

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

実験用ヘリコプタによる超音波速度計の飛行評価

又吉 直樹，奥野 善則

2005年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

実験用ヘリコプタによる超音波速度計の飛行評価

Flight Test Evaluation of Ultrasonic Velocimeter
Using Research Helicopter MuPAL-ε

又吉 直樹^{*1}, 奥野 善則^{*1}

Naoki MATAYOSHI and Yoshinori OKUNO

*1 総合技術研究本部 飛行試験技術開発センター
Flight Test and Simulation Technology Center
Institute of Space Technology and Aeronautics

2005 年 2 月

February 2005

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

2011年10月17日

目次

概要	1
1. はじめに	2
2. MuPAL-ε 搭載の超音波速度計	3
2.1 超音波速度計	3
2.2 単体風洞試験	4
3. 飛行試験	7
3.1 機体への搭載	7
3.2 計測精度評価試験	8
3.3 ノーズブーム形態における対気速度，風の計測例	12
4. おわりに	13
謝辞	14
文献	14

実験用ヘリコプタによる超音波速度計の飛行評価*

又吉直樹^{*1}, 奥野善則^{*1}

Flight Test Evaluation of Ultrasonic Velocimeter Using Research Helicopter MuPAL-ε

Naoki MATAYOSHI^{*1} and Yoshinori OKUNO^{*1}

ABSTRACT

The Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) has been developing a new airspeed sensor, called an ultrasonic velocimeter (USV), which can measure three-axis airspeed with high accuracy at a high sampling rate. The USV has a great advantage as a helicopter airspeed sensor since it works even at low airspeeds where conventional Pitôt-static systems are ineffective. However, in determining the 'position error' of a helicopter's airdata sensor, the difference between airflow at the location of an airspeed sensor and the freestream airflow, becomes significant at low airspeeds because the airflow around a helicopter is then dominated by main rotor downwash. JAXA therefore conducted a flight test evaluation of the USV using its research helicopter MuPAL-ε. In the flight test, two different installation configurations, in which the USV is attached at the tip of the nose boom (configuration A) and attached to the bottom of the fuselage (configuration B), were evaluated. Two- or three-axis helicopter airspeeds were measured successfully when the forward speed was over 10kt in configuration A, and over 20kt in configuration B. In hovering, sideways and backward flights, the main rotor downwash prevented accurate airspeed measurements in both configurations.

Key words: Ultrasonic Velocimeter, Position Error, Flight Testing, Helicopter

概 要

航空機搭載用風計測センサとして宇宙航空研究開発機構 (JAXA) で開発された超音波速度計は、対気速度ゼロから 3 軸の対気速度が計測可能という利点を有し、ヘリコプタの対気速度センサとしても適している。しかし、ヘリコプタにおいて低速域で精度良く対気速度を計測するためには、センサ単体の性能だけではなく、機体周りの気流の影響による誤差 (位置誤差) を小さくする必要があり、センサ搭載位置の選定が重要となる。このため、超音波速度計をノーズブーム先端に装備する形態 (ノーズブーム形態) と胴体下面に直接装備する形態 (胴体下面形態) の 2 通りの形態について、対気速度の計測精度、特に低速域での計測精度を評価する飛行試験を JAXA の実験用ヘリコプタ MuPAL-ε を用いて実施した。計測精度の評価に当たっては、先に風洞試験により超音波速度計の機器単体誤差を計測し、飛行試験結果である対気速度の計測誤差から機器単体誤差を取り除いてセンサ搭載位置における位置誤差を分離した。飛行試験の結果、ホバリングや後進においては、メインロータのダウンウォッシュの影響のためセンサ搭載位置の気流の乱れが大きく対気速度の計測は不可能であったが、ノーズブーム形態では前進速度 10kt (5.1m/s) 以上、胴体下面形態では前進速度 20kt (10m/s) 以上で 2 軸 (胴体下面形態) あるいは 3 軸 (ノーズブーム形態) の対気速度が計測可能であった。

* 平成 17 年 2 月 21 日受付 (received 21 February, 2005)

^{*1} 総合技術研究本部 飛行試験技術開発センター

(Flight Test and Simulation Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA）では、実験用航空機を用いた風計測の研究を従来行っており、その一環として、気象観測用として広く使われている超音波風速計を改良した超音波速度計の開発を進めてきた（文献 1, 2）。超音波速度計は、航空機の対気速度センサとして一般的に用いられているピトー／静圧孔システムに比べて、

- 3 軸の対気速度が計測可能（対気速度をベクトルとして計測可能）
- 応答性に優れ、気流の早い変化を捉えることが可能
- 対気速度ゼロから計測可能
- 機構がシンプルで可動部分がない

という利点を有している。JAXA では、風計測センサとして超音波速度計を実験用航空機 B65 機及び実験用ヘリコプタ MuPAL-ε（文献 3）に搭載し、大気汚染物質の拡散状況を調べる大気観測や地形性乱気流の計測を行っている（文献 1, 4, 5）。

また、超音波速度計は、対気速度ゼロから計測可能という利点を持つため、風計測センサだけではなくヘリコプタの対気速度センサとしても有望である。現在のヘリコプタの対気速度センサは、飛行機と同じピトー／静圧孔システムが用いられているが、低速域では正常に機能しないという問題がある。特にホバリング時の横風は飛行安全に影響を及ぼし、多くのヘリコプタで横風制限が設けられているが、特殊な低速用対気速度センサを装備した一部の軍用／特殊用途のヘリコプタを除き、ホバリング時の横風は計測できない。超音波速度計は、センサ単体としてはピトー／静圧孔システムが機能しない低速域において 3 軸の対気速度が計測可能であり、ホバリング時の横風が計測可能であると考えられる。しかし、一般に航空機に對気速度センサを搭載する場合は、一様流とセンサ搭載位置の気流の速度、方向が異なることによる誤差、いわゆる位置誤差が存在し、これを避けるためできるだけ機体周りの気流の影響を受けない位置にセンサを搭載する必要がある。特にヘリコプタは、メインロータのダウンウォッシュと胴体が干渉して機体周りの流れが複雑に変化しており、とりわけ超音波速度計の特性が活かされる低速域ではダウンウォッシュの影響が機体全体に及ぶため、センサ搭載位置の選定が重要となる。既存の低速用対気速度センサ（主に軍用）は、位置誤差の影響を小さくするため、ロータヘッド上や胴体側面に大きく突き出して装備されており、搭載時の機体の改修規模が大きく、一般の機体への普及を妨げる一因となっている。

今回の飛行試験では、低速域でも対気速度が計測可能な

センサ搭載方法を検討するため、超音波速度計を MuPAL-ε に 2 通りの形態で搭載し、対気速度の計測精度、特に低速域での計測精度を評価した。ノーズブーム先端に装備する形態（ノーズブーム形態、図 1.1 (a)）は上述の風計測の用途で用いられている形態であり、超音波速度計の測定部が機首先端から約 2.8m 前方、ロータ先端からは約 1m 前方に位置するため、メインロータのダウンウォッシュの影響を受けにくいと考えられる。しかし、このノーズブーム形態は機体の改修規模が大きくなり、一般の機体には適用が難しい。低速域での対気速度計測が可能で、かつ搭載が容易な場所として、既存の低速用対気速度センサで実績があるロータヘッド上や胴体側面、さらにメインロータのダウンウォッシュの外に位置する垂直尾翼上部、ダウンウォッシュを直接被らない胴体下面への装備を検討した（表 1.1）。その結果、最も機体の改修規模が小さくて済む胴体下面に装備する形態（胴体下面形態、図 1.1 (b)）を今回の試験対象とした。この形態では上下方向速度の計測は困難であるが、前後、左右方向速度の計測は可能と考えられる。計測精度の評価に当たっては、飛行試験に加えて風洞試験により超音波速度計の機器単体誤差を計測し、飛行試験結果である対気速度の計測誤差から機器単体誤差を取り除いてセンサ搭載位置における位置誤差を分離した。



(a) ノーズブーム形態



(b) 胴体下面形態

図 1.1 超音波速度計の搭載形態

表 1.1 超音波速度計の搭載位置の検討

搭載位置	利 点	欠 点
ロータヘッド上	メインロータの影響はあるが較正可能 (既存の低速用センサの実績有り)	機体改修規模大
胴体側面	メインロータの影響はあるが較正可能 (既存の低速用センサの実績有り)	機体改修規模大 (MH2000 型機の胴体側面に取り 付け可能なハードポイントがない)
垂直尾翼上部	メインロータのダウンウォッシュの外に位置 する	垂直尾翼周りの気流の影響を受ける 衝突防止灯との干渉
胴体下面	改修規模小 メインロータのダウンウォッシュを直接被らない	上下風の計測が不可

本資料では、これら一連の評価試験結果、特に対気速度 30kt (15m/s) 以下の低速域における計測精度及び搭載形態による計測精度の違いについて報告する。風計測用途で
使用されるノーズブーム形態の対気速度 30kt (15m/s) 以上の速度域における計測精度は、文献 6 にまとめられている。本資料中は、主に航空機で慣用される単位系を使用し、SI 単位系での値を併記する。主な単位の SI 単位系への換算値は以下の通りである。

