



宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

風計測ライダのヘリコプタ搭載評価試験

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

2005年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

概要	1
1. はじめに	2
2. 風計測ライダの仕様	4
2.1 構成および仕様	4
2.2 試験時の設定	4
2.3 観測距離の較正	6
3. 機体への搭載	6
4. 試験方法	9
4.1 地上試験	9
4.2 飛行試験	9
4.2.1 ライダを用いた対気速度, 風の算出	9
4.2.2 パイロット用ディスプレイ	11
5. 試験結果	11
5.1 地上試験	11
5.1.1 ライダ設定の確認	11
5.1.2 ダウンウォッシュ計測	12
5.2 飛行試験	14
5.2.1 飛行中のライダの S/N 比	14
5.2.2 対気速度の算出精度	16
5.2.3 対気速度計測に対する位置誤差の影響	17
5.2.4 パイロット用ディスプレイ	20
6. おわりに	20
文献	21

風計測ライダのヘリコプタ搭載評価試験

又吉直樹*¹ 浅香公雄*¹ 奥野善則*¹
松田知也*² 古田 匡*²
安藤俊行*² 亀山俊平*²

Flight Test Evaluation of a Helicopter Airborne Lidar

Naoki MATAYOSHI*¹, Kimio ASAKA*¹, Yoshinori OKUNO*¹,
Tomoya MATSUDA*², Masashi FURUTA*², Toshiyuki ANDO*² and Shumpei KAMEYAMA*²

ABSTRACT

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) and Mitsubishi Electric Corporation (MELCO) have conducted the flight test evaluation of a prototype helicopter airborne lidar (light detection and ranging) sensor which aims to measure three-axis components of airspeed and detect atmospheric turbulence ahead of a helicopter. The prototype 1.5 μm all-fiber pulsed coherent Doppler lidar produced by MELCO was installed in JAXA's MuPAL- ε research helicopter and several flights were carried out to evaluate the accuracy of real-time airspeed calculation using lidar outputs and the format of a real-time pilot display. The lidar successfully measured three-axis airspeed components accurately even in low-air-speed flight regimes including hovering, backwards and sideways flight, and its capability as a helicopter airspeed sensor was proven. A number of technical challenges such as extension of detection range were found for atmospheric turbulence detection. These results will be utilized to establish the specifications of next-generation practical airborne lidars.

Keywords: Lidar, Atmospheric Turbulence, Helicopter, Flight Testing, Laser

概 要

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、従来のセンサでは不可能な低速域での対気速度の計測や機体前方の乱気流の検知を行うためのヘリコプタ搭載型ライダ (レーザレーダ) の研究開発計画の検討を進めている。今回、このようなライダの有用性を実証するとともに、ヘリコプタでの利用に適したライダの仕様を策定するための基礎データの収集を目的として、三菱電機 (株) との共同により、同社が保有する地上設置型風計測ライダを JAXA の実験用ヘリコプタ MuPAL- ε に搭載して評価を行った。飛行試験の結果、同ライダはヘリコプタの対気速度計測に十分な能力を有していることが実証され、ライダの有用性が確認された。一方、乱気流検知に関しては、検知距離の向上などの技術課題が明らかとなり、また計測データを分かりやすくパイロットに表示するために飛行への影響度を判定するアルゴリズムの開発の必要性等が指摘された。今後は、今回の試験で得られた結果を反映してヘリコプタへの搭載に適したライダの仕様の検討を行い、実用化に向けた研究を進める予定である。

* 平成 17 年 1 月 27 日受付 (received 27 January, 2005)

* 1 総合技術研究本部 航空安全技術開発センター
(Air Safety Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

* 2 三菱電機株式会社 (Mitsubishi Electric Corporation)

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA）では、旅客機に搭載して晴天乱気流（Clear Air Turbulence, CAT）を検出するためのセンサとして、航空機搭載型ライダー（レーザーレーダ）の開発を進めており、固定翼の実験用航空機ビーチクラフト式 65 型機を用いて機能確認モデルの飛行試験を行っている（文献 1, 2）。このライダーは、光通信に用いられる単一波長出力のファイバレーザを基準光源として採用するとともに、近年高出力化がめざましく原理的に高効率を得られやすい光ファイバ増幅器を出力光源に用いた全光ファイバ型風計測ライダーであり、従来の半導体レーザ（Laser Diode, LD）励起固体レーザを用いた風計測ライダー（文献 3～6）に比べて下記のような利点を有している。

- ・製作が容易で量産性が高く、小型・軽量・低コスト化が可能。
- ・レーザの送受信を行う送受信光学系とレーザの発生・検出を行うレーザ送受信部等の機器類を分離して設置できるため、航空機への搭載の自由度が高い。
- ・レーザ波長 1.5 μm 帯を使用しているため、人体（眼）に対する安全性（アイセーフ性）が高い。
- ・高信頼で豊富な光通信用の光学部品を利用可能。
- ・耐環境性に優れ、信頼性が高い。

ビーチクラフト機を用いた飛行試験では、高度 3,000 m, 前方約 1 km までの風速を、約 0.5 m/s (1σ) の精度で計測可能であることが確認されている。しかし旅客機用としては、CAT 遭遇時に乗員・乗客の安全を確保するため、巡航高度（10,000 m 程度）で数 km 前方の乱気流を検知する性能が要求されており、現在の技術レベルをもってしても克服すべき課題が多い。一方で、ヘリコプタは旅客機に比べて低高度、低速度で飛行するため、検知距離に関しては現在の技術レベルでも達成が可能である。但し、ヘリコプタへのライダーの搭載は世界的にも例が稀少であり、その有用性や求められる機能、性能について研究が進んでいないのが現状である。

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、低速では正常に機能しないという根本的な問題を抱えている。JAXA ではホバリングを含む全ての飛行速度域で 3 軸の対気速度を計測することを目的として超音波速度計の開発評価を実施したが、機体にノーズ・ブームを装着してその先端にセンサを搭載した状態では良好な結果が得られたものの、センサを胴体に直付した状態ではロータのダウンウォッシュの影響等により精度の良い計測は困難であった（文献 7, 8）。ライダーはロータや胴体の周りの気流の影響を受けずに対気速度を計測することが可能なため、ヘリコプ

タでの利用に適したセンサと考えられる。

ここではヘリコプタ搭載型ライダーとして以下の 2 通りの用途・仕様を考える。

(1) 低速飛行時の対気速度計測（横風を含む）

ヘリコプタには飛行規程によりホバリング中の横風制限があるが、一般の民間機にはホバリング中の横風を計測するセンサは搭載されていない。飛行場やヘリポート以外では風向・風速等の情報が得られない場合が多く、パイロットは操縦感覚や地上の草木の揺れ具合などから経験的に横風の判断を行っている。特に以下のようなミッションでは横風の判断が困難なため飛行安全に及ぼす影響が大きい。

- ・上空でホバリングを行う場合、地上参照物がいないため横風の判断が困難になる。特に報道取材等では撮影ポイント、アングル等の要求から横風を受ける機首方位でホバリングを行う可能性がある。
- ・救難ミッション等で夜間に海上でホバリングを行う場合、横風の判断が困難となる。米国 Coast Guard（沿岸警備隊）のヘリコプタではこの目的のためロータ上で回転する特殊なセンサを装備しているが、搭載費用や整備性の面で負担が大きい。
- ・薬剤散布等のミッションでは定められたコースを正確に飛行する必要があるため、横風の条件下での飛行を避けることが困難である。
- ・山間部における物輸などでは現場の立地条件から横風に遭遇する可能性がある。

横風を含む対気速度の計測のためにはダウンウォッシュの影響を避けるために機体前方数十 m の距離をとれば十分であり（図 1.1 (1)）、また計測点も 1 点で良いため現在のライダーの技術でも十分に実用化が可能と思われる。このような目的のライダーは欧米においても開発が進められており、Thales Avionics 社は全光ファイバ型連続波（Continuous Wave, CW）ドップラー・ライダーを用いた対気速度センサの実証モデル DALHEC を開発し、2004 年には仏国 ONERA の実験用ヘリコプタに搭載して飛行試験を行っている（文献 9）。

(2) 局所乱気流計測

山岳救助等のミッションでは局地的な地形性乱気流が問題となる（図 1.1 (2)）。また、高層ビルの屋上に離発着を行う場合には、いわゆる「ビル風」が飛行安全に影響を及ぼす可能性がある（図 1.1 (3)）。このような状況下ではパイロットは安全を確認しながら徐々に目標点に近づくが、事前に現場付近の気流の様子を観測できれば安全性およびミッション達成確率の向上に寄与できる。ライダーの機能を利用することにより、自機から離れた場所における風速の空間分布と時間変化を計測し、これらの情報をパイロットに表示することが可能となる。但し、

このような目的での利用のためには搭載型ライダの開発に加えて計測した風速データの処理技術およびパイロットへの表示方式の開発が課題となる。このような分野の研究は世界的にも未だ報告例がない。

航空事故調査報告書で公表されたヘリコプタ事故は過去約30年で380件近くに及ぶが、そのうち原因が風と関係していると思われるものが約1割あり、さらに表1.1, 1.2に示すように横風あるいは乱気流が直接原因と推定される事例が報告されている。特に横風に起因する事故は

ベル206型機に集中しているが、これはこの機体が薬剤散布や写真撮影等横風に遭遇しやすい用途に数多く使用されていること、機体の特性から横風の許容限界を超えた場合に回復操作が困難なこと、等の可能性が考えられる。対気速度（横風）計測用ライダの体積・質量は、このクラスの機体に搭載可能な範囲を最終的な目標と考えている。一方で、山岳救助等のミッション中の事故は殆ど報告されていないが、これはこのようなミッションが2次災害を避けるために運航基準に基づいて行われていること、熟練度の高いパイロットが従事していること、等

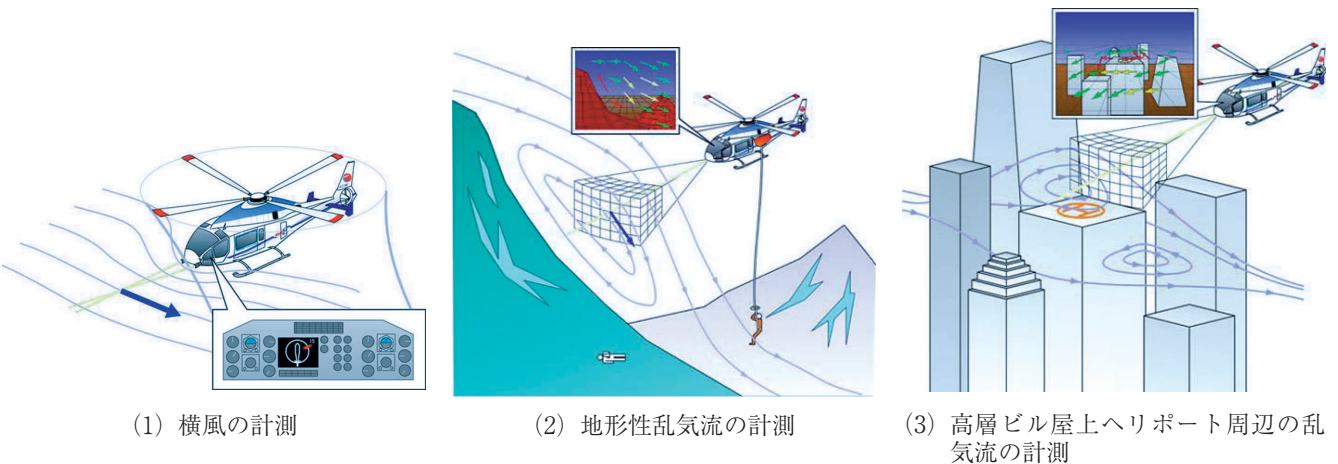


図 1.1 ヘリコプタ搭載型ライダのイメージ

表 1.1 横風が原因と思われる事例

発生日	機種	被害	状況
99/06/29	ベル 206 B	機体損傷	薬剤散布中に横風を受けて回転に入り不時着
96/06/15	ベル 206 B	機体大破	薬剤散布中に横風を受けてエンジン負荷が過大となり不時着
94/11/13	ベル 206 B	機体大破, 2名死亡	取材飛行中に横風を受けて回転に入り墜落
93/08/15	ベル 206 B	機体大破	薬剤散布中に背風から旋回して横風状態となり墜落
90/08/20	ベル 206 L-3	機体大破, 3名死亡	取材飛行中に横風を受けて回転に入り墜落
83/05/19	ベル 206 B	機体大破	写真撮影中にホバリング状態で横風を受けて回転に入り墜落

