FIGURES AND TABLES

FIGURE 1. BASIC "T" CONFIGURATION



（図３）

1. テネシー州チャタヌガのアーランガー病院(Erlanger Medical Center）の駐車場ビル屋上にヘリポートが設置されており、ＥＭＳサービスを行なって来たが、１９９４年米国で最初のＧＰＳ非精密進入（non precision approach)の実験がＦＡＡとＳＡＩＣとの協力により、このヘリポートで行なわれた。
５０回のＧＰＳ進入実験を行い、引続いて国内三ヶ所（ＰＨＩ，Univ. of Wisconsin Hospital,Mayo Clinic）のヘリポートで行なった同様の飛行実験のデータを含め検討の結果、ＦＡＡはＧＰＳによるヘリ非精密進入の基準を設定し、１９９６年２月１５日 Order８２６０．４２として発表された。
（図３）は Order８２６０．４２の一部を示す。
2. 現在アーランガーは Bell４１２　２機、パイロット１０名によるＥＭＳサービスを２４時間体制で行なっている。１機当りの年間飛行時間は５００時間、年間患者輸送数は１，４００名である。ＧＰＳ進入方式の認可により運航効率は約２０％向上し、これにより救われた人命は４２名ということである。ＧＰＳ精密進入実験は９７年春より開始、一年半程で完了する予定。

【低高度ヘリコプター専用ルート】

1. 米国の低高度ヘリルート計画の一環として Northeast Corridorプロジェクトがある。Northeast Corridor は東海岸のボストン ── ニューヨーク ── フィラデルフィア ── ワシントン ── ニューリバー（ノースカロライナ）を結ぶ１，０００kmに及ぶＧＰＳベースのヘリＩＦＲルートであり、約１５年前に設定されたＲＮＡＶルートとは別のものである。
このルート上をヘリコプターはＧＰＳシグナルによりＩＦＲ運航を行うが、管制はレーダーによる。ルート巾は１ＮＭ，ＭＥＡ（最低経路高度）は一つの　segment でも一定でなく変動することがあり、殊にトラフィックが輻輳している空域ではそうなっている。例えばニューヨークの場合ＭＥＡ２，５００ftより１，５００ftに下がり、ラガーディア空港へのＩＬＳアプローチの下を通り再び２，０００ftに上昇、ハドソン河を左折するとい具合である。固定翼機のルートとの重複を避けて設定し、このコリドーを飛ぶ限り固定翼機とのseparationは考える必要のない " built-in-searation" となっている。最低高度は地上障害物より１，０００ft,separation は vertical １５００ft、horizontal及び lateralは３ＮＭである。
現在ＶＦＲによるテストが行なわれているが、本年１１月末迄には完了し、ＩＦＲに移行することになっている。
2. ＩＦＲルートの設定に続いて、このルートとヘリポート又はヘリパットとを結ぶＧＰＳ進入方式設定の計画がＦＡＡとシコルスキー社により進められることになっている。Northeast Corridor システムの最終完成時期は未定である。

【　結び　】

ＦＡＡのヒンソン長官（当時）は昨年６月、ＧＰＳベースの次世代航空保安システムに関する政策を発表したが、それによればＧＰＳの補強システム（Augumentation system）の実用化が約５年間で完成するという見通しのもとで、この時点より１０年間の移行期間に現行システムよりＧＰＳに逐次切替えるものとし、その目標時期を２０１０年としている。米国のチャレンジ精神と自信の程をうかがわせる好例である。我々もこれに倣うべきではないだろうか。　　以上

6. 2. 3　対地衝突回避支援機能付きヘリコプタ用ＧＰＳ／ＭＡＰ装置の開発

川崎重工業　航空宇宙事業部　電子技術二課　倉谷 直彦

GPS/MAP System with Terrain Proximity Warning Function

Naohiko Kuraya　(Kawasaki Heavy Industries, Ltd.)

Kawasaki Heavy Industries has developed a new GPS/MAP system in cooperation with Furuno Electric Co.Ltd. The new system incorporates a terrain proximity warning function which provides visual and aural warnings. This system is expected to enhance safety of helicopter VFR operation.

１．はじめに

ヘリコプタの重大事故の原因として、飛行中のヘリコプタが天候の急変により低視程状態となり自機位置を見失って山腹に激突するものが多い。

川崎重工では、ヘリコプタメーカーとして運航の安全性を向上させるために、古野電気と共同で「ヘリコプタ用ＧＰＳ／ＭＡＰ装置」を開発した。

２．開発の経緯

ヘリコプタ運航の安全性向上のための根本的な対策としてヘリコプタに適したＩＦＲ運航を確立することが最善であるが、これには長い期間を要する。すぐに効果をあげることのできる対応策として、ＧＰＳを利用して位置情報を得て地図を表示させることによりＶＦＲ運航のパイロットの状況判断を支援する装置を開発することを決定した。

早期に実用化を図るために、ＧＰＳ測位機能、地図表示機能および飛行ルート設定機能を持つシステムをフェーズ１として開発し、平成４年に航空局の承認を取得した。さらに対地衝突回避支援機能を付加するとともにＶＦＲ航法支援機能を充実させたシステムをフェーズ２として開発し、平成８年に航空局の承認を取得した。

３．システム構成

システム構成を図１に示す。計器板に表示制御器と地形方向表示器が取り付けられる。

表示制御器には地図画像が表示される。地図画像には自機シンボルのほか、次のウェイポイントまでの方位、距離などの文字情報も表示される。表示制御器は各種の操作キーおよびカーソル制御ノブを備えている。

地形方向表示器は１２時方向、１時方向、２時方向など７つの方向についてのインジケータを持ち、各方向について「危険」と判定したときには赤色、「注意」と判定したときには橙色に点灯する。

ＧＰＳ受信機を内蔵した地図画像発生器及び拡張処理モジュールが機体後方のアフター・デッキ・ラックに取り付けられる。地図画像発生器は機体の方位ジャイロ系統から機首方位信号を受け、エンコーダ高度計から気圧高度信号を受ける。地形方向表示器に「危険」または「注意」の表示が行われるのと同時に「前方注意」などの警報音声が生成されて機内交話系統に送られる。

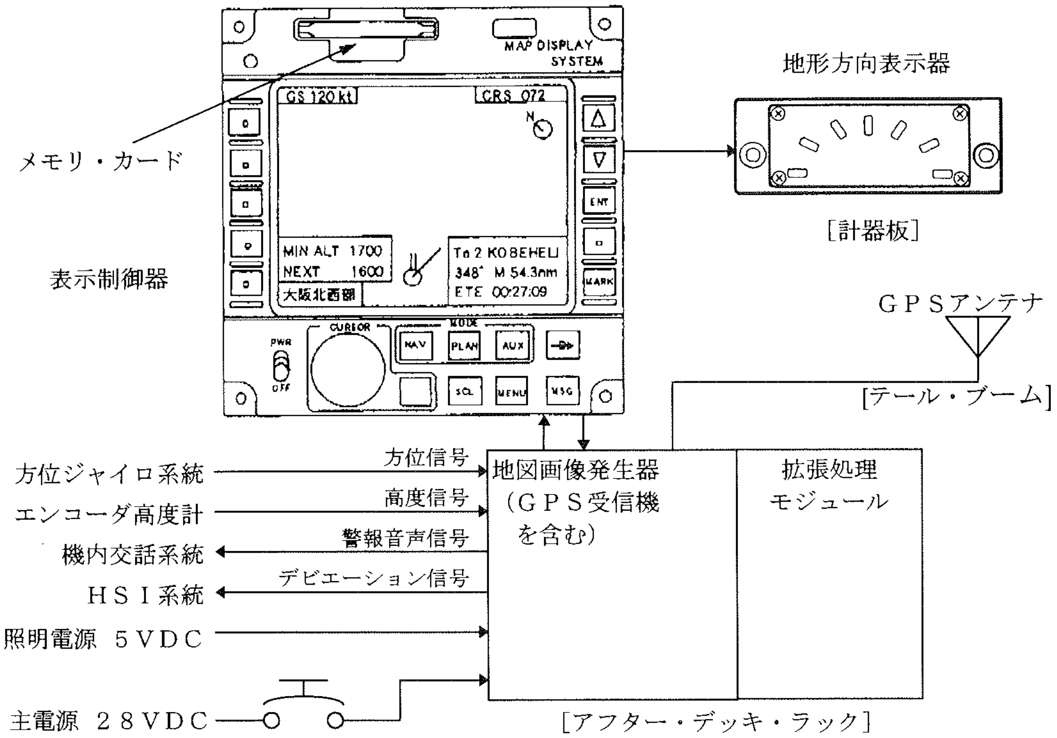


図１　システム構成

設定した飛行コースからの水平方向のデビエーションが機体のＨＳＩ系統に送られる。通常のＶＯＲによるデビエーションとＧＰＳによるデビエーションのいずれかがスイッチによって選択されて、ＨＳＩのデビエーション・バーを振らせる。

４．主要機能

ＧＰＳ／ＭＡＰ装置の主要機能を表１に示す。

表１　ＧＰＳ／ＭＡＰ装置の機能

自機位置測定機能	・ＧＰＳ受信部は、米国ＴＳＯ－Ｃ１２９クラスＡ２に準拠 ・現行法規下では、ＧＰＳによる航法は認められていない （ＶＦＲ飛行における外界監視の補助手段としてのみの利用）
地図表示機能	・３次元地形データベース利用 ・自機より高度が高い地形を赤色で塗りつぶして表示 ・航空交通管制圏など空域情報の表示が可能
航法支援機能	・飛行コース（フライトプラン）の設定 －最大２０プラン、各２０個までのウエイポイント ・飛行コースからのデビエーションをＨＳＩに表示 ・飛行コースと地形との間隔を計算して、最低飛行高度を各レグごとに表示
対地衝突回避支援機能	・地形に対して衝突のおそれがある場合に警報 ・地形方向表示器の７方位の表示灯が橙色（注意）又は赤色（危険）に点灯 ・「前方注意」など、警報音声の機内交話系統への出力 ・人工障害物（鉄塔、送電線など）データをユーザーにより設定し、警報を発生させることが可能

4．1　自機位置測定機能

ＧＰＳ衛星からの民間用Ｃ／Ａコード電波を受信することにより、自機位置を測定する。水平方向の精度は１００ｍ（９５％確率）である。

ＧＰＳ受信部は、米国のＩＦＲ補助航法用装置の技術基準であるＴＳＯ－Ｃ１２９クラスＡ２に準拠したものである。しかし、日本の現行法規下ではＧＰＳは航法装置として認められておらず、ＶＦＲ飛行における外界監視の補助手段としてのみ利用することができる。

4．2　地図表示機能

日本全土の３次元地形データベースを地図画像発生器内の半導体メモリに内蔵しており、飛行中の自機位置周囲の地図を生成して表示する。データベースは国土地理院の国土数値情報を利用したものであり、約２５０ｍメッシュの格子点ごとの標高データのほか、道路、鉄道、川などのデータ、市町村名などのデータを含んでいる。道路、鉄道、川などについては個別に選択して表示させることができる。

機首方位方向が上になるように表示するヘディング・アップ・モードのほか、北が上になるように表示するノース・アップ・モードで地図を表示させることができる。

飛行中に自機より高度が高い地形を赤色で塗りつぶして表示して注意を促す機能を持つ。この時、自機より低い一定範囲の高度の地形についてはピンク色で塗りつぶす。

また、航空交通管制圏、特別管制区、訓練空域などの空域情報を選択により地図に重ねあわせて表示する機能を持つ。

4．3　航法支援機能

ウェイポイントを結んだ飛行コースを設定して表示する機能を持つ。各２０個までのウェイポイントを持つプランを最大２０プランまで設定することができる。

この飛行コースからの水平方向のデビエーションによってＨＳＩのデビエーション・バーを振らせることができる。デビエーション・バーを中央に保つように飛行することにより、コース上を飛行することができる。

飛行コースと地形との間隔を計算して、最低飛行高度を各レグごとに表示する機能を持つ。これはコース中心線から左右それぞれ１NM以内の領域の最高の標高に１，０００ｆｔを加えた高度である。

4．4　対地衝突回避支援機能

自機位置、対地速度などの機体運動データ、気圧高度及び地形データを用いて、地形に対して衝突の恐れがある場合に警報を発生する機能を持つ。

機首方向（１２時方向）を中心として、図２に示すように１時方向、２時方向、３時方向などあわせて７つの方向のそれぞれについて、現在の速度で飛行して４２秒以内に到達する領域を注意エリア、２７秒以内に到達する領域を危険エリアとして衝突するおそれのある地形の有無を判定する。この結果によって地形方向表示器の７方位の表示灯を橙色（注意）または赤色（危険）に点灯させる。なお、機首方向に沿って一定幅の領域に衝突するおそれのある地形が含まれる場合には、１２時方向の表示灯を点灯させる。

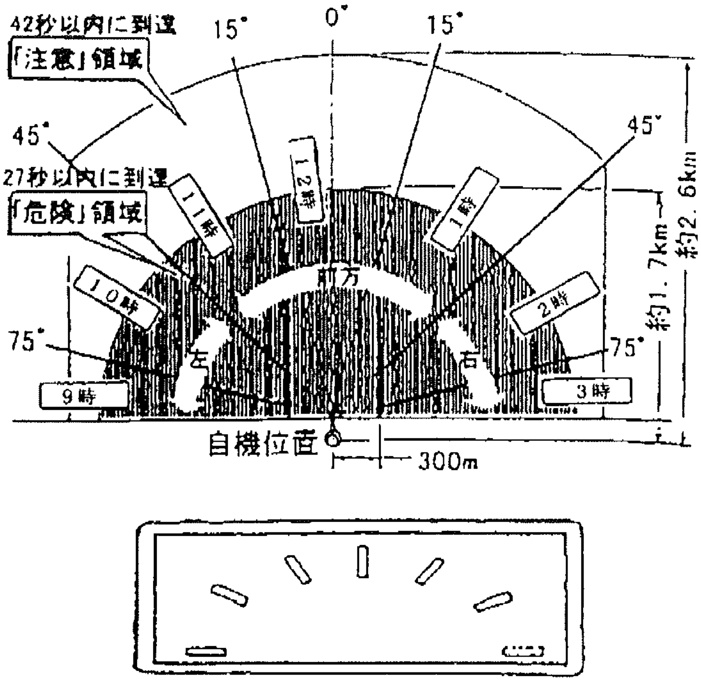


図２ 監視エリア（対地速度１２０ｋｔの場合）

地形方向表示器の点灯と同時に「前方注意」などの警報音声を発生して機内交話系統に出力する。「前方」「左」「右」「注意」「危険」という女性の声をデジタル化して記憶しておき、条件に応じて音声を発生する。

簡潔に注意を促すために、１１時方向、１２時方向及び１時方向をまとめて「前方」、９時方向及び１０時方向をまとめて「左」、２時方向及び３時方向をまとめて「右」と呼んでいる。複数の警報状態が重なった場合には、優先度の高い音声を出力する。例えば前方と右の注意状態が同時に発生している場合には「前方注意」を出力する。

この対地衝突回避支援機能は、地図の標高データとして記憶されている地形のほか、ユーザが設定した人工障害物データについても働く。鉄塔のような単独の障害物、あるいは送電線のような連続した障害物について、個々の点の位置と高さを指定することにより、ユーザがデータを設定することができる。

５．おわりに

対地衝突回避支援機能付きのＧＰＳ／ＭＡＰ装置はＢＫ１１７ヘリコプタのオプション装備品として運輸省航空局の形式設計変更の承認を取得しており、平成８年度に納入する機体のほとんどに装備している。本装置によりパイロットのワークロード軽減と運航の安全性向上に寄与するものと確信している。

6.2.4. ベアリングレス・ロータの強度試験について

富士重工業（株）航空宇宙事業本部　宇都宮製作所
第１技術部　ヘリコプタ第３課
町田　　茂

1. はじめに

富士重工業（株）では、全複合材製ベアリングレス・ロータ FBR(Fuji Bearingless Rotor)を開発した。設計、試作、試験の各ステップを踏んだ後、このFBRを搭載したベル式４１２型機により飛行試験を行い、ホバー性能、速度性能、低振動特性、低騒音などを実証した。

ここでは、FBR開発の概要と、開発にて行ったロータシステムの強度試験について説明する。

2. ベアリングレス・ロータ開発の概要

FBRは、当社の主力である最大全備重量が約５トンクラスの中型ヘリコプタに適用することを目的としている。従来のロータシステムと比較し次の様な性能向上・特性改善を、設計の狙いとしている。

・高速性能、航続距離の向上
・振動、騒音の低減
・疲労寿命、耐損傷性の向上
・整備性、信頼性の向上

FBRシステムを、図１及び図２に示す。FBRシステムは、GFRP製フレックスビーム、CFRP製ピッチスリーブ、GFRP製ブレード、エラストメリック・ダンパ&ピボット、マスト・ジョイントから構成されている。

(1) GFRP製フレックスビーム

FBRシステムの最大の特徴は、ロータの制御に必要な、フラッピング、フェザリング、リードラグ運動を、ベアリングなどメカニカルな従来の機構を用いず、ハブ構造の弾性変形により実現していることである。このハブ構造が、GFRP製フレックスビームである。フレックスビームは、フラッピング運動のため内側に板厚の薄い部分を、フェザリングおよびリードラグ運動のため外側にねじり剛性とリードラグ方向の剛性を低くした梁の部分から成る。

(2) CFRP製ピッチスリーブ

ピッチリンクからの操縦力をブレードに伝達する役目と、ブレードのリードラグ運動をエラストメリック・ダンパに伝える役目を持つ。このため、剛性の高い炭素繊維強化樹脂を使用している。

(3) GFRP製ブレード

ブレードの桁要素と外板にはガラス繊維強化樹脂を、上下外板の間のコアにはロハセルを使用した。

(4) エラストメリック・ダンパ&ピボット

ダンパは、地上共振および空中共振防止のため、ロータの回転面内の振動に減衰力を与える。ピボットは、フェザリングの回転中心を与える。

(5) マスト・ジョイント

ハブ組立を、４１２型機のマストに取り付ける金属製の金具である。

設計、試作、各種強度試験の後、FBRシステムをベル式４１２型機に搭載したデモンストレータにより地上試験を行った。地上試験により地上共振等問題がないことを確認後、１９９６年3月２９日に宇都宮飛行場にて初飛行に成功した。その後、４ヵ月の間に５０回を超える飛行試験を実施し、８月初旬までに全ての試験項目を終了した。