1ft = 0.3048m, 1kt = 0.5144m/s, 1G = 9.80667m/s²,
1 度 = 0.01745rad

2. MuPAL-ε 搭載の超音波速度計

2.1 超音波速度計

MuPAL-ε に搭載される (株) カイジョーソニック製の超音波速度計は、超音波を送受信する測定部 (TR-99HC, 図 2.1), 測定部と処理部の間に介し送受信のタイミング制御や受信信号の増幅を行う接続箱 (OA-60A, 図 2.2), 受信信号を処理し風速演算を行う処理部 (DA-600-3, 図 2.3) に分かれており、接続箱はノーズコーン内、処理部はキャビン内のラックに搭載されている。接続箱及び処理部は気象観測用として広く使われている市販品と同等品であるが、測定部は航空機用としてより高速域でも使用できるように以下の改良が加えられており、最大飛行速度が 140kt (72m/s) である MuPAL-ε のほとんどの速度領域で使用が可能である。

- 航空機搭載時は前進方向の風速が卓越するため、測定部の 3 本の支持棒を 10 度外に広げて前進方向に向けて設置し、通常の飛行状態で遭遇し得る気流角度に対応可能な入射角を確保した。また気流の乱れを防ぐため、測定部の表面を滑らかに整形した。
- 高速領域で発生する音響ノイズの影響を低減するため、使用する超音波の周波数を 200kHz (従来の超音波風速計の約 2 倍) に変更した。

測定部の 3 本の支持棒には、それぞれに超音波の送受信器 (ピエゾ超音波トランスデューサ、図 2.1 の A,B,C) が 2 個ずつついており、隣接する支持棒間の超音波の往路と復

路の伝搬時間 t_1, t_2 を計測することで、次式のように送受信経路方向の真対気速度 V が得られる。

$$V = \frac{1}{2} \left(\frac{t_2 - t_1}{t_1 t_2} \right), \quad t_1 = \frac{L}{C + V}, \quad t_2 = \frac{L}{C - V} \tag{2.1}$$

但し、 L : 送受信器間の距離、 C : 音速

送受信器 A, B, C についてそれぞれ送受信経路方向の真対気速度 V_a, V_b, V_c を計算し、さらに次式により座標変換することでセンサ軸 3 軸方向の真対気速度 V_x, V_y, V_z が算出される。算出結果は、処理部より RS-232C 経由で 20Hz のレートで出力される。

$$\begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \theta_A & -\cos \theta_A & 0 \\ -\sin \theta_C & \cos \theta_C \cos \phi_C & \cos \theta_C \sin \phi_C \\ -\sin \theta_B & \cos \theta_B \cos \phi_B & -\cos \theta_B \sin \phi_B \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} V_a \\ V_b \\ V_c \end{bmatrix} \tag{2.2}$$

但し、 $\theta_A, \theta_B, \theta_C$ は超音波送受信経路とセンサ軸 YZ 平面がなす角度、 ϕ_B, ϕ_C は超音波送受信経路同士がなす角度 (図 2.1) であり、処理部の演算では $\theta_A, \theta_B, \theta_C$ 及び ϕ_B, ϕ_C の値として設計値である次式の値を用いている。

$$[\theta_A \ \theta_B \ \theta_C \ \phi_B \ \phi_C] = [20 \ 20 \ 20 \ 60 \ 60] \text{度} \tag{2.3}$$

但し、実際の測定部には製造時の形状誤差があり、機器単体誤差の一因となる。

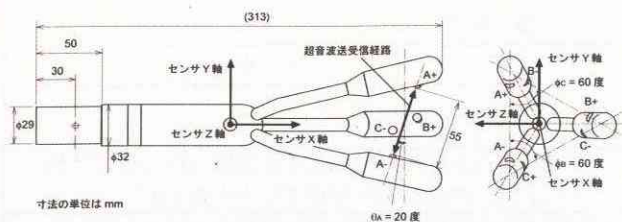


図2.1 超音波速度計：測定部 (カイジョーソニック TR-99HC)



図2.2 超音波速度計：接続箱 (カイジョーソニック OA-60A)

2.2 単体風洞試験

超音波速度計の単体風洞試験は、対気速度 20, 60, 120kt (10, 31, 62m/s)、迎え角-30°~+45°、横滑り角-45°~+45°の範囲については、JAXA 総合技術研究本部の第二低速風洞において実施済みであり、機器単体誤差を校正した速度出力 $V_{x_{MC}}$, $V_{y_{MC}}$, $V_{z_{MC}}$ の算出式が以下のように求められている (文献 6)。

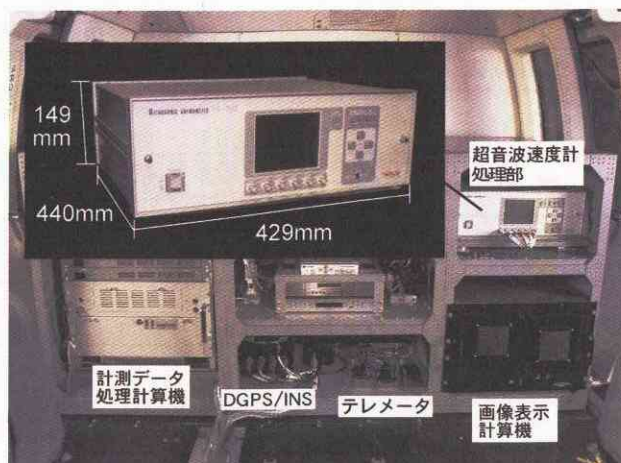


図2.3 超音波速度計：処理部 (カイジョーソニック DA-600-3)

$$\begin{bmatrix} V_a \\ V_b \\ V_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \theta_A & -\cos \theta_A & 0 \\ -\sin \theta_C & \cos \theta_C \cos \phi_C & \cos \theta_C \sin \phi_C \\ -\sin \theta_B & \cos \theta_B \cos \phi_B & -\cos \theta_B \sin \phi_B \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

$$\begin{bmatrix} V_{x'} \\ V_{y'} \\ V_{z'} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \theta'_A & -\cos \theta'_A & 0 \\ -\sin \theta'_C & \cos \theta'_C \cos \phi'_C & \cos \theta'_C \sin \phi'_C \\ -\sin \theta'_B & \cos \theta'_B \cos \phi'_B & -\cos \theta'_B \sin \phi'_B \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} V_a \\ V_b \\ V_c \end{bmatrix}$$

$$V_{x_{MC}} = 1.03V_{x'}, \quad V_{y_{MC}} = 1.28V_{y'}, \quad V_{z_{MC}} = 1.28V_{z'}$$

$$\begin{bmatrix} \theta'_A & \theta'_B & \theta'_C & \phi'_B & \phi'_C \end{bmatrix} = [19.80 \quad 19.86 \quad 19.89 \quad 59.68 \quad 59.68] \text{ 度}$$

今回の低速域における対気速度の計測精度の評価に当たり、飛行試験で評価する低速での前後進や横進に相当する 20kt (10m/s) 以下の低速域や 45 度以上の大横滑り角条件下での単体風洞試験を追加実施した。風洞試験は、20kt (10m/s) 以下の低風速が安定して得られ、測定部が 3×2m と大きく超音波速度計を上下左右に振ることが可能な気象庁気象研究所 大型気象風洞装置 (図 2.4, 表 2.1) において実施した。風洞内の超音波速度計の測定部の設置状態を図 2.5 に示す。センサ Z 軸が下方を向く形態 A、形態 A を 90 度回転させセンサ Y 軸が上方を向く形態 B の 2 通りについて試験を実施した。試験範囲は、対気速度 10, 20, 40kt (5.1, 10, 21m/s)、迎え角-45°~+45°、横滑り角-120°~+120°とし、特に横進を想定して横滑り角の範囲を大きくした。

試験結果の一例を図 2.6 に示す。図 2.6(a), (b) はそれぞれ形態 A, B における結果であり、式 2.4 の較正式を適用した上での 3 軸の速度成分の速度誤差を示している。図 2.6(a), (b) 共に、左のグラフは横滑り角を 0 度に固定して迎え角を ±45° 変化させたケース、右のグラフは迎え角を 0 度に固定して横滑り角を ±120° 変化させたケースの結果である。式 2.4 の較正式を適用しているため、前回の試験範囲 (迎え角-30°~+45°、横滑り角-45°~+45°) で

はほとんどのケースにおいて速度誤差は±1kt (0.51m/s) の範囲に収まっているが、横滑り角の絶対値が 90 度以上のケースでは誤差が大きくなっている。特に形態 A の X, Y 軸方向速度で 10kt (5.1m/s) 以上の大きな誤差が生じているのは、速度算出に影響する送受信経路 A 方向 (図 2.5) が大横滑り角時に支持棒の後流に位置し、経路 A 方向速度 Va に大きな誤差が生じるためと考えられる。この大横滑り角時の誤差を低減するために、式 2.4 の較正式適用後の速度出力から算出した横滑り角 β の絶対値が 30 度以上の場合に限り、式 2.4 の較正に加えて式 2.5 の較正を行うこととした。形態 A については、左右方向速度 Vy_{MC} を用いて経路 A 方向速度 Va を較正し、形態 B については、左右方向速度 Vz_{MC} を用いて前後方向速度 Vx_{MC} 及び左右方向速度 Vz_{MC} を較正している。