表 1.2 乱気流が原因と思われる事例

発生日	機種	被害	状況
00/09/16	アエロスパシアル SA 330 J	機体大破, 2名死亡	物輸中にホバリングに移る際に乱気流に遭遇し墜落
85/09/11	アエロスパシアル SA 360 C	機体大破	物輸中にホバリング状態で乱気流に遭遇して懸吊物が木に接触し墜落

が理由として考えられる。

これらの状況を鑑み、JAXAではヘリコプタ搭載型ライダの研究開発計画の検討を進めている。今回実施した飛行試験では、三菱電機（株）との共同により、同社が保有する地上設置型ライダをJAXAの実験用ヘリコプタMuPAL-ε（図1.2、文献10）に搭載し、飛行中の機能、性能を評価することにより、ヘリコプタにおけるライダの有用性を実証するとともに、ヘリコプタでの利用に適したライダの仕様を策定するための基礎データの収集を目的としている。



図1.2 JAXA 実験用ヘリコプタ MuPAL-ε

2. 風計測ライダの仕様

2.1 構成および仕様

風計測ライダは、装置から照射したレーザが波長の1/10程度以上の大きさを持つエアロゾルにより散乱（ミー散乱）され戻ってくる光を捉え、そのドップラー・シフトからレーザ照射方向（視線方向）のエアロゾルの移動速度、即ち気流の速度を検出する装置である。今回の試験に用いた風計測ライダは、三菱電機（株）がデモ評価用に試作した地上設置型汎用モデルである。前述のJAXAのCAT検出用ライダの機能確認モデルと同じく1.5μm帯レーザを使用したパルス・ドップラー・ライダであり、CWドップラー・ライダと比べると、複数の距離における風速が同時に計測可能なため、対気速度計測だけでなく地形性乱気流計測への応用も可能である。またJAXA所有モデルに比べて、信号処理機能が強化されており、計測結果をリアルタイムで処理して外部に出力する能力を持つ。但し地上用に設計されているため、次の2つの機能が省略されている。①自機速度補償機能—航空機の移動速度に合わせて速度計測レンジの中心点をずらすことにより、限られたダイナミックレンジを有効に活用する機能。②偏波面補償機能—送受信光が光ファイバ

内を伝送中に、機体振動等の影響を受けて生じる偏波面のずれを補正する機能。

図2.1、2.2に風計測ライダの外観および構成図、表2.1に主な仕様を示す。装置は、レーザ送受信部、スキャナとテレスコープからなる送受信光学系、信号処理部、スキャナ制御部およびPCを用いた制御表示部から構成される。レーザ送受信部と送受信光学系は長さ5mの光ファイバで連結されており、送受信光学系を容易に機外に設置することができる。光学系の有効開口径は100mmφである。スキャナはダブルウエッジ型であり、任意の走査角（最大走査角±20度）でコニカル走査、平面走査（垂直、水平）が可能である。送受信光は光ファイバを介して、レーザ送受信部と送受信光学系間を伝搬する。信号処理部は全送信パルスからの受信信号を処理可能な専用装置であり、4kHzの送信パルスによる受信信号を最大レンジビン数20までリアルタイムで処理する能力を持つ。ヘテロダイン検波により得られた受信信号をAD変換した後、指定されたレンジビン毎にFFT、インコヒーレント積分等の必要な信号処理を行い、スキャナにより設定された視線方向のSN比、風速、風速幅の計測値を得る。計測結果は、RS 232 Cインターフェイスを介して外部に出力される。なお、SN比は信号電力と雑音電力の比にインコヒーレント積分による検出能の改善効果（ $N^{1/2}$ 、 N ：積分数）を乗じたものである。また、信号処理部より出力される送信パルス幅と信号処理におけるレンジビン幅の切り替えにより、距離分解能を30mまたは75mに設定することができる。最大観測距離は、分解能75mで約2kmが実績値であり、分解能30mでは未確認である。速度計測レンジは、リアルタイムでの信号処理を実現するために負荷が過大とならないよう、最大±38m/sに制限されている。

2.2 試験時の設定

空間的な変動スケールの小さい地形性乱気流を計測するため、距離分解能の設定は30mとした。また対気速度計測用途では、ライダ近傍の風速を安定して計測する必要があるため、送信レーザ光の集光点（SN比が最大となる点）を、送受信光学系の近距離側の調整限界に近い200m近傍に設定した。さらにSN比を確保するため、信号処理におけるインコヒーレント積分数は1,000または4,000とした。これにより、SN比、風速、風速幅の出力レートは4Hzまたは1Hzとなる。また計測精度を確保するため、折りたたみ誤差等が含まれる可能性がある受信光のドップラー・シフトの両端は処理範囲から外すこととし、速度計測レンジを±30～35m/s程度に設定した。レンジ方向の信号処理の範囲は送信パルス光出力後（レンジビン#1の中心距離が45m）から10レンジビンに設

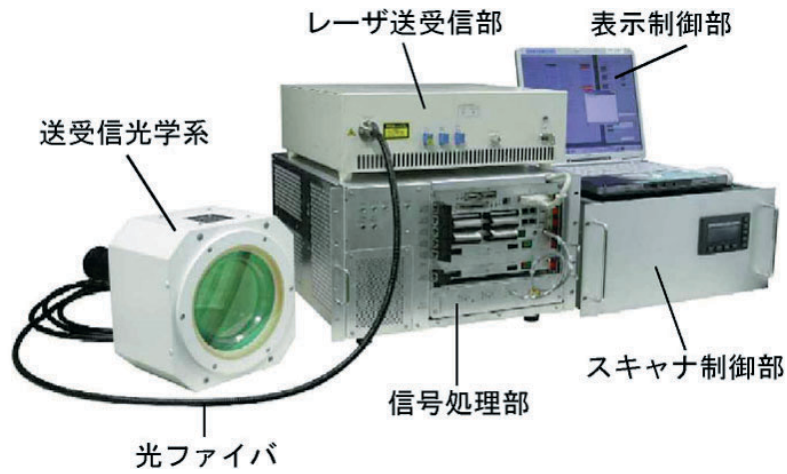


図 2.1 風計測ライダー装置

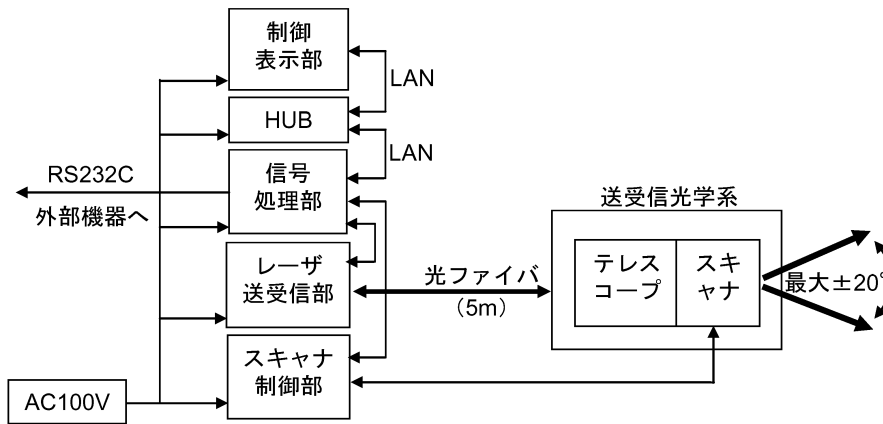


図 2.2 風計測ライダー構成図

表 2.1 風計測ライダーシステムの仕様

項目	仕様	備考
ライダー方式	パルス型	
送信光波長	1.5 μm	
パルス幅	200 ns (30 m), 500 ns (75 m)	どちらかを選択可
パルス繰り返し周期	4 kHz	
送信光出力 (ピーク値)	10 W 以上 (ファイバ出力端)	
送信光平均出力	0.01 W (200 ns 動作時), 0.02 W (500 ns 動作時)	
測定速度範囲	最大 $\pm 38 \text{ m/s}$	
最大観測距離	2,000 m	500 ns 動作時
ビーム走査方式	固定, 垂直面走査, 水平面走査, コニカル走査	ダブルウエッジ方式

定した。これにより観測範囲はライダー前方 45 ～ 315 m の範囲となる。

2.3 観測距離の較正

各レンジビンの観測距離を較正するため、図 2.3 に示す計測を行った。送受信光学系の端面から 50 ～ 210 m の距離範囲で 10 m 間隔に反射板を設置し、それぞれ約 30 秒間の計測を行った（インコヒーレント積分数は 1,000 に設定）。図 2.4 に各観測距離（反射板設置位置）において得られた各レンジビンの平均信号電力を示す。図の縦軸は相対値であり、レンジビン 1 の値は内部反射光の寄与を差し引いて補正している。図 2.5 に計測値の重心演算により求めた信号電力のピーク位置を示す。このピーク位置を線形近似することにより、各レンジビンの観測距離が得られる（表 2.2）。但し、信号電力の波形全体が得られていないと信号電力のピーク位置が正確に求められないため、線形近似式の導出には信号電力の波形全体が得ら

れている 100 ～ 210 m の測定データのみを使用した。表 2.2 の観測距離は、各レンジビンの風計測範囲の中心距離を示しており、観測範囲がほぼ設定通りであることが確認できる。

3. 機体への搭載

ライダーのヘリコプタへの搭載に際しては、送受信光学系（スキャナと望遠鏡）を機外の前方向の見通しが確保できる場所に設置することとし、またその他の機器（レーザ送受信部、信号処理部、スキャナ制御部、制御表示部）をキャビン内に設置することとした（図 3.1）。今回の飛行試験は航空法第 11 条但し書きの適用によって実施するため、試験終了後は機体を原状に復元することが前提となり、既存のハードポイントを利用して取付を行う必要がある。光学系の搭載に際しては、当初はスキッド（降着装置）に取り付けることを検討したが、飛行中

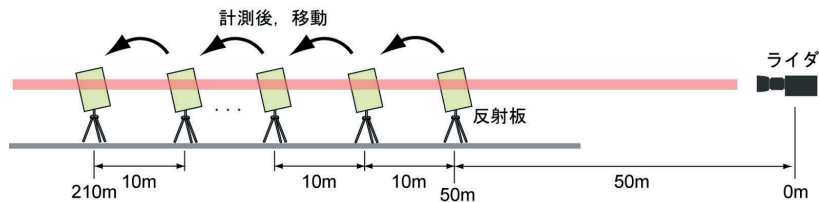


図 2.3 距離較正試験のイメージ

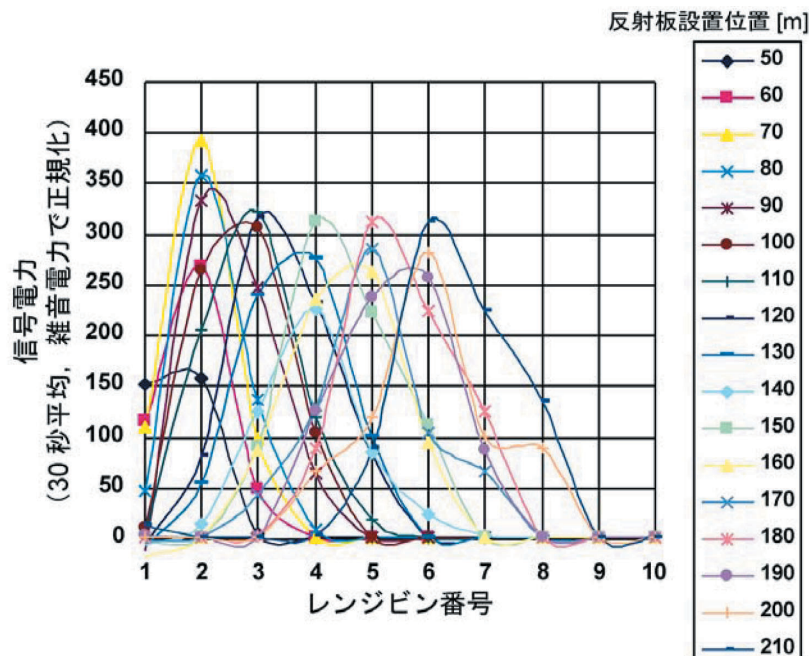


図 2.4 各レンジビンの信号電力

の振動が大きいこと、また不時着時の安全性に影響を及ぼす可能性があること等から、エアデータセンサを取り付けるためのノーズ・ブームを取り外し、この取付部を利用することとした。このため、計測用のエアデータセ