3．ベアリングレス・ロータの強度保証

FBR開発においては、耐空性審査要領及びFAR Part 29 に適合させることを目標とし、デモンストレータとして必要最小限の強度保証を行った。FBRの大部分を占める複合材構造の強度保証に当たっては、FAA Advisory Circular 20-107A に準拠した保証方法を用いた。具体的には、クーポン試験や要素試験に始まり、実大コンポーネント試験に至る一貫した強度試験の結果及びこれら試験結果に裏付けられた解析による保証方法、いわゆるBuilding Block Approach により強度を保証した。クーポン及び要素試験により、材料許容値及び設計値に関するデータを取得し、サブコンポーネント試験において、強度上重要な構造部分についてその部分だけを代表する供試体により強度を確認した。最終的には、実大コンポーネント試験により、構造の静荷重及び疲労荷重に対する耐荷能力を把握した。さらに、飛行試験中はロータ主要部位の荷重を常時モニタし、その荷重が実大コンポーネント疲労試験の結果から得られた耐荷能力以上加わらないことを確認しながら飛行安全を確保した。

4．実大コンポーネント強度試験概要

実施した構造試験の内、実大コンポーネント試験について以下に説明する。

(1) ブレード強度試験

チップ部、一般部及びルート部の３種類の供試体に分けて、試験を行った。

チップ部供試体は、高遠心力の加わるイナーシヤウエイト取付部強度の確認に用いた。供試体は、試作したブレードからイナーシヤウエイト取付部を含む先端部分を切り出し製作した。試験は、エアタービンにより駆動されるスピン試験に装置より実施し、ロータの設計最大回転速度相当の遠心力を加えるケースとそれを超えるケースと、どちらも一定時間遠心力を保持するようにし行った。試験の結果、損傷及び破壊無く、遠心力に対する強度を確認した。

一般部及びルート部の供試体は、ブレードのそれぞれの部位の静荷重に対する強度の確認と疲労荷重に対する耐荷能力データの取得のために用いた。供試体は、試作したブレードから切り出し製作した。２種類の供試体と試験装置を、図３に示す。供試体は、片側を試験装置のフレームに固定し、反対側に負荷治具を介して荷重を掛けた。標定部の荷重を試験荷重に合わせるために、５つのアクチュエータを用いた。５つとは、遠心力用、ビーム方向せん断力用、コード方向せん断力用、コード曲げモーメント用、ねじりモーメント用の各アクチュエータである。２種類の供試体に同じ試験装置を用い静強度及び疲労試験を行い、静強度の確認及び疲労荷重に対する耐荷能力データを取得した。

(2) ハブ組立強度試験

ハブ組立の供試体は、フレックスビーム、ピッチスリーブ、ダンパ＆ピボットにより構成されており、それぞれの部位の静荷重に対する強度の確認と疲労荷重に対する耐荷能力データの取得のために用いた。供試体は、試作したハブ組立を用いた。供試体と試験装置を、図４に示す。フレックスビームの中央をビーム曲げモーメント用負荷治具と共に試験装置のフレームに取付け、両端に負荷治具を介して遠心力相当の荷重を掛けた。フレックスビームの片側を評定部とし、ピッチスリーブ及びダンパ＆ピボットを取付け、また荷重計測用の歪みゲージ及び変位計を取り付けた。評定部の荷重を試験荷重に合わせるために、４つのアクチュエータを用いた。遠心力用、ビーム方向曲げモーメント用、コード方向曲げモーメント用、ねじりモーメント用の各アクチュエータである。ビーム曲げモーメントは、ビーム曲げモーメント用負荷治具の上部に取り付けたアクチュエータによりフレックスビームを中央で回転変形させる事により負荷した。同じ試験装置を用い静強度及び疲労試験を行い、静強度の確認及び疲労荷重に対する耐荷能力データを取得した。

(3) マスト・ジョイント

マスト・ジョイントの供試体は、実機部品を用いたため、制限荷重以下のストレイン・サーベイ試験を行った。ハブ組立と同じ試験装置を用い、強度試験用ダミーマストをマスト・ジョイントによりフレックスビームに取付け、上下逆にビーム曲げモーメント用負荷治具に取付けた。アクチュエータ

は、遠心力用及びビーム方向曲げモーメント用の2つである。制限荷重以下の静荷重を加え、解析保証に必要な歪みデータを取得した。

5．まとめ

(1) Building Block Approach により、複合材ベアリングレス・ロータの強度を保証した。

(2) 実大コンポーネント供試体により強度試験を行い、静強度の確認及び疲労荷重に対する耐荷能力データを取得した。

(3) ブレード、ハブ組立、マスト・ジョイントに分けて試験を行った。

(4) ブレードは、チップ部、一般部、ルート部の3種類の供試体を製作し別々に試験を行った。

(5) 全ての強度試験において、十分な静強度を有することを確認し、また、荷重モニタに必要な構造の疲労荷重に対する耐荷能力データを取得した。

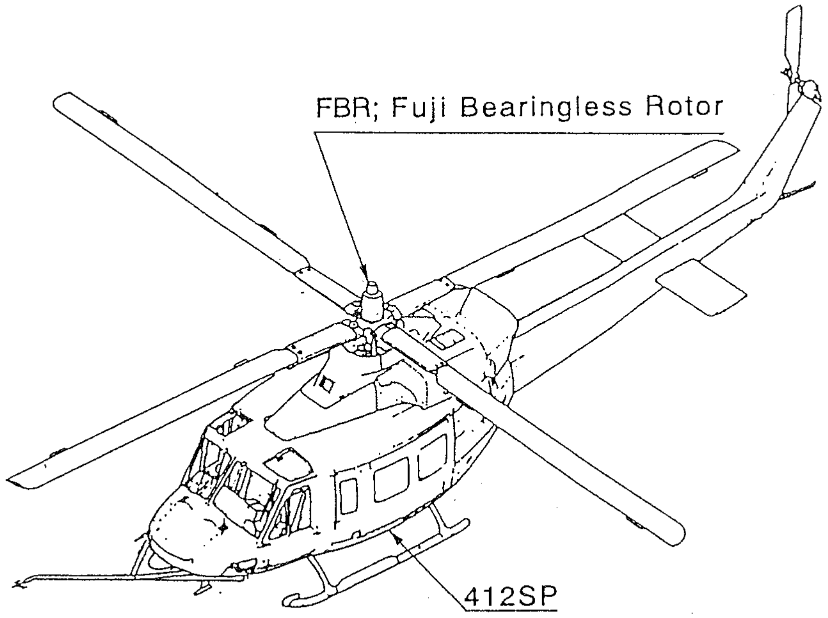


図1　FBR飛行実験機

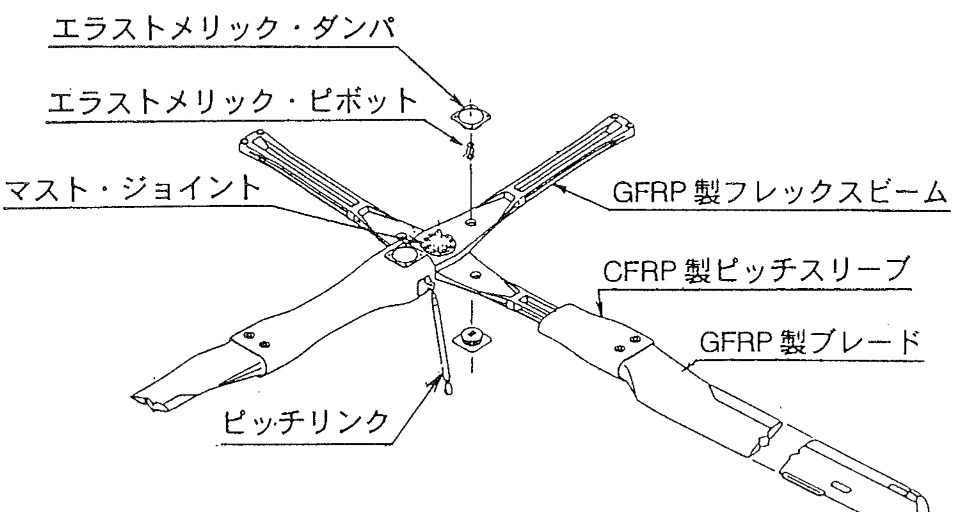


図2　FBRシステム

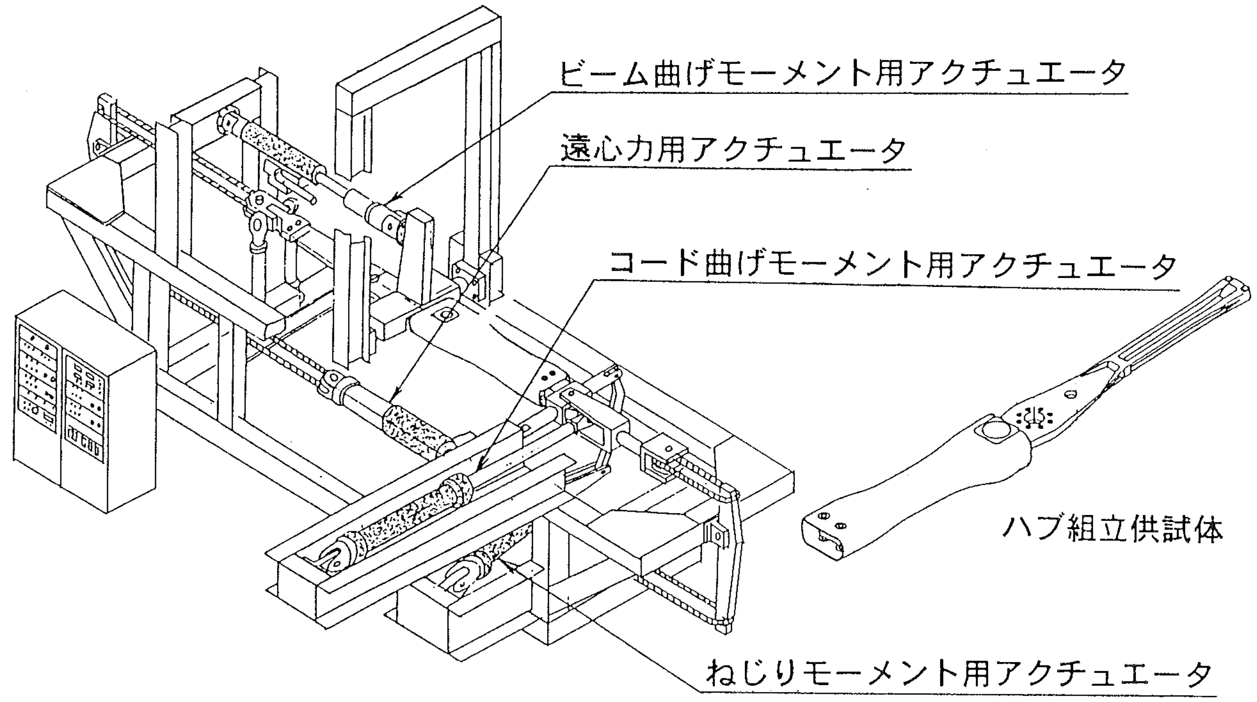
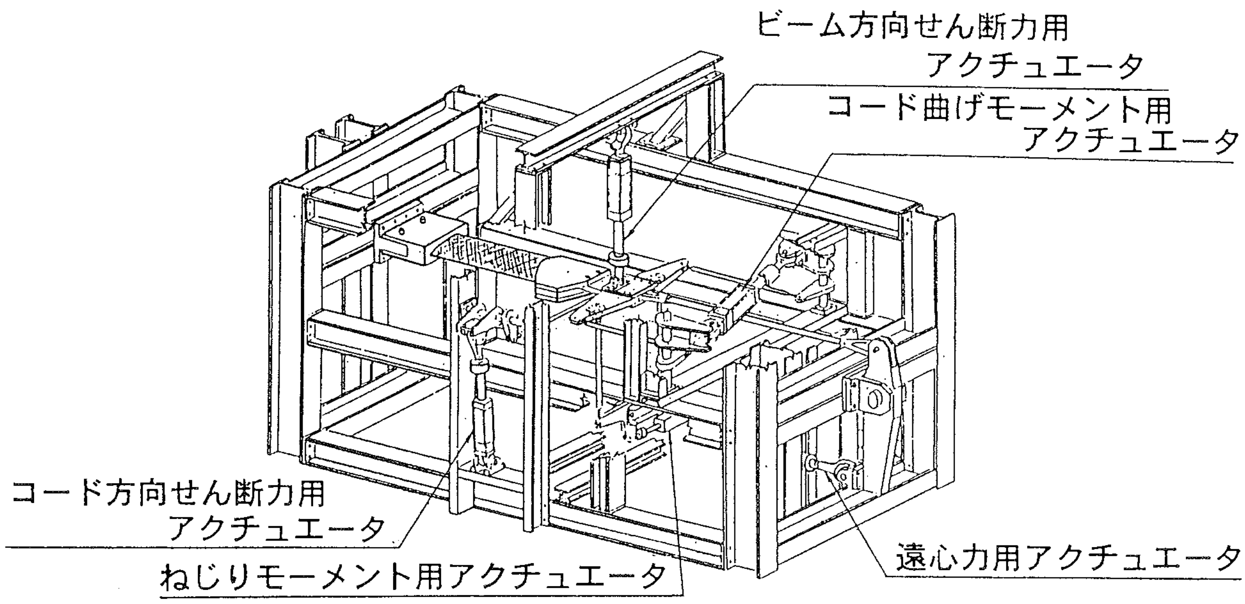


図３　ハブ組立供試体と試験装置



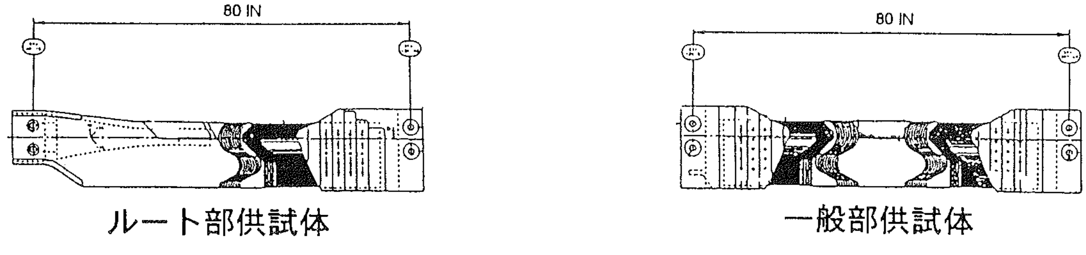


図４　ブレード供試体と試験装置

6. 3 Mr. Charles C. Crawford, Jr. 特別講演会

日　　時：１９９７年1月２０日(月)

場　　所：三菱重工業㈱本社　大会議室

講演内容：Mi-26 Halo, as Viewed by an American

懇 親 会

6. 3　Mr. Charles C. Crawford Jr. 特別講演会

MI-26 HALO AS VIEWED BY AN AMERICAN

Charles C. Crawford Jr.

Chief Engineer
Aerospace and Transportation Lab.
Georgia Tech Research Institute

Abstract

This technical presentation includes a general description of the world's largest operational helicopter. Its size and weight information and comparison of its flight performance with the CH-53E, the largest western world helicopter, are presented. The flight envelope is discussed in some detail, including unique operational procedures that optimizes STOL potential. This includes rotor speed management, different from western world helicopters but which enhances its flight performance. Other technical areas include unique characteristics of the main gear box system, flying qualities and other supporting systems such as fuel and hydraulic. The Russian approach to some emergency procedures is also covered. In summary, the MI-26 is a very large capable durable and procedurally complicated helicopter that represents C-5 of rotorcraft. Its overall potential warrants both consideration of the western world and pacific realm areas of operation.

Charles C. Crawford earned a Bachelors Degree in Aeronautical Engineering in 1954 and a Masters Degree in Aeronautical Engineering in 1970, both from the Georgia Institute of Technology. He served as a flight engineer on active duty as an officer in the Air Force and later as a civilian, between 1955 and 1962, at the Air Force Flight Test Center, supervising the test of all classes of aircraft.

Mr. Crawford transferred to the U. S. Army Material Command Headquarters in December 1962 to serve as Chief of the Technical Management Division and later as Deputy Project Manager for the Army's Light Observation Helicopter Program during the competitive development of the OH-4-4/5/6.

In May 1966, he joined the Army Aviation Systems Command, establishing the Flight Standards and Qualification organization to develop the Army's capability to qualify its own aircraft. This organization has been responsible for the development of Aeronautical Design Standards and for the planning and managing of air worthiness qualification programs for all Army aircraft. Principal qualification efforts include : AH-1 Series, CH-47 Series, Bell Model 214, and Black Hawk, Apache, and AHIP designs, including the engines which they utilize. The organization was redesigned the Directorate for Engineering with both development and qualification responsibility for new engines and aircraft as well as engineering support of fielded aircraft.

Mr. Crawford was a charter member of the Senior Executive Service, established July 13, 1979, and served as the Army Aviation Systems Command's first Technical Director. He was also the Director of the AVSCOM Research, Development and Engineering Center until 1988. The Aviation Research and Technology Activity(with individual directorates co-located with NASA Ames, Langley and Lewis Research Centers and the Aviation Applied Technology Directorate at Fort Eustis, Virginia) + the Army Avionics Research and Development Activity ; the Army Aviation Engineering Flight Activity ; the Directorates for Engineering, Advanced Systems, and Life Cycles Software Engineering ; and the Test and Evaluation management office, reported to Mr. Crawford as the RD&E Center Director.

He is currently the Branch Head of the newly established Aviation Technology Branch at the Georgia Tech Research Institute. The branch's activities include engineering support of the U. S. Air Force Special Operations Forces helicopters and rotary wing technology efforts in the area of structural integrity, preliminary design, and experimental aerodynamics.

Mr. Crawford has been a member of the American Helicopter Society since 1960, serving as Director at Large four terms, Secretary/Treasurer two terms, President, Chairman of the Board, and twice Chairman of the Vertical Flight Foundation. He was awarded an American Helicopter Society Honorary Fellowship in May, 1980. He received the Secretary of Defense Medal of Honor for Meritorious Civilian Service in 1988.