形態 A の追加較正式 ($|\beta| > \beta_{TH}$ の際に適用)

$$\begin{bmatrix} Va' \\ Vb' \\ Vc' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin\theta'_A & -\cos\theta'_A & 0 \\ -\sin\theta'_C & \cos\theta'_C \cos\phi'_C & \cos\theta'_C \sin\phi'_C \\ -\sin\theta'_B & \cos\theta'_B \cos\phi'_B & -\cos\theta'_B \sin\phi'_B \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Vx_{MC} \\ Vy_{MC} \\ Vz_{MC} \end{bmatrix} \quad (2.5a)$$

$$Va'_C = Va' - 0.93 \Delta Vy - 0.0051 \Delta Vy^3,$$

$$\Delta Vy = Vy_{MC} - (Vy_{MC} / \text{abs}(Vy_{MC})) V \sin \beta_{TH}$$

$$\begin{bmatrix} Vx'_{MC} \\ Vy'_{MC} \\ Vz'_{MC} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin\theta'_A & -\cos\theta'_A & 0 \\ -\sin\theta'_C & \cos\theta'_C \cos\phi'_C & \cos\theta'_C \sin\phi'_C \\ -\sin\theta'_B & \cos\theta'_B \cos\phi'_B & -\cos\theta'_B \sin\phi'_B \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} Va'_C \\ Vb' \\ Vc' \end{bmatrix}$$

$$\text{但し, } V = \sqrt{Vx_{MC}^2 + Vy_{MC}^2 + Vz_{MC}^2}, \quad \beta = \sin^{-1}(Vy_{MC} / V),$$

β_{TH} : 横滑り角の閾値 (=30 度)

形態 B の追加較正式 ($|\beta| > \beta_{TH}$ の際に適用)

$$Vx'_{MC} = Vx_{MC} + 0.11\Delta Vz + 0.077\Delta Vz^2,$$

$$Vy'_{MC} = Vy_{MC},$$

$$Vz'_{MC} = Vz_{MC} + 0.34\Delta Vz \quad (2.5b)$$

$$\Delta Vz = Vz_{MC} - (Vz_{MC} / \text{abs}(Vz_{MC})) V \sin \beta_{TH}$$

$$\text{但し, } V = \sqrt{Vx_{MC}^2 + Vy_{MC}^2 + Vz_{MC}^2}, \quad \beta = \sin^{-1}(Vz_{MC} / V),$$

β_{TH} : 横滑り角の閾値 (=30 度)

図 2.6 の横滑り角を変化させたケースに、式 2.5 の較正を適用した結果を図 2.7 に示す。形態 A では横滑り角 60 度以内、形態 B では全範囲で 3 軸速度の誤差が 5kt (2.6m/s) 以内に収まるが、形態 A の横滑り角 90 度以上では、風速 20, 40kt (10, 21m/s) のケースに対して 10kt (5.1m/s) 以上の大きな誤差が依然として残る。しかし、通常の飛行において 20kt (10m/s) 以上の速度で横滑り角が 60 度以上に

なるのは、横風時のホバリングあるいは横進時に限られており、これらの場合は機体が左右どちらかにある程度バンクしているため、風洞試験のように送受信経路 A 方向が完全に支持棒の後流に位置することは稀である。このため、実際の飛行状態では、大横滑り角時においても風洞試験のような大きな誤差は生じにくいと考えられる。



図 2.4 気象庁気象研究所 大型気象風洞装置

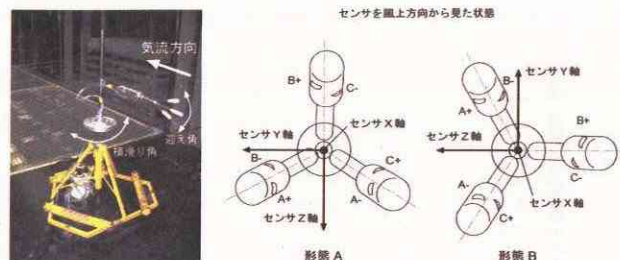
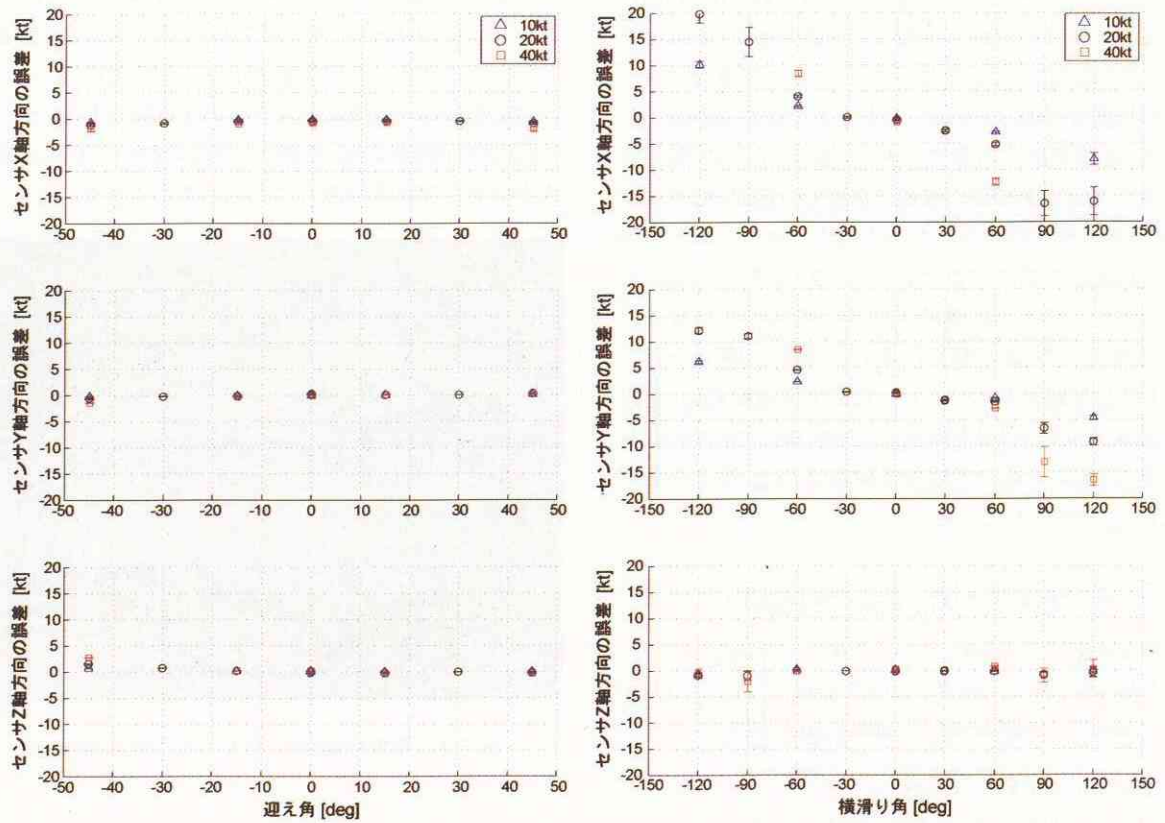