ンサを取り付けることができなくなり、母機搭載のピトー静圧系統で計測した対気速度データを比較検証用として使用することとした。

今回使用したライダは航空機搭載用に設計されたものではないため、ヘリコプタの飛行中の振動による影響が懸念された。光学系は、ワイヤロープ式の防振器を用いて全体をアルミ製のポッドの中に取り付けた(図3.2)。またキャビン内の機器については、新規に製作したラックに全ての機器を取り付け、キャビン内の座席を1つ取り外してその部分に搭載した(図3.1)。各機器のラックへの取付に際しては光学系と同様の防振器を使用した(図3.3)。

ライダの搭載に先立ち、光学系の振動レベルを計測するために質量と重心位置を模擬したダミーを製作し(図3.4)、上下、左右の2つの振動計を取り付けて(図3.5)、飛行試験を実施した。結果を図3.6に示す。図には、ライダダミーの上下と左右の振動レベルに加えて、もともと機体に搭載されているラック(図3.1(2)に示されるキャビン内後方に設置されたラック)内の機器の振動レベルを示している。ライダ部分の振動レベルは全ての飛行速度においてラック内の機器と同等以下であり、またこのラック内には航空機搭載用ではない民生用の機器も搭載されており正常に動作していることから、ライダ光学系を搭載しても問題はないと判断した。

今回は試験目的のためにこのような搭載方法を用いたが、将来ライダを実用化するためには航空機搭載仕様で設計して防振器を用いずに直接機体に取り付けることによって機外露出部分を最小にすることが必要であり、また装置そのものも小型・軽量化されることが前提となる。

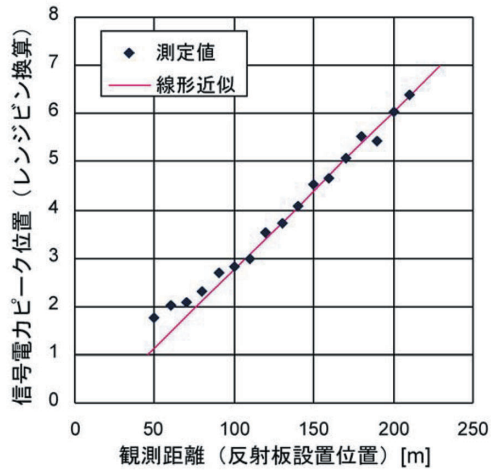


図2.5 信号電力のピーク位置

表2.2 各レンジビンに対応する観測距離

レンジビン	観測距離 [m]
1	45.6
2	76.3
3	107.0
4	137.7
5	168.5
6	199.2
7	229.9
8	260.6
9	291.3
10	322.0



(1) 機外に取り付けられた光学部



(2) キャビン内に搭載されたラック

図3.1 ライダ装置の機体への搭載状態

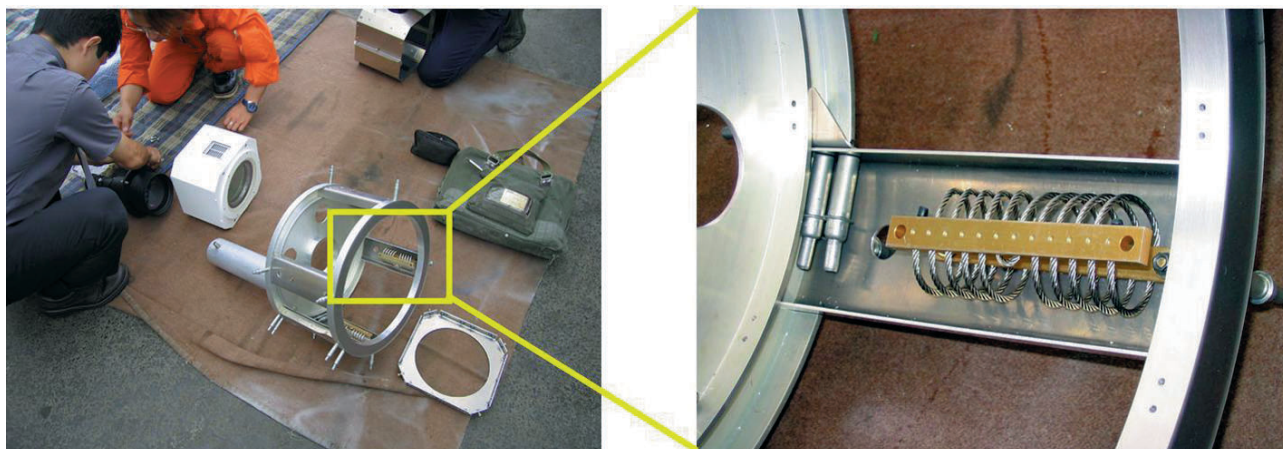


図3.2 光学部をポッドに取り付けるためのワイヤロープ式防振器

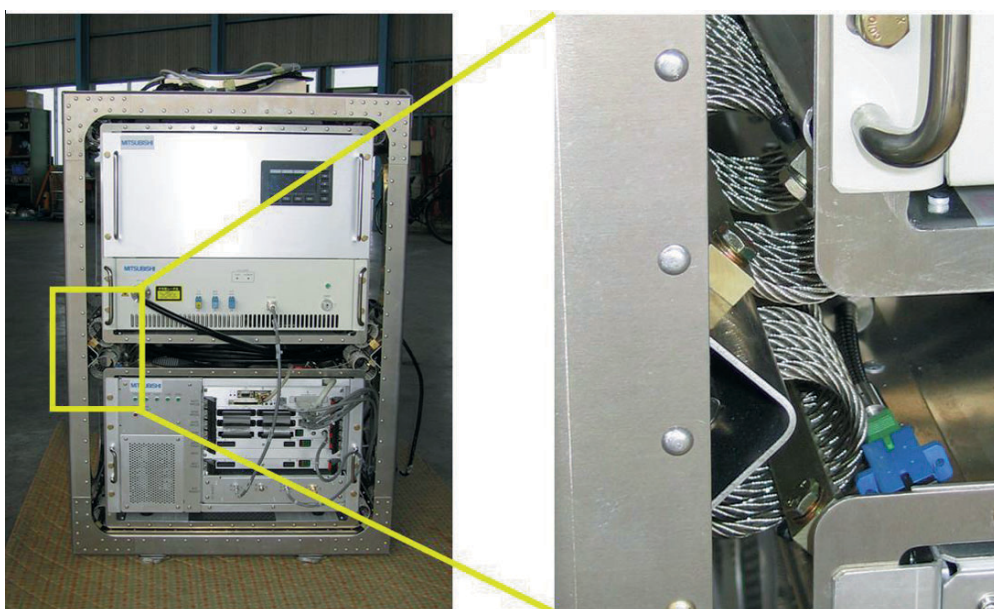


図3.3 機器搭載用ラックとワイヤロープ式防振器の取付状況

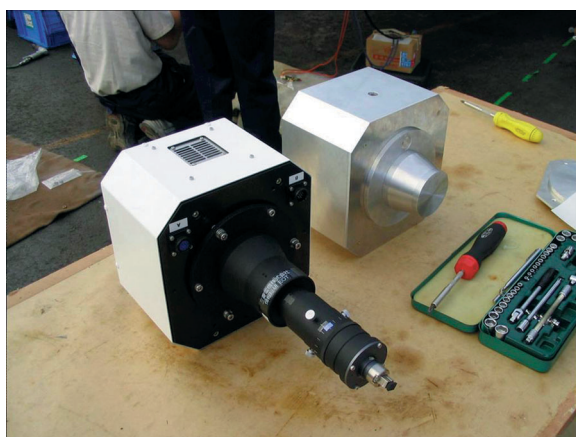


図3.4 ライダ光学部（左）と振動計測用ダミー（右）



図3.5 振動計測用ダミーへの加速度計の取付状況

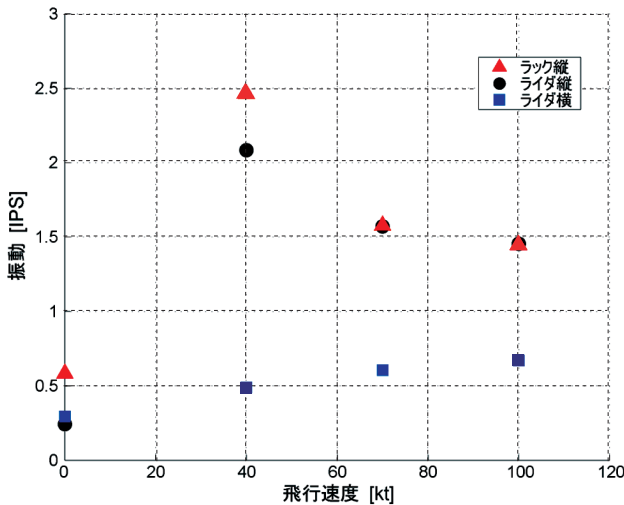


図 3.6 振動計測用ダミーを用いた振動計測飛行試験結果

4. 試験方法

4.1 地上試験

ヘリコプタ用ライダ開発の目的の1つは局所的な乱気流の計測であるが、ヘリコプタに搭載した状態で自然の地形や建築物の周辺の気流を計測しても比較検証を行うための真値を得ることが困難である。ここではライダを地上に固定し、ヘリコプタのダウンウォッシュを局所乱気流と見立てて計測を行うことを試みた。試験は茨城県竜ヶ崎飛行場内の誘導路で実施し、比較検証用のデータを取得するために、ライダの視線に沿って超音波風速計を5台設置した。図 4.1 に試験のイメージ図を、また図 4.2 に地上におけるライダと風速計の設置状況を示す。ヘリコプタは風速計の上空 20 m 前後でホバリング、低速飛行を行い、そのダウンウォッシュをライダ、風速計の両方で計測した。ヘリコプタの位置を変えることで、ライダのレンジ方向に様々な風速勾配を作り出すことができる。

4.2 飛行試験

飛行試験では、実験用ヘリコプタ MuPAL-ε にライダを搭載して、対気速度、風の算出手法および計測結果をリアルタイムに表示するパイロット用ディスプレイの開発・評価を行った。MuPAL-ε は、DGPS/INS (Differential Global Positioning System/Inertial Navigation System, ディファレンシャル GPS と慣性航法装置を複合化したもの) を始めとする様々な計測装置を備え、対気速度の算出や評価に必要なエアデータや慣性データ等を計測することができる (文献 10)。

地上試験と同じ竜ヶ崎飛行場において、ホバリング、ホバターン、前後進、左右横進、水平直線飛行、左右横

滑り、上昇・降下など通常の実操で想定されるマヌーバを一通り実施し、対気速度、風の算出精度を評価するとともに、ディスプレイに対するパイロット・コメントを得た。ホバリング等の低速マヌーバは飛行場内の誘導路上で実施し、比較検証用に地上 3 m の風速を超音波風速計により計測した。風速計は誘導路に沿って 4 台設置した (図 4.3)。

以下、評価対象である対気速度、風の算出手法およびパイロット用ディスプレイについて述べる。

4.2.1 ライダを用いた対気速度、風の算出

(1) ライダ単独による対気速度の算出

図 4.4 のようにライダの視線を機体に固定された前後方向の軸 (機体軸 X 軸) に対し 15 ~ 20 度ずらして円錐状に回転させ (コニカル走査)、1 回転中は機体の対気速度および同一レンジピンにおける風向・風速が一定であるという仮定の下に、1 回転分の速度データから最小自乗法により機体軸における対気速度の 3 軸成分を算出した。ライダの速度データは、雑音の誤検出による影響を取り除くため SN 比が 5 dB 以上のデータのみを使用した。またコニカル走査の回転速度は、安定した計測を行うため、1 回転中に最低でも 10 点以上のデータが含まれるよう 30 度/秒とした。速度データの出力レートが 1 Hz の場合は 1 回転につき 12 点、4 Hz の場合は 48 点が含まれることになる。