6．4　第１３回（冬期定例）研究会

日　時：１９９７年2月１４日(金)

場　所：川崎重工業㈱　岐阜工場　新館　大会議室

内　容：

Ⅰ　講演会

(1) Present Status and Future Direction of Helicopter Monitoring Systems

Teledyne Controls, Director of Marketing and Sales, Mr. Cay Weitzman

(2) ロータ・ハブの研究

防衛庁　技術研究本部　第３研究所　　特別研究官　丹羽 良之　氏

(3) ヘリコプタ用エンジンの最近の動向

石川島播磨重工業㈱ 防衛エンジン事業部 第１技術部

課長代理　弓手 良行　氏

Ⅱ　見学会

川崎重工業㈱　岐阜工場

Ⅲ　懇親会

6. 4. 1 PRESENT STATUS AND FUTURE DIRECTION OF HELICOPTER MONITORING SYSTEMS

Cay Weitzman
Director of Marketing and Sales
Teledyne Controls

INTRODUCTION - HELICOPTER MONITORING SYSTEMS - CHARACTERISTICS, DIFFERENCES AND COMMONALITIES

Monitoring of helicopter performance has been performed already in the early days of helicopter operation based on manual recording and analysis of aircraft records. Typically, upon landing, fault indications were reported by the pilot to the maintenance crew. The record keeping was often haphazard and unreliable. Exceedance checking of engine parameters such as turbine speeds, torque, etc. displayed to the flight crew on the major aircraft subsystems cockpit displays were the only means of monitoring the flight. Incident investigations following accidents or crashes were generally based on visual inspection of aircraft components.

With the development of microprocessor and lightweight sensor technology, automated monitoring systems have evolved, initially consisting of small, portable systems for on-board data acquisition and analysis of engine performance to on-board, stand-alone or integrated systems performing a limited set of functions with subsequent data analysis by a mini-ground station.

With the occurrence of regulatory requirements for on board flight data recording in the early 1990's, it became feasible to perform operational usage monitoring and analysis of all key on-board flight parameters by extracting data from the recorder. In case of an important event noted by the crew, the contents of the recorded data could now be analyzed using a ground based computer system. The availability of a crash recorder also made it feasible to perform detailed accident investigations following a crash.

Within the last six to seven years, Flight Data Recording and Health and Usage Systems (FDR/HUMS) have become available which combine flight data recording and health and usage monitoring. The earlier systems were based on limited on board processing while newer, more advanced systems perform extensive on-board processing for immediate availability of critical information to the flight crew and also, for direct transmission to ground operations, in case hazardous conditions are detected by the system.

The more limited monitoring systems without crash recorders, primarily limited to engine monitoring, are still in use mostly on smaller aircraft where cost and weight are of primary concerns.

In the more complex FDR/HUMS, the two components of HUMS ; Health and Usage differ significantly in terns of cost impact.

Usage Monitoring equates to the automation of record keeping - the improvement can be quantified in terms of cost and data accuracy. Cost of usage software is not a major factor in overall HUMS software cost - its cost is also less dependent on aircraft type.

However, the Health component of HUMS is very cost sensitive - effective HUMS system operation requires conditions monitoring by highly trained engineers/maintenance people. Addition of rotor track and balance vibration monitoring to Usage Monitoring is cost-effective, particularly where flight data recording is mandatory. Only 15 to 25% of recurring installation effort is for vibration sensors while non-recurring software effort for vibration analysis is over 75% of total software cost for the airborne system. Furthermore, significant vibration analysis software developments is required for each new aircraft type. Additional software costs accrue as software evolves with operation, over time.

Major cost elements of HUMS are on-board hardware and ground station computers and their software. Effective HUMS system utilization requires coordinated management/staff assignments including training and logistics support. The overall cost of all these elements are impacted by system complexity in terms of health and usage functions provided by the system.

EXPERIENCE OF HUMS TO DATE

Of 45 UK only occurrences on typical UK registered North Sea twin-engine transport helicopters HUMS could have prevented to 12 accidents over the past 15 years. Based on statistical data collected by the UK CAA prior to FDR/HUMS being installed on helicopters, the UK helicopter peak accident rate was 4 per 100,000 operating hours (between 1983 to 1987). It was therefore assumed by the CAA that this rate would have been sustained in the future if a HUMS had not installed in the UK fleet. Recent data also shows a 2 $\frac{1}{2}$ times improvement with HUMS being a major contributor.

Presently, operators using FDR/HUMS routinely detect faulty components not detected by existing maintenance procedures. According to data released by the UK CAA at the 24th Helicopter Health Monitoring Advisory Group (HHMAG) meeting held May 1996, HUMS service experience from 330,000 flight hours (1993 through 1996) based on CAA Objective Logbook of approximately 160 aircraft including Eurocopter AS332L's and AS365's, Sikorsky S61's and S76's, Boeing BV234's and Bell 212's, 214ST's and 412's, 48 airworthiness related defect types per operator/HUMS combinations were reported. Eight of the 48 entries were categorized as failures ; i.e., "misses" due to either insensitive algorithms, poor accelerometer positioning on the aircraft or lack of a particular HUMS technique. Nine of the 48 entries were classified as "evident in data" but not acted upon, primarily due to non-optimized threshold settings, lack of 'routine' trending or the performance of a specific maintenance action from the alert. The majority of entries, or 31(64%), were, however, HUMS successes. Based on experience with HUMS, software and hardware improvements are presently being made to increase the success rate. Today, routine removal of major subsystems are performed on HUMS alarms and returned to the manufacturer for repair.

WHAT DOES A TYPICAL FDR/HUMS SYSTEM LOOK LIKE ?

The airborne system in a full-up FDR/HUMS includes a crash protected cockpit voice and flight data recorder that meets latest international standards, i.e., ED55/56a, an onboard data acquisition system and cockpit display and control panel which also comply with international standards including DO-

160C, sensors and sensor interfaces, an aircraft integrated harness and racks and a power system interface. The ground equipment typically consists of a flight data replay and analysis system and a HUMS ground station. Data from the data acquisition system is downloaded via Data Retrieval Unit, a PCMCIA card or an air-to-ground radio or satellite data link into the HUMS ground station and Flight Operations Facility. Data from the crash recorder is downloaded either directly to a ground-based desktop PC or a laptop computer for flight data replay and analysis.

The additional weight of a full up FDR/HUMS is typically 60 to 70 lbs. In some aircraft installations the weight may be reduced when FDR/HUMS equipment is installed replacing hardware previously used to balance the aircraft. Several types of FDR/HUMS cockpit installed control panels exist depending on aircraft type and whether the system is a first or second generation HUMS. Shown in Figure is the control panel installation in a Sikorsky S61N. The panel size is minimized due to restrictions in available cockpit space. The 5 button panel is in the center of the picture. Other panel designs provide alphanumeric readout of values recorded by the FDR as well as HUMS exceedances (see Figure 1) to the pilot.

FDR/HUMS have been installed by both the airframe manufacturer on new aircraft or by the operator or dedicated system installation companies on existing, commercial and military aircraft. The installation process typically takes between two and three weeks (or between 600 and 1,000 hours) depending on aircraft size and complexity. The twin rotor CH64 or CH47 generally require twice as many accelerometers an aircraft with a single main rotor. Often equipment apace is at a premium. In

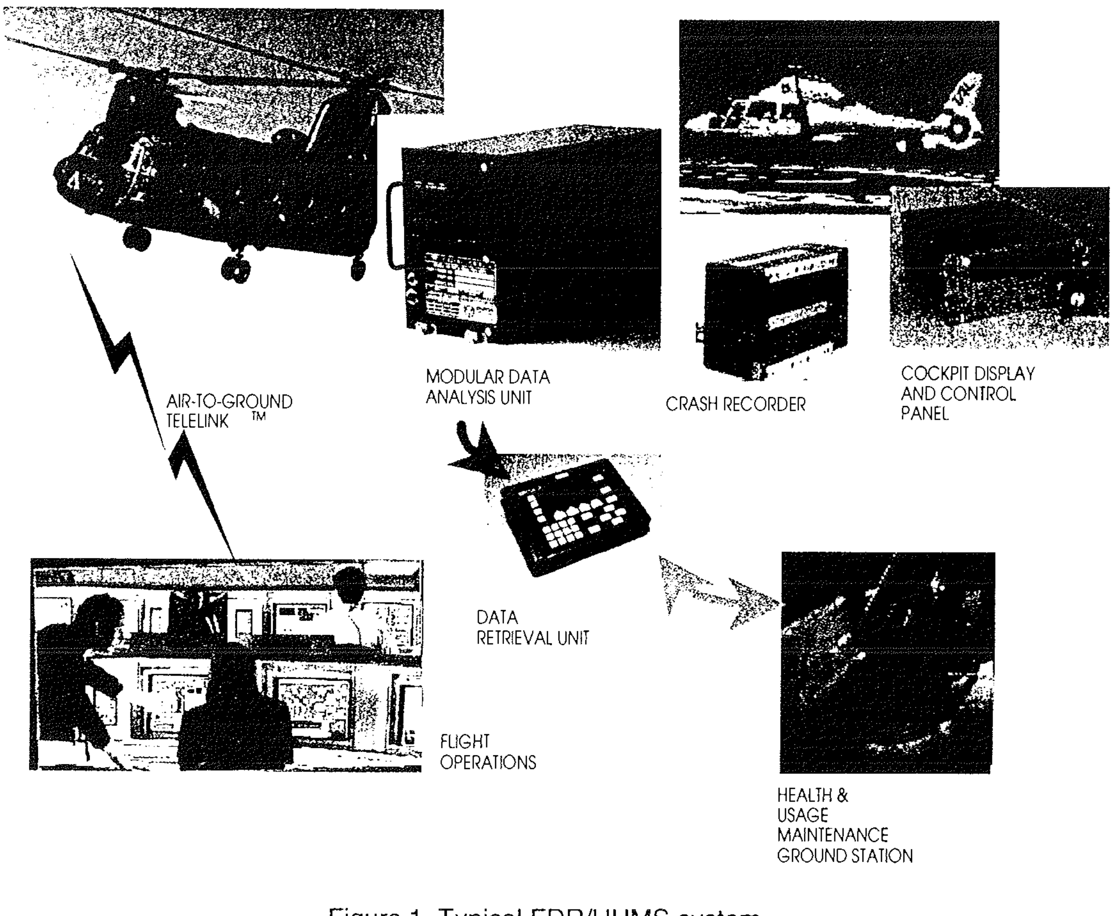


Figure 1. Typical FDR/HUMS system

some cases, such as on the Super Puma, a special mounting shelf had to be installed to accommodate the Teledyne/Stewart Hughes North Sea HUMS data acquisition unit.

OVERVIEW, SYSTEM FEATURES

Helicopter monitoring systems have been design for a range of aircraft sizes with the Teledyne Aircraft Integrated Monitoring System for light helicopter (T'AIMS LH) available for aircraft such as the Bell 206 or 407 or the Eurocopter BO105 or AS350, the T'AIMS I or T'AIMS II for medium size aircraft such as the Eurocopter Dauphin or EC135 and AHUNMS^{TM} for the Bell 412, Boeing CH47 or Sikorsky S76 or *EURO*HUMS^{TM} for the Eurocopter Super Puma Mk I or Mk II. The major difference between the T'AIMS I and T'AIMS II are the addition of flight data recording for T'AIMS II. The flight data recording capability makes it possible to perform aircraft performance monitoring, flight data and flight safety analysis, accident investigation and aircraft performance tracking (i.e., how much has aircraft been flown, what are the flight profiles, crew disciplines and long term monitoring of flights). T'AIMS I and T'AIMS II both require a cockpit display panel and a flight data acquisition unit(Teledyne Modular Data Analysis Unit or MDAU). However, T'AIMS LH does not require an MDAU since all data acquisition and engineering unit conversion capabilities are included in the cockpit display panel. The T'AIMS LH system provides pilot response via ten push buttons and one push/rotate dial, including marking events, initiation of power assurance checks, results display and recording of aircraft data cycle map, exceedance reports, pilot activated validation of Flight Summary Reports and aircraft event reports stored on a PCMCIA card which can be downloaded into a laptop or desktop PC. For single engine aircraft T'AIMS LH typically acquires approximately 15 flight parameters.

An FDR/HUMS system includes all the capabilities of T'AIMS II plus the capability to monitor the dynamic components (rotor, engine and mechanical drive train) using vibration data from vibration sensors for maintenance purposes including shaft and bearing diagnostics.

6．4．2　　ロータ・ハブの研究

防衛庁技術研究本部第３研究所　　丹　羽　良　之

◎　まえがき

日本のヘリコプタ技術、特にロータ・ハブに関する技術は、特許の問題もあり、世界のレベルから大きく遅れていた。一方複合材料の航空機への適用が進みつつあり、この技術をヘリコプタへ適用する試みが１９８０年代に本格化しつつあった。この技術はまだ確立されておらず、特許の制約もなく、対等な競争が可能であった。このことから複合材料を用いたベアリング・レス　ロータ・ハブの研究を開始することとした。

◎　基本方針と目標等

基本方針は下記のようにした。

○　金属材料にかえて複合材料を使用する

○　ベアリングを完全になくする

○　各軸（フラッピング、フェザリング、リード・ラグ）を完全に独立させる（連成運動がない）

○　エラストメリック・ダンパを使用する

目標は、ＯＨ－６の後継機とし、重量７～８０００lbs のヘリコプタへの適用が可能なロータ・ハブ技術とした。研究においてはＯＨ－６を改修して試験を実施することから、ＯＨ－６の性能を満たすこととし、常に７～８０００lbs の機体への拡張の可能性の検討を行った。

研究は、要素研究を実施し、その後ＯＨ－６を改修した実機による地上共振、空中共振を試験した。

研究計画を表に示す。

表

西暦	1983	84	85	86	87	88	89	90	91	92	93	94	95	96
昭和	58	59	60	61	62	63	平１	2	3	4	5	6	7	8
		要素研究												
						地上試験								
								飛行試験						
											ＯＨＸ	開発		

◎　研究の実施

１　要素研究

この研究の対象は、次の４項目である。

○　トーション・エレメント（フェザリングおよびリード・ラグ・ヒンジ機能を持つ）

○　ピッチ・ハウジング（リード・ラグ・ダンパの取り付け）

○　フラッピング・プレート（フラッピング・ヒンジ機能を持つ）

○　リード・ラグ・ダンパ

（１）　トーション・エレメント

トーション・エレメントは、フェザリング運動を許容すると同時にリード・ラグ運動をも許容することが必要である。このため捻り剛性を低くすると共に必要な横曲げ剛性を得ることが重要である。これを達成するため、最初の形状においてはスリットを設けることとした。しかしながらスリット部からクラックが発生し、疲労寿命は満足したものの問題を残した。この問題を解決するため、スリットをなくする方向で検討をおこなった。またスリット形状では、横曲げ剛性が十分でなく、リード・ラグ方向の変形がＳ字形にとなり、十分なリード・ラグ量を得ることが出来なかった。検討の結果、断面形をＸ形を経てアスタリスク形とすると共に、ハブ・プレート側の形状をＶ形にすることにより

十分なリード・ラグ量を得ることが出来た。形状の変遷を図1に示す。

（2）　ピッチ・ハウジング

ピッチ・ハウジングは、トーション・エレメントの外側に装着され、開口部にリード・ラグ・ダンパが装着出来、開口部の前後の部位が荷重を負担し、ダンパに圧縮荷重が入らないような構造とした。最初の形状では、荷重を負担する部位が捻れを含むような形で変形し、また開口部の両端にクラックがはいることが明らかになった。このため補強を行ったが十分ではなかった。トーション・エレメントの形状がV形に変更されたことにより、開口部にダンパを装着することをやめ、またダンパに圧縮荷重をかけることが可能となったこともあり、ダンパをピッチ・ハウジングの外側に置くようにした。結果開口部を塞ぐことができ、開口部の問題は解決した。図2にピッチ・ハウジングの変遷を示す。

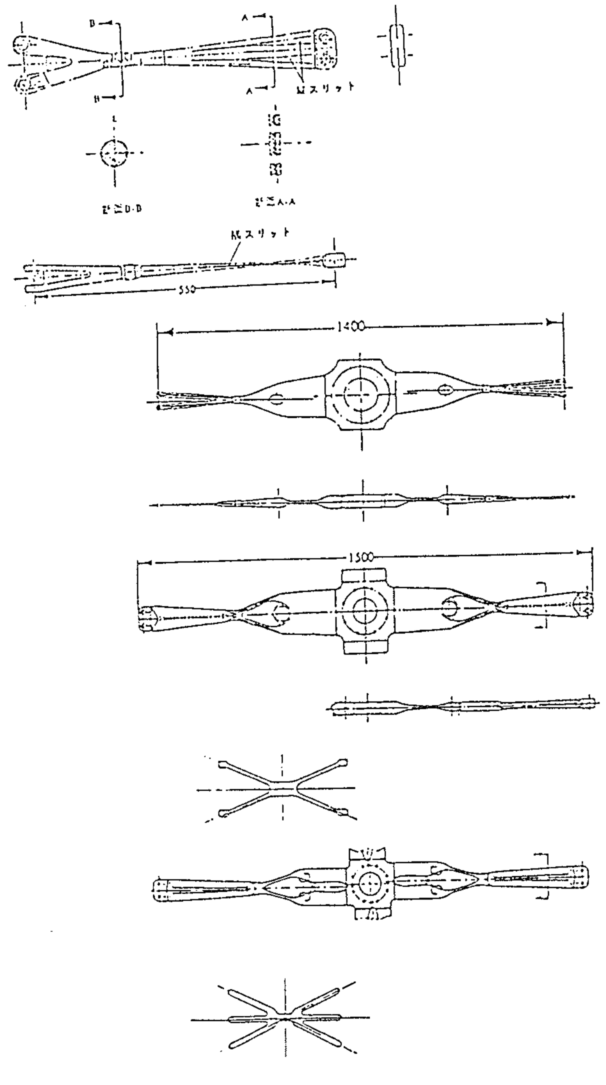


図1　トーション・エレメントの変遷

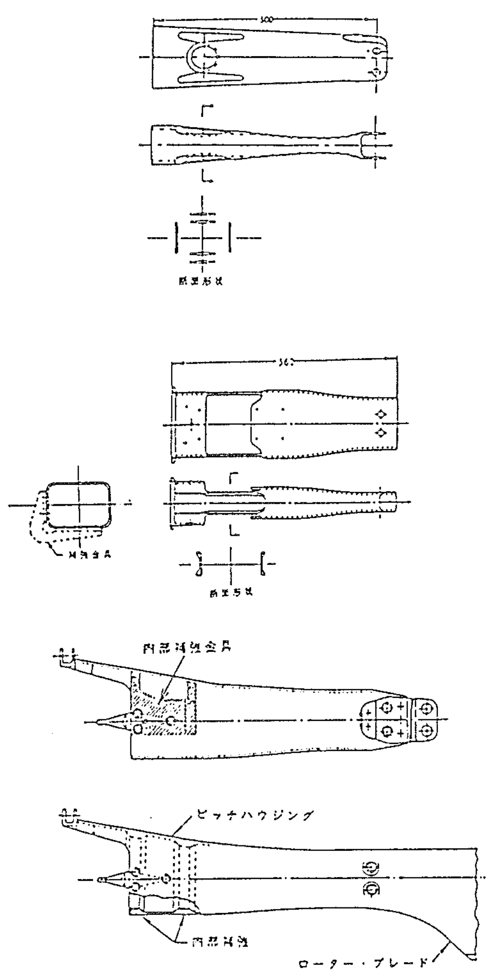


図2　ピッチ・ハウジングの変遷

（3）　フラッピング・プレート

フラッピング・プレートは、フラッピング・ヒンジ機能を有するものである。
最初平板の形状としたが、フラッピング運動時サドル状変形により中央部にクラックがはいることがわかり、中央部を薄くすることによりこの問題を解決した。