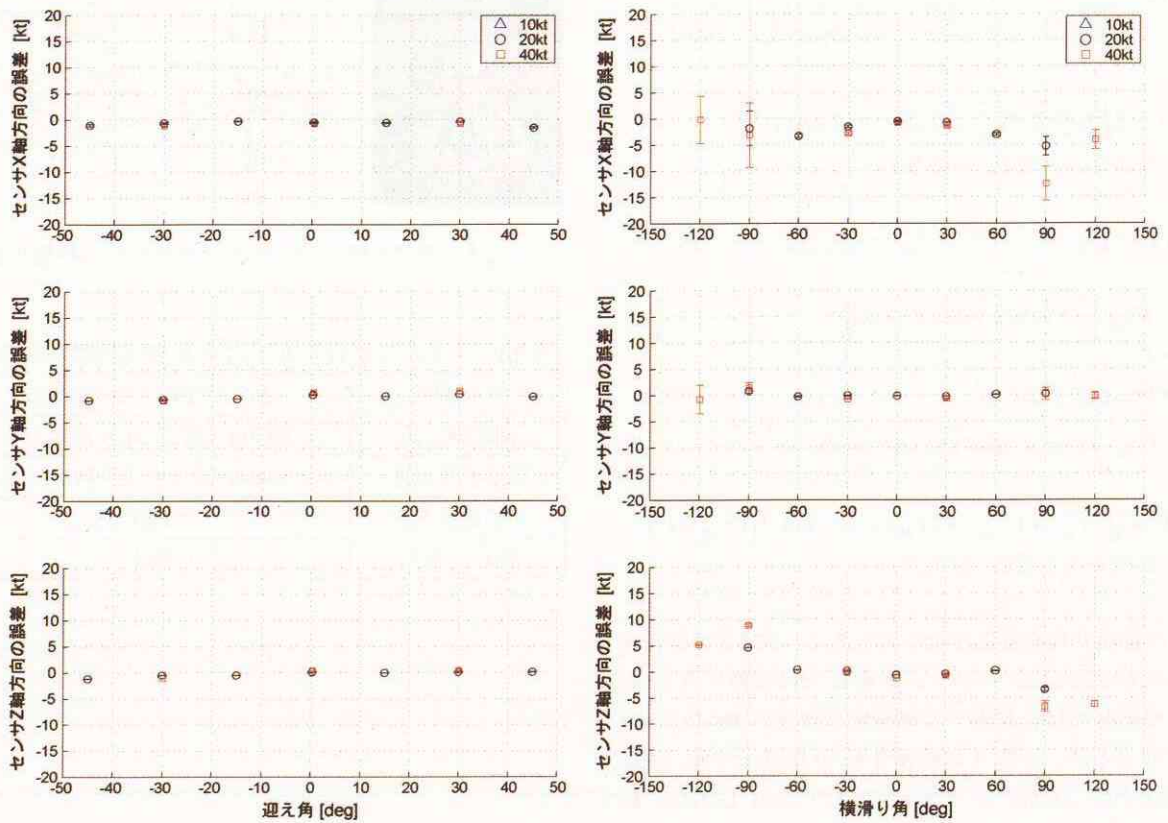
図 2.5 風洞試験における超音波速度計の設置状態

表 2.1 気象庁気象研究所 大型気象風洞装置の性能諸元

風洞型式	水平単回路の屋内回流式
測定胴寸法	幅 3m×高さ 2m×長さ 18m
風速測定範囲	0.3~20m/s (ノズル交換時: 1~40m/s)
平均風速分布	±1%以内
乱れの強度	0.5%以下



(a) 形態 A



(b) 形態 B

図 2.6 風洞試験結果 (追加較正適用前)

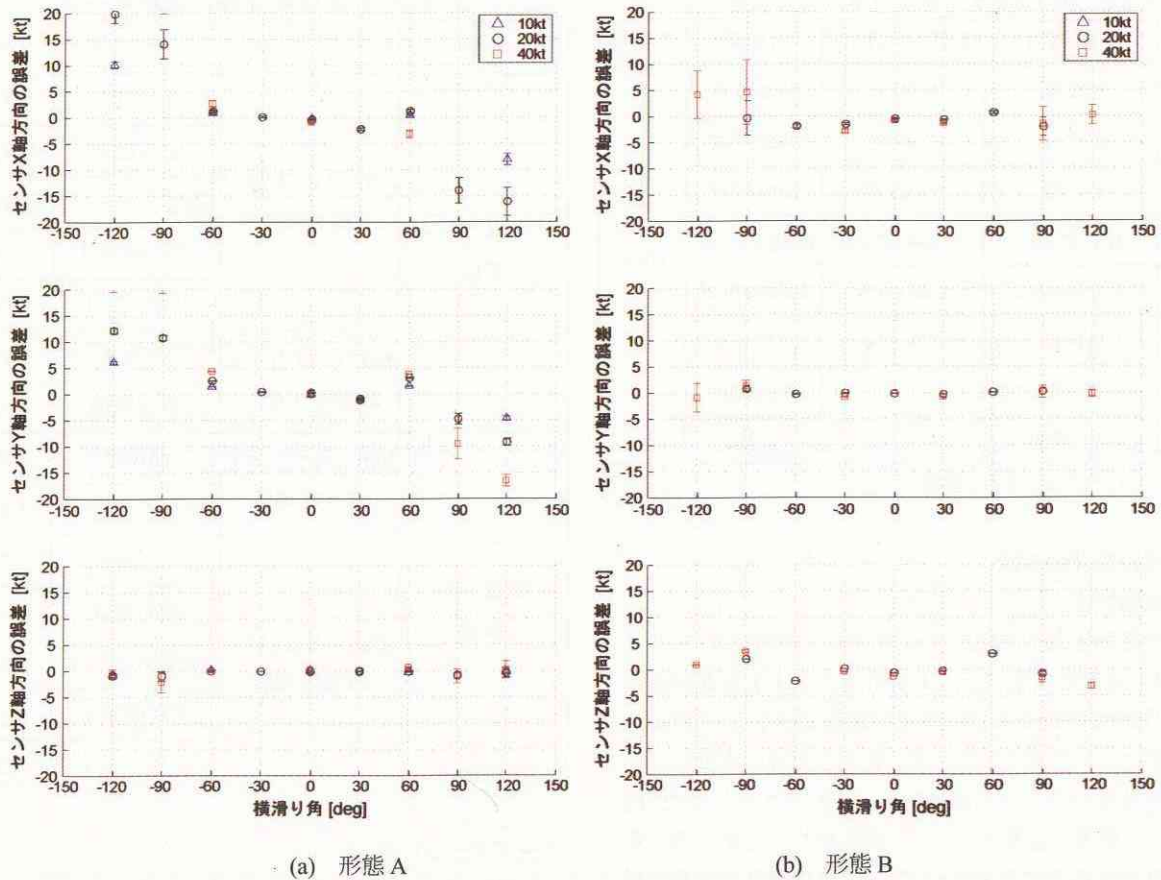


図 2.7 風洞試験結果 (追加較正適用後)

3. 飛行試験

3.1 機体への搭載

ノーズブーム形態、胴体下面形態における機体固定座標系で表した超音波速度計測定部の搭載位置を表 3.1 に示す。またセンサ軸と機体軸との関係は次式に示す。ノーズブーム形態が風洞試験の形態 B、胴体下面形態が形態 A に相当する (図 1.1, 2.5)。

ノーズブーム形態: $X_B = X_S$, $Y_B = Z_S$, $Z_B = -Y_S$ (3.1)

胴体下面形態:

$X_B = X_S \cos\theta - Z_S \sin\theta$, $Y_B = Y_S$, $Z_B = X_S \sin\theta + Z_S \cos\theta$

但し, θ : 測定部取り付け角度 (=20 度), 添え字 B は機体軸, S はセンサ軸を表す。

当初は, ノーズブーム形態も風洞試験の形態 A で飛行試験を実施したが, 風洞試験の結果, 形態 B の方が大横滑り角時の機器単体誤差が小さいことが判明したため, 風洞試験後に形態 B での飛行試験を再度実施した。胴体下面形態については, 3.2 で述べるように大横滑り角時の速

度位置誤差が大きく, 機器単体誤差の影響は相対的に小さいとの判断から, 形態 B での再試験は実施しなかった。

いずれの形態においても, 超音波速度計出力は RS-232C 経由で機上の計測計算機に取り込まれ, GPS 時刻に同期した時刻情報を付加されて半導体ディスクに記録される。本資料の飛行試験では, 超音波速度計以外に MuPAL-ε 搭載の DGPS/INS (Differential GPS / Inertial Navigation System) 装置が出力する機体の姿勢, 対地速度及び位置のデータを使用した。同装置の主なカタログスペックを表 3.2 に示す。対地速度の精度は 0.1m/s と今回の速度誤差計測用途に十分である。

表 3.1 超音波速度計 測定部の搭載位置

形態	搭載位置 (機体軸*) [mm]		
	X	Y	Z
ノーズブーム形態	7,153	0	2,710
胴体下面形態	2,306	0	3,179

*原点はメイン・ロータ・ヘッド中心, 機首先端の X 座標は 4,300

表 3.2 DGPS/INS 装置のカタログスペック

計測項目	仕様精度	精度規定範囲	分解能	更新率
ピッチ角	0.05 度	±90 度	0.0055 度	50Hz
バンク角	0.05 度	±90 度	0.0055 度	
機首方位	0.1 度	±180 度	0.0055 度	
角速度	0.1 度/sec	±100 度/sec	0.0055 度/sec	
加速度	0.098m/s ²	±29.4m/s ²	0.0098m/s ²	
速度*	0.1m/s	±128.61m/s	0.01m/s	
位置*	1.0m (水平面内)	—	0.0093m	
	2.0m (高度)		0.2m	

*DGPS ハイブリッド時の精度

3.2 計測精度評価試験

3.2.1 試験方法

計測精度評価飛行試験はノーズブーム形態で 2 フライ
ト、胴体下面形態で 2 フライトの計 4 フライトを北海道大
樹町多目的航空公園及び岐阜県飛騨農道飛行場で実施し
た。試験ケースを表 3.3 に示す。表中の図番は本資料に示
した試験結果のグラフの図番である。各フライトでは、前
後進、左右横進、速度スweep（直線飛行しながら準定常
的に速度を変化させるマヌーバ）、定常横滑り、上昇・降
下など通常のオペレーションで想定されるマヌーバによ
り対気速度の計測誤差を評価した。前後進、左右横進の低
速マヌーバは飛行場内の滑走路 100ft（30m）以下で実
施し、それ以外のマヌーバは滑走路周辺の上空 1,000～
3,000ft（305～914m）で実施した。