(2) ライダと慣性データのカップリングによる対気速度、風の算出

(1) に示したライダ単独での算出手法では、コニカル走査の 1 回転に 12 秒を要するため、機体が非定常な動きをした場合、1 回転中に対気速度が変化し大きな算出誤差を生じる可能性がある。このため、DGPS/INS の慣性データ出力、即ち対地速度および機体姿勢データを用いて機体 (ライダ) の対地的な動きを補正することを試みた。具体的には、DGPS/INS の慣性データからライダ視線方向の対地速度を算出し、そこからライダの速度データ (視線方向の対気速度) を差し引き、視線方向の風速を算出する。これにより、ライダを地面に固定して風を計測しているのと同じ状態となり、1 回転中は同一レンジピンにおける風向・風速が一定であるという仮定の下に、1 回転分の視線方向の風速データから最小自乗法により風の 3 軸成分 (地面固定座標系) が算出できる。対気速度は、算出した風を対地速度から差し引くことで得られる。ライダと慣性データのカップリングにより、1 回転中の機体の非定常な運動という誤差要因が除去され、精度の向上が期待できる。

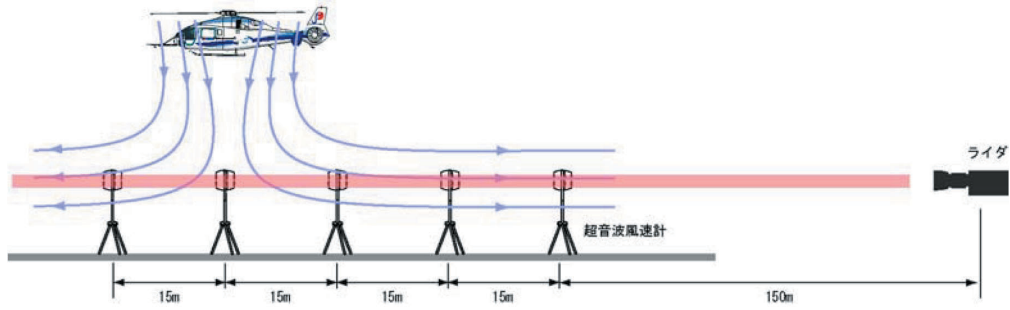
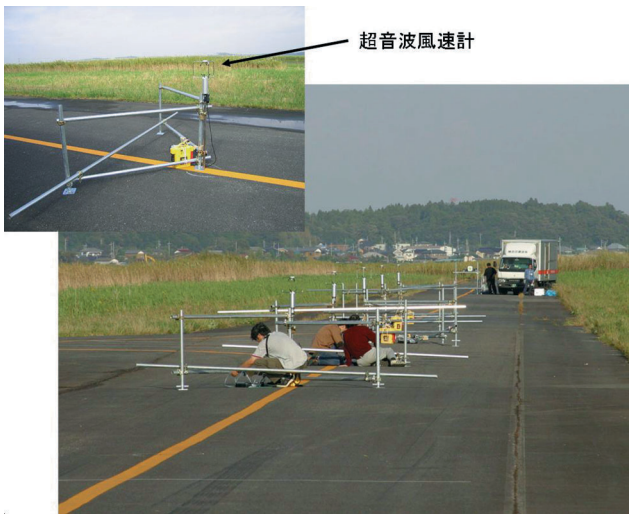
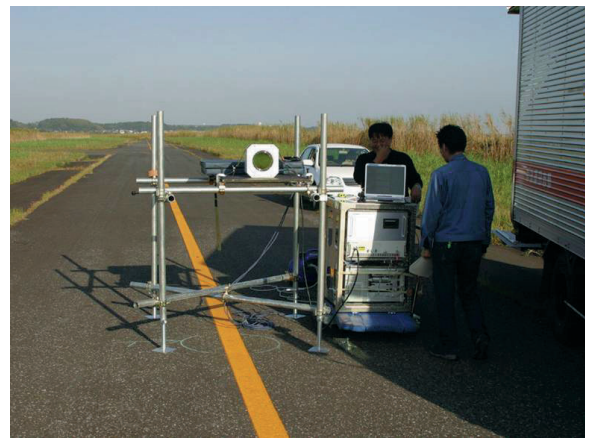


図 4.1 地上試験のイメージ



超音波風速計



(1) 超音波風速計の設置状況

(2) ライダ装置の設置状況

図 4.2 超音波風速計とライダの設置状況

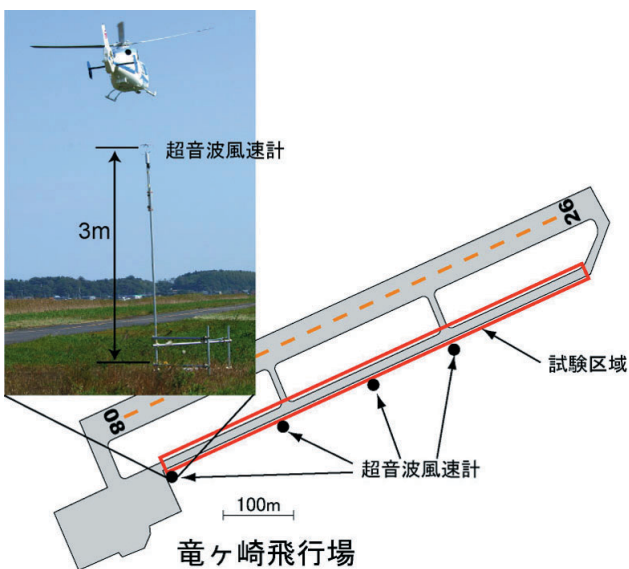


図 4.3 飛行試験における超音波風速計の配置

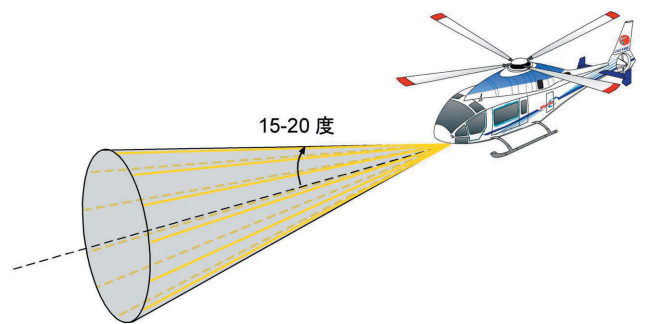


図 4.4 対気速度算出のためのコニカル走査

4.2.2 パイロット用ディスプレイ

MuPAL-εは計器板に実験用ディスプレイを装備しており、任意のイメージを表示することができる（文献10）。飛行試験では、ライダと慣性データのカップリングにより算出した機体の対気速度や機体前方の風速をリアルタイムで表示した。ディスプレイ・イメージを図4.5に示す。速度計器として、自機の水平面内の対気速度2軸成分を横進、後進の速度限界とともに右下に表示した。この表示は既存の低速用対気速度センサの計器表示を参考にしている。また、上下風を含む風ベクトル3軸成分を左上に表示した。さらに、機体前方の風況表示として、視線方向（即ち機首の向きとほぼ同方向）の風速成分を水平面内、鉛直面内に分けて表示した。風速は、機体にとって向かい風が青、追い風が赤となるように色分けして表示している。機体前方についても、上下風を含む風ベクトル3軸成分を算出することは可能であるが、ライダのレンジが長くなるにつれてコニカル走査の走査空間が大きくなり、1回転中は同一レンジビンにおける風向・風速が一定であるという仮定が成り立たず誤差が大きくなると予想されるため、表示は行わなかった。

5. 試験結果

地上試験および飛行試験は、平成16年10月22～25日の4日間に渡り実施した。地上試験は22日の1日のみ実施し、飛行試験は23～25日の3日間で地上付近での低速マヌーバを主としたフライトを2回（フライト#1、#2）、

上空でのマヌーバを主としたフライトを2回（フライト#3、#4）の計4フライトを実施した。試験ケースを表5.1に示す。本報告書に試験結果のグラフを掲載したケースについては、表中に図番を示した。

以下、各試験結果について述べる。

5.1 地上試験

5.1.1 ライダ設定の確認

ライダの設定を確認するために、ダウンウォッシュ計測に先立ちダウンウォッシュの影響がない状態、自然風を計測した。結果を図5.1に示す。風速はライダ、風速計ともに約1分間の平均風速と標準偏差を示しており、ライダについてはSN比も示している。ライダ、風速計のデータレートはそれぞれ4Hz、10Hzであり、データ総数はそれぞれ約230、580である。ライダのSN比は事前の設定通り200m近傍のレンジビン#6、#7がピークとなっている。SN比が小さいレンジビンでは、雑音ピークを信号として誤検出し標準偏差が大きくなっており、安定した計測にはSN比が5dB以上必要であることがわかる。また、ライダの計測値には、送信パルス光の内部反射光の影響が見られる。レンジビン#1では内部反射光をまだ受光しており、非常に高いSN比と風速0m/sが得られている。さらに、大信号の入力直後は受信機が不安定となるため、レンジビン#2の風速計測値のばらつきは、同程度のSN比を持つ他のレンジビンと比べて大きくなっている。

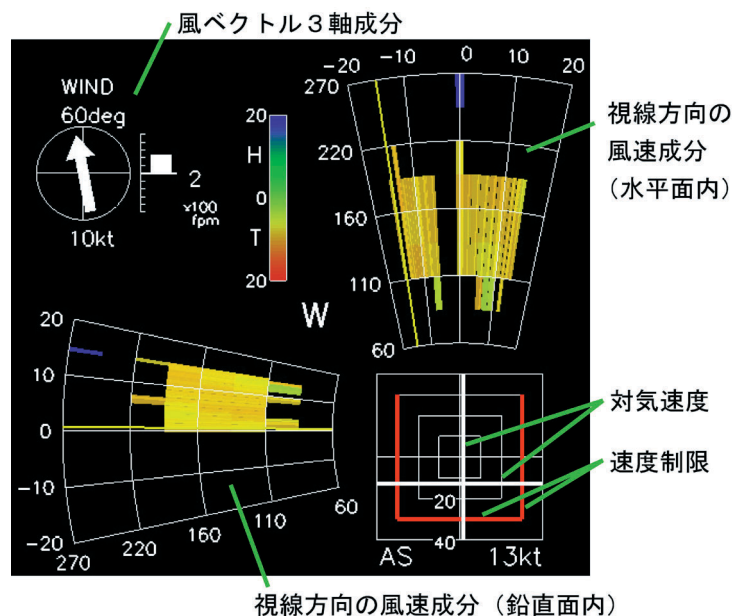


図4.5 パイロット用ディスプレイ

表 5.1 試験ケース表

日付	エアロゾル密度*	フライト	試験ケース	図番
10月 22日	4×10^3	地上試験	自然風	5.1 (1), 5.2 (1), 5.3 (1), 5.4 (1)
			ホバリング	5.2 (2) ~ (6), 5.3 (2) ~ (6)
			低速前進	5.4 (2), 5.5
10月 23日	2×10^3	# 1	ホバリング	
			ホバターン	
			前後進	5.8 (3)
			左右横進	5.8 (4)
10月 24日	2.5×10^3	# 2	ホバリング	5.8 (1)
			ホバターン	5.8 (2)
			前後進	
			左右横進	
		# 3	風計測	
			速度スイープ	5.7
			水平直線	5.8 (5)
			定常横滑り	5.8 (6)
10月 25日	1.2×10^4	# 4	上昇・降下	5.8 (7)
			風計測	
			水平直線	5.8 (8)
			定常横滑り	
			上昇・降下	

*大気 47 ml 中の粒径 $0.3 \mu\text{m}$ 以上の粒子数。レーザ・パーティクル・カウンタ Met One 227 B にて計測。

5.1.2 ダウンウォッシュ計測

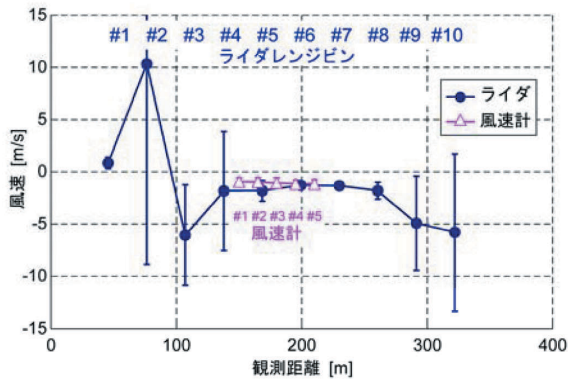
ダウンウォッシュ計測は、ヘリコプタのホバリング位置をライダから 120 m ~ 240 m の範囲で 30 m 毎に変えて実施した。結果を図 5.2 に示す。図中の赤の縦線はホバリング位置を示し、内部反射光を受光しているレンジピン # 1 の結果は示していない。ライダの風速計測値は、観測時間（約 1 分間）の全受信信号の平均スペクトルから算出しており、これはインコヒーレント積分数を約 230,000 とすることに相当する。