（4）　リード・ラグ・ダンパ

必要なリード・ラグ・ダンピング量を得るため、ピッチ・ハウシングに装着する。しかしピッチ・ハウジングに装着するには前述の問題が生じたため、圧縮荷重が負担出来るようなダンパを検討し問題を解決した。ダンパの変遷を図3に示す。

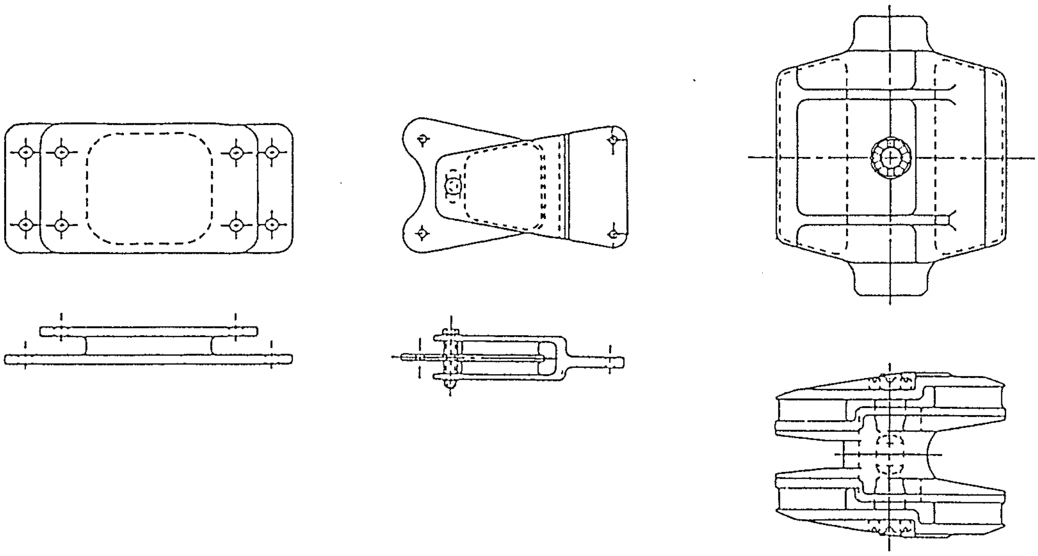


図3　ダンパの変遷

2　地上試験

ＯＨ－６Ｊのロータ・システムを新しい複合材料製ベアリグ・レスのものに換えて地上試験を行った。フロートによりエアボーン率をかえることができ、種々の条件における地上共振試験を行った。図4に地上試験の概要を、図5に試験結果の一例を示す。

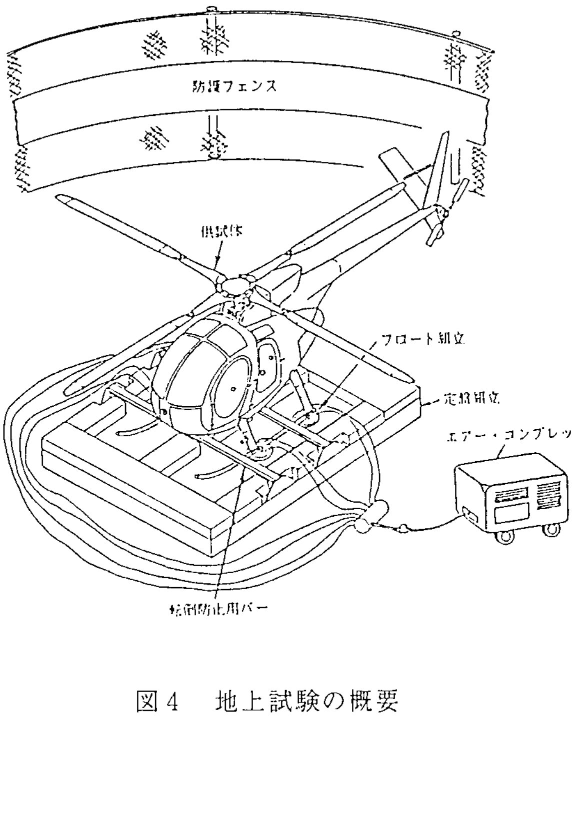


図4　地上試験の概要

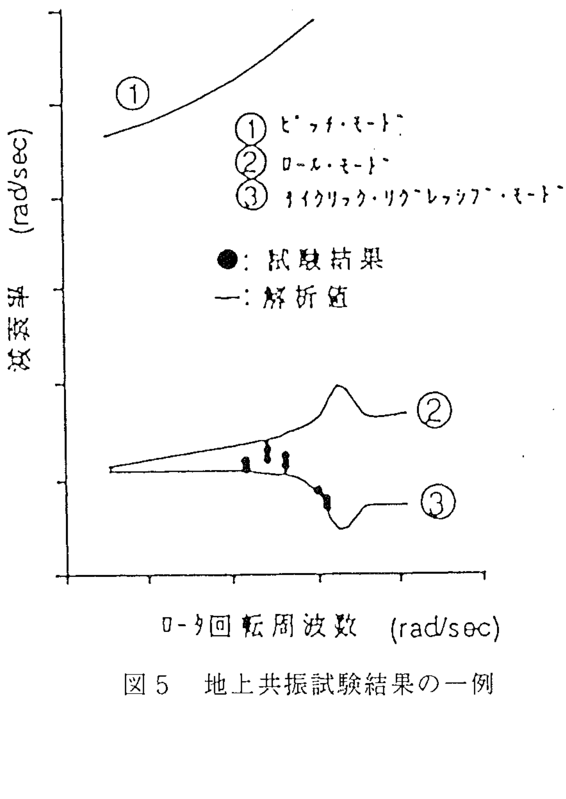


図5　地上共振試験結果の一例

3　飛行試験

ＯＨ－６Ｊのロータ・システムを新しい複合材料製のものに改修した。本質的には地上試験に使用したものと同じであるが、実機におけるブレードの折り畳みを考慮し、ハブ・プレートのところでトーション・エレメントと結合する形とした。図６にロータ・システムの概要を示す。

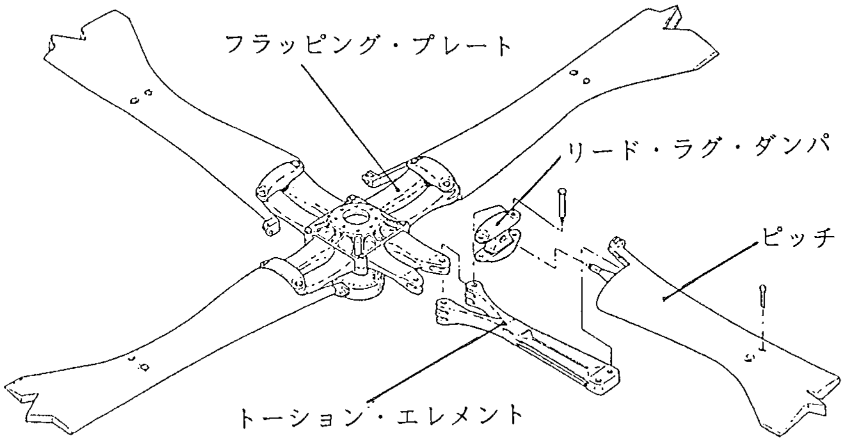


図６　ロータ・システムの概要

高度、速度をかえて飛行試験を実施した。取得したデータから負の減衰率を有することを確認し、空中共振が起きないことを確認した。図７に試験結果を示す。

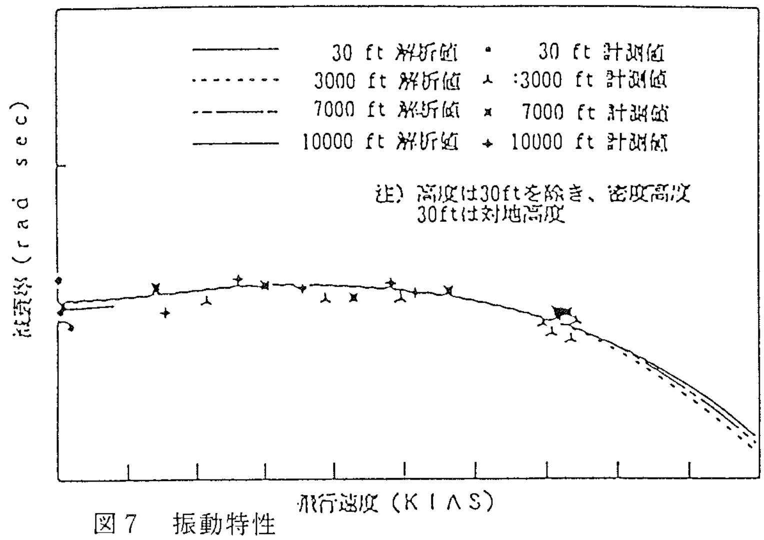


図７　振動特性

◎　まとめ

種々なトラブルが発生したが、その都度問題を解決することができ、結果的にはＯＨＸの開発に必要な技術を、必要な時期までに準備することができた。

◎　あとがき

１９９６年のＡＨＳにおいてベル社は、この研究で得たアスタリスク形の採用を述べているし、またコマンチのロータ・ハブは、ＯＨＸのそれと比較すると長大なもであり、この成果は世界に誇れるものと思われる。最後に、この研究を行う際、御支援してくださった防衛庁の内局、陸幕、技術研究本部の方々及び研究に協力して頂いた川崎重工業の斉藤氏、坂東氏をはじめとするグループ方々に感謝いたします。

6. 4. 3　ヘリコプタ用エンジンの最近の動向

石川島播磨重工業（株）航空宇宙事業本部
防衛エンジン事業部第一技術部　弓手良行

1. 諸言

ヘリコプタの歴史は固定翼機に比べて浅いが急速な発展を遂げ、現在も各種用途の機体が開発され、運用されている。御巣鷹山、雲仙普賢岳や最近では阪神大震災での観測・救難活動でのヘリコプターの特性を生かした活躍は記憶に新しいところである。

このヘリコプタの発展に、小型・高出力で加減速特性の優れた航空用ガスタービンが大きく寄与したと言っても過言ではない。

ここではヘリコプタ用ガスタービンの現状と今後の動向について紹介する。

2. 航空用ガスタービンの出力（推力）の推移

図１に固定翼機用を含む航空用ガスタービンの出力（又は推力）の推移を示すが、民間用及び軍用の固定翼機用ガスタービンが年代とともに高推力に推移しているのに対し、ヘリコプタ用ガスタービンは年代に係わらずほぼ横ばいの出力で推移している。

これは、ヘリコプタの特徴を生かした用途という点で固定翼機のような高出力の需要がないと見るべきであろう。

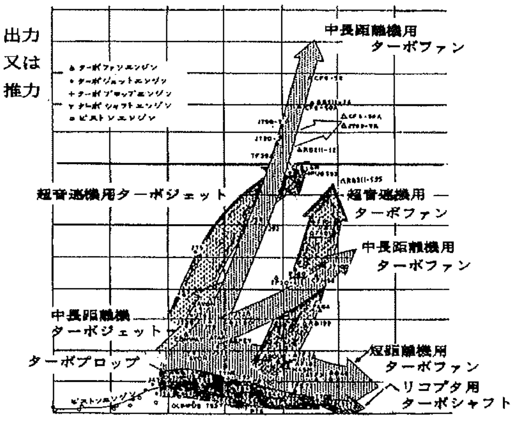


図１　航空用ガスタービンの出力（推力）の推移

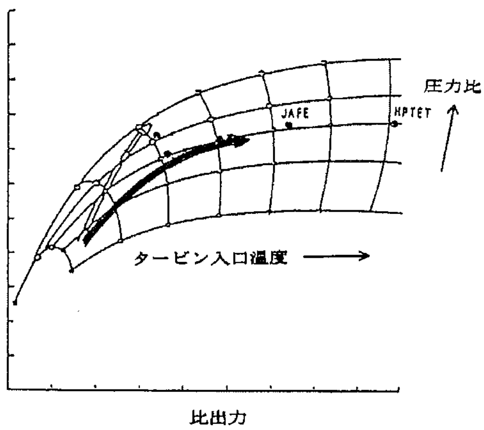


図２　熱効率と比出力の動向

3. ヘリコプタ用ガスタービンの動向

ヘリコプタ用ガスタービンの動向を比出力（単位空気流量当たりの出力）と熱効率（供給した燃料エネルギーに対して実際に利用できるエネルギー）で示し、圧縮機の圧力比とタービン入口温度をパラメータとして図２に示す。

ヘリコプタ用ガスタービンに限らず、航空用ガスタービンは年代とともに高圧力比化及び高温化へ推移しており、このことは高熱効率化（＝経済性）を意味している。以下に高圧力比化、高温化のための技術の動向について述べる。

３．１　高圧力比のための技術

高圧力比化のための技術として、コンピュータを用いた流体力学（ＣＦＤ：Computational Fluid Dynamics)の発展が挙げられる。これにより高効率化、高負荷化を図り少ない段数で、高圧力比を図れるようになった。最近開発された圧縮機の動翼及び静翼は、三次元設計されるようになっており、具体的に視覚としても技術の進歩を見ることができる。

ヘリコプタ用ガスタービンとして特徴的なこととして、遠心圧縮機が使われる場合が多いということがある。これは、遠心圧縮機の特徴である単段で高圧力比が可能であること、構造を簡素化でき重量を少なくできる長所があるためである。ＣＦＤにより遠心圧縮機の効率も軸流圧縮機ほどではないが向上しており、遠心単段、軸流と遠心の組合せ、遠心２段の構造など高圧力比化のみでなく、サージ・マージン確保のためのトレード・オフがなされ最適の圧縮機形態が選定されている。

３．２　高温化のための技術

高温化のための技術は大別して２つに分けることができる。１つは材料の耐熱・耐食性材料（新材料）技術であり、１つが冷却技術である。この２つの技術を組合せることによりタービン入口温度の高温化を図ることができる。

３．２．１　材料技術

図３に耐熱材料の推移と予測を示すが新しい耐熱材料が研究・開発されタービン動翼及び静翼として実用化され使用されている。近年実用化されているところでは、従来の真空溶解鋳造翼に代わって一方向凝固翼（ＤＳ翼）または単結晶翼（ＳＣ翼）が採用されている。研究・開発されている新材料としては、メタルマトリックスコンポジット（MMC）、インナーメタリックコンパウンド（ＩMC）、セラミックマトリックスコンポジット（ＣMC）、酸化分散強化合金（ＯＤＳ）等があり、今後実用化され更に高温化が可能になると予測される。

また、耐食性コーティングとしてアルミニウムの拡散コーティングが一般的に実用化されているが、今後新しいコーティングが研究・開発され、新材料とともに実用化されてくると予測される。

３．２．２　冷却技術

タービン入口温度は、現在では１４００℃レベルに達しているが、この高温に耐える材料は現在のところは無く、タービンの高温化は冷却技術によるところが大きい。冷却効率を向上させるためタービン動翼及び静翼には、図４に示す冷却方法を組合せ、少ない冷却空気で最大の冷却効率を得る工夫がなされている。

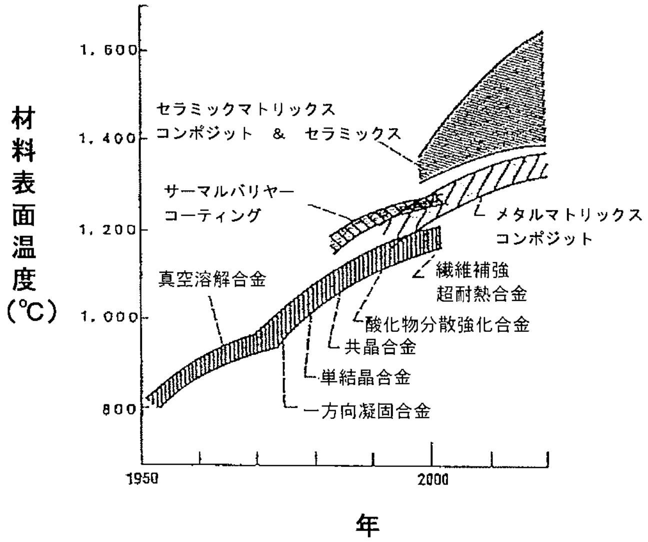


図３　耐熱材料の推移と予測

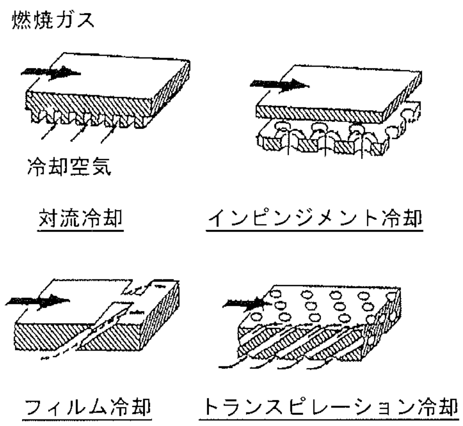


図４　冷却方法

４．制御技術の動向

航空用ガスタービンで特筆しなければならないものに制御技術がある。

従来の油圧機械式の燃料制御が近年開発されるエンジンではＦＡＤＥＣ（Full Authority Digital Electric Control）が採用されていることである。