超音波速度計と比較する機体の対気速度（リファレンス
速度）は、機上の DGPS/INS で計測した機体の対地速度か
ら風速を差し引くことで算出した。風速は、滑走路上で実
施した低速マヌーバについては、滑走路脇に設置した風速
計により計測した。上空で実施したマヌーバについては、
風計測が可能な飛行方法である 3 レグ対地速度法（文献 6）
のパターンを試験前に飛行して計測し、マヌーバ中は風が
変化しないと仮定した。

3.2.2 試験結果

ノーズブーム形態及び胴体下面形態の飛行試験結果を、
それぞれ図 3.1、3.2 に示す。図はマヌーバ毎に分れてお
り、いずれの図も横軸がリファレンス速度、縦軸が超音波
速度計の 3 軸出力から算出した機体軸における対気速度
（計測速度）である。超音波速度計の速度出力は式 2.4、
2.5 の較正式により単体誤差を較正しており、リファレン
ス速度と計測速度の差は、ほとんどが測定部位置での速度
位置誤差と考えられる。

表 3.3 計測精度評価の試験ケース

形態	フライト日、場所	マヌーバ	図番
ノーズブーム 形態	2003 年 10 月 28 日 北海道大樹町	前後進	3.1(1)
		左右横進	3.1(2)
		速度スweep	3.1(3)
		定常横滑り	3.1(4)
		上昇・降下	3.1(5), 3.3
	2003 年 11 月 3 日 北海道大樹町	前後進	3.1(1)
		左右横進	3.1(2)
胴体下面 形態	2002 年 12 月 12 日 岐阜県飛騨	前後進	3.2(1)
		左右横進	3.2(2)
	2002 年 12 月 14 日 岐阜県飛騨	前後進	3.2(1)
		左右横進	3.2(2)
		速度スweep	3.2(3)
		定常横滑り	3.2(4)
		上昇・降下	3.2(5)

ノーズブーム形態

前後進、左右横進の低速マヌーバ（図 3.1(1)(2)）につい
ては、前進速度 10kt（5.1m/s）以上では計測速度のばらつ
きは比較的小さく、較正が可能である。しかし、前進速度
10kt（5.1m/s）未満、特に後進では、測定部がメインロー
タのダウンウォッシュの中に入り、計測が不可能となる。
横進時の Y 軸方向速度には比較的良好に追従できているが、
時折ダウンウォッシュの影響を受け、計測速度が大きく乱
れている。

速度スweep、定常横滑り、上昇・降下（図 3.1(3)～(5)）
では、3 軸速度とも精度良く計測できている。X 軸方向速
度に位置誤差が見られるが、再現性は高く、容易に較正が
可能である。この形態における対気速度 30kt（15m/s）以
上の水平直線飛行については、位置誤差が特定され較正式
が作成されている（文献 6）。

上昇・降下で Y 軸方向速度に大きなばらつきが見られ
るが、図 3.3 に示すように Y 軸方向の計測速度とリファレ
ンス速度の差は、飛行高度と強い相関を持っており、マヌ
ーバ中の高度変化に伴い風の Y 軸方向成分が変化した可
能性が高い。リファレンス速度は高度約 1,500ft（457m）
で計測した風を基に算出しており、飛行高度が 1,500ft
（457m）から離れるにつれて誤差が大きくなったと考え
られる。また同一高度においては、上昇時の Y 軸方向の
計測速度とリファレンス速度の差は降下時のそれより小
さくなっており、上昇と降下で位置誤差が変化した可能性

がある。一方、X、Z 軸方向の計測速度とリファレンス速度の差は、飛行高度に対する変化量が小さく、風の X、Z 軸方向成分の高度変化は小さいと考えられる。また同一高度における上昇時と降下時の差については、ばらつきが大きく有意な傾向は見いだせない。

胴体下面形態

前後進（図 3.2(1)）では、前進速度 10kt (5.1m/s) 前後で X 軸方向速度が大きく乱れるものの、後進時の X 軸方向速度にはある程度追従できている。しかし、計測速度には 10kt (5.1m/s) 以上のばらつきがあり、較正は困難であ

る。左右横進（図 3.2(2)）では、Y 軸方向速度に全く追従できず、逆向きの速度が計測されている。メインロータのダウンウォッシュが胴体を回り込み、測定部周辺の気流を大きく乱れていると思われる。

速度スイープ、定常横滑り、上昇・降下（図 3.2(3)~(5)）については、X、Y 軸方向速度の計測が可能であり、計測速度のばらつきは 5~10kt (2.6~5.1m/s) と大きいものの較正可能な範囲と考えられる。Z 軸方向速度は、測定部上面を胴体が覆っているため、試験前の予測通り計測が不可能である。

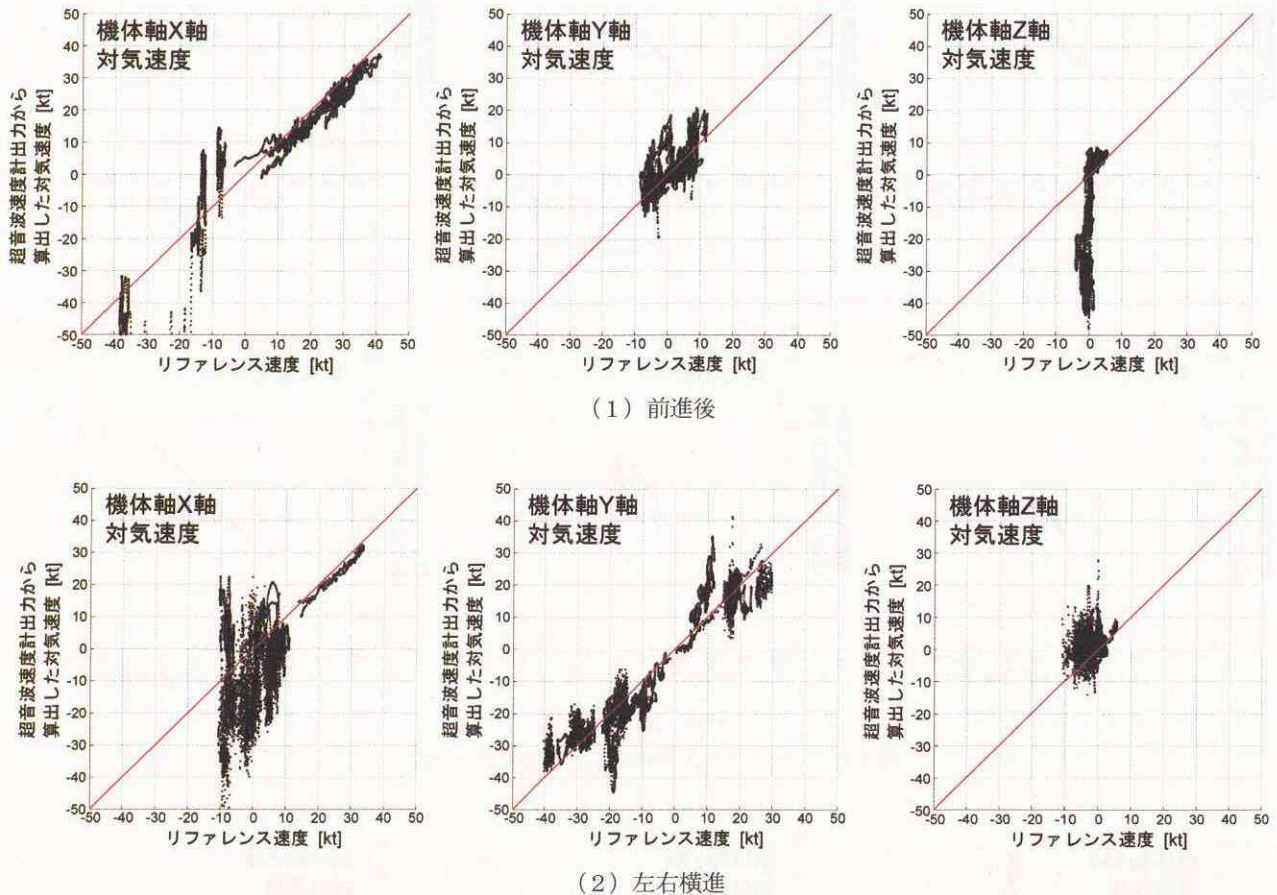
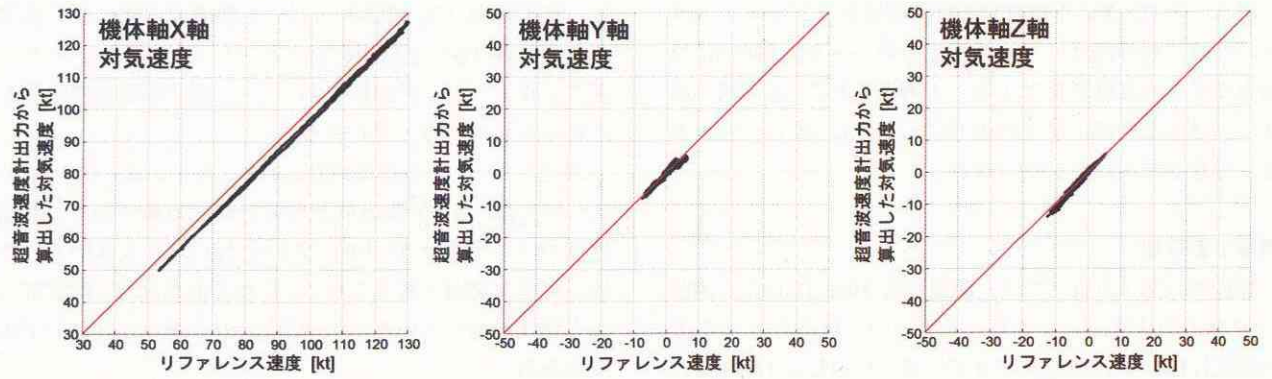
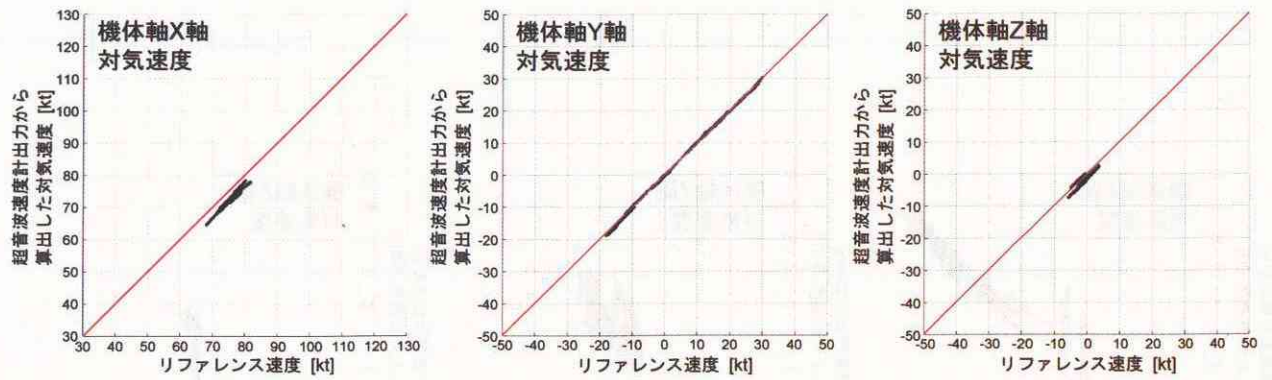