自然風は、全レンジピンにおいて風速 -1.5 m/s 前後の値で得られている（図 5.2 (1)）。この図 5.2 (1) のライダの計測データは図 5.1 と同じケースであるが、約 1 分間の平均スペクトルを用いることにより十分な SN 比が確保され、全レンジピンで妥当な風速が得られている。また、風速計の計測値の標準偏差および風速計間のばらつきは小さく、自然風は時間的にも空間的にも定常的な風場であったことを示している。

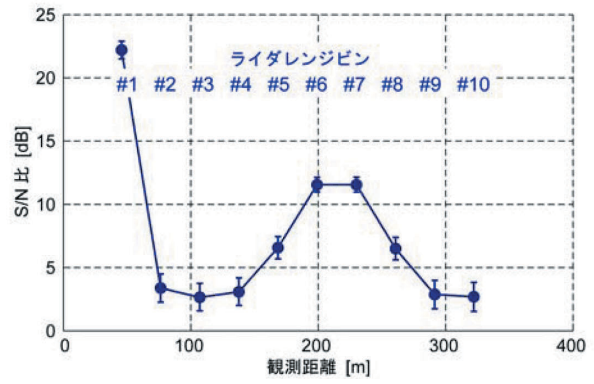
図 5.2 (2) ~ (6) では、ホバリング位置を中心にダウンウォッシュが広がる状態がよく再現されており、ダウンウォッシュの影響は自然風の風上方向に約 60 m、風下方向に約 120 m 程度まで及んでいる。また、ホバリング位置周辺の急激に風速が変化する範囲では、ライダ、風速計の計測値に若干の差異が見られる。これは、風速計が 1 地点の風速を計測するのに対し、ライダはレンジピン幅（この計測では 30 m）相当の空間の平均的な風速を計測するという計測法の違いに起因する。レンジピン内の風速

分布は、受信信号のスペクトルから推定が可能である。ライダの受信信号のスペクトル形状は、送信パルス幅が有限であることに起因するスペクトル広がり（レンジピン内の風速分布に基づくドップラー広がり）の掛合わせで決まる。図 5.3 にレンジピン # 4 ~ # 7 の平均化された受信信号スペクトルを示す。横軸は風速である。風速変化が空間的にも時間的にも大きいホバリング位置周辺のレンジピンのスペクトルは、形状が変形しスペクトル幅が広がっている。この広がり（レンジピン内の風速分布）を現し、レンジピン # 5 および # 6 のスペクトルは、それぞれ風速計 # 1 ~ 3 および # 3 ~ 5 が示す計測値を風速成分として含んでいる。

ライダ、風速計の計測結果の時歴を比較した結果を図 5.4 に示す。SN 比が安定して高かったレンジピン # 6 のライダ出力と、レンジピン # 6 の両端、中央に位置する風速計 # 3 ~ 5 の結果を比較している。図 5.4 (1) はヘリコプタが周辺にいない自然風の状態、図 5.4 (2) はヘリコプタが上空を低速で通過した局所的な乱気流の状態である。両者ともに、ライダ出力はレンジピン中央に位置する風速計 # 4 の出力とほぼ一致している。両者の差の標準偏差は、自然風で 0.78 m/s 、局所変動流内で 1.21 m/s であった。局所変動流内の差が大きくなるのは前述の計測法の違いによる。なお、差を取る際には、10 Hz の風速計出力にカットオフ周波数が 4 Hz のデジタルローパスフィルタ処理を施し、4 Hz のライダ出力に動特性を合わせた。図 5.4 (2) におけるレンジピン # 6 の受信信号のスペ

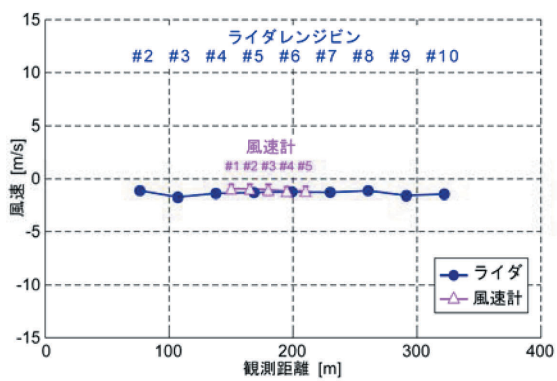


(1) 風速 (ライダーおよび超音波風速計)

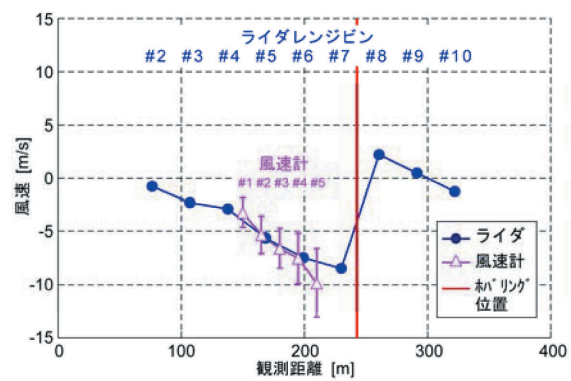


(2) SN比 (ライダーのみ)

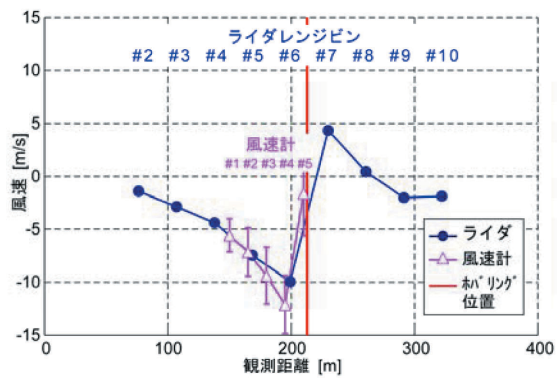
図5.1 自然風測定結果 (1分間の平均値及び標準偏差)



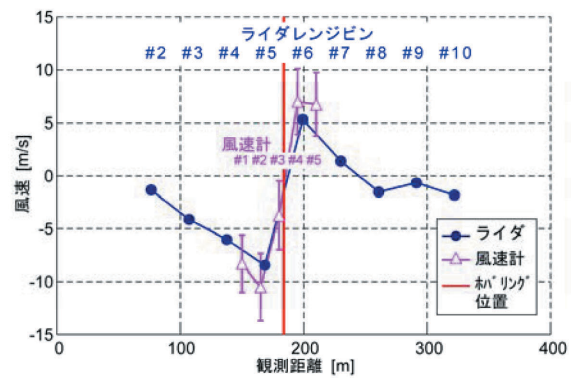
(1) 自然風 (ダウンウォッシュなし)



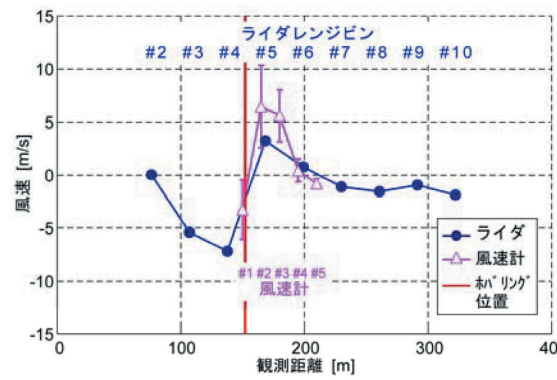
(2) ホバリング位置約 240 m



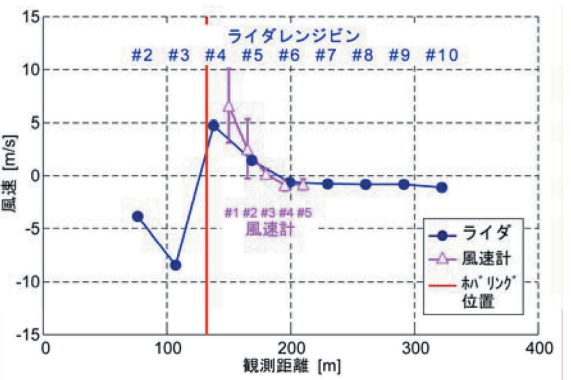
(3) ホバリング位置約 210 m



(4) ホバリング位置約 180 m

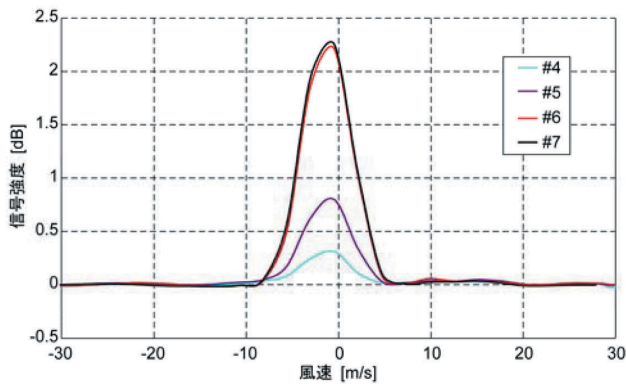


(5) ホバリング位置約 150 m

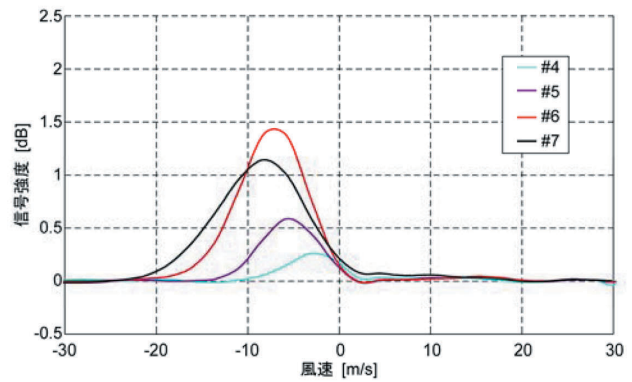


(6) ホバリング位置約 120 m

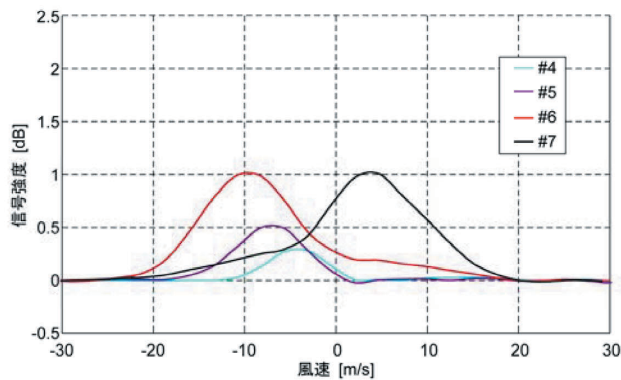
図5.2 ダウンウォッシュ測定結果 (1分間平均)



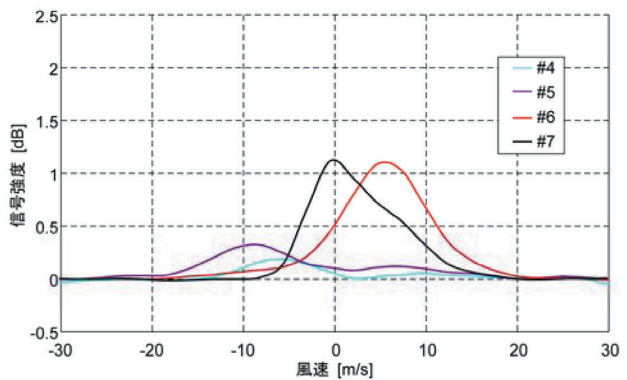
(1) 自然風 (ダウンウォッシュなし)



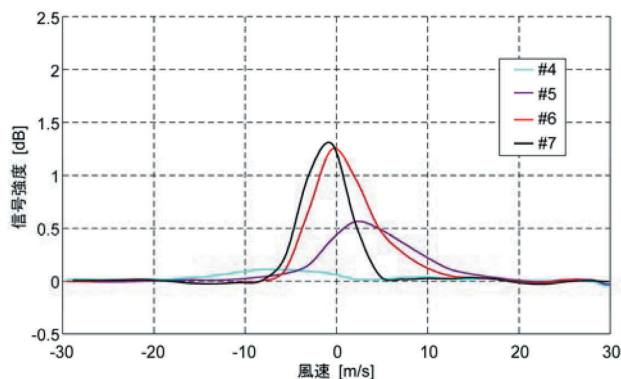
(2) ホバリング位置約 240 m



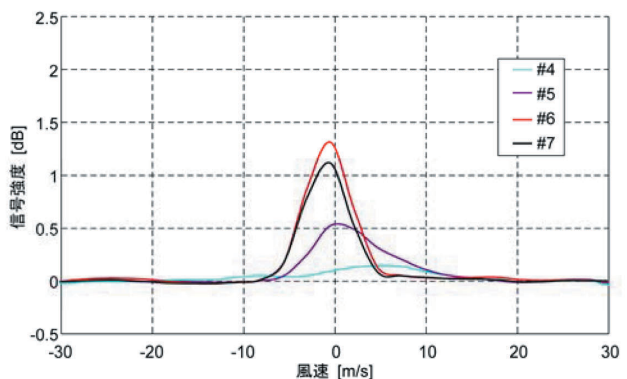
(3) ホバリング位置約 210 m



(4) ホバリング位置約 180 m



(5) ホバリング位置約 150 m



(6) ホバリング位置約 120 m

図 5.3 受信信号スペクトル (レンジビン # 4 ~ 7, 1 分間平均)

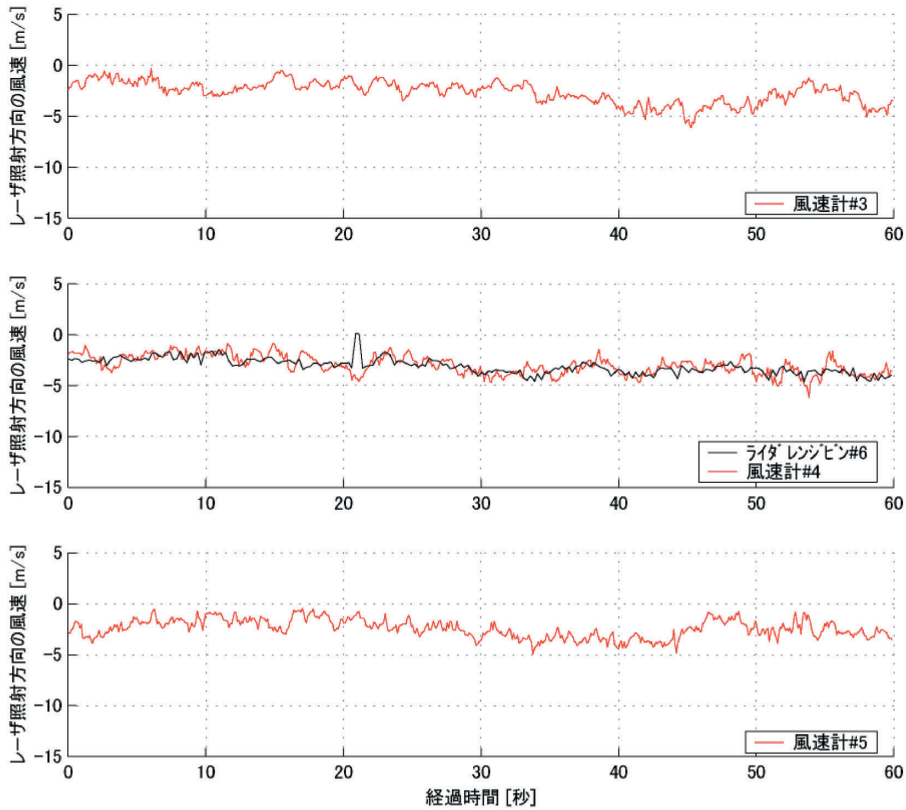
クトルを図 5.5 に示す。ヘリコプタが風速計 # 4 上空を通過する前後の 15, 20, 25 秒のスペクトルを示しており、ヘリコプタの移動に伴う風速変化が計測できている。

以上の結果から、ライダは、自然風のみならず 1 レンジビン内に大きな風速変化があるような局所的な乱気流でも計測が可能であり、レンジビン内の風速分布は受信信号のスペクトルから推定が可能であることが確認された。

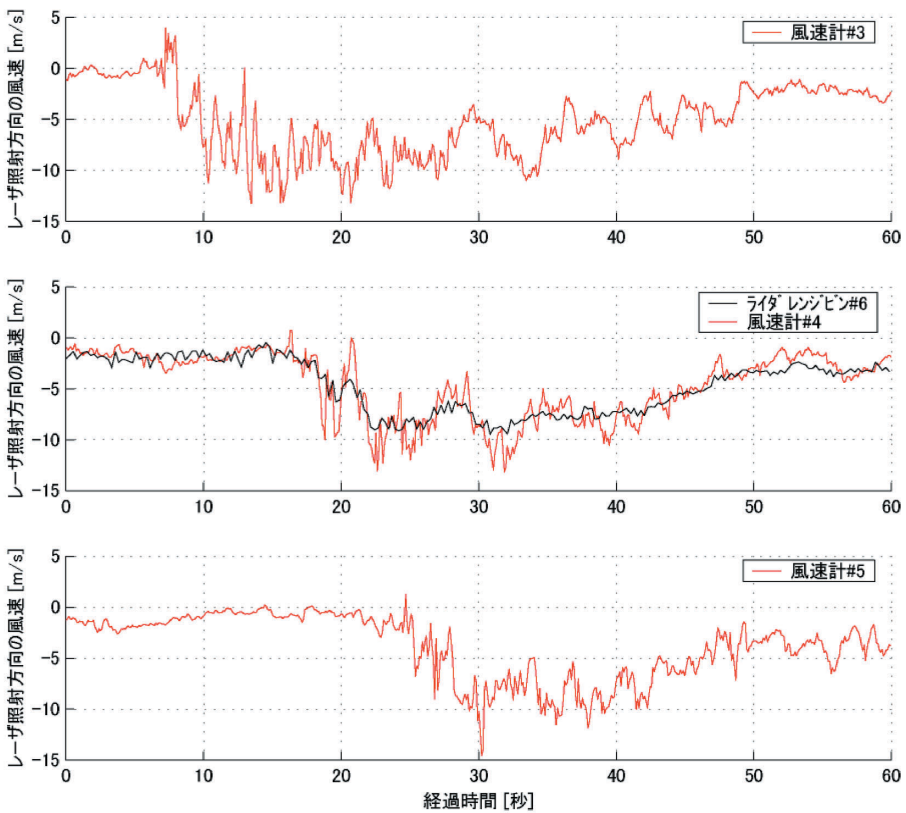
5.2 飛行試験

5.2.1 飛行中のライダの SN 比

一般に上空においては、エアロゾル密度が地上付近に比べて小さいため、ライダの SN 比は低下する傾向にある。また、偏波面補償機能を持たない本ライダ固有の問題 (2.1 参照) として、機体振動により光ファイバを伝搬する受信光の偏波面が揺らいでコヒーレント検波効率が低下し、地上設置状態と比べて SN 比が低下する可能性がある。飛行中のライダの SN 比出力 (フライト毎の全計測値の平均) を図 5.6 に示す。地上付近ではコニカル走査の下



(1) 自然風



(2) 局所的な乱気流（ヘリコプタが上空を通過）

図 5.4 ライダと風速計の風速の時歴の比較

側半分のレーザ光が地表面に遮られ計測できないため、地上 150 m 以上を飛行した 2 フライトについてのみの結果を示している。飛行高度が地上 300 ~ 600 m 程度と低かったこともあり、地上試験と比べて SN 比の大きな低下は認められず、振動の影響も特に見られなかった。また、2 フライトの間で SN 比の値が異なっているのは、飛行時のエアロゾル密度の違いによると考えられる。表 5.1 に各試験の実施日におけるエアロゾル密度の計測値を示す。フライト # 4 のエアロゾル密度は # 3 の約 5 倍であり、ライダーの SN 比も # 4 の方が高くなっている。但し、これらの値は試験当日の朝に計測したものであり、試験中とは条件が異なっている可能性もある。レンジビン毎の SN 比を見ると、事前の設定通りレンジビン # 5 ~ 7 で SN 比が高くなっている。対気速度の算出では、レンジビン # 6 (機体前方約 200 m) のデータを使用した。その SN 比は常に 5 dB 以上であり、飛行中でも安定した計測が可能であった。本来、対気速度の算出においては、機体の影響がない範囲でできるだけ機体に近いレンジビンのデータを用いるべきであるが、今回はリアルタイムに計測結果を表示する必要があることから、安定した計測が可能という点を重視した。

5.2.2 対気速度の算出精度

対気速度、風の算出手法を評価するにあたり、飛行試験では、比較検証が行いやすい対気速度の算出精度を評価した。風の算出精度は、対気速度の算出精度に加えて対地速度の計測精度にも依存するが、MuPAL-ε の対地速度の計測精度は 0.1 m/s 程度と高いため、風の算出精度は対気速度の算出精度と同等と考えてよい。

算出精度の評価に先立ち、ライダーの速度計測レンジの確認を行った。飛行速度を 10 ~ 45 m/s の範囲で連続的に変化させた際のライダーと母機搭載のピトー静圧システムによる計測結果を図 5.7 に示す。ライダーで計測可能な最大速度は 32 ~ 33 m/s と事前の設定通りである。また、ピトー静圧システムが計測不能となる 20 m/s 以下の低速域でも、ライダーは連続的に計測できている。この結果に基づき、飛行試験は対気速度を最大 30 m/s 程度に制限して実施した。以下、各マヌーバにおける対気速度の算出精度について述べる。

(1) ホバリング

図 5.8 (1) に地上 20 m でホバリングした際の結果を示す。上 3 つのグラフが機体軸における対気速度の 3 軸成分を示し、下 2 つのグラフが機体姿勢を示す。対気速度のグラフでは、ライダー単独の算出結果が赤線で、ライダーと慣性データのカップリングによる算出結果が青線で、リファレンス速度が黒線で示されている。ホバリング等の

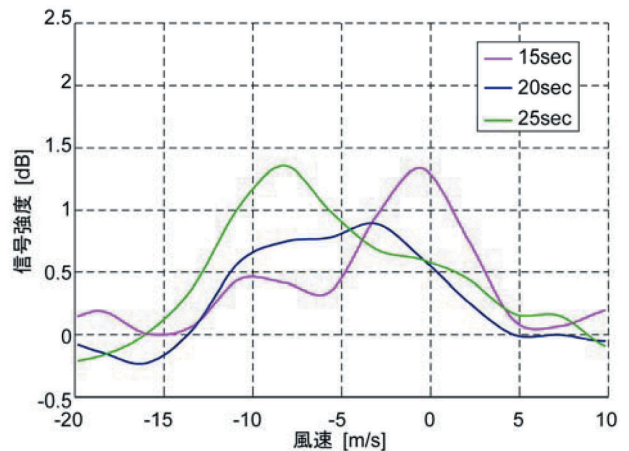


図 5.5 ヘリコプタ上空通過時の受信信号スペクトルの変化

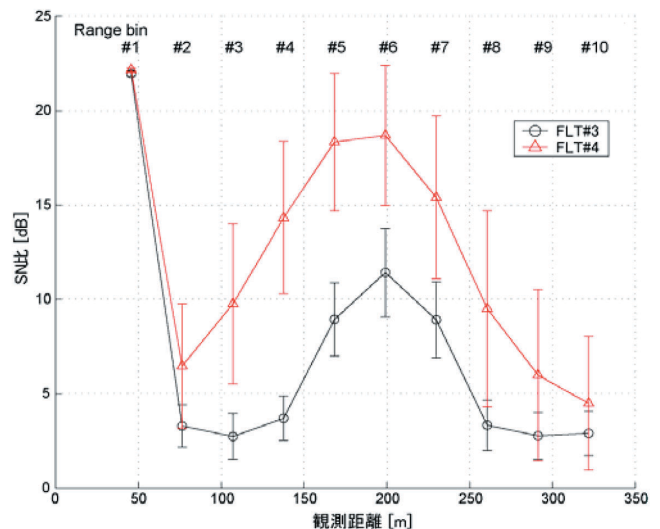


図 5.6 飛行中のライダーの SN 比の例

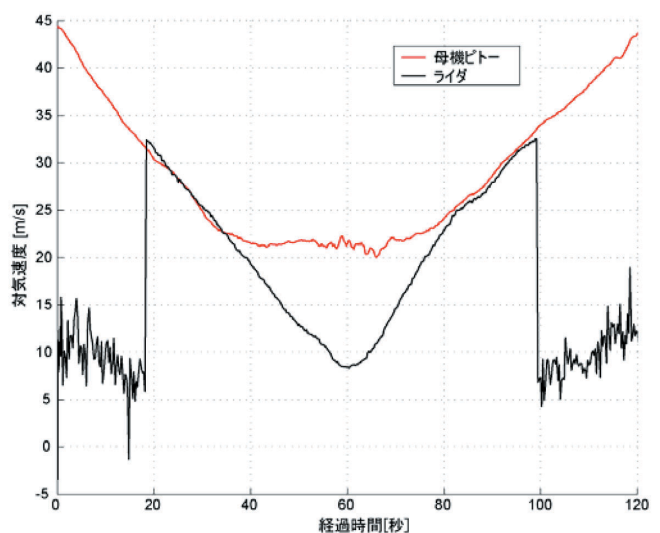


図 5.7 速度スイープ中の対気速度計測

飛行場内の誘導路上で実施した低速マヌーバにおける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誘導路脇の風速計で計測した地上風速を差し引くことで算出している。風速計は4台あるが(図4.3)、ヘリコプタのダウンウォッシュの影響を受けていない風速計を選んで使用した。

機体は風に正対してホバリングしており、X軸方向速度に見られるライダ計測結果とリファレンス速度のバイアス的な差は、地上風計測点(地上3m)とホバリング高度(地上約20m)における風速の違いによるものと考えられる。X軸方向速度を除けば、ライダ計測結果とリファレンスは比較的良好に一致しており、速度変化が小さいホバリングではライダ単独でも誤差は小さいことがわかる。

(2) ホバターン

図5.8(2)に地上20mでホバターンした際の結果を示す。速度変化が大きいホバターンでは、ライダ単独では誤差が大きくなっている。またライダ計測結果は、他の2方向と比べて特に機体軸Z軸方向(上下方向)の誤差が大きくなっている。これは、地上付近ではコニカル走査の下側半分でレーザ光が地面で遮られ計測できなくなり、使用可能なデータが半減するためと考えられる。

(3) 前後進, 左右横進

図5.8(3),(4)に地上20mで前後進, 左右横進した際の結果を示す。ライダ単独では、1回転分(過去12秒間)の速度データを用いて回転中の変動が大きい対気速度を算出するため、算出結果は速度変動を平均化した値となり、速い動きに追従できていない。一方、慣性データとカップリングした場合は、1回転分の風速データを用いて回転中の変動が小さい風を算出し、対気速度は慣性データ(対地速度)と風の差として算出するため、前後進, 左右横進ともに機体の動きによく追従できている。なお、前後進におけるX軸方向速度, 左右横進におけるY軸方向速度に見られるカップリングしたライダ計測結果とリファレンス速度のバイアス的な差は、ホバリング時と同様に、地上風計測点とホバリング高度における風速の違いによるものと考えられる。

(4) 水平直線飛行

図5.8(5)に上空450mを30m/s前後の速度で水平直線飛行した際の結果を示す。上空でのリファレンス速度は、試験前に風計測用のパターン(3レグ対地速度法, 文献7)を飛行して上空での風を推定し、以後試験中は風が一定であると仮定して、機体の対地速度から推定風を差し引くことで算出している。また、X, Z軸方向速度については、母機搭載のピトー静圧システムによる計測値(X軸方向速度は較正対気速度)を緑線で示している。機体の速度変化が小さい定常直線飛行では、ライダ単独でも誤

差は小さい。また、上空ではコニカル走査全周のデータが使用可能なため、Z軸方向速度の精度はY軸方向速度の精度と同等である。

(5) 定常横滑り, 上昇・降下

図5.8(6),(7)に上空450mで定常横滑り, 上昇・降下した際の結果を示す。視線方向とほぼ直交しているY, Z軸方向速度の大きな変化もライダは計測できている。定常横滑りのグラフ(図5.8(6))の100~140秒付近でライダ計測結果が大きく乱れているのは、対気速度が一時的にライダの計測レンジを超え、計測不能になったためである。

(6) 大きな誤差が生じた例

ライダは、コニカル走査中は対気速度および同一レンジビンにおける風が一定(慣性データとカップリングした際は、同一レンジビンにおける風のみが一定)という仮定の下に対気速度を算出するため、この仮定が満たされないとき大きな誤差が生じることがある。図5.8(8)はZ軸方向速度に大きな誤差が生じた例である。図5.8(5)と同じく30m/s前後の速度で水平直線飛行した際の結果であるが、Z軸方向速度にだけ5~10m/s程度の大きな誤差が生じている。これは、高度方向に風のシアが存在していた可能性を示唆している。今回の試験ではレンジビン#6, 即ち200m先のデータを使用して対気速度を算出しており、コニカル走査の上部と下部での高度差は約120mある。上部と下部で風速差がある場合は、計算上は上下風があるものとして算出されてしまうため、高度方向の風のシアが上下方向速度の計測誤差として現れた可能性がある。これを避けるには、より機体に近いレンジビンのデータを使用し、コニカル走査の上下部の高度差を小さくすることが望ましい。

(7) まとめ

ライダにより対気速度の3軸成分が計測可能であることが確認できた。慣性データとカップリングすることにより、機体の速い動きにも追従でき精度が向上する。カップリング時の速度誤差は、全マヌーバを通じてX軸方向速度で1~1.5m/s, Y, Z軸方向で1.5~2m/sであり、ライダ単独と比べてほぼ半分減少する。但し、ここで言う誤差とは機体の対気速度算出の誤差であり、ライダ単体の視線方向の速度計測の誤差ではないことに注意されたい。視線方向の速度計測精度は、地上試験結果から約1m/s程度と推定されている。

5.2.3 対気速度計測に対する位置誤差の影響

一般に航空機搭載対気速度センサは、ロータや胴体の周りの気流の影響(位置誤差と呼ばれる)を受ける。位置誤差は、センサの取り付け位置や飛行状態によって複雑に変化するため、較正は容易ではない。一方ライダは、

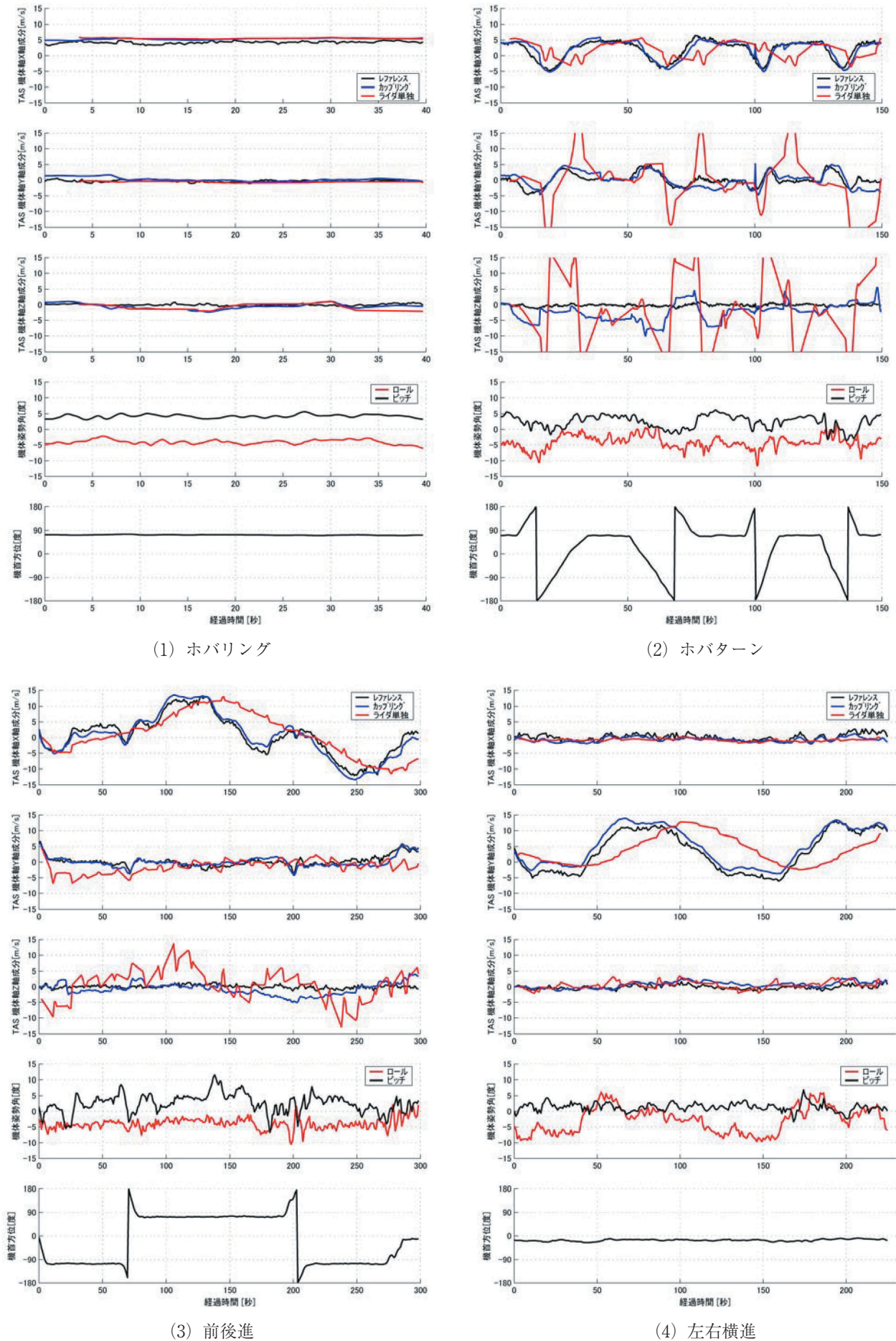
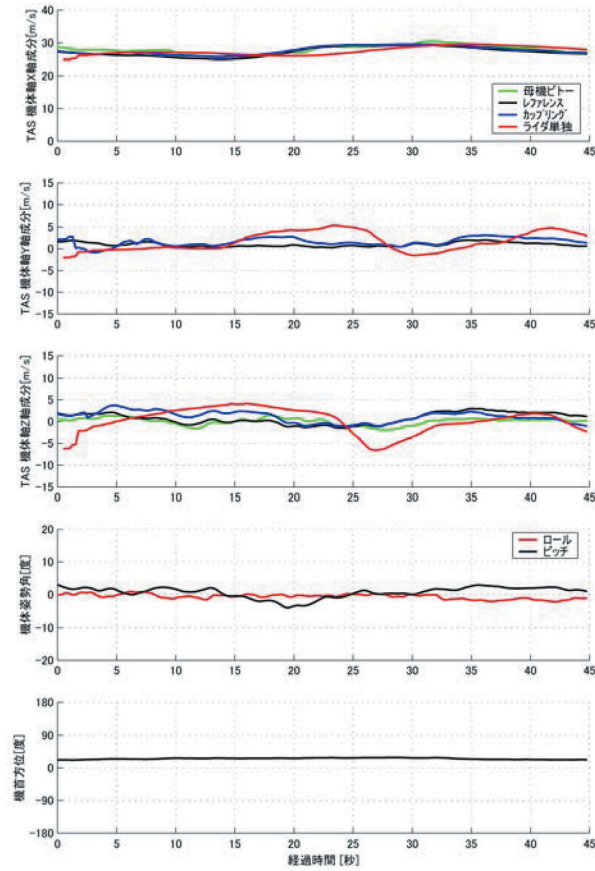
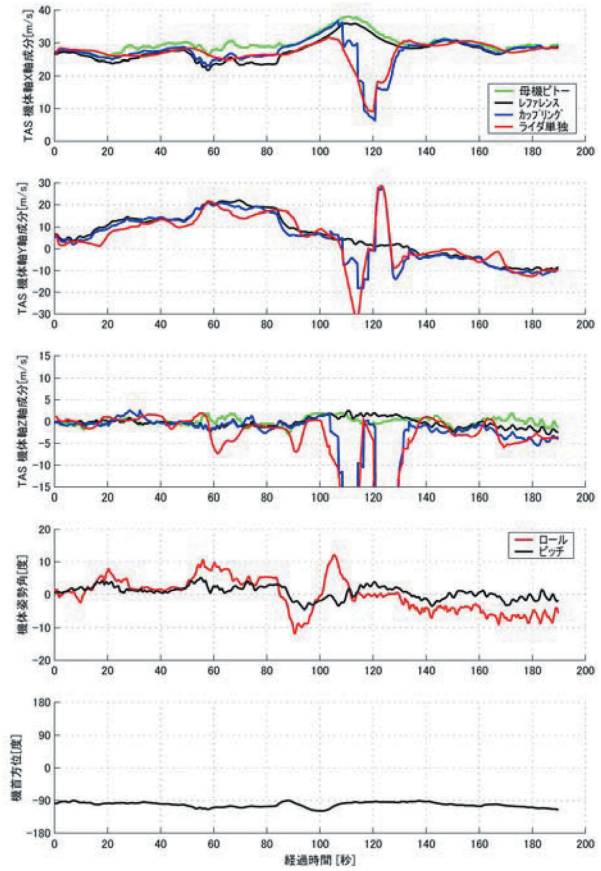


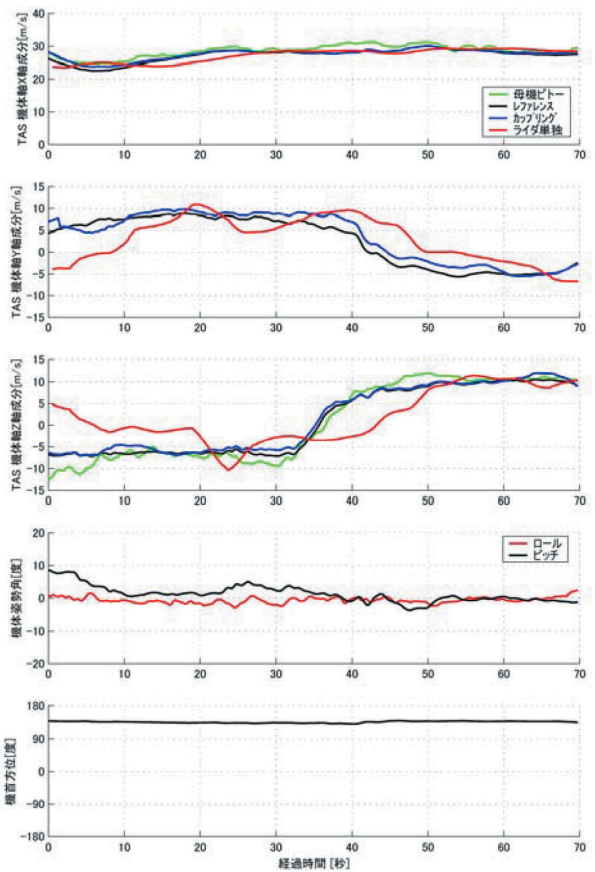
図5.8 対気速度算出結果 (1/2)



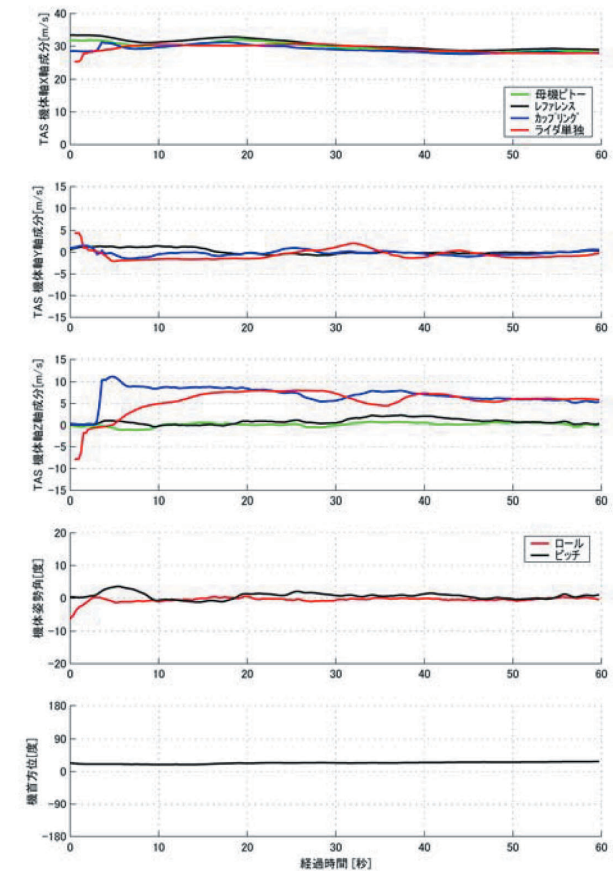
(5) 直線飛行



(6) 定常横滑り



(7) 上昇・降下



(8) 誤差例

図5.8 対気速度算出結果 (2/2)

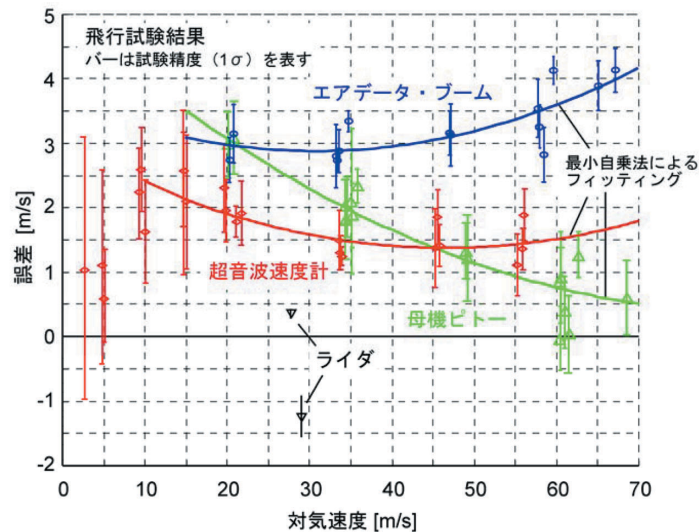


図 5.9 ライダの計測誤差と対気速度センサの位置誤差

機体から離れた気流の速度を計測するため、位置誤差の影響がないと期待される。水平直線飛行におけるライダーの計測誤差と MuPAL-ε 搭載の対気速度センサ（母機搭載ピトー静圧系統、エアデータ・ブーム、超音波速度計）の位置誤差（文献 7）を図 5.9 に示す。エアデータ・ブームと超音波速度計は、位置誤差を小さくするためにノーズ・ブームの先端に搭載されるが（図 5.10）、それでも 2～4 m/s 程度の位置誤差を有する。これに対し、ライダーの計測誤差は ±1 m/s 程度とライダー単体の視線方向の速度計測精度と同等であり、位置誤差の影響を受けていないことが確認できる。このため、センサの取り付け位置や飛行状態によらず、安定した速度計測が可能と考えられる。

5.2.4 パイロット用ディスプレイ

今回の試験では、特にディスプレイ評価用の飛行パターンを特定せず、飛行全般にわたって随時パイロット・コメントを取得した。以下に、代表的なコメントを記す。

(1) 速度計器、風表示

対気速度および水平面内の風表示については、慣性データとカップリングすれば、現時点での精度（表示のばらつき具合）、更新レート（1～4 Hz）で十分使用が可能である。但し、上下風はばらつきが大きく、値が信用できない。

(2) 前方の風況表示

観測した風速を表示するだけでは、機体に対する影響を把握できない。機体にとって危険な領域を、機器側で自動的に判断して表示することが望ましい。また今回の設定では、観測距離が 300 m 程度と短いため、情報が得られても、対処する時間的余裕がない。観測距離は 1～2 km 程度必要。飛行方向の風速変化を把握するには、近

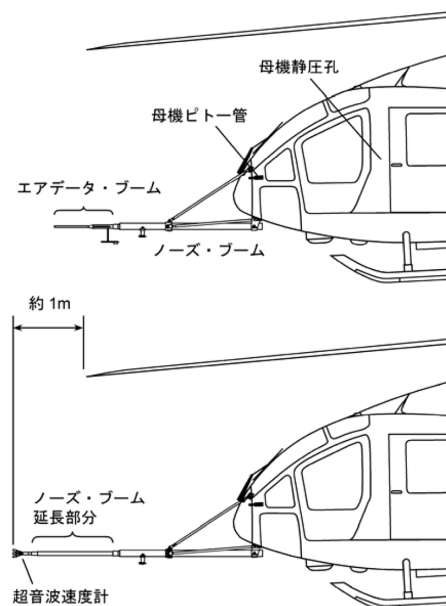


図 5.10 対気速度センサの取り付け位置

距離から遠距離まで連続して風速データが得られることが望ましい。

6. おわりに

ヘリコプタでの利用に適したライダーの仕様を策定するための基礎データの収集を目的として、三菱電機（株）が保有する地上用風計測ライダーを JAXA の実験用ヘリコプタ MuPAL-ε に搭載し、飛行中の機能、性能を評価した。試験結果を以下にまとめる。

- ・評価したライダはヘリコプタの対気速度計としての用途に十分な性能を有しており、その有用性が確認された。ホバリングに加えて前後進や左右横進においても、位置誤差の影響を受けずに精度良く対気速度を計測することができる。
- ・ライダにより2軸以上の対気速度成分を計測するためには、複数の視線方向の計測データが必要であり、データ取得に時間を要する。この間の機体の非定常な動きによる対気速度の変動は大きな誤差源となり得るが、慣性データを用いて機体の動きを補正することにより、その影響を低減することができる。
- ・ライダは、1レンジビン内に大きな風速変化があるような局所的な乱気流でも計測可能である。飛行中の乱気流計測用途には、ライダの距離分解能を損なうことなく観測距離を増大させることが必要となる。
- ・パイロットへの表示システムには、風速の生データではなくヘリコプタの飛行への影響度が瞬時に判断できるようなデータ処理アルゴリズムの開発が望まれる。

今後は試験結果に基づきヘリコプタへの搭載に最適化されたライダの仕様の検討を行い、実用化に向けた研究を進める予定である。

文 献

- 1 浅香公雄, 亀山俊平, 安藤俊行, 柳澤隆行, 大鋸康功, 浜津享助, 平野嘉仁, 「航空機搭載全光ファイバ型ドップラー・ライダの検討」, レーザ研究, 29, pp. 371-376, 2001.
- 2 K. Asaka, S. Kameyama, T. Ando, Y. Hirano, H. Inokuchi, and T. Inagaki, “A 1.5 μm all-fiber pulsed airborne Doppler lidar system,” in the Proceeding of JSASS 17th International sessions in 41st Aircraft Symposium, pp. 13-16, 2003.
- 3 R. Targ, B. C. Steakley, J. G. Hawley, L. L. Ames, P. Forney, D. Swanson, R. Stone, R. G. Otto, V. Zarifis, P. Brockman, R. S. Calloway, S. H. Klein, and P. A. Robinson, “Coherent lidar airborne wind sensor II: flight-test results at 2 and 10 μm ,” Appl. Opt. 35, pp. 7117-7127, 1996.
- 4 S. Hannon, and J. Thomson, “Aircraft wake vortex detection and measurement with pulsed solid-state coherent laser radar,” J. Mod. Opt. 41, pp. 2175-2196, 1994.
- 5 R. G. Frehlich, S. M. Hannon, and S. W. Henderson, “Performance of a 2-micron coherent Doppler lidar for wind measurements,” J. Atmos. Oceanic Technol. 11, pp. 1517-1528, 1994.
- 6 S. M. Hannon, S. W. Henderson, J. A. Thomson, and P. Gatt, “Autonomous lidar wind field sensor: performance predictions,” in Proc. SPIE 2832, pp. 76-91, 1996.
- 7 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」, NAL TM-779, 2003.
- 8 又吉直樹, 奥野善則, 「実験用ヘリコプタ搭載超音波速度計の飛行評価」, JAXA RM-04-019, 2005.
- 9 Thales Avionics and ONERA, “A 1.5 μm LIDAR demonstrator of low airspeed measurement for civil helicopter,” the 30th European Rotorcraft Forum, Marseilles, France, September 2004.
- 10 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- ϵ の開発」, NAL TM-764, 2002.



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