ＦＡＤＥＣのメリットは以下のとおりで、油圧機械式の制御方式が単にコンピュータにより制御されるようになったという制御のみの範疇でなく、パイロット負荷、安全性、信頼性、整備性、更にライフサイクルコスト等といったエンジンのシステム自体までも改善できるようになっている。

・エンジン制御パラメータの増大／組合せの複雑化により、多数のパラメータを速く、精度よく処理→エンジン性能の向上（作動安定性、燃料消費率、加速時間等）→機体性能の向上
・機体システムとの交信能力増大→飛行条件に応じた最適性能発揮→パイロット負荷の低減
・エンジンの状態のモニターが可能になり、部品の寿命（ＬＣＦ寿命、高温部品熱履歴等）管理、故障識別や調整運転が不要→整備性及び信頼性の向上→稼働率の向上、運用費用の低減
・改修／性能向上への対応が容易→開発期間の短縮／即応性の向上

５．その他の技術

ヘリコプタ用エンジンとして、特徴的な技術がいくつかあるので紹介する。

ＩＰＳ（Inlet Particle Separator）はエンジン入口において、砂塵等の異物を排出する機構で清浄な空気のみをエンジンへ吸入するものである。これはヘリコプタの運用上（未整備地からの離着陸や低空での飛行）発生しやすいＦＯＤ（Foreign Object Damage）を防止することができ、安全性、信頼性、整備性の向上を図ることができる。

ＩＲＳ（ Inlet Particle Separator）は軍用ヘリコプタに装着されており、ミサイルから回避するため排気ガスの赤外線放出量を減少させるためのものである。

整備性の観点から、補機（フィルターやポンプ等）をエンジンの上方に配置し、交換するための接近性を向上している。また、航空用ガスタービンはモジュール化、ツールの最小限化や補機交換後の調整運転が不要など整備性を考慮した設計がなされるようになってきている。

６．ＩＨＰＴＥＴ（統合高性能タービン・エンジン技術）

（ＩＨＰＴＥＴ：Integrated High Performance Turbine Engine Technology ）

航空用ガスタービンの動向の注目すべき技術として、米国にて行われている官・民・学によるＩＨＰＴＥＴ計画がある。これは国防省重要技術計画としてとり挙げられている２１の技術のうち１４番目の空気吸入推進技術として行われている。技術目標は圧縮機システム、燃焼システム、タービンシステム、排気ノズル、機構システムと技術的実証の各分野ごとに、３段階（フェーズⅠからⅢまで）の目標を設けている。技術的実証ではターボファン／ジェット、ターボシャフト／プロップと使い捨ての３分野ごとに目標を設定している。ターボシャフト／プロップ用として、最終的（２００３年：フェーズⅢ）には、馬力／重量を＋１２０％、比出力＋１００％、ＳＦＣ－４０％、タービン入口温度＋１０００° Ｆ（５５５℃）、圧縮機出口温度＋４００° Ｆ（２２２℃）と高い目標をかかげて研究が進められており、いずれこの技術が近い将来にエンジンに適用されてくることは確実である。非常に興味深い技術ではあるが日本においてもこのような画期的な技術計画が望まれるところである。

７．結言

ヘリコプタは滑走路を持たず垂直上昇、ホバリング（空中停止）できること等、機動性の点からヘリコプタの特性を生かしたあらゆる用途において、需要は今後更に増加すると予測される。また、日本においてはエンジン・機体ともに日本独自開発のＯＨ－１が順調に開発されているし、海外においてもRAH―６６（コマンチ）、Ｓ－９２，ＮＨ－９０等がエンジンを含め開発中である。これらのヘリコプタも近い将来に軍用および商用として運用されるであろうし、またこれらに適用されたヘリコプタ技術、電子機器技術及びエンジン技術等が展開され、更なる技術向上に寄与するものと確信している。

紙面の都合で十分に説明できていない部分についてはお許し頂くとともに、ヘリコプタ用ガスタービンについて少しでも皆様のお役に立てていただけたらと思います。

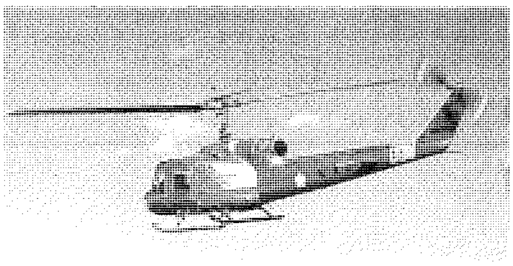
７．寄稿

ヘリコプターの想い出

金田安雄

金田安雄氏略歴　大正１３年２月１３日生、昭和２１年東京帝国大学第一工学部応用数学科卒、昭和２８年に富士重工業へ入社、航空機部門において初代のヘリコプター課長をはじめ、技術部長、航空機部長、航空機技術本部長及び取締役航空機事業部長等の要職を歴任し、この間、Ｔ－１開発、ヘリコプター事業の開拓推進、航技研ＦＴＢの試作、ＡＳＴＥＴ副主任としてＴ－２の開発、ＣＴＤＣでのＹＸ/７６７の開発等に貢献された。昭和６１年からは輸送機工業（株）常務取締役として活躍され、現在は宇都宮に在住、後輩に暖かいアドバイスなどをしながら悠々自適の生活を送っておられる。元本協会正会員

ヘリコプターの始まり



私の記録によれば昭和３４年の４月頃から、ヘリコプターの話が技術部内会議のその他の項目の一つとして出始めている。そして、昭和３６年の２月末の工場長訓辞のなかにＨＵ－１Ｂに関する情勢の説明があった。Ｔ－１の終息後の売上高と操業度の確保のため、このヘリコプター事業は期待されていたのである。この年の４月には、本社に営業第２部が設けられ、ヘリコプターを担当する課が出来ている。課長は陸士出身で英語の上手な野村さんで、この人とは後々よいペアを組んで営業や開発が出来た。

技術部ではまだ大きな動きはなく、空力設計課の一部でヘリコプターのマニュアルなどを入手し、調査していたようであった。４月の下旬だったと思うが、ある日、本社からお偉方が来て会議を開いていた。そしてその翌日、突然私がヘリコプターＨＵ－１Ａ／Ｂのライセンス導入の技術責任者を言い渡されたのである。当時、私は開発課長でＫＭ（ＴＭ）の事や将来の軽飛行機開発のための基礎調査のような事をやっていたと思う。

何故このヘリコプターを当社が作ることになったかというと、ＢＥＬＬ社はＫＨＩとＢＥＬＬ４７（Ｈ１３）の小型ヘリコプターのライセンス契約（三井物産主契約）を結んでおり、相当数の生産、販売をしていた。陸上自衛隊向けの米陸軍のＨＵ－１Ｂの生産に当たりＢＥＬＬ社は三井物産（ＭＢＫ）とライセンス契約を結んでいたが、生産担当会社として、当時防衛庁向けを主としたバートル１０７の生産を進めていたＫＨＩに対し、技術の流出を恐れて別の会社にサブライセンスすることを提言して来た。三井物産と中島飛行機の戦時中からの関係もあり、当社がサブライセンス生産をすることになった、と言うのが話の筋と思われる。

当時の富士重工はスバル３６０を発売後まもなくで、資金的に苦しい時代であったと思う。本社で事業計画や技術説明をやっても、重役さん達の顔から、また金のかかる話を持ってきたな－－と言う気持ちが直に感じられたのが思い出される。ライセンス費もＭＢＫに肩代わりしてもらい生産機数に割りかけて支払うことにしたと思う。そのために最初のうちはヘリコプターは作れば作るほど赤字が増えるという計算には参った。

技術部の中でもヘリコプターは主流とは見られず固定翼機に全力投球がなされ、ヘリのことは私にまかせて置けば良いと言ったムードであった。それだけに私にとってはやり易く思い切った事が出来

たと思っている。
生産はノックダウン（ＫＤ）から始め、ステージ（ＳＴ）Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ、…と社内生産の比率を高めて行き、防衛庁との契約上ではＣ－３からＸＭＳＮ、Ｃ－４からブレードの国産に入ったことになっている。始めの頃のＨＵ－１Ｂに関する連絡会議（ＭＢＫとＦＨＩの）では次のようなことが議題とされていた（昭和３６年５月２日）：
・ローターは国産しない予定　　注：接着構造に自信が無かったからであろうか？
・ミッションは国産する計画　　注：自動車で歯車を切っていたので馴染があったから？
・ＨＵ－１にＴ－５８（ＧＥ）を搭載する計画
詳しい調査もなく議論しているので、後から振り返ると笑止と思えることを議論していたのである。
ＦＨＩが民間に航空機を売ったのも２０４Ｂ（ＣＨ）が始めてであり、不具合があるといきなり飛行場に飛び込んできてしまうし、手直しや部品交換などを即時要求される。ユーザーにしてみれば早く現地の山に入って仕事をしたいわけだから、窓口の整備課が工務課を通して伝票を切っているのももどかしい気持ちでいる訳である。サービス課などという考えすら無かった時代だったが、出しゃばりのヘリコプター課長がサービスをする手順や基準を作り、試行錯誤で即応態勢を整えていった。飛ばなければ仕事にならないと言う運航会社の要望には、何としてでも答えてゆきたいと会社の中を引っかき回したと言う感じがする。

ＢＥＬＬ社での調査

昭和３７年（１９６２）１月６日から３月１６日まで技術調査のため海外出張を命ぜられた。搭乗機はパンナムのＢ７０７だったと思うが羽田空港の特別室で見送られ、内藤子生（団長）長谷川隆（企画）三木繁麿（生産）金田安雄（技術）の４人で勇躍機上の人となった。（恩田忠徳（生技）金須武（検査）の２名は後発になった）
当時は途中給油のためハワイまたはウエーキに寄ったので、初めて見る外国の地オアフ島の印象は今でも忘れられない。内藤さんから、君はこのヘリコプターを国産したときに、これで飛んで良ろしい、と判断が出来るように調査しなさいと言われていた。飛行許可を出すのはお前だよと言われたわけである。こう言われて見ると何を調査すべきか自ずから開けて来たような気がした。契約書の中にリストアップされている技術資料の Ref.No.を子から孫ぐらいまで調べ「このレポートを理解するために必要である」といってＢＥＬＬ社に要求した。その当時の米国は日本から習いに来た、教えてやろうと言うムードで皆親切だった。
ある日内藤さんと完成機の Check out procedure について Flight Engineer と話す事になった。ブレードのトラッキングの話になり、この公差は如何程かと聞いても、これには公差はないと言う。そんな訳があるまい、幾らまで食い違って良いのか判らなければ、飛んで良いと判断出来ないではないか。やり取りのあと、では実際の機体ではどんな具合になっているのか、青マークと赤マークの食い違いは通常３／８インチ程度までである。高回転と低回転で上下反転しないこと、要は飛行中の振動が大きくなければ良いと言う説明を受けた。なんでも尺度に頼ろうとする我々の考えに対して反省させられた。
海外での調査に際しては、予備調査を十分行って不明解な点を掴んで質問するようにしないと十分な調査は出来ない。内藤さんからハウ・アバウトではだめだよと、よく言われたがこの辺の事を言っておられているのだと思っている。
余談になるが私と恩田さんが３月まで残っていた時に、アメリカの最初の宇宙船が成功した。オフィスでは社員がみんなで喜んでいたが、Ducayet 社長が我々の部屋にきて喜びを表していったのが心に残っている。

２０４Ｂ初号機のトラブル

２０４Ｂ（ＣＨ）は当時ＢＥＬＬで試作され、このシリーズとして初めてＴ／Ｃを取る民間型ヘリコプターであった。我々のところには、Ｔ／Ｃ取得後約１００時間飛んだ機体が初号機として送られてくる契約になっていた。ＨＵ－１Ａ型の社有機でパイロットも整備員もヘリコプターには慣れていたので、この２０４Ｂ（ＣＨ）初号機は羽田で開梱され宇都宮まで空輸してきた。試験飛行に入ろうとしたところ、エンジン周りから異音が発生した。それもフライト・アイドルでブー、ブーと間欠な音が出ている。当時ヘリコプターの動力系統を担当していたのは、小暮（当時係長）さんで整備員やパイロットと探求をしたが、なかなか原因がつかめない。私はその時楽器のハモニカを持っていって同調音を探し、Ｎ１かＮ２かを探ろうとしたことを思いだす。振動解析器など無かった頃のことである。結局ライカミング社から若い技術者（Mr.Mace）が来てくれて、直ちにＮ２ベアリングであることを指摘し分解修理された。このことがあったので、我々はエンジンに対する色々な勉強が出来てしまった為、その後のフィールドでのトラブルにも自信を持って対処出来たのである。トラブルは、有った時にそれを解決することによって、技術の蓄積は出来てくるものである。

この機体はＣＨ－１号機として朝日ヘリコプター社に納入され活躍した。因みにＫＤ機のＣＨ２号機は全日空に納入された。

２０４Ｂ－２のこと

ＨＵ－１Ｂの生産も順調に進み、より大馬力のＨＵ－１Ｈの生産に移る機運が濃くなってきた。然し当時のわが国の民間ヘリコプターでは、キャビン・スペースの大きなＨＵ－１Ｈの民間型２０５Ａを生産販売出来るような市場ではなかった。市場では人員輸送よりは物資輸送の方がヘリコプター事業として採算性がよく、２０４Ｂの有効性は１点吊り下げ方式など運用面、安全面で高く評価されていた。ただスリング能力（高温、高空での馬力不足）の増加が望まれていたのである。

そこで２０４ＢにＨＵ－１Ｈ（２０５Ａ）のエンジン、トランスミッションなどを使い能力を増加する計画を立てたわけである。営業との連携の中で早速初期調査を行う事になり、ＢＥＬＬ社を訪問することになった。然し計画を説明し、いざ関連資料を見せてほしいとなったら、ＢＥＬＬの営業は２０５型のライセンス契約が締結されていない（交渉中）現時点では、見せられないと結論を出してきた。考えてみればもっともな話である、こちらはＨＵ－１Ｈの生産よりも２０４Ｂの改造のほうが技術的にも創造的で面白いものだから、早く計画を立てたいあまり、少しく焦りが出たと反省させられた。折角テキサスまで出かけて行きながら空振りとなり、仕方なくライカミング社のエンジン工場を訪問して、旅程を切り上げて帰国した。

後日、ＢＥＬＬ社との問題も片付きこの計画は具体化され、社内の試験研究予算を取って試作された。無事Ｔ／Ｃを取得し２０４Ｂ－２として日本に於ける物資輸送ヘリコプターとして、高く評価され、今でも運用されておる。しかしこのヘリコプターもすんなり生まれた訳ではない。

試作費をできるだけ少なくして試験研究費の中に収めたかったものだから、無理をしたところがあり、後で追加改造しなければならないものが出てきたのである。その一つはエンジンとトランスミッションのオイル・クーラーＳＹＳを２０５型にせず２０４Ｂ型のＳＹＳの儘でやったことであり、油温の上限余裕がなく、直ぐにウオーニングが点いてしまい、ユーザー（試作機は朝日ヘリに納入され、実用試験に供された）から苦情が出て改造をせまられたが、私の後任の牧野さんが苦心して直してくれた（私は当時、民間輸送機開発協会に出向していた）。尾瀬のハイキング時などに物輸中の本機と会うと、懐かしく思うことも再三である。

ＨＵ－１Ｈのこと

昭和４７年、いよいよＵＨ－１Ｈ／２０５Ａのライセンス契約が締結され、ＨＵ－１Ｈの国産を始める事になったが、そんな時、米陸軍のレポートが入り、その中にＵＨ－１Ｈ（当時ベトナムで多数

活躍していた）はホバリング中に横風を受けると方向操縦性に欠点があることが指摘されていた。ＢＥＬＬ社は民間機２０５のＴ／Ｃのときに、この欠点を解決するためにテールローターを Pusher から Tractor に変更したのである。米陸軍は既に何千機と持っており、今更改造するわけにも行かずそのまま生産を継続していた。

私は折角これから作るならば、２０５Ａ型のＴ／Ｒにしたい。図面はプッシャーとトラクターの両方が送られてきている。先の２０４Ｂ－２には何うしても２０５Ａ型のＴ／Ｒを使わなければ航空局に説明が出来ないし、軍用と民用とで別のＳＹＳにするのは採算的に良くない。

そこで「日本に於けるＨＵ－１Ｈは Tractor 型にすべきである」と言う論旨を持ち、陸幕その他に説明に上がった。当時の陸の航空機課長は、私の説明をじっくりと聞かれたあと、「分かりました。会社がそこまで自信をもって実施したいと言われるならやりましょう」と言ってくれて、この事は決まった。この様な場合、とかく事無かれ主義で米軍と同じにという所に落ち着いてしまうのが普通であるが、この決断を下して頂いた課長には今でもそのときのことを思い出して、感謝している。

その後、陸上自衛隊が米陸軍と協同演習を行ったときに「貴軍は良いヘリコプターを持っている」といって、トラクター型のＴ／ＲのＨＵ－１Ｈをほめられたと聞き嬉しく思った。日本の陸自のＨＵ－１Ｈは、世界の軍用ヘリコプターＵＨシリーズに無いヘリコプターであり、それを作った富士重工に私は誇りを持っている。

このローターのダウンオッシュとテールローターの回転方向の関係は、ＡＨ－５６シャイアンなどの他機でも方向操縦性の不足として問題にされていた。ＵＨ－１、ＡＨ－１ではテールローターを反対側に振り変えるだけの簡単な方法で、操縦性を著しく改善出来たと、レポートには記されていた（Rotor & Wing International/June 1987）。

２０４Ｂの売り込み

２０４Ｂはライセンス契約はしたものゝ、国産機ができるのは約２年後になる。その当時は電力会社がＢＥＬＬ４７などの小型ヘリコプターを使って、送電線の監視などをやっており、そろそろ中型ヘリコプターによるサービス、送電線のための鉄塔の建設などに各社も関心が深くなってきていた。対抗機に対し２０４Ｂのアンダースラングの２枚ローターの特徴を説明しに西日本空輸（九州電力）や瀬戸内航空（四国電力）などに売り込みに出かけた。当時ＰＲ用のモデルなど無いので仕方なくデパートで輸入品のプラモデルを買って組立て、壊さないように箱に詰めて持って行き説明に使った。帰路本社で６００円を貰い次のモデルを買って帰ったことが再三であり、何機作った事であろうか楽しい想い出である。