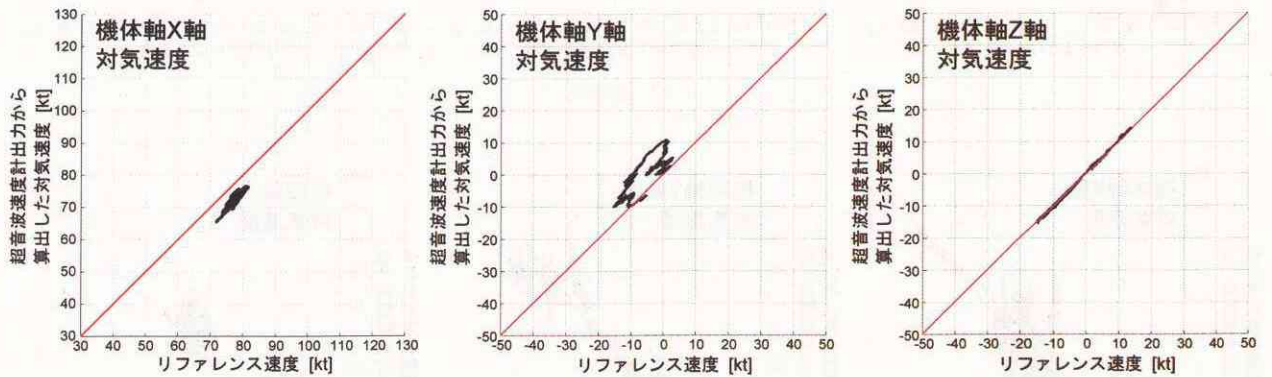
図 3.1 ノーズブーム形態の飛行試験結果 (1/2)



(3) 速度スweep

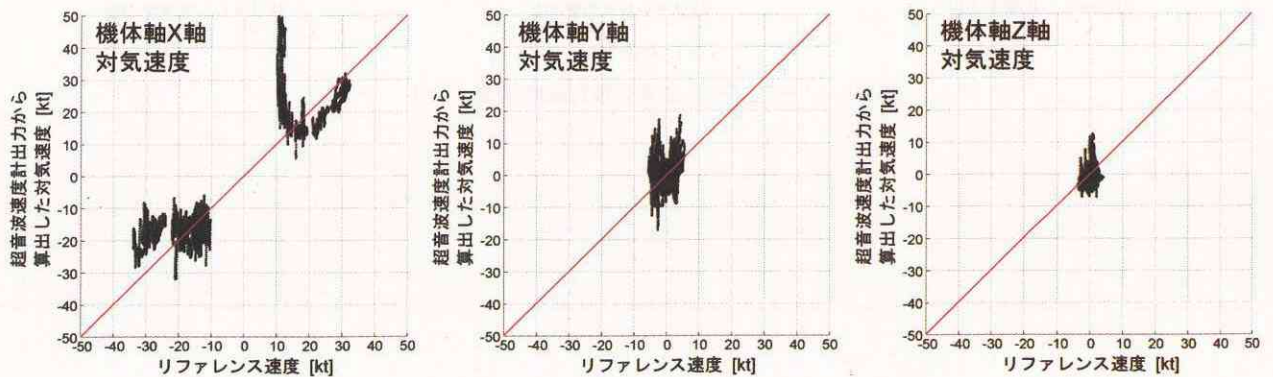


(4) 定常横滑り



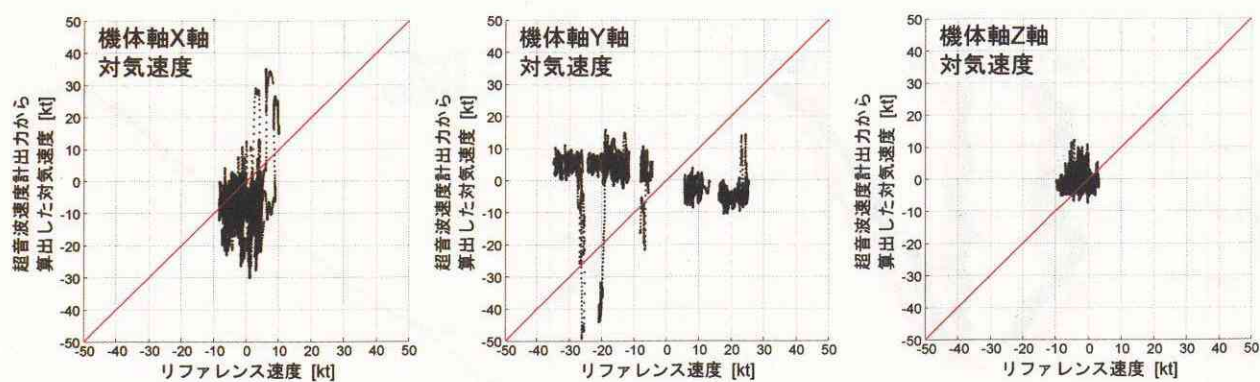
(5) 上昇・降下

図 3.1 ノーズブーム形態の飛行試験結果 (2/2)

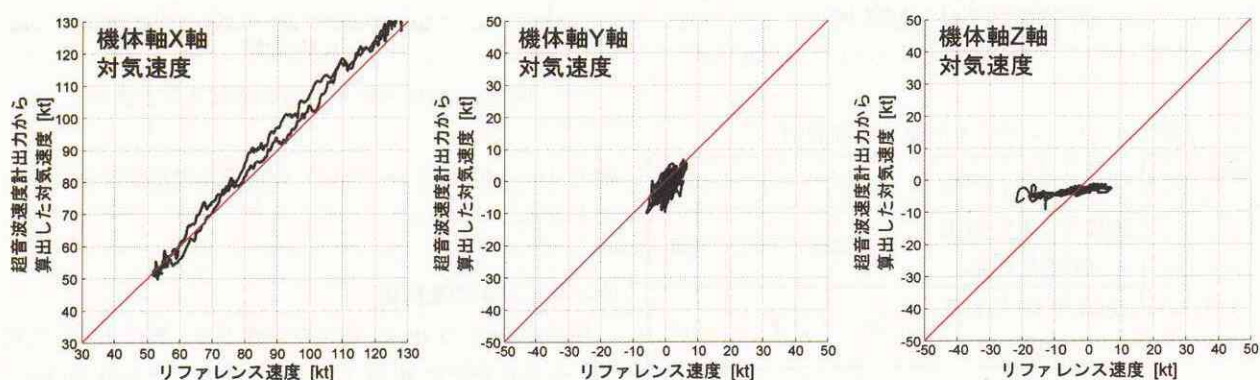


(1) 前後進

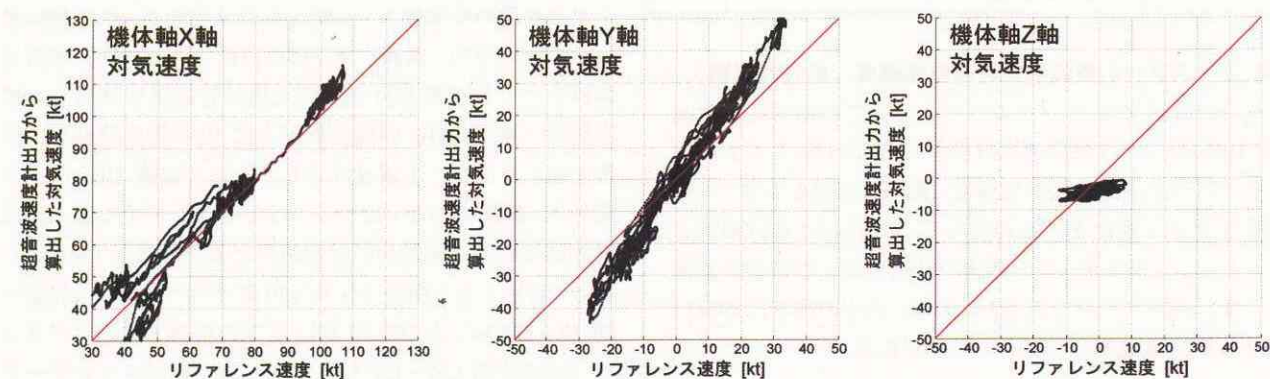
図 3.2 胴体下面形態の飛行試験結果 (1/2)



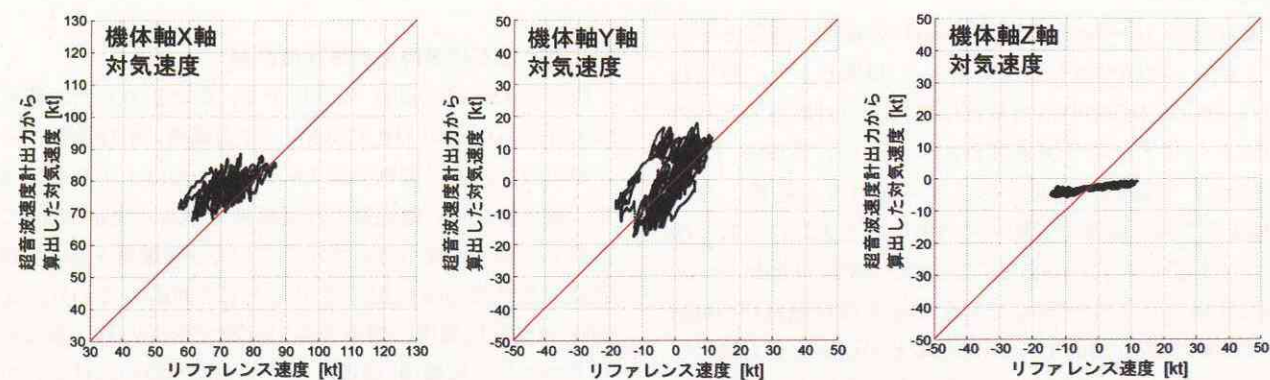
(2) 左右横進



(3) 速度スイープ



(4) 定常横滑り



(5) 上昇・降下

図 3.2 胴体下面形態の飛行試験結果 (2/2)

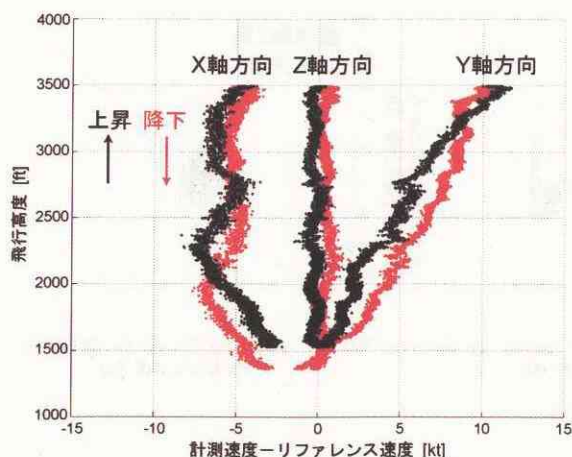


図 3.3 上昇・降下中の計測速度とリファレンス速度の差

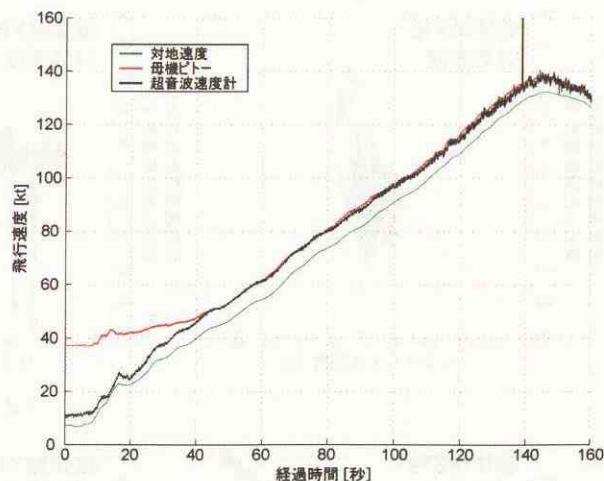


図 3.4 速度スイープ時の対気速度計測例

表 3.4 ノーズブーム形態での計測例

形態	フライト日, 場所	マヌーバ	図番
ノーズブーム 形態	2002 年 10 月 24 日 伊勢湾上空	速度スイープ	3.4
	2000 年 10 月 3 日 名古屋空港	ホバリング	3.5
	2005 年 5 月 19 日 北海道大樹町	右前後進・左横進	3.6

3.3 ノーズブーム形態における対気速度、風の計測例

飛行試験結果より、ノーズブーム形態では前進速度 10kt (5.1m/s) 以上で 3 軸の速度計測が可能である。ここでは、ノーズブーム形態での対気速度、風の計測例として、飛行速度を大きく変化した速度スイープにおける計測例とホバリング、前後進・左右横進の低速度域における計測例を示す。試験ケースを表 3.4 に示す。表中の図番は本資料に示した試験結果のグラフの図番である。

速度スイープ

飛行速度 10~140kt (5.1~72m/s) の範囲で速度スイープを実施した際の対気速度計測例を、母機ピトー／静圧孔出力、機上の DGPS/INS で計測した機体の対地速度と共に図 3.4 に示す。超音波速度計出力は、飛行速度が 120kt (62m/s) を超えた付近からノイズが目立ち始め、速度 130kt (67m/s) 前後で音響ノイズの影響と思われる大きなスパイク状のノイズが生じているが、全般に母機ピトー／静圧孔出力とよく一致しており、最大飛行速度が 140kt (72m/s) である MuPAL-ε のほとんどの速度領域で使用可能である。特に、母機ピトー／静圧孔が使用不可能な 40kt (21m/s) 以下の速度域でも、超音波速度計出力は対地速度とよく対応しており、対気速度が計測できている。超音波速度計出力と対地速度の差は風によるものであり、飛行

速度 10~140kt (5.1~72m/s) の全範囲で風が計測できることを示している。

ホバリング中の風計測

風速が 10kt (5.1m/s) 前後の条件下で、風に正対した状態から機首方位を 90 度ずつ変えながら地上 20ft (6.1m) でホバリングした際の風計測例を図 3.5 に示す。図は上から対気速度の機体軸 X, Y 軸成分の計測結果、風計測結果 (水平面内風向・風速) 及び機首方位であり、風計測結果にはホバリング地点付近で地上風速計により計測した地上風向・風速 (1Hz の風速計出力に 10 秒間の移動平均処理を施したもの) も併せて示している。風速 10kt 以上の条件下 (経過時間 0~70 秒) ではホバリング中の機上の風計測結果は地上風速計の計測結果とよく対応している。しかし、背風となる機首方位約 130 度のホバリング (経過時間 70~115 秒) 及び風速 10kt 以下の条件下でのホバリング (経過時間 120~150 秒) では、測定部がメインロータのダウンウォッシュの中に入り、風が計測できていない。

前後進・左右横進時の対気速度計測

風速約 15kt (7.7m/s) の条件下で、風に正対した状態を保ちながら地上約 25ft (7.6m) で左右横進、前後進を行った際の対気速度計測例を図 3.6 に示す。図は上から対気速度の機体軸 X, Y 軸成分の計測結果であり、DGPS/INS で計測した対地速度も併せて示している。後進時を除き、超音波速度計出力は対地速度出力とよく対応しており、±20kt (10m/s) 程度の横進速度が計測できている。多くのヘリコプタでは横進、後進に対して速度制限が設けられており、超音波速度計で計測した対気速度を図 3.7 のように横進、後進の速度限界と共にパイロットに表示することで、安全性の向上につながると考えられる。