全日空にヘリコプター部門があり、我が２０４Ｂも持っていて、かなり積極的な活躍をしておられた。昭和４０年頃、北海道の森林の風倒木に殺虫剤（液剤）を散布するので、２０４Ｂに散布装置をつけてほしいとの要請が全日空からあった。液剤散布でなら２０４Ｂで小型ヘリコプターに対抗出来ると言うＯＲの結果などを検討して、引き受けることになった。小暮さんの下で坂口君がＦＨＩ大宮製作所の消防ポンプを使い、薬剤タンクや散布のためのブームを装着してテストし納入した。宇都宮から北海道に飛んで薬剤散布を実施したと聞いているが、不幸なことにこの時全日空の優秀で熱心な整備士が、現地でテールローターに触れ死亡するという事故が起きてしまった。その後この散布装置の事は耳にしていない。

営業から関西の某会社がデモンストレーションとして山小屋建設の資材輸送をやってほしいといってきたので、飛んで行ってくれと言ってきた。社有機で兵庫県の山の中へ行って見ると、バラスは山積みされており、鋼材はバラ積みされている状態であった。早速部落からカマスを調達してもらい、バラスを吊り下げ重量に分割することから始め、鋼材も分割して固縛するのだが、秤は無いのでこれら全てを計算でやった。このときに人夫を集めてもらったらきたのは中年の女性ばかりで、これは人夫でなく妊婦だったかと、笑ってしまった。社有機のヘリコプター・パイロット Mr.Till は米軍リタ

イア後にきたひとだったがよく飛んでくれた。新潟地方に豪雪が降ったときは要請されて、当社の社有機は孤立した地域への新聞輸送などに活躍したことがあった。

２０４ＢのＢｕｙ　Ｂａｃｋ

ヘリコプターの生産はＫＤから始まったが、その中に２０４Ｂが８機含まれていた。然し民間機はすぐには売れず、組み立ての途中で仕掛り在庫（白鯨と言れていた）となってしまった。そんな時ベトナム戦争のとばっちりで、ＢＥＬＬ社は民間向けの機体を作る余裕がなく、ＦＨＩにある機体をバイ・バックしてＢＥＬＬ製品として売ると言う計画が持ち上がった。お陰で目障りだった白鯨がなくなり、一息つけたのは有難かった。結果７機が昭和４７年にバイ・バックされ、米国の油田事業とベトナムの民間ヘリコプター会社に納められたと聞いている。その後、米国で運航された機体は長期間無事故で運航され立派なヘリコプターであると褒められたと聞いている。

ところで、２０４Ｂ（ＨＵ－１Ｂ）のテール・ブームにはマグネ板が使われていた。湿度の高い日本では腐食の問題でマグネは使わない方がよいと言うのが通説になっており、材料も国産されていない。実はＴ－３４メンターでも尾翼にマグネ板が使われていたのをアルミ材に変更した経験が有ったので、今度もアルミ化することにした。圧縮側は等サイズ、引張側はサイズダウンの２０２４に置き換えたが、実はこのことはＢＥＬＬには知らせていなかった。このバイ・バックの時にＢＥＬＬから来た技術者がサム・ブリンドリーと言う信頼出来る人だったので、思い切って話し、結局全部等サイズのアルミ材にして出荷することで決着したと言う余談もあった。

ハニカム構造のこと

当社がハニカム構造と言うものを作るようになったのは、ヘリコプターの生産からである。日本ではじめて航空機用のオートクレーブを装備し、パネルの生産を始めたわけである。当時のハニカムのコアはアルミで、表面板はグラスクロスが主だった。床やデッキには片面が金属の物もあったが、それらは平板であった。

オートクレーブは、将来メインローターを生産することを考慮し、№１は４８フィート用に長く作ってある。№２はハニカムパネル用でやゝ短くなっている。いまやノメックスハニカム、ケブラー、カーボンの表面板などと益々多様化しているが、当時はコアは専らバンドソーで切削した。パネルのドアヒンジ金具の取り付け部に凹んだところがある。削り出す方法もなく悩んでいたら、ＢＥＬＬでは型をあてて叩きつぶしていたと言うことが判った。笑い話の様だが、その当時は真剣に考えたものだった。

接着構造の最大のものは、ブレードの製作であった。昭和４３年（１９６８）から国産ブレードを装着した機体が納入されているので、その２年ぐらい前から生産研究されていたと思われる。生産技術担当者は大分苦労したようだった。翼型は００１２だが、オートクレーブから出てきたものはオタマジャクシのような形になってしまったことがあった。接着剤は高温で糊のようになり、圧力でコアが前方にずれてしまったわけである。苦心の末、完成したブレードを供試体にして強度確認の試験が行われた。４４ＦＴローターはＨＵ－１Ｂ機に、４８ＦＴローターは２０４Ｂシリーズに装着され大空を飛んでいる。

参考（航宇学会誌第１７巻第１８８号　ＨＵ－１Ｂヘリコプタ・ロータ・ブレード疲労　強度確認試験　　丸山　茂）

トランスミッションの国産

トランスミッションの国産化の問題はヘリコプター生産の当初から頭を悩ます問題であった。ＦＨＩには歯車工場が無い。また三鷹製作所で自動車のトランスミッションを作っていたが、ヘリコプターのＸＭＳＮの図面を見てとても歯が立たないと言う。ＫＨＩやＩＨＩに国産を委託することも考え

たが、コスト的にとても合わない。然しＸＭＳＮのオーバーホールを米国まで送り返していたのでは、どうにもならない。何としても国内でＯ／Ｈをやらなければならない。そこで出来るものから国産しようと言うことで、ケースを国産し歯車を輸入して組み立てると言う形で国産化を始めた。

ＸＭＳＮのテストスタンドと言うのが２００ＨＰのモーターで１１００ＨＰの負荷試験をするもので、昭和４２年に設置したが、これをＴＯＰに説明するのに苦心した。今では“動力循環式”と言えば、あれかと分かってくれる人が多くなったが、その時は理解してもらうのが大変だった。さて、いざ国産をしてテストスタンドで試験に入ったところ、インプットクイルの入る穴が試験途中の検査で残留歪みのため真円からはずれ、楕円になってしまうと言うことが起きた。オイルは１２０度Ｃ位までになるし、国産のマグネの鋳物のクリープ性を疑ったりして試験してみた。

輸入したケースがあったので国産品と寸度比較をやったみたところ、輸入品は図面寸度より厚く出来ていることが分かった。国産品は公差内にあり輸入品は公差より大分厚く出来ていたわけで、早速型を修正して輸入品と同等の厚さにしてこの問題は解決した。ライセンスではよくこの様な事があるので注意が必要である。設計変更が必ずしも全て図面に編入されていないと言うことである。特に治工具の図面では生産途中での改造が入っていないことが多いので注意すべきである。

いよいよ耐久運転に入る事になったが、２５０時間に対し２００時間をこしたあたりでマストベアリングに瑕が発生すると言うことが何回か起こり困り果てた。そこで田口さん（当時ヘリコプター課長）にベアリングを持ってＢＥＬＬ社に行き、状況を説明してアドバイスを得るべく渡米してもらった。そして特別に検査したベアリングを渡されて、これで試験してみなさいと言われてきた。このベアリングは３連ベアリングである。ベアリングは必ずしも真円には出来ていないので、外れている所を見つけてＶマークで位置を決めている。渡されたベアリングは真円度からの外れが少なく、かつ３つとも略一致したもの（Hi-point を合わせたもの）と言うことであった。

一方契約では国産化ＸＭＳＮを装備するロットは決まっている。試験は遅れて思うように行かず、営業からは催促されるしで、神に祈るような気持ちで試験を継続し、２５０時間をクリアーしたときは本当にほっとした思いであった。

ケースだけの国産であったが、これまでの製品にない加工精度を具体化するために、中削加工機やエアマイクロといった計測機械が充足され、また歯車の組み立て、ジェットノズルによる潤滑方式など、新しい技術領域が取り入れられたことは、その後の技術の進展に寄与していると思っている。これでＨＵ－１Ｂ／２０４ＢからＨＵ－１Ｈ、ＡＨ－１ＳのＸＭＳＮのＯ／Ｈが出来るようになり、ヘリコプターのフィールドサービスに自信のあるサポートが出来るようになった。

不時着機の脱出

ある日の昼休み中に、霞ヶ浦の陸自航空学校からＨＵ－１Ｂがオートローテーションの試験中に田圃にハード・ランディングしたので支援を頼むと言う電話が入った。様子では泥田なので機体には損傷は無いらしいと言うことが分かった。早速武器補給処に艤装済のエンジンが有るかを確認した（スタンバイ・エンジンとして納入したものである）ところ、有るという。それならばフィールドでエンジン交換をやろうじゃないかと言うことで、小暮さんと境野さんと３人で迎えに来たヘリコプターに乗って現地に飛んでいった。ＨＵ－１Ｂの売り込みの時には、フィールドでエンジンやトランスミッションの交換が出来るとＰＲした手前､翌日の昼までに学校まで飛んで帰らなければ面子が立たない。足場のためのベニヤ板、勿論エンジンも僚機で空輸された。隊員と協力して我が二人のベテランは奮闘してくれた（手持ち無沙汰の私は田圃で小っ鮒と戯れながら全体を見ていた)。結局エンジンとテール・ドライブ・シャフト１本を交換して翌日の昼に泥田から飛び上がり、航空学校に無事帰着できた。このことでＨＵ－１Ｂのコンプリート・フィールド・メンテナンス性の一端を証明することが出来たのである。ＨＵ－１Ｂが陸自に装備され始めた頃のことである。

この時のフライトに、責任者（人質）として小暮さんが搭乗させられたのは愉快であった。

ロッドエンド・ベアリングのこと

ヘリコプターの操縦系統には、ロッドエンドに、ぐりぐり動くベアリング（スフェリカル・ベアリング）が使われている。国産したベアリングを使って組み立てたロッドエンドが、固く締めつけられてぐりぐりが動かないものが多発して困った。ところが輸入したベアリングを使うと巧く行くのである。日本ではベアリングのガタは少なければ少ないほど良いと思われている（日本人の国民性に起因していると思う）。確かに規格の公差の最小に出来ていることが多い。ガタの少ないベアリングを圧入またはステーキングするから締めつけられて、動くべきエンドが動かなくなってしまうのである。ガタや遊びは有るべきところには無ければならないのである。このようなことを、MIL-SPEC や MIL-STD などの解釈の時いつも考えさせられていたものである。

有翼ヘリコプターの事

ライセンス契約の中に入っていたのであろう軍用のＨＵ－１Ａが輸入されて社有機になっていた。この機体は生産準備に入る前の昭和３７年に輸入され、防衛庁や民間各社へのデモに使っていた。ＨＵ－１Ｂより古い型式であり、搭載されているエンジンも世界に一つしかないという特殊な型式番号になっており、オーバーホールするにしても交換部品がなくて困っていた。この機体のＪＡナンバーは、ＪＡ９００９であった。

一方、昭和４３年頃からヘリコプターの開発の機運が国内各社で持ち上がりつゝあり、我々もテーマを探していた。ＨＵ－１Ｂ／２０４Ｂの速度制限はローターの振動荷重による疲労寿命によって決められていることから、固定翼をつけて高速時にローターの荷重を軽減し、速度制限を上げることが出来ないか実験してみようと言うことで、この社有機を母機に試験研究を始めた。この実験機はＸＭＨと呼ばれた。昭和４５年から４８年にわたり約８０フライトの実験を行ったが、当社のヘリコプター開発設計技術向上の端緒を開いたと言えよう。

米国ではシャイアンが飛行試験中など、世界はヘリコプターの高速化の研究が盛に行われていた時代であった。我々の計画の中にも、この後ファイアービーに使われているエンジンＪ－６９を搭載して、コンパウンド・ヘリコプターの試験をやる計画になっていた。

試験の詳細は報告書に譲ることとして、この実験機は試験完了後、復元されることなく廃棄された。この機体は軍用型のヘリコプターで、エンジンをはじめ、そのほかの部品も補給の難しい特殊仕様の機体であったのである。然し生産技術の参考として、また整備技術の実習機体として随分と役に立ったし、その後のユーザーへの技術支援には自信を持って対応が出来たのも、この機体が有ったからである。

データ・ロガー・システムの構築

さて、この有翼ヘリコプターを飛ばすについては、当社にとって初めての実験飛行であり、従来の固定翼機と違い、回転中のローターの荷重を計測しなければならない。今までのダイナミック荷重の計測装置では歯が立たない。それで試験研究設備予算をとって、丸山さん（当時機体研究課次長）の構想によるデータ・ロガー・システムを昭和４５年～４７年にかけて構築していったのである。それ以来、固定翼も回転翼も、飛行試験のデータは正確に、迅速に、出力出来るようになったのである。

『AERO INDIA 96』に参加して

ヘリコプタ技術協会
義若　基

Participation in「AERO INDIA 96」

Motoi Yoshiwaka

Abstract

「AERO INDIA 96」was organized by the Ministry of Defense in association with the Aeronautical Society of India. It was held in Bangalore, India from December 3rd to 7th, 1996. 「AERO INDIA 96」consited of an international air show and a trade fair at the Air Force Station in the suburbs of Bangalore, as well as an international seminar on「Futuristic Aircraft Technology」at the National Science Complex in the city center. I had the opportunity to join and deliver a lecture entitled「Helicopter Activities in Japan」.
In this note, I would like to report on「AERO INDIA 96」briefly.

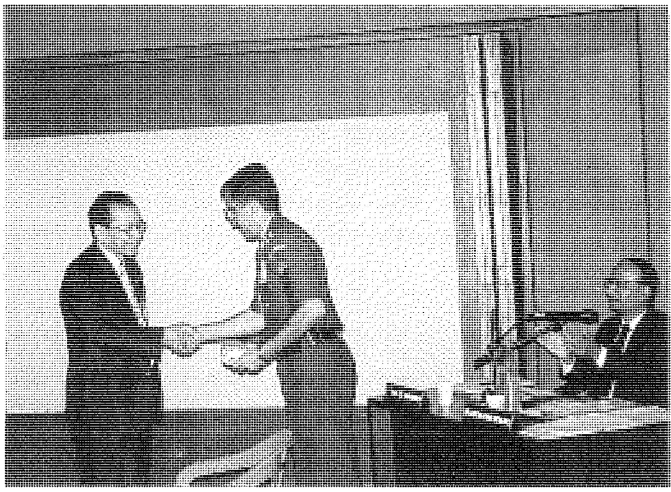
昨年１２月３日から７日までインドの南部高原地にある新興工業都市 Bangalore を中心として『AERO INDIA 96』と銘打った航空宇宙イベントが開催されました。

私は河内先生のご案内を戴き喜んでお受けしました。と申しますのは古い歴史を有し工業立国を目指すインドに直に触れて見たいこと、独自開発し飛行試験を実施している Advanced Light Helicopter（ＡＬＨ）を見たいからでした。与えられた話題も『Helicopter Activities in Japan』で、これなら私にもこなせると思ったからです。『AERO INDIA 96』は郊外の空軍基地で実施されたエアショウとトレードフェア、市内の国立セミナコンプレックスで催された航空宇宙セミナとからなっていました。エアショウ会場での開会挨拶は国防大臣、開会宣言は首相という国を挙げてのイベントでした。目玉商品はＡＬＨであったようですが、エアショウの圧巻は何と言っても採用決定となったロシアの戦闘機Ｓｕ３０のアクロバットでした。　セミナにはインド出身で米国で活躍しているProf. I. Chopraを初めAHSのHandling Qualities CommitteeのDr. P. Shanthakumaran、Engineでは Worceester PolytechnicのProf. A. V. Srinivasan、企業からはBellのV. P., W. G. Sonneborn、EurocopterドイツのDr. R. D. von Reth等 中には旧知も居ましたが何れも錚錚たる顔ぶれでした。私は持論である市場開発の重視とヘリコプタは創って飛ばさねば問題は分からぬ、の二つを中心に話を展開しました。

①日本のヘリコプタ産業の伸びは用途開発と関連ソフト、ハードの開発とによるところが大きかった。大きなポテンシャルマーケットを見つけてそのニーズに応える、開発に成功すれば売れて儲かるヘリコプタを狙うことが肝要。

②Computer Aided Developmentの手法が確立して開発期間が短縮し開発リスクも少なくなった。

しかしそれでも計算結果は、特に振動、騒音、Dynamic Stress等は実機の飛行試験結果と合わないことが屡々ある。(often mismatch withと言ったが。本件帰国後川重のある部長さんから義若さんがそんな事を言うと開発担当者が手抜きをするとお叱りを受けた、手抜きをしては困るが)。 とにかく創って飛ばす事が大切。
セミナでは割と共感を得ました。質疑がＴ．Ｃ．取得の飛行試験に進み、立食パーティではＡＬＨ開発担当課長と航空局検査官とが私のまわりに集まりＴ．Ｃ．取得の飛行試験に川重の支援が貰えないかと言う話まで出ました。これはDr.von Rethに依頼するのが筋だと断りましたが。



この様な仕儀で幾分なりとも河内先生のご厚意にお応えすることができたと、後は観光を楽しみました。１２月上旬のインドは岐阜の晩夏の様な気候で日中陽に当たっている時は半袖シャツで十分でしたが夜は厚着でないと寒い位でした。イラン、アフガニスタンと続く砂漠の延長上にあり全体に埃っぽい感じでした。　２０年前に中近東諸国に出入りした私はその風土には大きなカルチャーショックを感じませんでした。　新興工業都市Bangaloreには期待していましたが、降り立った空港はＪＲの田舎駅の様で構内でも舗装が途切れている程、インフラ整備の状況は２０年前のリヤドより悪く、デコボコ道路、ガタガタ車、自動車と並んで牛や水牛が時には象が悠々と闊歩する。　五つ星ホテルでも電圧降下で屡々電灯の光が弱くなる。強盗殺人等のニュースは普通としてもテロの危険性が、ありありと読み取れる毎日の新聞でした。困ったのは食衛生。生水､氷､生野菜､ホテル以外での食事が要注意。タージ･マハル等の名所旧跡はヒンズー教とイスラム教の相克の歴史であると私は思いました。

Prof.Choplraが基調講演の時、高レベルの科学研究者､技術者の数はアメリカ人とインド人とが一番多いと自慢して万場の拍手を得ていましたが、ＡＬＨ４機を目前にした時にはさすがに私も一寸ショック、良くも日本でＯＨ－ＸおよびＭＨ２０００の開発が進んでいたものだと関係者の皆さんへ感謝の気持ちが湧いてきました。
インドが、多数の学卒技術者、豊富で安い労働力、その国家政策とで、国内の諸問題を乗り越えて、将来世界ヘリコプタ市場にどれ程進出してくるか私には分かりません。しかしDesign Gross Weight ４．５トンの双発マルティ･パーパス･ヘリコプタのプロトタイプ４機が大観衆の眼前で鮮やかにデモフライトをやってのけたのは事実でありました。

ヘリコプタ技術のグローバリゼーション

ヘリコプタ技術協会
義　若　基

The Globalisation of Helicopter Technology

Motoi Yoshiwaka

Abstract

Seven and a half years have passed since the Japan Chapter of American Helicopter Society was inaugurated. It is the professional society that promotes research and development in all aspects of the helicopter in Japan. During this period, the Japan Chapter has developed more than expected, and it has made many contributions to helicopter technology and industry in Japan. In this paper, major achievements of the Japan Chapter, globalisation of helicopter technology, and a few comments on the future activity of the AHS Japan Chapter are described.

例年の様に昨年６月　第５２回アメリカン・ヘリコプタ・ソサイアティ年次総会がシェラトン・ワシントン・ホテルで開催された。日本からも１０数名が参加し、防衛庁川重チームにより『アクティブ・バイブレーション・リダクション』についての研究発表がなされた。ヘリコプタ研究の活性化、情報収集、国際交流を目指してヘリコプタ技術協会が設立されてから７年半、創立当時を思い浮かべると夢の様な現況であり、関係各界のご支援と会員各位の努力に対して心から敬意を表します。

さてこの間にＡＨＳを通して見たヘリコプタ技術のグローバリゼーションとその中での僅かな私の経験とを以下に述べて皆様方のご参考に供したいと思います。

アメリカン・ヘリコプタ・ソサイアティ(AHS)

『American Helicopter Society(ＡＨＳと略記）』は、御存知の様に１９４３年米国ヘリコプタのパイオニア達によって『ヘリコプタ技術とその応用との発展』を目指して組織された米国法人で、日本の学会と工業会とが融合した機能を持つヘリコプタの国際機関です。ＡＨＳは現在ヘリコプタ関係の、企業、大学、研究機関、ＮＡＳＡおよび米軍機関等の法人会員１３０社、学者、技術者、経営者、軍人等の個人会員約６０００名で構成されています。この内日本の法人会員は６社、個人会員は約１６０名であります。ＡＨＳは創設時からI.I.シコルスキ氏やF.N.ピアセキ氏の様なーヘリコプタの父母とも言われる人達、学者ではプリンストン大学のA.Aニコルスキ教授、ヘリコプタのバイブルとも称せられる『AERODYNAMICS OF THE HELICOPTER』の著者メリーランド大学のA.ゲッソウ教授等ヘリコプタの発展に貢献した多くの人達が会員となりその運営に当って今日に至り、ＡＨＳで発表されるヘリコプタの論文は質量共に世界最高であります。ＡＨＳは研究発表、情報交換の場を提供するだけでなく、その活動は技術研究政策の提案、研究プロジェクトの支援、育英事業にまで及んでいます。

写真1. JSF米英航空将官パネリスト(' 96AHS総会)

しかし米国企業が運営経費の大半を負担しているのでその活動が米国優先となっていることは否めません。　各企業は年次総会に社長以下百人以上の社員を繰り出して自社の製品と技術力を米４軍ならびに世界の顧客に誇示し広報し営業活動を展開しています。　私ども参加者は総会中各種のイベントを通じて各国、各機関の経営者、技術者、研究者と懇親し情報交換を致します。　これがＡＨＳの大きな特徴でありＡＩＡＡの様な純粋学会と異なる点であります。日本の経営者の方々はＡＨＳというと難しい研究論文発表の場で、若い技術者·研究者に任せておけば良いとの考えが大方でありますが、ＡＨＳはそれだけでは無い。ＡＨＳはヘリコプタ技術を軸として激しく回るビジネスの世界でもあることを強調しておきたいと思います。　昨年同じシェラトン·ホテルでＡＨＳ年次総会より数日前から『Neural Network』の国際会議が開れていました。そこで研究発表された、あるグループのリーダに日本からの参加者が１５０名も居ると聞き私は『わが道まだ遠し』の感を強くしました。

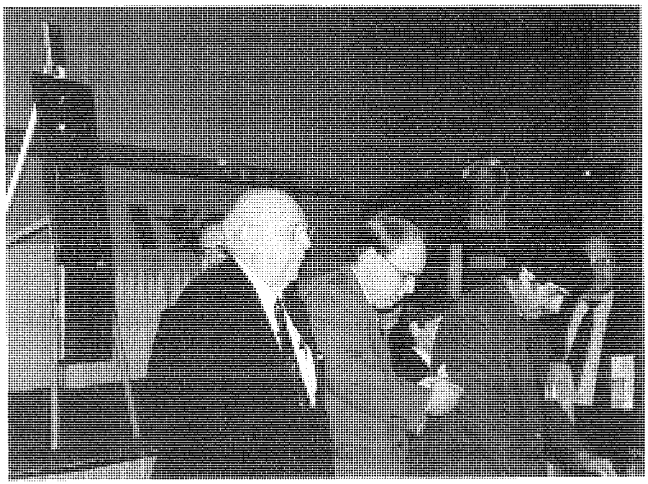


写真2．バートルの創始者、天才設計家F．ピアセキ氏('96AHS総会)

ヨーロピアン·ロータークラフト·フォーラム(ERF)

ヨーロッパにはＡＨＳより少し弱い組織ではありますが、イギリス、フランス、ドイツ、イタリア、オランダ、ロシアの、大学研究機関および産業界が毎年持ち回りで主催する研究討論会 European Rotorcraft Forum (ＥＲＦ)があります。
本年は９月１６～１８日ドイツのドレスデンで開催される通知が最近きましたが、こちらの方は日本から参加者だけでなく研究発表も毎年１件は欠かさずに続いているようです。　９３年イタリヤのリゾート地コモで第１９回ＥＲＦが開催されました。河内教授も参加、論文発表されましたが、写真は『BK117のFly-by-Wireについて』研究発表後の質疑に応ずる川重の若い技術者２人です。　私はこの時韓国ソール大学航空宇宙工学教室主任の李東鎬教授と親しくなりそれが韓国ヘリコプタ産業界、学会と交流するきっかけとなりました。

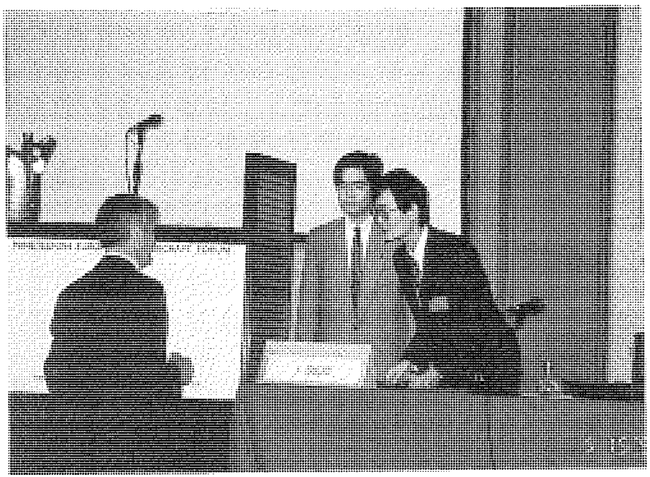


写真3．第19回ERFにて研究発表する川重技術者('93コモ、イタリヤ)

ヘリコプタ技術協会(ＡＨＳ日本支部)

さて昭和６２、３年頃、東東大名誉教授、長島防大教授等を中心に、ヘリコプタ研究の活性化、情報交換、親睦、国際交流等を目的として、研究者·技術者の会合が持たれていました。　平成元年にグループ内でＡＨＳ日本支部設立の気運が持ち上がり、同年１２月１５日東京の航空会館でヘリコプタ技術協会（ＡＨＳ日本支部）の設立総会が盛大に開かれました。

その後会長も川崎重工、富士重工、三菱重工関係を経て現在は防大長島教授へと移り

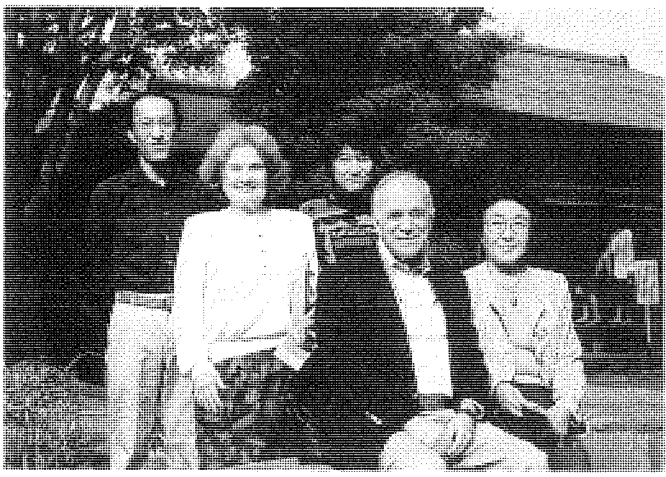


写真4. A. ゲッソウ教授岐阜に遊ぶ(' 94)

年間行事も、総会、夏期研究会、特別講演会、冬期研究会および年１回の会報発行が恒例となりました。　法人賛助会員２８社、個人会員２３５名、規模は小さいがきらりと光る専門家集団としてヘリコプタ技術の発展と国際交流とに努めていることは皆様ご存じの通りであります。記憶に残る事業としては、平成３年幕張メッセ国際会議場で航空宇宙工業会に協賛した国際航空宇宙シンポジウム・ヘリコプタ・セッション、平成３年東大山上会館でのジョージア工科大学D.P.シャラギ教授の特別講義、平成５年フランス大使館の支援によるユーロコプタ・フランス、ドイツ の各研究部長による合同講演会、平成６年Ａ.ゲッソウ教授を招聘しての特別講演会等があります。

ＡＨＳ国際副会長

平成５年３月突然ＮＡＳＡのＣ.Ｔ.スナイダー計画部長からのファックスを受信しました。内容は『来る５月から私スナイダーがＡＨＳ会長に就任する。今までＡＨＳ国際副会長はヨーロッパから選出していたが今回日本の貴殿を推薦するので受諾して私と一緒にＡＨＳの発展に尽力して欲しい』とのことでした。私はこれは少し荷が重過ぎる、ボランティアとしては費用が過ぎるとも思いました。しかし今これを断ると日本の常任理事国入りは当分難しい。　家内の反応は『二度と無い機会、自信が有るのであれば』と好意的でありました。元々自信など全く有りませんでしたが受諾を返信しました。当時国際副会長の守備範囲は米国を除く全世界でありました。

写真5. AHS総会日本セッションの講演者達(' 94ワシントンD. C.)

私は自動的にＡＨＳ代表としてＥＲＦの国際委員をも兼ねることになりました。さて国際副会長就任に当たって次の４項目を私の針路目標としました。

①国際会議・研究会への参加者数を多くして技術情報の収集と国際交流とを進め、同時に若い研究者・技術者の技術開発に係るモチベーションを高める。

②国際会議・研究会での発表者数を多くして日本の技術レベルをＰ・Ｒ.し、国際共同研究や共同開発の土壌をつくる。

③ＡＨＳ本部役員に日本代表の席を取得維持してＡＨＳの活動に貢献する。
特に米国以外のＡＨＳ会員に対する機会均等を図る。

④日本はアジアのヘリコプタ先進国として新興工業国に協力し、来たるべきヘリコプタ・アジアの時代に備える。

幸いに時運と会員各位の絶大なるご協力により短期間に予期しない程の成果が上りました。

例えば、平成６年ＡＨＳ５０周年記念総会での日本セッションの企画実行－これは実質的に日本人最初の論文発表となり総会における研究発表の門戸が日本に対して開かれたのであるが、さらにＡＨＳ技術審議会およびＥＲＦセッション・チェアマンに日本代表の就任。

写真6．韓国機械学会、航空学会のリーダと懇親（' 96SNUヘリ・セミナを終えて）

ＡＨＳ、ＥＲＦとは勿論、韓国、フランス、ドイツ等の産業界・学会との特別技術交流等。ＡＨＳ年次総会への参加者数も以前は数名であったものが最近は２０名近くとなり研究発表も１件ではありますが毎年続く様になりました。

現在ＡＨＳ国際副会長は牧野輸送機工業（株）監査役が、ＡＨＳ技術審議会委員としては河内東大教授が日本のヘリコプタ技術を代表して活躍されています。

まとめ

東先生より『昨年は学会等における回転翼航空機の論文発表が著しく増えました。我国でもやっと航空機産業にヘリコプタが仲間入りしたようです』との年賀のお便りりを戴きました。産業界もＯＨ－Ｘ，ＭＨ２０００などヘリコプタ関係の開発が続いています。この様な明るさ、希望が見えてきたのは昭和２７年（１９５２年）我が国にヘリコプタが導入されてから初めてのことであります。

しかし冷戦構造が変化してからヘリコプタ産業と技術のグローバリゼーションは想像以上の速度と規模とで進んでいます。欧米先進企業は日本をさっとかすめて今はアジアの新興工業国に向かっています。一方工業立国を目指すアジア諸国は航空宇宙を次の先端産業として位置付け独自ヘリコプタの開発計画が続々と生まれています。

私は昨年１２月上旬『AERO INDIA 96』に参加しAdvanced Light Helicopterのプロトタイプ４機の展示飛行を見学した後、ヒンドスタン航空会社の設計課長、航空局検査官と少し討議しました。ＭＢＢから技術者２０名の支援があったとは言え、インドでＡＬＨのプロトタイプ４機を我が国のＯＨ－Ｘよりも早く完成し、インド人技術者だけで飛行試験を実施しているのです。アジア諸国のヘリコプタ産業は欧米先進諸国の技術支援と自国の豊富で安い労働力とこれらを総合し推進する国の産業政策とによって確実にキャッチアップを加速しています。

この両側からの風圧に耐えて日本のヘリコプタは２１世紀の世界競争場裡に参加できるだろうか。現在我が国の大学高専におけるヘリコプタ工学教育は無いに等しく基礎研究に従事する研究者数もアジアの新興工業国と比較して決して多いとは言えない。　『もっとヘリコプタのすそ野を広げなければ』。『もっと技術者の増加を』、『基礎研究を推進せねば』。私は日本の大学高専におけるヘリコプタ工学教育の活性化と早期教育の実現に向けて老骨を折ってみようと決心しました。

理工学系への大学進学希望者が少なくなったと言われてから既に久しい昨今ですが、コンピュータ・エイデッド・デベロプメント手法の確立とバブル経済崩壊後における企業の雇用形態の大転換とは少なくとも機械系工学教育の革新が必須と成りつつある様にも感じられます。

『大学高専におけるヘリコプタ工学教育の活性化』をヘリコプタ技術協会の大きな目標としてとらえ皆様と共にチャレンジして行きたいと思っています。

皆様にご協力をお願いします。

（注：本文は川崎重工のあるＯ．Ｂ．会会誌への寄稿をモジュレートしたものです）

操縦席の配置について

㈱タマディック　後藤 正治

我が国において飛行機による最初の飛行と認められているのは，徳川陸軍大尉のアンリ・ファルマン機による約３キロのもので（明治４３年：１９１０年１２月１９日，東京代々木練兵場にて）あるが，これに先立って彼がフランスでファルマン機を用いて飛行術を学んでいるときの写真をみると，彼は教官の後に接近して座り，右手を教官が握っているスティックに添え左手で翼間支柱を握って身体を支えている。複操縦装置は備えていないが，教官と学生が前後に位置しているので，多少無理ではあるが，タンデム配置ということができる。

一方，１９１２年に日本海軍がアメリカから購入したカーチス機は，操舵輪が二つ並べて取り付けられている。複操縦装置のサイド・バイ・サイド配置ということができる。

ファルマン機に複操縦装置が設けられていない理由は，空を飛ぶのがやっとと言う当時としてはそこまで気が回らなかったということであろうが，同じスティックを教官と学生が握るというのは微妙な操作を直接体得するという面からは多少なりとも有利であったかも知れないし，当時としては決死的な冒険に挑むパイオニアとしての連帯感を育てる上で何よりも効果的であったのであろう。もとより不便なことはこの上もなしであったと思われるが，「修業」と言う言葉がふさわしかった時代にはこれで良かったのかも知れない。

その後複操縦装置が普及していくと共に，「修業」の持つ一種ファナティックな雰囲気は消え，冷静な技術の修得としての「訓練」が始まるようになった。

タンデム配置とサイド・バイ・サイド配置の優劣比較はしばらく措くとして，タンデム配置の実用機の例として攻撃ヘリコプタを調べてみると，ベルＡＨ－１Ｓ，マクダネル・ダグラスＡＨ－６４Ａ或はミルＭｉｌ－２４の何れも，前席が射手，後席が操縦士となっている。これは前席の方が重心位置に近く，従って操縦士にとって機体を振り回しやすいという利点があり，また射手にとっては前席の方が視界が良いという。どちらにも都合の良い配置であるという説明が行われていた。ＡＨ－６４Ａの対抗馬であるベルＹＡＨ－６３Ａは座席配置が逆であったが，これだけが理由ではあるまいが，結果として制式の座を争って敗れた。

ところが，最新のボーイング・シコルスキＲＡＨ－６６の座席配置は従来の例とは逆に前席が操縦士である。こうなると，今までの説明は一体何なんだ･･･；と言いたくもなる。最早，航空評論家的説明では対応し兼ねるというところであろうか･･･。

最近出現したロシアのカモフＫａ－５０は，攻撃ヘリコプタとしては例外的な単座である。単座の方が機体を小型軽量にできる点では望ましいが，従来二人で分担していた作業を一人で実施するのであるから，パイロットのワーク・ロードの面で果たして大丈夫であろうかと一寸心配ではある。前記の，ＲＡＨ－６６も計画スタート時は，乗員１名であったが，乗員２名としたことにより現実性が増した･･･との論評をするものもある。

この機体の実用の場での評価が注目される所である。

ヘリコプターは空飛ぶ自動車か

㈱島津製作所　馬籠 洋一

ヘリコプターは、飛ぶ自動車だろうか、それとも飛行機だろうか。自動車や飛行機と同じような特性を持っているけれども、全く違う乗り物とも思える。

自動車は、ドライバーが道路を決められた速度で操縦する。ドライバーの自由意思は、前方の車に追突しないようにせいぜい速度をコントロールするぐらいで、決して空は飛べない。一方、旅客機は、地上のレーダーなどによって監視誘導されて上空の決められた航空路をほとんど天候に影響されることなく飛ぶことができる。しかも、大勢のお客を乗せて一気に飛び立ち、数千距離も飛行できる。
ただ、離着陸だけは空港に限定され、決められた経路・方式によらなければならない。

ところが、ヘリコプターは、空を自由自在に自動車と比較してかなりの高速で移動できる。高速道路の自動車より遥かに速く、ヘリコプターによっては新幹線よりも速い。離着陸地域も自由に選定でき、しかも山・海・河川・市街地などの障害を簡単に超越し、高速道路のような渋滞の影響も受けることなく飛行できる。反面、視程や風など天候の影響を受け、いつでもどこへでも飛行できるとは限らない。また、飛行中にエンジンやその他の故障でも発生したら一大事である。飛行中に天候が悪くなったら、雲の中に入るのを避けるため高度を下げて飛行する。高度を下げ過ぎると地上の山に激突する恐れがある。このため、パイロットは、常に地上の地形・人工物などから現在地などを確認しながら、周辺や天候の様子にも注意して安全に飛行しなければならない。

ヘリコプターは便利な乗り物であり、自動車では到底及ばない能力を持っているが、常に地表面の影響を受けつつ飛行することになり、この点、やはり空飛ぶ自動車か。旅客機のように地上の障害や天候の影響を受けない高い上空を飛んだり、操縦桿を放して計器を見ながらの操縦はできないので、空を飛ぶことには違いないが旅客機にはなり得ない。

最近、ヘリコプターの事故防止のためにＧＰＳの搭載や計器飛行方式による飛行が提唱されているけれども、パイロットは、依然として有視界飛行により地上や天候の状況を自分の目で確認しながら飛行しており、地表面の影響領域から完全に離れることはできない。それでもいざという時に「空飛ぶ救急車や消防車」のように即座に飛び上がり、あるいは「空飛ぶ自動車」のように空を自由自在に飛んでこそヘリコプターの本領であろう。

スクリーン上のヘリコプタ

三菱重工業㈱　小林　孝

映画が大好きで、暇があれば映画館に足を運んでいる。日常生活から遮断された闇の中で別世界を体験する幸せな一時である。私のストレス解消法と言えるかもしれない。しかし、映画の中にまでヘリコプタが追いかけて来て現実の世界に私を引き戻そうとする時がある。半分興醒めしながらも、ヘ

リの持つ多彩な能力に改めて感心することも多い。そんなスクリーン上でのヘリコプタの活躍ぶりをいくつか御紹介したい。

先ず第一に救難活動。「アポロ13号」ではラスト近くにトムハンクス扮するラベル船長達の奇蹟の生還に、場内に安堵のため息が聞こえるとSH-3Aが宇宙船回収に登場する。

第二は戦争映画での活躍。同じくトムハンクスがアカデミー賞を受賞した「フォーレスト・ガンプ」でもベトナム戦争シーンでUH-1が出てくる。UH-1は「地獄の黙示録」、「プラトーン」等のベトナム物では常連だ。「ランボー怒りのアフガン」には撮影用にスーパーピューマを改造したというMi-24ハインドがシルベスタスタローンと死闘を繰り広げる。海軍物では往年の007俳優ショーンコネリーが潜水艦艦長を演じた「レッドオクトーバーを追え」でSH-60Bがソ連の原潜を攻撃する。

次にLaw enforcement というか警察活動ではMD500が大活躍。「スピード」、「ヒート」ではロス市警の犯人追跡力向上に貢献するが、どっこい追われる役のギャングの方も「クリフハンガー」(BO-105)、「ミッションインポシブル」(MD500)とヘリコプタ愛好家が多い。「ミッションインポシブル」ではトンネルの中までユーロエクスプレスを追いかけて飛んできたり（ちょっと眉唾ながら）大いに機動性を発揮する。このシーンには遂にトンネルの天井にぶつかって墜落したヘリの尖ったロータブレードの先端が、あわや主人公のトムクルーズの喉元に突き刺さりそうになって止まるという落ちがついている。（これじゃーRotor Blade ならぬ Razor Braid（剃刀の刃)だ！）

「クリフハンガー」では崖っ淵にぶら下がっている主人公のシルベスタスタローンとBO-105に乗った悪役のボスが取っ組み合いを演じるシーンがあるが、これなどはヘリコプタのホバリング能力がおもわぬ使われ方をしていて面白い。この監督余程このテクニックが気に入ったのか、試写会で見た最新作の「ロングキッス・グッドナイト」でもヒロインの女CIAエージェント役のジーナデービス（ナイヤガラの滝にロープでぶら下がっている！）とホバリング中のAS350に乗った悪玉がクライマックスで銃撃戦を展開する。

人員輸送に関しては、スティーブンスピルバーグ監督の恐竜映画「ジュラシックパーク」では絶海の孤島にあるバイオテクノロジー利用の恐竜生産工場に主人公達がヘリコプタで乗り込む。滝壺の下にあるヘリポートに主人公達が乗ったA109が垂直降下するシーンも洒落ていた。しかし、この映画では何といってもラストシーンの夕日に照らされた海面上を滑るように飛び去っていくA109の雄姿が実に美しく、また最新学説によれば恐竜の子孫といわれている鳥類の飛行をも連想させて印象的であった。

と言う訳でアクション映画のオンパレードとなってしまったが、私が好きなのはどちらかと言えば地味な文芸映画。ちなみに昨年度の”私の選んだベスト５”は、「ある晴れた日に」、「フィオナの海」、「ビフォアザレイン」、「サークルオブフレンズ」、「ユリシーズの瞳」。勿論（！？）ヘリコプタは登場しない。

ヘリコプターを飛ばす心

三菱重工業㈱　佐倉　潔

近頃、不思議な気持ちになることがあります。ヘリコプターの試験飛行に携わっていると、まるでそのヘリコプターが命のあるもののように思える。

試験飛行なので色々なトラブルに遭遇して、急遽飛べなくなることもあります。けれども、飛ばすこちらが暖かい気持ちの時は、うまく行く。そう言うことが多いのです。何となく今日はうまく行かないかも知れないな、あのシステムが心配だな、なんて思うと不思議と機体が文句を言います。整備が完了し機体を信頼して、よしこれで大丈夫しっかり飛んでくれよと声をかけると、見事に飛んで帰って来てくれる。

まるで飛ばす者の気持ちを見通しているような、ヘリコプターにも心があるような。ヘリコプターを飛ばしているのは単にエンジンではなく、パイロット、クルーそして送り出す皆の気持ちがヘリコプターと一体となって空を駆ける原動力となっているような気がします。

こういう相手に気持ちを通わせるのが、エンジニアの仕事なのだと、そう思うようになりました。

8. ヘリコプタ研究概要

(1) 青木 誠，近藤 夏樹，西村 宏貴，青山 剛史，齊藤 茂：ヘリコプタのブレード／渦干渉騒音の計算，日本航空宇宙学会年会，1996年4月

(2) 青木 誠，西村 宏貴，山川 榮一：高性能低騒音ヘリコプタ・ブレード用翼形の研究(第1報)，第34回飛行機シンポジウム，1996年11月

(3) AOYAMA T., AOKI M., KONDO N., SAITO S., and KAWACHI K.: Effect of Blade-Tip Shape on High-Speed Rotor Noise, 14th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA Paper 96-2380, June 1996.

(4) AOYAMA T., KONDO N., AOKI M., NAKAMURA H., and SAITO S.: Calculation of Rotor Blade-Vortex Interaction Noise Using Parallel Supoer Computer, 22nd European Rotorcraft Forum, No.81, Sept. 1996.

(5) 秋山 丈治，中村 通夫，糸賀 紀晶，長島 知有：ティルトロータの空力特性とフラッピング運動，第34回飛行機シンポジウム，1996年11月

(6) 浅野 宏一：位置特定機能付きヘリコプター画像伝送システムについて，日本航空宇宙学会中部支部，第243回定例談話会

(7) 糸賀 紀晶，吉澤能政：前進回転翼におけるブレード運動の影響，第10回数値流体力学シンポジウム講演論文集，1996年12月

(8) 内山 直樹，中尾 雅弘，鈴木 博史，藤井 孝蔵，大村 稔：ヘリコプタ・ロータ空力騒音解析ツールの開発について，第34回飛行機シンポジウム，1996年11月

(9) 加藤 大祐，川島 孝幸：地面効果を受ける回転翼の解析，第34回飛行機シンポジウム，1996年11月

(10) Kawada, T.: Hands-Free Hover, Unmanned Vehicles, 1996年2月

(11) 川田 忠裕：ジェミニST開発インサイド物語(1)～(6)，航空情報，1996年6～11月

(12) Kawada, T.: Paralysis Analysis, Helicopter World, 1996年2月

(13) 倉谷 直彦，石川 主典，天野 隆樹，鍋谷 敏明，秋田 智史，渡利 實：ヘリコプタの進入着陸及び離陸を支援する表示システム及び誘導システムの研究，第34回飛行機シンポジウム，1996年11月

(14) 小林 孝，佐倉 潔，山口 仁志，高橋徹也：高次ピッチ・コントロールによるメイン・ロータ騒音の低減，第34回飛行機シンポジウム，1996年11月

(15) 小曳 昇，村重 敦，土橋 昭彦，山川 榮一：BVIに対するHHC効果についての基礎研究，第34回飛行機シンポジウム，1996年11月

(16) 近藤 夏樹，中村 英明，青木 誠，青山 剛史，齊藤 茂：様々な降下飛行条件におけるBVI騒音の発生範囲について，第34回飛行機シンポジウム，1996年11月

(17) 齊藤 茂，青山 剛史，辻内 智耶，近藤 夏樹，青木 誠，中村 英明：BVI騒音におけるブレード弾性変形の影響，第34回飛行機シンポジウム，1996年11月

(18) 佐藤 健，糸賀 紀晶，長島 知有：L.T.E時のヘリコプタの動的シミュレーション，第34

回飛行機シンポジウム，1996年11月
(19) 清水 俊夫：ヘリコプタの騒音計測飛行試験とEPNL算出について，第３４回飛行機シンポジウム，1996年11月
(20) 須藤 郁夫，棚瀬 昭二，尾関 修一郎，天野 浩二，西村 寛史：民間ヘリコプタ用飛行制御則のフライトシミュレーション試験，第３４回飛行機シンポジウム，1996年11月
(21) 須藤 直樹，石川 主典，久芳 義治，加藤　悟：民間ヘリコプタの飛行制御システムの研究，第３４回飛行機シンポジウム，1996年11月
(22) 高木 重行，笹島 已喜朗，高橋 英明，園田 政盛，山川 榮一：ヘリコプタ低騒音化アクチュエーションシステムにおける基礎研究，第３４回飛行機シンポジウム，1996年11月
(23) 高木 淳二，西川　清：中型ヘリコプタ用ベアリングレスロータの開発，第３４回飛行機シンポジウム，1996年11月
(24) 譚　安忠，進藤 章二朗，原　幸久，平井 正之：ロータ模型に働く空気力の測定と計算，第３４回飛行機シンポジウム，1996年11月
(25) 筒井 喜直：ヘリコプターの宙返り飛行　操縦理論創案の経緯及び宙返り飛行実施要領，第３４回飛行機シンポジウム，1996年11月
(26) 中尾 雅弘，松崎 克也：ヘリコプタ空力騒音に関する試験と解析，第３４回飛行機シンポジウム，1996年11月
(27) 長島 知有：ヘリコプタ技術の最近の動向，City Heliport，第13号，1996年8月
(28) 中村 英明，近藤 夏樹，青木　誠，青山 剛史，齊藤　茂：ヘリコプタ・ブレードの幾何学形状がBVI騒音に与える影響，第１４回航空機計算空気力学シンポジウム，1996年6月
(29) 西村 寛史，棚瀬 昭二，尾関 修一郎：アクティブサイドスティックを用いたプロテクション機能の評価，第３４回飛行機シンポジウム，1996年11月
(30) 葉山 賢司，稲垣 健次郎：２次元BVI現象の実験的研究，第３４回飛行機シンポジウム，1996年11月
(31) Higman J.：The Identification of External Loads of an Elastic Bending-Torsion Rotor Blade, 第３４回飛行機シンポジウム，1996年11月
(32) Higman J.：Inflow and Load Identification of a Coupled Flap-Lag-Torsion Rotor Blade, 22nd European Rotorcraft Forum
(33) 藤本　肇：アトランタオリンピックにおけるヘリコプターのIFR運航デモンストレーションについて，FANSシンポジウム
(34) 福家　立，古賀 一雄，戸張　秀：ダイレクト・ドライブ・バルブ・アクチュエータ用トルクモータの磁場解析，第３４回飛行機シンポジウム，1996年11月
(35) 町田　茂：ベアリングレス・ロータ開発と強度試験，第２８期日本航空宇宙学会構造部門談話会
(36) 宮嶋 克行，蟻川 岳志：ファジィ理論を適用したヘリコプタの自動着陸の解析，第３４回飛行機シンポジウム，1996年11月
(37) 村重　敦，近藤 夏樹，土橋 昭彦，山川 榮一：ブレード後流解析と試験結果について，

第３４回飛行機シンポジウム，1996年11月
（38） 矢部 龍太郎，倉谷 直彦，高崎 雅敏，橋本 豊雄，西村 尚洋，松村 了介：ヘリコプタ用対地接近警報機能付きGPS/MAP装置の開発，第３４回飛行機シンポジウム，1996年11月
（39） 藪 勉：小型ヘリコプタの安全性向上について，第８回航空安全シンポジウム
（40） 山本博久，林 哲史，松本 將，東崎康嘉：Lubrication-Starvation Research Test of a Helicopter Transmission, ASME 7th International Power Transmission and Gearing Conference.

所属別一覧

川崎重工業㈱	：（6），（33），（38）
川田工業㈱	：（10），（11），（12），（24），（31），（32），（39）
航空宇宙技術研究所	：（1），（3），（4），（16），（17），（28）
航空大学校	：（25）
コミュータヘリコプタ先進技術研究所	：（1），（2），（3），（4），（13），（15），（16），（17），（20），（21），（22），（27），（29），（30），（34），（37）
東京大学	：（3）
都立科学技術大学	：（36）
日本大学	：（9）
富士重工業㈱	：（19），（23），（35）
防衛大学校	：（5），（7），（18），（27）
三菱重工業㈱	：（8），（14），（26），（40）

9.　会費及び納入方法

AHS個人会員として入会を希望される方は次の手続きが必要です。

日本在住のAHS個人会員の年会費は、次のとおりです。

正会員	: 75ドル　(International Member)
60才以上	: 35ドル
学生	: 22ドル
Journal of AHS (option)	: 15ドル

【申込み方法】

(1) 所定の申込み用紙に必要事項を記入し、AHS米国本部へ送付する。

(2) 次のいずれかの方法でAHS米国本部へ会費を払い込む。

① クレジット・カード　　申込み用紙にカード番号を記入すると自動的に引き落とされる。

② 外国送金小切手　　郵便局或いは銀行で購入して、郵送する。

③ 現金(米国ドル)　　現金書留で送金する。

・ AHS会員の申込み用紙は、お近くのヘリコプタ技術協会幹事或いは下記のヘリコプタ技術協会事務局にご請求下さい。

・ 入会及び会費の支払い手続きは、原則的には各個人で行って頂きます。手続きが完了すると、自動的にヘリコプタ技術協会(AHS日本支部)の会員として登録されます。(入会者の氏名等は本部より本協会へ通知されるので、入会者から本協会への連絡は不要です。)

・ ご不明の点等がありましたら、事務局までお問い合わせ下さい。

ヘリコプタ技術協会(AHS日本支部)事務局
〒239 神奈川県横須賀市走水1-10-20
防衛大学校 航空宇宙工学教室
守屋 一政 (EXT. 2526)
井星 正氣 (EXT. 2502)
電話 : 0468-41-3810　　FAX : 0468-44-5904

10.　会告

[Heli Japan 98] 講演募集

テーマ　：　「ヘリコプタの先進技術と防災」
主　催　：　ヘリコプタ技術協会
　　　　　　日本航空宇宙学会
　　　　　　American Helicopter Society
場　所　：　岐阜県岐阜市長良川国際会議場
期　日　：　１９９８年4月２１日～２３日
参加費　：　２５０００円

◎講演申込み：講演申込み書に住所・氏名・勤務先を御記入の上，下記テーマについて講演要旨をＡ４用紙１ページ程度にまとめてお申込み下さい．
締め切り：１９９７年8月３１日
申込み先：下記実行委員会事務局
採択通知：１９９７年9月１５日

◎展示申込み：長良川国際会議場・１階市民ギャラリー（大ビデオスクリーン付）．
救急医療・消防・防災関連機器，防災ヘリコプタ及び受託運航関係の製品並びに企業紹介．
総ブース数２０，１ブース（幅１．８ｍ×奥行１．８ｍ×高さ２．４ｍ）の基本料金１５万円．
申込み先：下記実行委員会事務局

◎セッションテーマ（講演使用言語は英語及び日本語）

Advanced Rotorcraft Technology
- Rotorcraft Design
- Aerodynamics and Acoustics
- Dynamics and Vibrations
- Flight Controls and Autonomous System

緊急防災活動
- ヘリコプタの救急防災運用
- ヘリコプタの運航管理と安全運航
- 救急医療機材・防災機材
- 緊急ヘリポートおよび付帯施設

申込み・問い合わせ先：Heli Japan 98 実行委員会事務局
〒239 横須賀市走水1-10-20
防衛大学校 航空宇宙工学教室 ヘリコプタ研究室
長島 知有，守屋 一政，井星 正氣，糸賀 紀晶
Tel. 0468-41-3810　Fax 0468-44-5904
E-mail : nagashim@cc.nda.ac.jp
http : //www.nda.ac.jp/www/aerospace/helijapan98/

[Heli Japan 98] 講演申込み書
（Ａ４用紙１ページの講演要旨を添付して下さい）

氏　名

住　所　　〒

Tel

所属先

所属先住所　〒

Tel　　Fax

希望セッションテーマ

所属学会

きりとり線

ヘリコプタ技術協会 会報　第7号

1997年6月6日発行

ヘリコプタ技術協会(AHS日本支部) 1996/1997年度 事務局
〒239 神奈川県横須賀市走水1-10-20
防衛大学校 航空宇宙工学教室
Tel　0468−41−3810
Fax　0468−44−5904