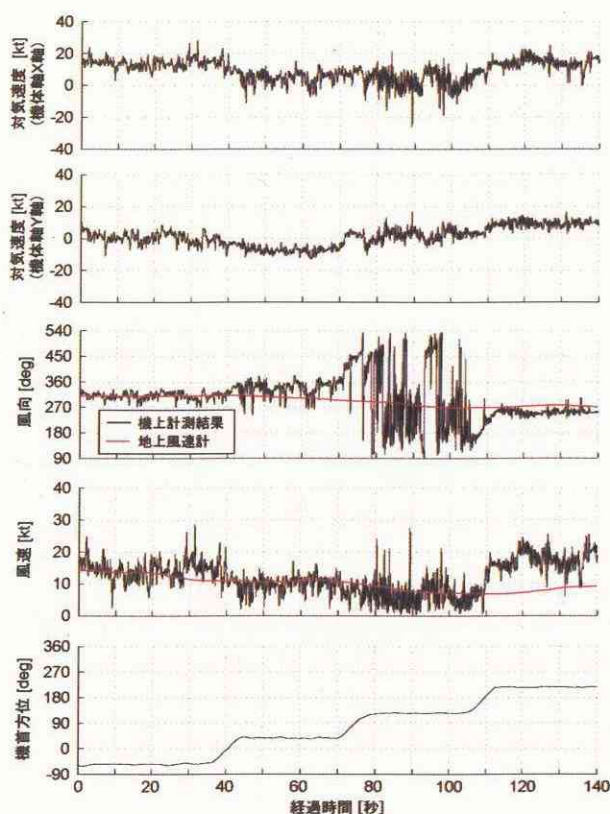


図 3.5 ホバリング中の風計測例

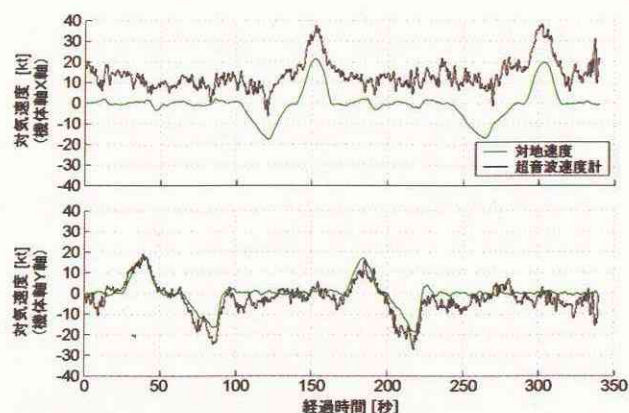


図 3.6 前後進、左右横進時の対気速度計測例

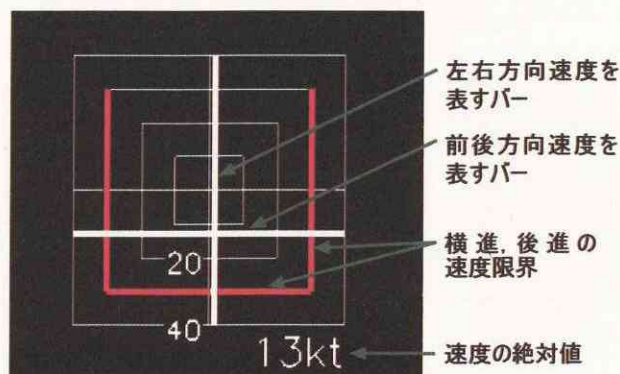


図 3.7 低速用対気速度表示の一例

4. おわりに

超音波速度計の計測精度評価飛行試験及び風洞試験の結果について報告した。主な結論は以下の通りである。

1. 20kt (10m/s) 以下の低速域や 45 度以上の大横滑り角時における超音波速度計の機器単体誤差を風洞試験により計測し、較正式を作成した。センサ Y 軸が上方を向く状態で搭載することで、大横滑り角時における機器単体誤差を低減することができる。
2. 超音波速度計をノーズブーム先端に搭載するノーズブーム形態では、前進速度 10kt (5.1m/s) 以上では 3 軸の速度計測が可能である。前進速度 10kt (5.1m/s) 未満、特に後進では、測定部がメインロータのダウンウォッシュの中に入り、計測が不可能となる。
3. 超音波速度計を胴体下面に搭載する胴体下面形態では、前進速度 20kt (10m/s) 以上では X、Y 軸方向速度の計測が可能で、速度出力のばらつきは 5~10kt (2.6~5.1m/s) と大きいものの較正可能な範囲と考えられる。但し、Z 軸方向速度は、測定部上面を胴体が覆っているため計測できない。前進速度 20kt (10m/s) 未満では、計測速度のばらつきが大きく較正は困難である。左右横進では、Y 軸方向速度に全く追従できず、逆向きの速度が計測される。

飛行試験結果が示すように、ホバリングを含む低速域での対気速度計測は、今回評価した 2 通りの搭載形態では、計測結果のばらつきが大きく困難である。低速域での対気速度計測を可能とするには、1) 低速域でも位置誤差の変動が小さい搭載場所を探す、2) 位置誤差のない機体から離れた気流の速度を計測する、の 2 つの方法が考えられる。1) の搭載場所を探す手段として、CFD 解析技術の適用が考えられる。近年、解析技術の進歩によりヘリコプタの全機周りの流れの数値解析が可能となっており、その解析結果から、低速域でも位置誤差の変動が小さい、即ち位置誤差が較正可能な位置を特定できる可能性がある。JAXA 総合技術研究本部情報技術開発共同センターでは、ヘリコプタの全機 CFD 解析を進めており、今回の飛行試験結果との比較等で解析精度が検証できれば、センサ搭載位置選定の際の有力な判断材料となると考えられる。また、2) の機体から離れた気流の速度を計測する手段としては、ライダー (レーザーレーダ) が考えられる。JAXA では地上用風計測ライダーを MuPAL-e に搭載して評価試験を実施し、ホバリングに加えて前後進や左右横進においても対気速度が計測可能であることを確認しており (文献 7)、今後も実用化に向けた研究を進める予定である。風計測を考えた場合、超音波速度計は、風計測の時間及び空間分解能という点でライダーより優れており、ノーズブーム形態では広い飛

行速度範囲で高精度な風計測が可能である。今後も、計測速度範囲のさらなる拡大、装置の小型軽量化等を進め、センサとしての完成度を高めていく予定である。

謝 辞

超音波速度計の単体風洞試験は、気象庁気象研究所の協力を得て実施した。特に同研究所 木下主任研究官には、風洞試験全般にわたってご指導頂いた。ここに深謝の意を表する。

文 献

1. 矢澤健司, 井之口浜木, 稲垣敏治, 中村勝, 照井祐之, 鎌田幸男, 白井正孝, 田丸卓, 井上元, 町田敏暢, S. Makshutov, 「飛行データ取得用超音波風速計の改良と航空機による温室効果ガスフラックスの測定法開発」, 航空宇宙技術研究所 報告 TR-1444, 2002.
2. 井之口浜木, 「航空機用超音波式対気速度センサ」, 特開 2001-278196, 2001.
3. 奥野善則, 又吉直樹, 照井祐之, 若色薫, 穂積弘毅, 井之口浜木, 船引浩平, 「実験用ヘリコプタ MuPAL-e の開発」, 航空宇宙技術研究所 資料 TM-764, 2002.
4. 又吉直樹, 奥野善則, 石井寛一, 小瀬善則, 前山徳久, 曾平統, 「実験用ヘリコプタによる青ヶ島新ヘリポート候補地上空の気流の計測」, 航空宇宙技術研究所 報告 TR-1472, 2003.
5. 又吉直樹, 奥野善則, 石井寛一, 小瀬善則, 「実験用ヘリコプタによる青ヶ島新ヘリポート候補地の飛行評価」, 宇宙航空研究開発機構 研究開発報告 RR-04-032, 2005.
6. 又吉直樹, 穂積弘毅, 井之口浜木, 奥野善則, 「実験用ヘリコプタ搭載エアデータセンサの位置誤差計測飛行試験」, 航空宇宙技術研究所 資料 TM-779, 2003.
7. 又吉直樹, 浅香公雄, 奥野善則, 松田知也, 古田匡, 安藤俊行, 亀山俊平, 「風計測ライダのヘリコプタ搭載評価試験」, 宇宙航空研究開発機構 研究開発報告 RR-04-031, 2005.

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-04-019

発行日 2005年2月28日
編集・発行 独立行政法人宇宙航空研究開発機構
〒182 - 8522
東京都調布市深大寺東町七丁目44番地 1
TEL 0422 - 40 - 3000 (代表)
印刷所 有限会社 ノースアイランド
東京都西東京市ひばりヶ丘北4 - 1 - 9

© 2005 JAXA

※本書（誌）の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書（誌）からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書（誌）中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency