

ISSN 1347-4588

UDC 614.712

633.6.08

551.55

534.8

独立行政法人

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1444

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

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

2002年6月

独立行政法人 航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY OF JAPAN

目 次

概 要	1
1. まえがき	2
2. 研究方法	3
2.1 風速計の開発	3
2.2 超音波風速計の較正	4
2.3 フラックス計測法	5
3. 航空機観測用超音波風速計の開発	5
3.1 超音波風速計の原理	5
3.2 風洞試験	6
3.3 超音波風速計の風洞試験解析結果	9
3.4 超音波風速計と MU レーダの比較試験結果	11
4. 航空機によるガス濃度およびフラックス観測	14
4.1 Do-228 による釧路原野フラックス試験	14
4.2 B-65 による苫小牧試験林フラックス試験	18
4.3 フラックス計測の結果と考察	20
5. まとめ	20

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*

矢澤 健司^{*1} 井之口 浜木^{*1} 稲垣 敏治^{*1} 中村 勝^{*1} 照井 祐之^{*1}
鎌田 幸男^{*1} 白井 正孝^{*1} 田丸 卓^{*2} 井上 元^{*3} 町田 敏暢^{*3} S.Makshutov^{*3}

Improvement of Ultrasonic Anemometer for Measurement on Aircraft and Development of Measuring Method of Greenhouse Gas Flux*

Kenji YAZAWA^{*1} Hamaki INOKUCHI^{*1} Toshiharu INAGAKI^{*1} Masaru NAKAMURA^{*1}
Yuushi TERUI^{*1} Yukio KAMATA^{*1} Masataka SHIRAI^{*1} Takashi TAMARU^{*2}
Gen INOUE^{*3} Toshinobu MACHIDA^{*3} S.Makshutov^{*3}

ABSTRACT

To investigate the pollutant gas mass transport in the atmosphere, it is necessary to measure the gas concentration as well as its velocity at once. The ultrasonic anemometer was developed for measuring the three dimensional velocity vectors of air on an airplane. The ultrasonic anemometer has been used often for meteorological wind velocity measurement, but the present study proved it to be a useful instrument for the measurement on board as well up to the velocity range 96 m/s maximum. The application for use on an airplane was demonstrated here to give the air data for three-dimensional velocity components in the atmosphere.

The simultaneous measurement of the gas velocity and concentration was demonstrated here by NAL plane, B-65, on board. The data processed resulted in the negative fluxes of the CO₂ distribution above the plain investigated, which showed an indication of CO₂ absorption by the plants on the ground.

Keywords: Carbon dioxide, Greenhouse gas, Airplane observation, Ultrasonic anemometer, Flux measurement

概 要

一酸化炭素等の温室効果ガスによる地球環境への影響が国際的な問題になっている。航空宇宙技術研究所では国立環境研究所と共同で温室効果ガスの発生・吸収に関するメカニズムを解明するために航空機を使って観測を行っている。地上の植生などによる温室効果ガスの発生・吸収（フラックス）を広い範囲にわたって詳細に観測するには航空機が有利である。そのためにガス濃度の測定と同時に正確な風速ベクトル計測によりフラックスと風と関係を明らかにすることが不可欠である。ここでは気象観測などに用いられてきた高精度の超音波風速計を航空機用風速計として改良・開発した。風洞試験及び実験用航空機(B-65)での飛行試験によりその特性を明らかにし改良を重ねてきた。また、実験用航空機ドルニエ機(Do-228)で釧路上空で又、クインエアー機(B-65)で苫小牧上空を飛行してフラックスの測定を試みた。風を測るためにドルニエ機(Do-228)で多角錐型ピトー管を使用し、クインエアー機(B-65)では超音波風速計を使用した。航空機に搭載した非分散赤外検出器によりCO₂濃度の逐次変化データを計測し、超音波風速計から3次元風速を計測し上下風を算出した。この連続に計測したCO₂濃度と上下風からフラックス測定を行う手法を試みた。

* 平成10年3月31日受付 (received March 31, 1998)

*1 飛行実験部 (Flight Research Division)

*2 特別研究官 (Special Research Director)

*3 独立行政法人国立環境研究所 (National Institute for Environmental Studies)

1. まえがき

地球温暖化の原因と云われる温室効果ガスの大部分は、航空機エンジンや自動車、あるいは産業用燃焼機器から排出される燃焼ガスである。その主要成分である二酸化炭素やメタンガスの大気中濃度は産業活動が活発になったこの100年間、地球規模での増加を続けている。その異常な増加の原因を究明し、定常値に抑制する手段を講ずる上からも、それらの温室効果ガスの自然界での発生・吸収の定量的な把握が大きな関心を呼んでいる。

ここでは航空機により、それらの大気汚染ガスの濃度と移動速度成分を、詳細かつ精密に計測し、大気中の汚染ガスの挙動を詳細に把握する手法を開発しようとした。

この半世紀近く、大気中微量成分の濃度観測は各地で行われてきた。特に近年、地上での計測は地球的な規模で固定観測所が設けられ、データの蓄積が計られている。そのために世界的なフラックスネットワークができている。代表的なものは次のようなものがあり、地上の観測タワーを中心にCO₂等の温室効果ガスの観測が行われている。

FLUXNET (グローバルなフラックスネット)

Ameriflux (米国, カナダ, 南アメリカのフラックスネット),
CARBOEUROFLUX (EUを中心としたフラックスネット),
OzFlux (オーストラリア, ニュージーランドを中心としたフラックスネット),

ASIAFLUX (日本を中心としたアジアのフラックスネット)

しかし炭酸ガスやメタンのような局地的に吸収・発生のあるガスについては、その質量移動の定量的な把握が困難で、航空機、あるいは気球などによる三次元的な計測が期待されている。気球は大気と共に移動するため大



写真1 ドルニエ機 (Do228)



写真2 クインエア機 (B-65)

気中微量物質の局所的挙動を三次元的に知るには適当とはいえない。気流の如何に関わらず現場で観測ができる航空機計測がもっとも有利である。これまで航空機による計測はその高速移動という特質のため、大気中の微量成分が徐々に移動する現象の把握が困難であった。

ここでは超音波風速計が風速ベクトル成分を高精度で測定できることに注目し、本報告書では、物質の輸送を担う風の垂直成分を超音波風速計を使って航空機で測定

表1 航技研所有航空機の仕様

型 式	ビーチクラフト式65型 “クインエア”	ドルニエ式 Do 228-200型
座席数 (原型)	7	21
エンジン	ライカミング式 ピストンエンジン IGSO-480-A1B6型 × 2	ギャレット式 タービンエンジン TPE331-5-252D型 × 2
要目: 全巾 [m]	13.99	16.97
全長 [m]	10.16	16.56
全高 [m]	4.32	4.86
全備重量 [kg]	3,487	5,699
性能*:		
巡航最大速度 [km/h]	340	428
最大航続距離 [km] / (この時の速度 [km/h])	1,185 / (254)	1,509 / (335)
最大航続時間 / (この時の速度 [km/h])	6時間35分 / (215)	5時間20分 / (222)
上昇距離 [m]	3,692 [1 Engine]	7,833 [1 Engine]
購入	1962年度	1987年度

*高度3,049m標準大気状態にて

する方法と、二酸化炭素を測定する方法とを組合せ、二酸化炭素のフラックスを直接測定する手法を開発することを目的とした。

その目的達成の一段階として、風の垂直成分を正確に求めるため、超音波風速計の開発研究を航空宇宙技術研究所（以降、航技研）の風洞等を使用して行った。並行して環境省 国立環境研究所と共同して燃焼排出ガス等地球温暖化ガスの航空機による観測研究を、航技研所有の実験用航空機ドルニエ機（Do-228）及びクインエア機（B-65）を用いて実施した。それぞれの機体を写真1及び写真2に示す。またそれらの仕様などを表1に示す。

超音波風速計の開発の一段階として風速55m/sまでの風洞（突風風洞）によってその風速計の検定試験を行った。更に高速性能を調べるため遷音速風洞試験を行い、超音波風速計の精度を確認し、測定可能上限速度を調べた。次に音響ノイズを減らすためセンサーに整流用のカバーをつけた超音波風速計と新改良型のセンサーの性能を調べるための風速100m/sまでの遷音速風洞試験を行った。

次の段階として飛行試験により超音波風速計による上下風及び温度計測の計測を試みた。超音波風速計の飛行中における計測精度確認試験のため、京都大学宙空電波科学研究センター信楽MUレーダー観測所上空での飛行試験（2000年2月）を行い、MUレーダーデータと飛行試験で得られた風データを比較した。1996年に釧路原野で又、2000年8月に苫小牧試験林上空で二酸化炭素のフラックス測定を行った。以下、詳細を記す。

使用主要記号

C	ガス濃度 [kg/kg-air]
c	音速 [m/s]
e	速度補正ベクトル
I	マトリクス
J	評価関数
k	修正係数
K	スケールファクタ マトリクス
L	超音波ヘッドスパン [m]
l	超音波風速計の重心からの距離 [m]
p	パラメータ マトリクス
p, q, r	ロール角速度, ピッチ角速度, ヨー角速度 [deg/s]
Q, Fr	熱フラックス [W/m ²], フラックス [kg/m ² /s]
R	座標変換マトリクス
R/C	昇降率 [m/s]
t _{ij}	マトリクス T の成分
T	温度 [K]
V, v	風速ベクトル, 風速 [m/s]
w	垂直風速度 [m/s]

ギリシャ文字

縦方向, 仰角
横方向, 横滑角
取付角度
機体の方位角
音波伝播時間 [s]
センサー前方傾斜角度, ピッチ角, 姿勢角
残差

添字

a, b, c	超音波センサー a, b および c
c	濃度
m	測定値
n	直角成分
x, y, z	プローブ軸各方向成分

演算子

< a >	a の平均値
-------	--------

2. 研究方法

航空機搭載用の超音波風速計を開発し、風洞試験により性能を調べ較正を行った。この超音波風速計を使って大気中の風速ベクトル測定システムを構築した。風速測定精度を調べるためのMUレーダと風の同時観測を行い比較して精度を確かめた。ドルニエ機（Do-228）及びクインエア機（B-65）により風速データとガス分析データを組み合わせてフラックスを観測した。

以下には研究の重点を置いた超音波風速計の開発改良とガス分析計と風速データとの相関関係からフラックスを測定する手法について詳述する。

2.1 風速計の開発

航空機で大気移動速度を測定するには航空機に対する対気流速度から航空機の慣性速度を差し引いて求める。対気流速度を計測するセンサーとしてはペンタイプのものやピトー管タイプのものであるが、環境観測では後述のように低速で十分な精度が得られ、同時に温度データが得られる超音波風速計がすぐれていると考えられる。超音波風速計は超音波を利用した風速ベクトルを高精度計測できるセンサーで従来主に気象用として使用されてきたが、航空機搭載用のセンサーとして開発した。

写真3は1995年に開発した航空機搭載用の超音波風速計である。共振周波数は200kHz、スパンが50mmで、計測できる最高速度が68m/sである。気象用の最高計測速度が60m/sより若干向上したものができたが航空機用としては不十分であった。計測できる最高速度の限界はセンサー自身が作る音響ノイズであることが分かった。こ



写真3 超音波風速計 1995

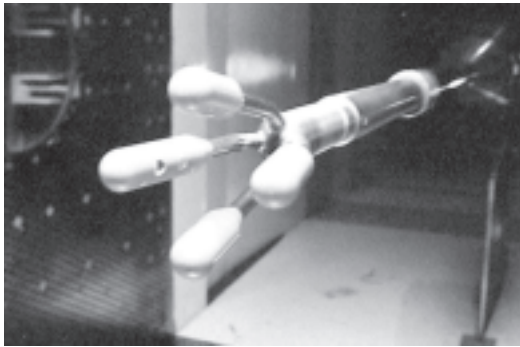


写真4 超音波風速計 1996

のためにセンサー自体をマウントで包みセンサーの周りの流れを整流した新しいセンサーを試作した。写真4に1996年に試作したフォーク型超音波風速計を示す。このセンサーは2つのセンサーを1つのマウントに装着してマウントの数を6本から4本に減らした。また、センサー面の圧力が負圧にならないように主軸から10度外側に開いている。計測できる最高速度は80m/sになった。このセンサーの問題点はセンサーの面がマウントの面に平行でないために窺みができ、それが渦を生成させて音響ノイズを発生させていると考えられた。写真5は1999年に製作した超音波風速計で、センサー面を樹脂でコーティングして丸みを持たせ、マウントと平行でないために起きる窺みを出来る限り減らした。このために計測できる最高速度は96.1m/sになったことを風洞試験で確認した。この速度は実験用航空機(B-65)の運用範囲をカバーできる。



写真5 超音波風速計 1999

2.2 超音波風速計の較正

超音波風速計の性能を調べ、較正を行うために風洞試験をおこなった。

突風風洞 最初に行った風洞試験は調布飛行場分室内にある突風風洞を使用した。この風洞では最高速度55m/sまでの試験を行った。写真6のように天秤は3本の支柱により模型を固定する方式で、Y軸を回転させることにより迎え角を設定し、天秤全体をZ軸周りに回転させることにより横滑り角を発生する機構になっている。

遷音速風洞 測定風速の速度限界を調べるために50から100m/sまでの風洞試験を行う必要がある。このために写真7に示す遷音速風洞を使用した。本来、マッハ1前後で使われる風洞であったために低速の制御に制限があった。模型の支持は垂直に上下する支柱にスティングが取り付けられており、Y軸周りに回転して迎え角を制御し、X軸周りに回転することによりロール角を発生させて、迎え角と組み合わせて模型に横滑りを発生させる機構になっている。遷音速風洞は密閉型で気圧を0.5気圧まで下げることが出来るので5500mに相当する高度条件を設定して試験を行った。

超音波風速計のセンサーモデル 風洞試験の結果から超音波風速計の較正を行うために超音波風速計のセンサーモデルを構築した。風洞試験設定値をモデル入力と



写真6 突風風洞で試験中の超音波風速計



写真7 遷音速風洞で試験中の整形カバーを取り付けたデルタ形センサー

して計算したモデル出力がセンサー出力に一致するようにモデルパラメータの推定を行った。航空機で対気速度を測るためにセンサー出力から機体軸に変換するモデルマトリックスの逆行列を使用する。

MU レーダによる風観測比較 超音波風速計のセンサーの較正は風洞試験でできるが、航空機に搭載して飛行中の風を測るためには超音波風速計による対気速度と慣性航法装置による慣性速度及び姿勢角の総合的な計測が必要である。慣性航法装置の慣性速度は加速時計やレイトジャイロを積分して得るためにドリフトが生じる。このドリフトを除去するためにGPS (Global Positioning System) を装備し複合航法を構築した。慣性速度から慣性座標に変換された対気速度を差し引くことにより大気中の風速を計測できる。このようにして得られた風速の精度を調べるために地上に設置されたMU レーダによる値と比較した。

2.3 フラックス計測法

大気中にガスの濃度差があれば、これを均質化するようにガス(物質)の移動が起こる。この物質の移動(輸送)をフラックスと定義する¹⁾。空気中1kg中にある物質の濃度をC(kg/kg_{air})とすると空気1m³中の物質の質量はC(kg)となる。但し、(kg_{air}/m³)は空気密度である。ここに大気乱流による空気の鉛直速度,w(m/s)があると、これによって水平単位面積(例えば1m²)あたり上向きに輸送される物質の量は単位時間についてw・C(kg/m²/s)となる。これをある時間(例えば10分)の平均を考えると

$$Fr = \langle w \cdot C \rangle = \langle wC \rangle \quad (1)$$

ここで,wは鉛直風速を表し平均値<w>と変動分w'の和として表せる。同様にガス濃度Cも平均値<C>と変動分C'の和として次の様に表すことができる。

$$w = \langle w \rangle + w' \quad (2)$$

$$C = \langle C \rangle + C' \quad (3)$$

従って,<w'>=0,<C'>=0である。これによりフラックスFrは

$$Fr = \langle w \rangle \langle C \rangle + \langle w' C' \rangle \quad (4)$$

ここで、鉛直風の平均値<w>が0として第一項をとり去ったものが渦相関法(Eddy correlation 又はEddy covariance)として地表面フラックス測定手法として広く使用されている。このため、鉛直風及びガスのセンサーは高い精度と周波数応答を求められている。

航空機によるフラックス測定が渦相関法により試みられているが、最近「鉛直風の平均値が0」という仮定に対

して見直しがなされ今後、この問題の検討の必要性が示されている²⁾。

3. 航空機観測用超音波風速計の開発

開発した超音波風速計について、既報告³⁾の内容も含め以下に開発の全体を記す。

3.1 超音波風速計の原理

超音波は人間の耳に感じないような高い周波数(20kHz以上)の音波で、その速度は約340m/sであり、一定温度環境下ではほとんど一定である。しかし、空気が流れている状態では速度は若干変化し、音波が風と順方向に伝わる場合は風速分だけ早くなり、逆方向に伝わる場合は風速分だけ遅くなる。超音波風速計はこの現象を応用したもので、図1のように超音波パルスの送受波圧電素子(ヘッド)を2個一対として向かい合わせに一定距離(スパン)をおいて固定し、ヘッドから、一定時間毎に交互に超音波パルスを発射させる。伝播方向が互いに逆向きな超音波パルスが交互に伝播するが、この時の超音波の伝播時間をτ₁とτ₂とすると次の式(5)および(6)のようになる。

$$\tau_1 = \frac{L}{c + v_x} \quad (5)$$

$$\tau_2 = \frac{L}{c - v_x} \quad (6)$$

これらの式から音速cを消去すると両ヘッドを結ぶ軸に平行な風速v_xがτ₁,τ₂及びヘッド間スパンLの関数として得られる。すなわち、

$$v_x = \frac{L}{2} \left[\frac{\tau_2 - \tau_1}{\tau_1 \tau_2} \right] \quad (7)$$

このように超音波風速計では風速を温度や気圧に無関係に測定できるので直線性がよく安定した出力を与える特徴を持っている。

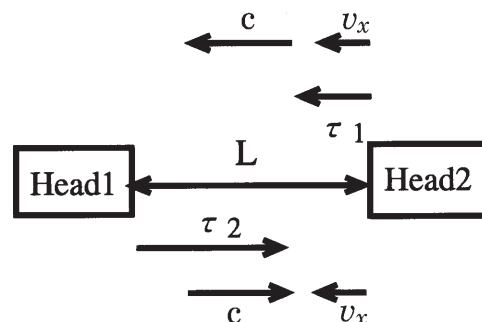


図1 超音波風速計の測定原理

また次のように温度の計測も行うことができる。まず、式(5)および(6)から音速 c は、

$$c = \frac{L}{2} \left[\begin{array}{cc} 2 & + & 1 \\ 1 & & 2 \end{array} \right] \quad (8)$$

音速は温度の $1/2$ 乗に比例することから、標準温度を T_o 、その時の音速を c_o とすると測定温度 T_m は次式のように得られる。

$$T_m = T_o \left[\frac{c}{c_o} \right]^2 \quad (9)$$

センサー軸方向の風速は音速及び温度測定結果には影響しないが、センサー軸に直角方向の速度 v_n は音波が風下に流され、見かけ上のセンサー間距離 L を $(1 + v_n^2 / c^2)^{1/2}$ だけ長くする。このため測定音速はその分だけ遅くなり温度も低く出る。そのため次の補正式が必要である。

$$\begin{aligned} T_c &= T_o \left[\frac{c}{c_o} \right]^2 (1 + K v_n^2 / c^2) \\ &= T_m + T_o (K v_n^2 / c_o^2) \end{aligned} \quad (10)$$

ここで、 T_c が補正後の温度、 T_m は補正前の温度、 T_o は標

準温度 (273.15°K)、 c_o は標準温度での音速 (331.45m/s) である。 K はマウントの境界層の厚みによるセンサー間スパンのスケールファクタである。

3.2 風洞試験

次の事項を知るために風洞試験を行った。

- ・超音波風速計のスケールファクタおよび各センサーの取り付け角度
- ・マウントの形状の性能への影響
- ・総合的な精度及び誤差
- ・計測可能な上限速度

このため6シリーズの風洞試験を航技研に設置してある突風風洞および遷音速風洞の2種類の風洞で行った。各試験条件などは表2にまとめて示す(遷音速風洞第3次試験は除いた)。突風風洞は最高風速 55m/s で図2に示す超音波風速計の風洞試験を行った。この形態のプロローブをデルタ型と称す。

突風風洞は、単回路横形のゲッチングン型で測定部は $2 \text{m} \times 2 \text{m}$ 、長さ 4m 、常用風速 $3 \sim 50 \text{m/s}$ である。風洞内に設置した超音波風速計を写真6に示す。模型は六分力天秤上の3本のストラットにより支持した。横方向()

表2 超音波風速計風洞試験

突風風洞試験						
試験日時	最高風速 m/s	迎角 deg	横滑角 deg	気圧 mbar	温度 K	備考
1994/7/12	55	± 20	$0 \sim -10$	1010	303.2	デルタ型センサー
1994/7/18	55	$0 \sim 20$	± 20	1010	304.2	デルタ型センサー
1994/7/19	55	$0 \sim 20$	± 20	1018	302.5	デルタ型センサー
1994/7/20	40	$0 \sim 20$	± 20	1012	301.4	デルタ型センサー
1994/7/22	55	$0 \sim 20$	± 20	1012	302.9	デルタ型センサー
遷音速風洞第1次試験						
試験日時	最高風速 m/s	迎角 deg	回転角 deg	気圧 mbar	温度 K	備考
1995/6/27	100	20	$0 \sim 90$	1008	297.5	デルタ型センサー
1995/6/28	80	10, 20	$0 \sim 180$	972	300.1	デルタ型センサー
1995/6/29	70	10	$0 \sim 180$	800	301.4	デルタ型センサー
遷音速風洞第2次試験						
試験日時	最高風速 m/s	迎角 deg	回転角 deg	気圧 mbar	温度 K	備考
1996/9/25	100	0、10	$0 \sim 180$	1000	296.5	デルタ型カバーセンサー
1996/9/26	100	0、10	$0 \sim 180$	570	297.5	デルタ型カバーセンサー
1996/9/27	100	0、10	$0 \sim 180$	1000	299.5	フォーク型1996年
遷音速風洞第4次試験						
試験日時	最高風速 m/s	迎角 deg	回転角 deg	気圧 mbar	温度 K	備考
2000/1/13	100	0、10、20	$-90 \sim 90$	500	296	フォーク型1999年
2000/1/14	100	0、10、20	$-90 \sim 90$	950	297	
遷音速風洞第5次試験						
試験日時	最高風速 m/s	迎角 deg	回転角 deg	気圧 mbar	温度 K	備考
2000/10/30	100	0、10、20	$-90 \sim 90$	480	296	フォーク型1999年
2000/10/31	100	0、10、20	$-90 \sim 90$	920	297	

*100kHz, 他は全て200kHz

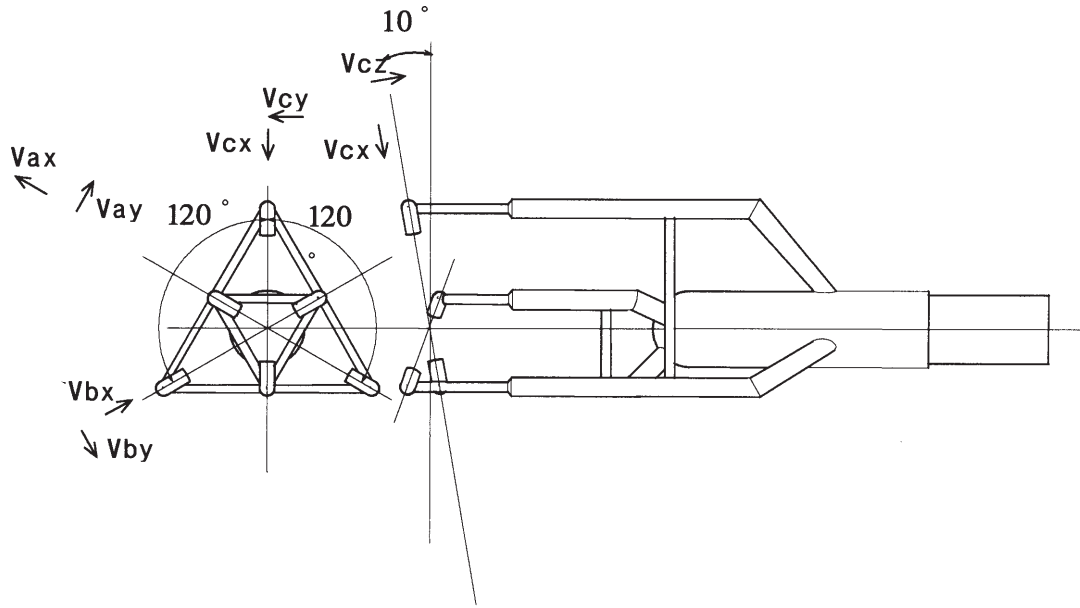


図2 デルタ形超音波風速計 (200kHz タイプ、スパン = 50mm)

は天秤ごと回転させ設定する。縦方向 () はストラットを上下することにより設定する。このため風洞で設定した風速 v_w はプローブ軸に変換され次式のように求めることができる。この風洞風速 v_w は検定されたピトー管で測定されている。

$$\mathbf{V}_{xyz} = \mathbf{R}(\cdot) \mathbf{R}(\cdot) \mathbf{V}_w \quad (11)$$

ここで、

$$\mathbf{V}_{xyz} = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix}, \mathbf{R}(\cdot) = \begin{bmatrix} \cos & 0 & -\sin \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin & 0 & \cos \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{R}(\cdot) = \begin{bmatrix} \cos & -\sin & 0 \\ \sin & \cos & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \mathbf{V}_w = \begin{bmatrix} v_w \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

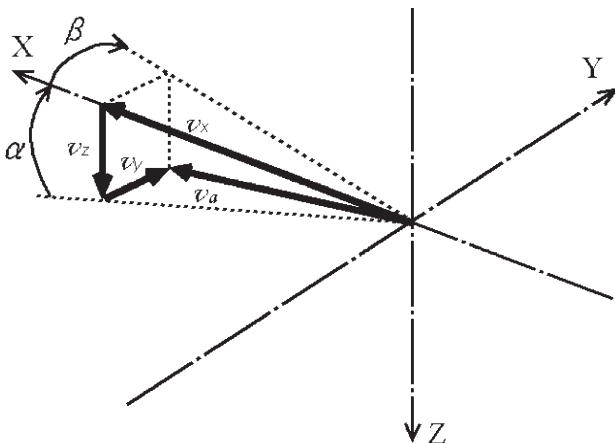


図3 風速ベクトルと座標系

なお v_x, v_y, v_z は図3に示すようにプローブ軸 (通常は機体軸と一致する) を基準とした3軸成分である。供試超音波風速計は図1に示すように超音波の送波と受波を兼ねる機能をもった相対する2個の圧電素子からなる。これらそれぞれ3対のセンサー (図2に添字で示す a, b および c) をマウント軸周りに120度づつたがえた角度で取り付けられた。

各センサーは垂直軸に対し10度傾いている。3対のセンサー出力から3次元速度ベクトルを計算する。センサーの出力ベクトル \mathbf{V}_{abc} と風洞の設定から計算した速度ベクトル \mathbf{V}_{xyz} との間にセンサーモデルマトリックス $\mathbf{T}(p)$ を設定する。すなわち

$$\mathbf{V}_{abc} = \mathbf{T}(p) \mathbf{V}_{xyz} \quad (12)$$

ただし、添字 i はデータのポイントをしめし、 $\mathbf{T}(p)$ は次のように定義する。

$$\mathbf{T}(p) = \mathbf{K} [\mathbf{I}_{11} \mathbf{R}(\cdot) \mathbf{R}(\cdot) + \mathbf{I}_{21} \mathbf{R}(\cdot) \mathbf{R}(\cdot) + \mathbf{I}_{31} \mathbf{R}(\cdot) \mathbf{R}(\cdot)] \quad (13)$$

$$\mathbf{p} = [k_a \ k_b \ k_c \ a \ b \ c \ a \ b \ c] \quad (14)$$

この結果、

$$\mathbf{V}_{abc} = \begin{bmatrix} v_a \\ v_b \\ v_c \end{bmatrix}, \mathbf{K} = \begin{bmatrix} k_a & 0 & 0 \\ 0 & k_b & 0 \\ 0 & 0 & k_c \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{I}_{21} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{R}(\cdot) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos a & \sin a \\ 0 & -\sin a & \cos a \end{bmatrix}$$

\mathbf{K} はセンサーのスパンに比例するスケールファクターマ

トリックス, α は a センサーのマウント軸周りの取り付け角度 (120° おき), β は a センサーの前方への傾斜角度 (10°), マトリックス $I_{11} \sim I_{31}$ は各センサーのセンサー軸方向の速度を取り出すための出力マトリックスである。

ここで, マトリックスパラメータ p を求めるため次式のように誤差モデルを設定し, 誤差を最小にすることによりパラメータ p を推定する。

$$e_i = V_{abc_i} - V_{m_{abc_i}} \quad (15)$$

ここで, 評価関数 J を次式のように定義する。

$$J = \sum_{i=1}^n \{ e_i^T e_i \} \quad (16)$$

式 (16) がパラメータの微小変化 p に対して二次系の方程式で表せると仮定すると次のような式が与えられる。

$$J = J_0 + \frac{dJ}{dp} p + \frac{1}{2} p^T \frac{d^2J}{dp^2} p \quad (17)$$

J の最小値を求めるために p で微分して零と置く。

$$\frac{dJ}{dp} = 0 \quad (18)$$

式 (17) を微分すると p の 1 次の方程式が得られ解として次式が求まる。

$$p^T = - \left[\frac{dJ}{dp} \right] \left[\frac{d^2J}{dp^2} \right]^{-1} \quad (19)$$

式 (19) の第一項目は式 (16) を p で微分することにより次式のように得られる。

$$\frac{dJ}{dp} = \sum_{i=1}^n \left\{ \frac{d}{dp} \left[e_i^T e_i \right] \right\} = 2 \sum_{i=1}^n \frac{d}{dp} \left[e_i \right] \quad (20)$$

式 (20) に式 (15) を代入して e_i を p の関数で表し各パラメータを微小量 p 変化させて p で割る数値微分の形で $\frac{d}{dp} e_i$ を表し (20) に代入すると次式が得られる。

$$\frac{dJ}{dp} = 2 \sum_{i=1}^n \frac{V_{abc_i}^T T(p)^T}{p} \quad (21)$$

(21) 式をもう一度 p で微分すると (19) 式の第 2 項目が得られる。ここで, p の初期値が真値に近いと仮定して十分小さいとすれば 2 回微分項は消えて一回微分の積として次式のように得られる。この方法は Modified Newton-Raphson 法として知られている⁵⁾。

$$\frac{d^2J}{dp^2} \cong 2 \sum_{i=1}^n \left\{ \left[\frac{V_{abc_i}^T T(p)^T}{p} \right] \left[\frac{T(p) V_{xyz_i}}{p^T} \right] \right\} \quad (22)$$

パラメータ p は次式のように p だけ修正して 2 回目の初期値として使い同様な計算を行い, 修正分が十分小さくなるまで繰り返し行い未知パラメータ p を求める。

$$p_j^T = p_{j-1}^T + p^T \quad (23)$$

求めたパラメータ p を使って風速ベクトル V_{xyz} を得るには式 (12) にモデルマトリックス $T(p)$ の逆行列を両辺に掛けることにより次式を得る。

$$V_{xyz_i} = T(p)^{-1} V_{abc_i} \quad (24)$$

また, 温度の修正を行うためにセンサーの直角風速成分を求める必要がある。そのため, 温度を測る a センサーのセンサー軸回りの速度成分は次式によって求める。

$$[v_{ax_i} v_{ay_i} v_{az_i}]^T = R(\alpha) R(\beta) V_{xyz_i} \quad (25)$$

よって, センサー軸に直角方向の速度成分 V_n は次式のように求められる。

$$v_n^2 = (v_{ay_i}^2 + v_{az_i}^2) \quad (26)$$

この値を式 (10) に代入し補正した温度 T_c を得ることができる。

遷音速風洞 第 1 次試験及び遷音速風洞第 2 次試験
は, スティング方式の風洞模型取り付けがされるため, 横方向の設定をするためにプローブをスティング軸周りに回転させる。これにより, 式 (11) の変換方式は次式のようになる。

$$V_{xyz} = R(\alpha) R(\beta) V_w \quad (27)$$

ここで,

$$V_{xyz} = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix}, \quad R(\alpha) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & \sin \alpha \\ 0 & -\sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix},$$

$$R(\beta) = \begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & -\sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix}, \quad V_w = \begin{bmatrix} v_w \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

遷音速風洞における第 2 次試験では, 2 種類の超音波風速計について試験を行った。遷音速風洞第 1 次試験で風速の早いところでノイズが増大して風速が計れなくなる現象が確認されたので, ノイズを減らす一つの対策として写真 7 のようにセンサーヘッドの周りに水滴形カバーを付けセンサー周りの流れを整流することを試みた。このプローブを整形プローブと名づける。センサーヘッドはカバーの横に開けた穴から超音波を送信及び受信するようにした。カバーを後から取り付けたためセンサーヘッドがカバーから若干飛び出した形になった。このセ



写真8 フォーク形センサー

センサーに対し1気圧と0.57気圧(高度4600mに相当)における試験を行った。これにより気圧及び空気密度変化によるセンサー感度の変化を確認した。

次に超音波風速計の形状を単純化し、空気の流れを乱さないように工夫した写真8に示す新しいフォーク型プローブと名付けたものを製作した。このプローブでは、上下方向のマウントに1対のセンサーを取り付け、上下方向の風速を計測する。水平面に取り付けたマウントには、2対のセンサーが±20度水平面で回転させた位置に取り付けてある。この3対のセンサーから3次元の風速ベクトルを計測することができる。このセンサーモデルは同じ式(12)を使う。修正ニュートンラプソン法で解くときの初期値をこのセンサー用に変えることにより解を収束させることができる。

3.3 超音波風速計の風洞試験解析結果

突風風洞での試験 突風風洞で写真6に示す3軸センサーの超音波風速計の検証を行った結果、図4に示すように風速55m/sまでは直線性のよい結果が得られた。それ以上の高速特性については風洞の運用限界のため確認できなかった。

デルタ型超音波風速計の遷音速風洞試験 更に高速測定性能を調べるために3軸センサーにつき遷音速風洞を使用して試験を行った。設定風速は50~100m/sで仰角は0°、10°および20°で、各仰角でプローブシャフト回りに15°置きに±180°までの試験を行った。

この風洞試験から得られたデータを使って未知パラメータを求めた。

K_a	1.184	K_b	1.117	K_c	1.124
a	2.635	b	113.125	c	240.327
a	80.692	b	79.992	c	81.215

これから式(13)の変換マトリックス $T(p)$ を求め、これから逆マトリックス $T(p)^{-1}$ を求めた。この結果を下記に示す。

$$T(p)^{-1} = \begin{bmatrix} 1.866 & 1.796 & 1.948 \\ -0.00084 & 0.538 & -0.5425 \\ -0.0632 & 0.310 & 0.3192 \end{bmatrix} \quad (28)$$

この係数を使って式(15)の誤差を調べてみると、標準偏差($\sigma_i^2 = \sigma_i^2$)が図5に示すように±0.4m/s以下であることがわかった。

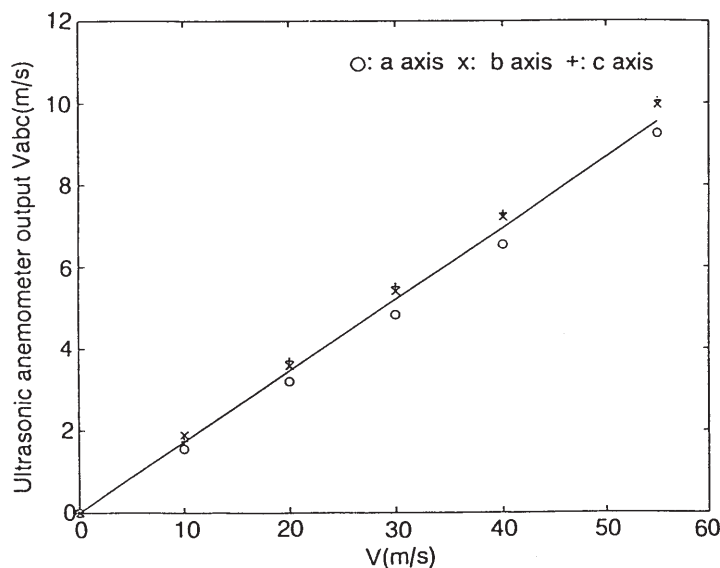


図4 超音波風速計出力と風洞風速

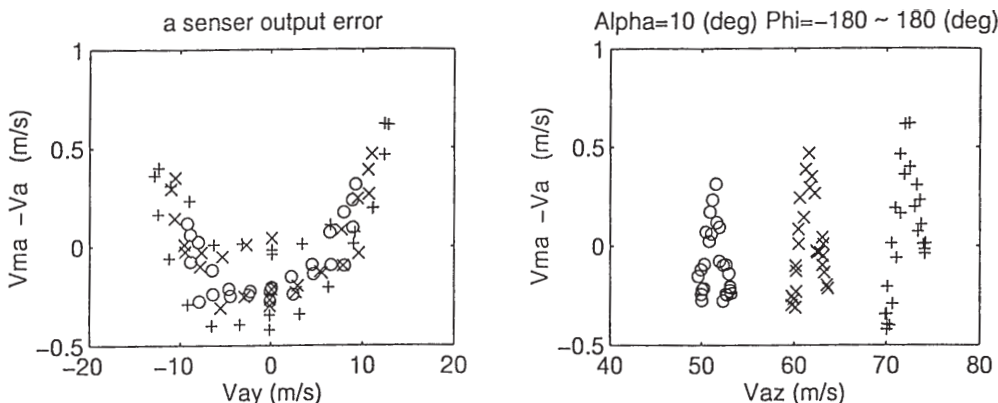


図5 デルタセンサーのセンサー軸に直角な速度成分 (Vay, Vaz) と測定誤差

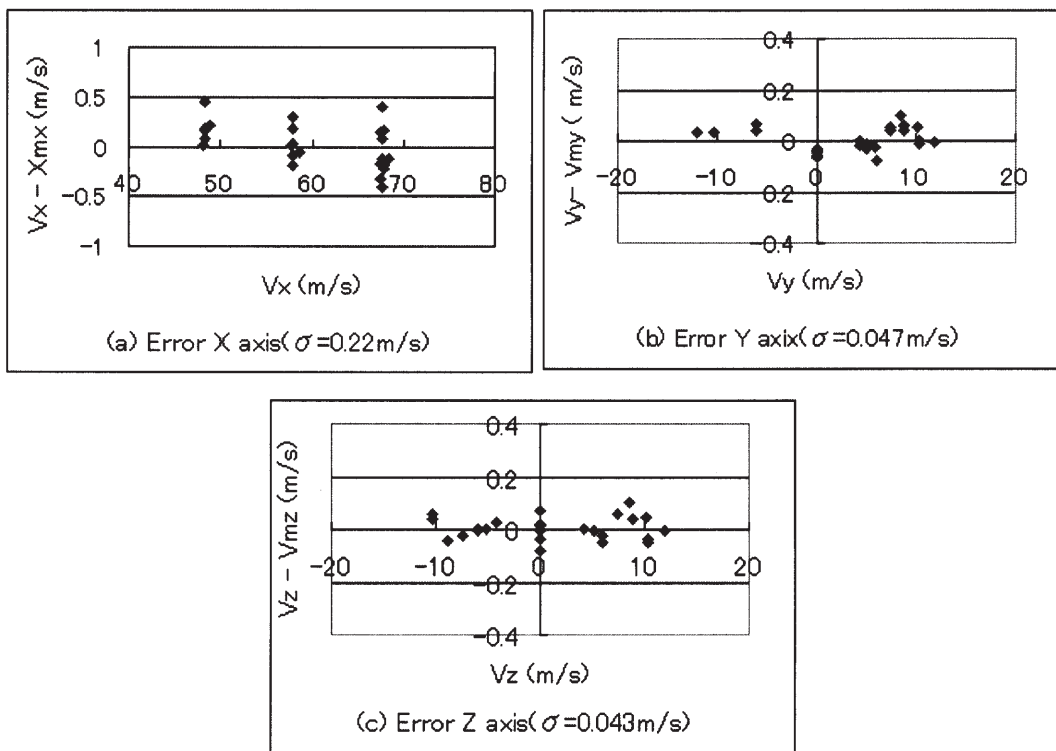


図6 フォーク型プローブの誤差特性

カバー付デルタ型プローブ超音波風速計の遷音速風洞試験 遷音速風洞第1次試験で風速の早いところでノイズが増大して風速が計れなくなる現象が確認されたので、ノイズを減らす一つの対策としてセンサーヘッドの周りに水滴形カバーを付けた整形型プローブ写真7の風洞試験を行った。

この風洞試験から得られたデータを使って未知パラメータを求めた。

K_a	0.840	K_b	0.876	K_c	0.879
a	-0.513	b	116.221	c	239.212
a	77.045	b	76.792	c	77.641

この結果最高速度は70m/sまで計測できることが分かった。この風洞のデータを処理し変換マトリックス $T(p)$ を求め、これから逆マトリックス $T(p)^{-1}$ を求めた。この結果を次に示す。

$$\mathbf{T}(\mathbf{p})^{-1} = \begin{bmatrix} 1.731 & 1.772 & 1.936 \\ -0.039 & 0.675 & -0.672 \\ -0.814 & 0.374 & 0.409 \end{bmatrix} \quad (29)$$

センサーにカバーを付けた事によりスパンが20%狭くなり、取付角度も1~3度ほど変化している。取付角度も3度ほど小さくなった。これはカバーにより境界層が厚くなったためと考えられる。

フォーク型プローブの特性 空力的な干渉をなくするためデルタ型プローブから支持棒を除去する。改良をした写真8に示すものをフォーク型と名付け風洞試験を行い未知パラメータを求めた。

K_a	0.790	K_b	0.805	K_c	0.793
a	91.186	b	270.217	c	0.604
a	62.269	b	62.221	c	-90.198

プローブの変換逆マトリックスを次に示す。この結果を下記に示す。

$$\mathbf{T}(\mathbf{p})^{-1} = \begin{bmatrix} 1.359 & 1.334 & -0.020 \\ 0.716 & 0.702 & -0.0154 \\ -0.0122 & -0.0028 & 1.260 \end{bmatrix} \quad (30)$$

図6にX軸、Y軸及びZ軸の誤差を示す。

高速側測定限界は80m/sまで計測できることを確認し、性能及び精度が改善されている事が分かった。また、この新しいフォーク型プローブは当然のことながら構成が違うため係数は前のプローブとは異なった値が得られた。特に、x軸出力に関しては t_{11} と t_{12} 、y出力に関しては t_{21} と t_{22} 、z出力に関しては t_{33} が主要なパラメータになりその他のクロスカップリングの係数は非常に小さくなっていることがわかる。高速性能に関して新しいプローブは、垂直方向に取り付けられたcセンサーがよい性能を示した。これは、センサが垂直に取り付けられているためマウントカバーとプローブ振動面がほぼ平行になり、流れの乱れが少ないためと考えられる。

フォーク型プローブの改良 センサー表面の空力的な干渉をなくするため半球型に樹脂でコーティングし指向性と音響ノイズを改良した写真5の改良フォーク型プローブ(1999型)の未知パラメータを求めた。

K_a	0.755	K_b	0.771	K_c	0.766
a	90.507	b	271.159	c	-0.390
a	65.502	b	65.520	c	-90.561

改良フォーク型プローブの変換逆マトリックスを次に示す。

$$\mathbf{T}(\mathbf{p})^{-1} = \begin{bmatrix} 1.585 & 1.565 & 0.0163 \\ 0.727 & -0.713 & -0.019 \\ 0.0107 & 0.020 & 1.3059 \end{bmatrix} \quad (31)$$

高速側測定限界は96.1m/sまで計測できることを確認し、性能が改善されている事が分かった。また、この新しい改良型フォークプローブは基本的に1996年型と同じ形状なのでほぼ同じ傾向の値が得られた。

同じ1999型について2000年10月に再度風洞試験を行った。改良フォーク型プローブの未知パラメータ及びプローブの変換逆マトリックスは以下の通りである。

K_a	0.754	K_b	0.730	K_c	0.736
a	89.498	b	268.880	c	-1.658
a	65.830	b	64.878	c	-90.570

$$\mathbf{T}(\mathbf{p})^{-1} = \begin{bmatrix} 1.597 & 1.648 & -0.016 \\ 0.743 & -0.739 & 0.019 \\ -0.006 & 0.038 & 1.359 \end{bmatrix} \quad (32)$$

推定パラメータについて1~4%の違いが見られた。この原因は風洞のセッティングのずれ及び計測データのバラツキと考えられる。

3.4 航空機による風の測定

図7に示すように、対気速度ベクトル(V_a)で飛行している航空機は風ベクトル(V_w)で流されて対地速度ベクトル(V_g)の方向に飛行する。この関係から式(33)のように風ベクトル(V_w)を求めることができる。ここで e は速度補正ベクトルである。対地速度を測るセンサーIRU(Inertial Reference Unit)の位置と対気速度を測る超音波風速計は異なった位置に搭載されているので補正が必要である。 e はIRUから測った超音波風速計の位置ベクトルを l とし航空機の角速度ベクトルを r としたときの回転により生じる速度補正である。

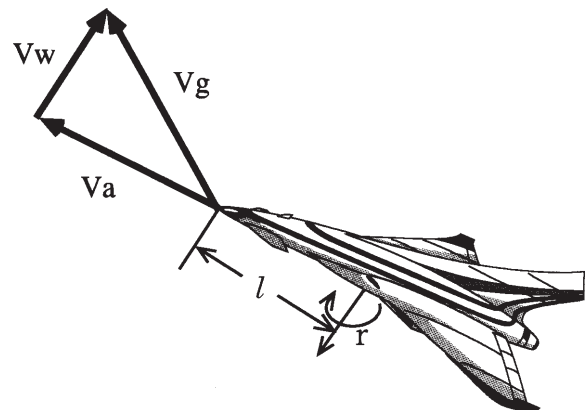


図7 航空機の対気速度と対地速度及び風の関係

表3 MUレーダーによる風測定比較試験

MUレーダー風測定 (B-65)			
1997/3/20	八尾離陸	八尾着陸	F017
1997/3/22	八尾離陸	八尾着陸	F018
1997/3/23	八尾離陸	八尾着陸	F019
1997/3/23	八尾離陸	八尾着陸	F020
MUレーダー風測定 (Do-228)			
1998/12/2	八尾離陸 13:05	八尾着陸 15:15	FD043
	八尾離陸 10:05	八尾着陸 12:05	FD044
MUレーダー風測定 (B-65)			
1999/2/16	八尾離陸 10:30	八尾着陸 13:00	F052
1999/2/16	八尾離陸 14:00	八尾着陸 16:35	F053
1999/2/17	八尾離陸 10:00	八尾着陸 11:55	F054
1999/2/17	八尾離陸 13:50	八尾着陸 15:40	F055
MUレーダー風測定 (B-65)			
2000/2/9	八尾離陸 10:35	八尾着陸 13:00	F092
2000/2/10	八尾離陸 9:55	八尾着陸 12:20	F093
MUレーダー風測定 (B-65)			
2001/2/27	八尾離陸 9:50	八尾着陸 12:05	F140
2001/3/2	八尾離陸 10:55	八尾着陸 12:40	F141

$$\mathbf{V}_w = \mathbf{V}_g - \mathbf{V}_a + \mathbf{e} \quad (33)$$

$$\mathbf{V}_{abc} = \mathbf{R} \quad \mathbf{V}_{xyz} \quad (36)$$

対地速度 航空機の対地速度 (\mathbf{V}_g) は慣性センサー (IRU) から得られるが加速度等の積分誤差から速度ドリフトがある。そこで、これを取り除くためGPSから得られた速度 (\mathbf{V}_{GPS}) と慣性速度 (\mathbf{V}_{IRU}) の速度差をスムージングしてGPSのノイズを除いて式(34)のように補正している。

$$\mathbf{V}_g = \mathbf{V}_{IRU} - (\mathbf{V}_{IRU} - \mathbf{V}_{GPS}) \quad (34)$$

局所流の補正 飛行機で風速を計測するとき上下方向の風速 v_z のローカルな流れの補正が必要になってくる。これは胴体や主翼による揚力の影響で前方にブームを出して計測しても上方へのローカルな流れが生じてくるためである。この補正は次の近似式で表される。

$$v_{zc} = k v_{zm} \quad (35)$$

ここで、 v_{zc} は修正された迎え角、 k は修正係数、 v_{zm} は計測された迎え角である。 k の値は、主翼で作る渦の影響である。渦の大きさは迎え角に比例するので主翼から前方 l の距離にある局所流もに比例する。この値は飛行試験結果から得られ、クインエア機では0.8、ドルニエ機では0.84を得ている。

対気速度の慣性軸への変換 超音波風速計から得られた対気速度は機体軸であるので、これを対地速度や風の速度ベクトルは地上座標軸で表しているの機体軸から地上座標軸に変換する必要がある。この変換マトリックスを \mathbf{R} とすると次式のように対気速度ベクトルが得られる。

角速度による影響を補正する補正項 \mathbf{e} は次のように求めることができる。

$$\mathbf{e} = \mathbf{R} \begin{bmatrix} 0 & l_z & -l_y \\ -l_z & 0 & l_x \\ l_y & -l_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (37)$$

l_x, l_y 及び l_z は対地速度を計測するIRUから超音波風速計までの距離を示している。角速度 p, q 及び r は機体軸 X, Y 及び Z 軸回りの角速度である。

MUレーダーと航空機で測定した風の比較 超音波風速計の精度確認試験のため京都大学超高層電波観測施設(信楽MUレーダ)上空での飛行試験を表3のように何回か行いMUレーダーデータと飛行試験で得られた風データを比較した。



写真9 京都大学宙空電波科学センター
信楽 MU 観測所

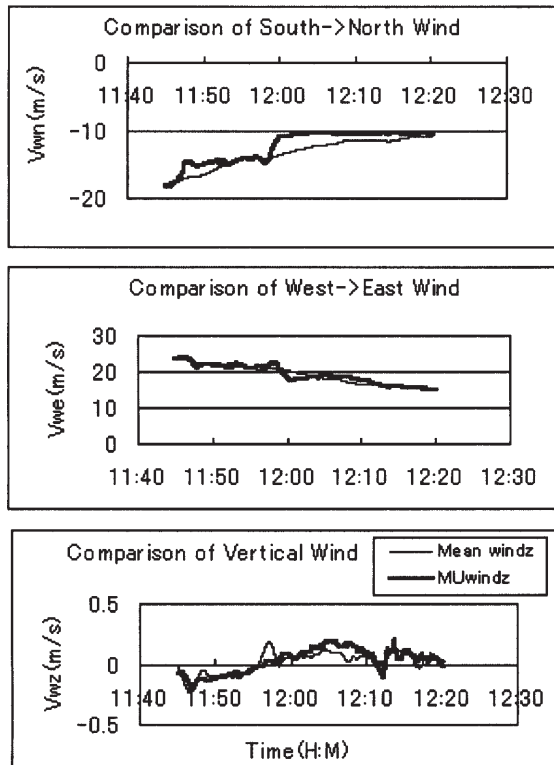


図8 MUレーダと航空機の風の比較

写真9に示すMUレーダーは成層圏中層・超高層および対流圏、下部成層圏の大気観測用VHF帯大型レーダーで、475個のアンテナの位相を制御して送受信のビームの方向を変化させて風による誘電体の反射を測定することによりビーム方向の風の速度を測ることができる。

対流圏の風を観測するために垂直方向及び東西南北方向の5方向の速度を測り東西方向、南北方向及び垂直方向の風速を測定する。観測データは10分毎にアンテナからの高度2000m以上で150m間隔の3次元の風速ベクトルが得られる。平成12年2月に行った試験で航空機の飛行した同時刻、同高度における風のデータと比較するために時間と高度を内挿補間して飛行機のデータと比較して3次元風速の精度を確認した。この結果を図8に示す。

航空機で得られたデータはMUレーダデータと比較するために10分間の移動平均を取りスムージングしてある。図8は垂直方向(上方を+)、南北方向(南風を+)及び東西方向(西風を+)の風を横軸時刻でプロットしてある。MUレーダの風と航空機で観測した風の差の平

表4 MUレーダと航空機観測の風の比較

平均値		標準偏差	
v_{wn}	-0.9m/s	w_n	0.8m/s
v_{we}	0.2m/s	w_e	0.8m/s
v_{wz}	0.005m/s	w_z	0.06m/s

均値と標準偏差を計算した結果を表4に示す。これから、垂直方向の風の推定精度は0.1m/s、南北及び東西方向の風の精度は1m/s程度が期待できる。

この精度はほぼMUレーダの計測精度と一致しており、航空機で計測した風の精度はMUレーダと同程度の精度を持っていることが分かった。

相模湾上空での風の観測 航空宇宙技術研究所では国立環境研究所と共同で1996年12月から環境観測飛行試験を行っている。飛行試験は調布飛行場から離陸して約75km南の相模湾上空で高度7000mまで上昇し、東西方向に長さ20km幅10kmの空域で大気をサンプリングする。頻度は毎月2フライト行う温室効果ガスの場合はこの後、5.5km、4km、3km、2km、1.5km、1km、0.5kmの8高度で行う。1999年1月から行っている海洋起源のハロカーボンガスのサンプリング(月1フライト)については5.5kmと3kmを省いた6高度で定期的に行っている。このサンプリングと同時に風の観測も行っている。

図9に2000年4月25日の風のデータを示す。横軸は日本標準時を10進法(6分を0.1時間)で示している。1番目は南風(V_{wn})を+に取り風速をm/sで表示している。2番目は西風を+に取り風速をm/sで表示している。3番目は上方の風を+に取り風速をm/sで表示している。4番目は航空機の方位角を ± 180 度で表している。5番目は飛行高度でmで表示している。風速の推定精度については方位角の変化している旋回時に南北風及び東西風の変化が無いことから十分な精度が得られていることが判る。もし、風速の推定誤差がある場合は180度旋回したときに風速誤差の2倍の変化が風速に生じる。

この風を解析して高度別のパワースペクトル密度関数を求めた。図10に高度2000mにおける風のパワースペクトル関数を示す。横軸は周波数を対数表示にした。縦軸はパワースペクトル密度関数で横軸と同様に対数表示にした。このデータは3分間のデータから50秒の自己相関関数を計算し算出した。実線が南北風のパワースペクトル密度関数を表示している。

風の一般的な特性としてパワースペクトル密度関数が $5/3$ 乗の特性をもっていることが良く知られている⁷⁾。

図10は最小周波数(0.01Hz)の南北風の値を基準にして $5/3$ 乗の直線を重ね書きしているが、南北風のパワースペクトル密度関数はこの $5/3$ 乗の特性によく合っており、このことは超音波風速計で計測した風が正しく観測できている一つの証明となる。

点線の東西風についても南北風と同様な傾向がみられ、水平面内のパワースペクトル密度関数が平均風速に関係せず等方性を持っている。破線の上下風は傾斜は $-5/3$ 乗と同じであるが低周波領域において南北風及び東西風に比べ小さくなっている。

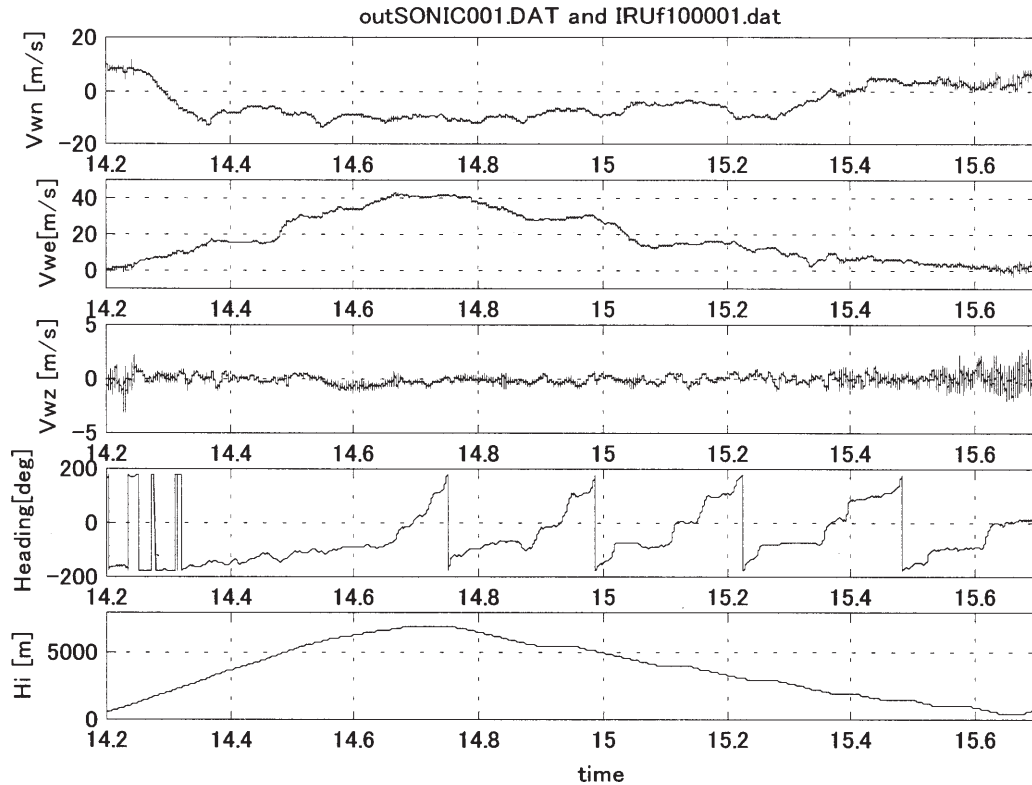


図9 相模湾上空での環境観測飛行時に計測した3次元風速

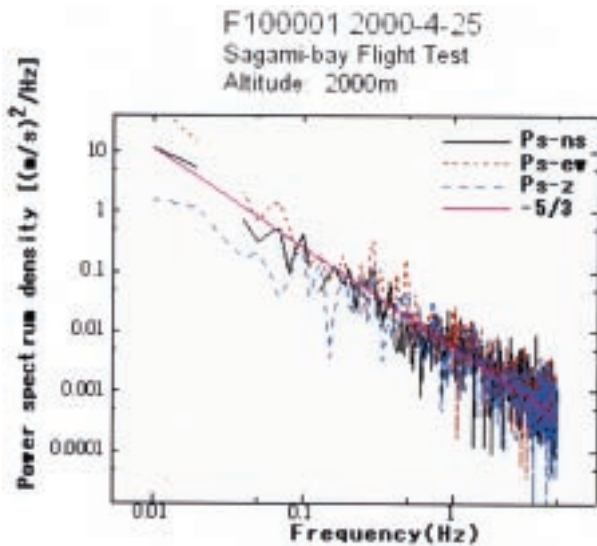


図10 風のパワースペクトル密度関数

表5に7000m, 2000m及び500mの3軸方向の風の平均値と標準偏差を示した。等方性は500mの南北風, 東西風及び上下風の標準偏差からも判る。7000mの南北風及び西風の標準偏差は0.34と0.32m/sでほぼ同じ値を示しているが上下風は0.14m/sと小さくなっている。平均値は高度が低くなるにつれて小さくなってきているが, 標準偏差は逆に大きくなっている。2000mの高度の標準偏差

表5 相模湾における風の平均値と標準偏差の高度分布

高度	\bar{V}_n m/s	V_n m/s	\bar{V}_e m/s	V_e m/s	\bar{V}_z m/s	V_z m/s
7000m	-9.7	0.34	41.0	0.32	0.4	0.14
2000m	-0.5	0.75	7.0	1.57	-0.2	0.39
500m	2.2	1.19	1.1	1.37	0.19	1.37

は西風の成分が南北風及び上下風に比べ大きい。これは図10のパワースペクトルからも低周波の値が大きくなっていることからウィンドシャワーが存在することが推測できる。

4. 航空機によるガス濃度およびフラックス計測

4.1 ドルニエ機(Do-228)による釧路原野フラックス試験

表6に示すようにドルニエ機及びクインエアー機によりフラックス測定する飛行試験を行った。

1996年7月に二酸化炭素のフラックスを測定する方式の一つである渦相関法の実証として北海道根釧原野の上空で実験用航空機ドルニエ機により実施した。飛行場所の選定としては, 他の人為的二酸化炭素発生源のないこと, 比較的直線的に低空飛行できる場所, 植物相の豊かなところなどを規準に選定した。図11に飛行コースを示す²⁸⁾。北海道根釧原野の釧網本線茅沼付近(東経144度29分9秒, 北緯43度13分28秒)と浜中町火散布沼付近(東経145度2分3秒, 北緯43度3分58秒)間の約48km

表6 航空機によるフラックス測定試験

フラックス測定 (Do-228)			
1996/7/18	大樹離陸 11:35	女満別着陸 14:20	F6102
1996/7/19	大樹離陸 11:05	女満別着陸 13:40	F6104
フラックス測定 (B-65)			
2000/8/25	女満別離陸 10:00	女満別着陸 10:35	F115
2000/8/25	女満別離陸 10:50	女満別着陸 12:20	F116
2000/8/25	女満別離陸 14:00	女満別着陸 15:40	F117
2000/8/27	女満別離陸 10:25	女満別着陸 12:15	F118
2000/8/27	女満別離陸 14:00	女満別着陸 15:40	F119

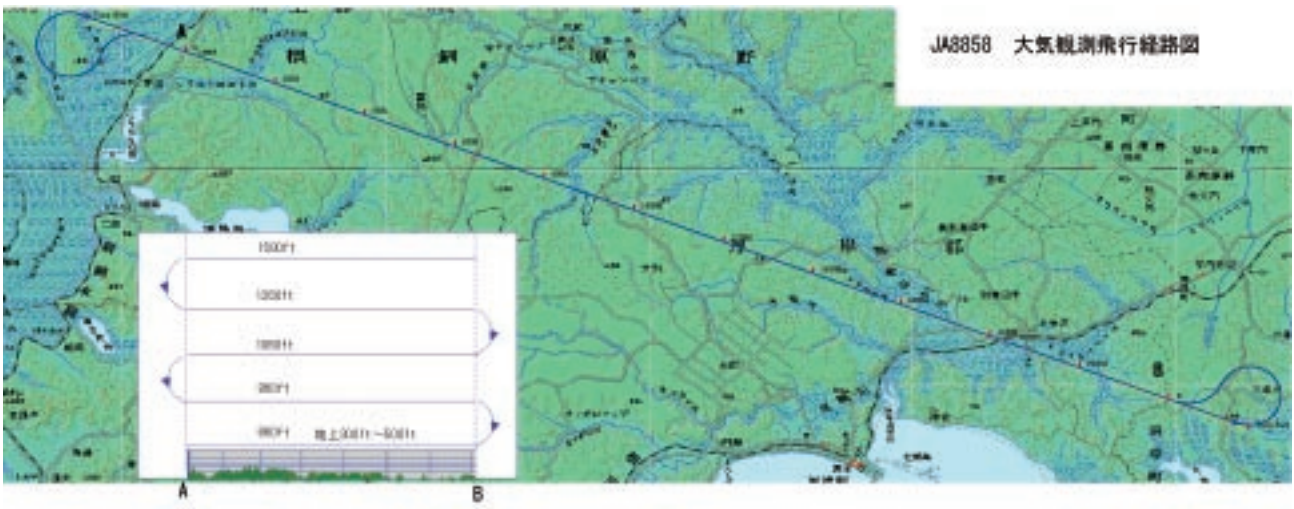


図11 北海道釧路湿原上のフラックス測定飛行コース

の地域間を地上高度約150mにて繰り返し往復測定した。飛行速度は176km/hr (95KIAS)であった。

航空機はドルニエで使用機体の装備上の都合でフラックス計測試験の際の多角錐ピトー管風速計を用いた⁴⁾。実機に搭載したこの風速計では配管による遅れ(約30ms)およびサンプリング周期(62.5ms)などのため、100ms程度の計測時間遅れのあることが報告されている⁴⁾。その性能を表7に示す。

計測システム 計測系の系統図を図12に示す。同図上部が大気計測系を示し、下部がエアデータ計測系を示す。大気採取は図13に示すように機体上部に取り付けたステンレス製採取部(写真10)より取り込み、公称1/8”の銅管にて計測器まで導入する。ガスの一部はガラス製容器に圧入し、持ち帰り分析に供する。圧入時に圧力を

表7 多角錐型ピトー管性能

形状	外形28mm
圧力検出分解能	0.0034kPa以下
最大相対誤差	0.017kPa以下
データ更新率	32回/秒
風向角度誤差	< ±0.6°
測定精度(動圧誤差)	< ±2.0%

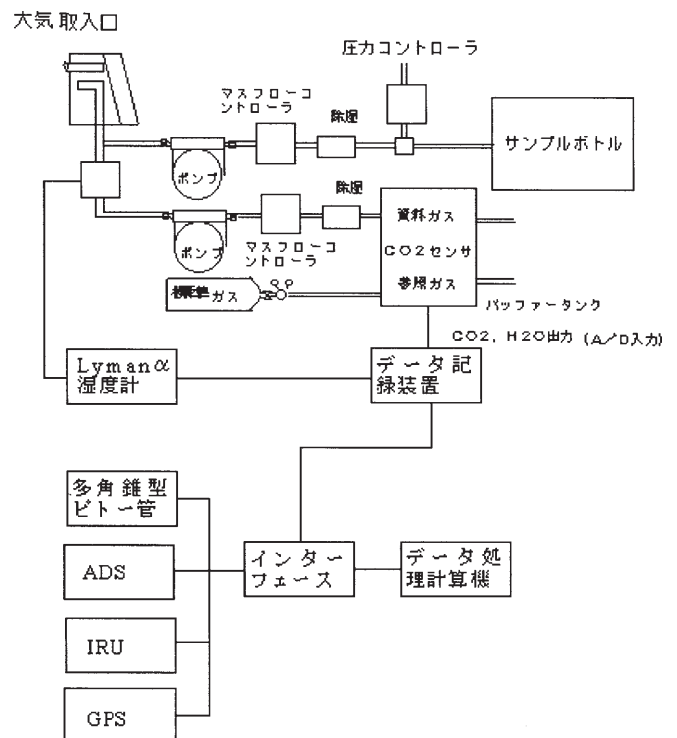


図12 釧路フラックス計測システム系統図

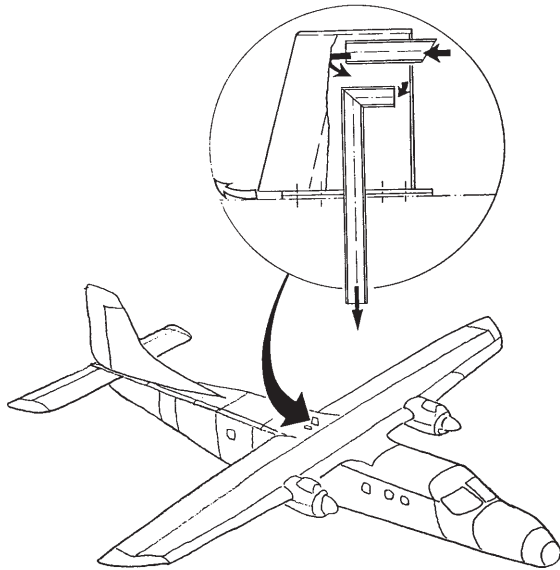


図 13 ガス採取プローブ取付け位置

一定にさせるため圧力調整弁を設けた。残りは湿度測定後、脱湿し二酸化炭素 (CO₂) 測定器に導入する。

航空機の上昇に伴い、気圧に低下するため、採取ガスをポンプ (キャスト社 MAA-P-108-HB, 200W) により加圧供給した。CO₂ 分析器内の湿度計はスペクトル吸収型の光学計器 (Lyman-Alpha Hygrometer Model AIR-LA-1) である。水素原子の 121.56nm の吸収線を利用する。2ms の時間応答性を持っている。

CO₂ の測定は非分散赤外方式 (NDIR, Non dispersive Infrared Analyzer) の分析計 (R1-COR LI-6262) を用いた。外観を写真 11 に示す。この計器仕様からは H₂O も測定できるが、CO₂ への干渉などを排除するため、前記湿度計測のあと脱湿し CO₂ のみの測定を行った。この検出器の概略測定原理とその仕様をそれぞれ図 14 と表 8 に示す。精度は CO₂ の場合 ± 0.1ppm である。時間応答性は 0.1 秒



写真 10 クインエア機上部に取付けたガス採取口



写真 11 CO₂ 測定器外観

の設定である。計測した値はデジタルレコーダ (光磁気ディスクレコーダ, TEAC DR-M2a) に記録した。

飛行データは GPS により位置、高度を知り、Air Data System (ADS) により速度、高度、気温、方向角を、Inertia Navigation System (INS) によりピッチ角、昇降速度 R/C、角速度 q を測定する。

これらの測定値とガス分析値とは同一パーソナルコン

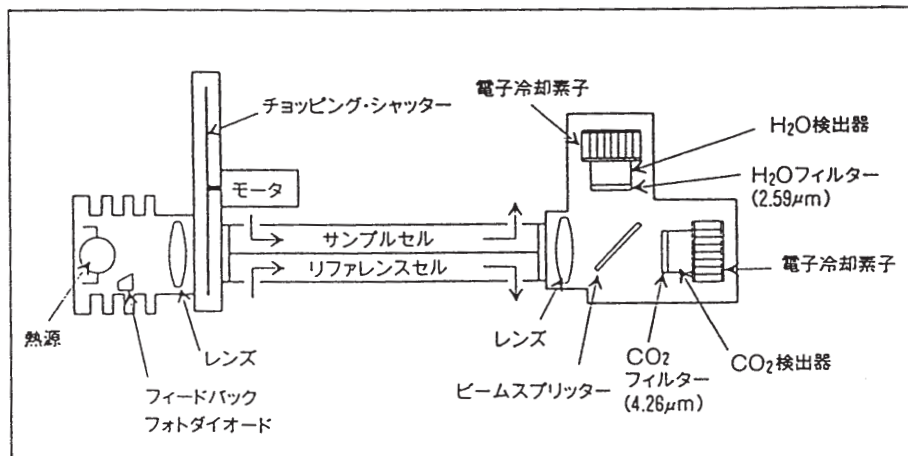


図 14 CO₂ 測定器の原理

表8 CO₂ / H₂O 分析計主要機能・性能

機種名	LI-6262
測定方式	非分散赤外線吸収法 (NDIR 法)
検出波長	CO ₂ (4.26 μm), H ₂ O (2.59 μm)
チョッピング周波数	500Hz
赤外線熱源	シングル
サンプルセルのサイズ	0.6H × 1.3D × 15.2cm
” の容量	11.9cm ³
分解能	16bit A/D コンバータ
暖機時間	5分
ガス圧	最大 35kPa
アナログ出力	2チャンネル, 100mV または 5V, 12bit D/A
デジタル出力	RS-232C
カレントループ	2チャンネル 4 ~ 20mA
使用温度範囲	0 ~ 50 (環境温度), 0 ~ 60 (サンプルセル)
電源	100 ~ 130VAC 又は 200 ~ 260VAC (47 ~ 65Hz) 10.5 ~ 16VDC, 1.5A (最大)
消費電力	8 ~ 12WDC
サイズ	335L × 130W × 240D [mm]
重量	3.5kg

コンピュータに取り込み、データ処理の便宜を図った。

多角錐ピトー管は V_w 、及び V_x が計測できるので(11)式から V_x 及び V_z を求めた¹⁵⁾。IRU からの姿勢角、ピッチ角速度 q 及び昇降率 R/C から IRU から多角錐型ピトー管までの距離を L とすると次式のように鉛直風速 w_{wind} が求まる。この時、データは水平定常飛行をしている部分だけを使用した。

$$w_{wind} = v_z \cos \theta - v_x \sin \theta + R/C + l \cdot q \quad (38)$$

CO₂ 鉛直方向および垂直風の時間的変動は図15のように得られた。しかし実際は空気取り込み配管長さ、二酸化炭素センサーの遅れおよび計器搭載位置の相異によって垂直風速とガス濃度との間に位相差が生じる。実際、図16に示すようにガス採取位置と、風速測定位置は数m異なっており、航空機の動きに従って複雑な時間的変動の影響を受ける。この計測の位相差を補正するため次式

によって相互相関を求めることにした。

$$C_{cw}(l, t) = \frac{1}{M} \sum_{n=1}^M C'((l+n) t)(w'(n t)) \quad (l=0,1,2,\dots,h) \quad (39)$$

ここで、 C はガス濃度であり、 $C' = C - \langle C \rangle$ 、また、 $w' = w - \langle w \rangle$ は上下方向風速、 \dots は平均演算記号 M はデータ総数である。この結果、図17に示すように二酸化炭素

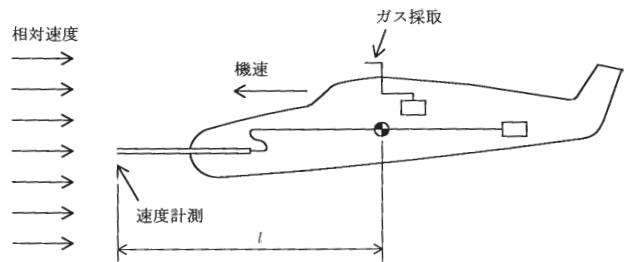


図16 速度計測とガス採取位置

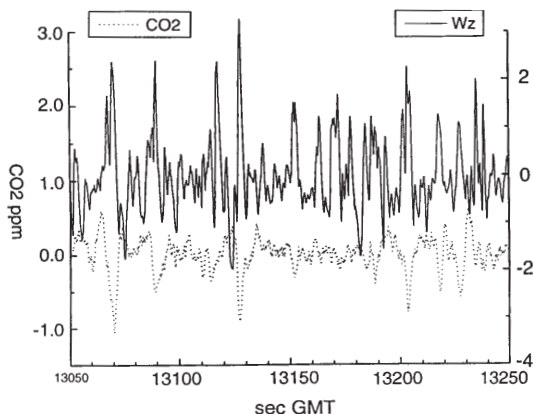


図15 ガス濃度計測値と垂直風速成分の変動

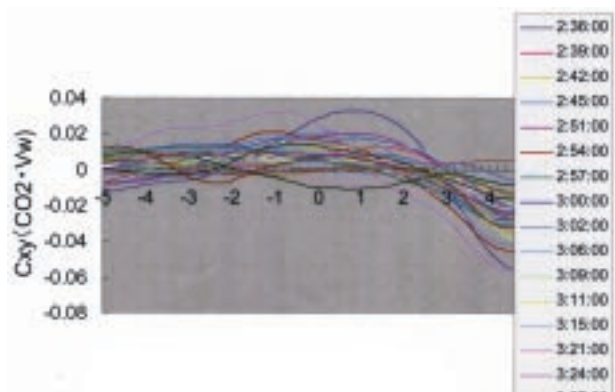


図17 ガス濃度と風速データの相関関数

センサーデータは風速データより約5秒の遅れをもって、相関関係が強くなることが確認された。湿度センサーにおいては0.5秒程度の遅れであった。

これらの時間遅れを補正して二酸化炭素及び水蒸気のフラックスを計算した。

$$Fr = C(l t) \cdot w' \quad (40)$$

図18のように二酸化炭素は負のフラックス(吸収)であることが確認できた。更に測定場所に対応させてみると図19のように道路の上で大きな渦が発生しており、これが二酸化炭素及び水蒸気の大きなフラックス発生させていることがわかった。また大気中においてCO₂と濃度相関関係の強いH₂Oについて見てみると水蒸気は正のフラックス(発生)で図20のようであった。横軸は温度と風速ベクトルから計算した熱フラックスである。これらの植生との関連等の詳細については別の報告¹¹⁾にゆずる。

以上により、渦相関法によるフラックスが計測できることが実証された。

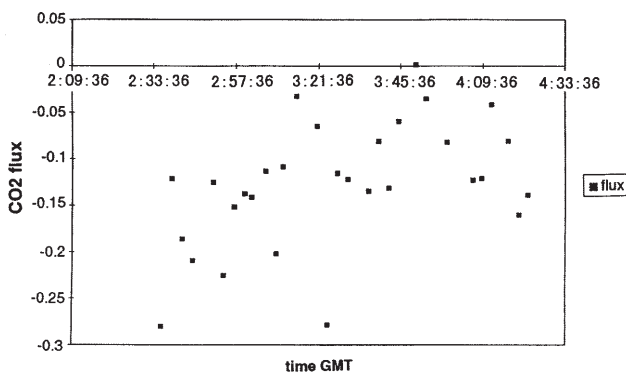


図18 計測したCO₂フラックス

4.2 B-65 による苫小牧試験林フラックス試験

2000年8月25日及び27日に苫小牧試験林上空で二酸化炭素のフラックス測定を行った。実験機はクインエアー(B-65)を使い3次元風速を超音波風速計で計測した。図21に苫小牧試験林上空での飛行試験の飛行軌跡を示している。地図及び飛行軌跡はカシミール3D²⁸⁾を用いて作成した。この空域は千歳空港に非常に近いために航空局及び自衛隊との事前調整を必要とした。高度は地上150m, 300m, 800m, 1600mで幅約2km, 長さ約10kmのコースで行った。

計測システム クインエアー(B-65)に搭載した計測システムを図22に示す。3次元風速は超音波風速計を使ってIRUから得た姿勢角により機体軸座標から慣性座標に変換した。慣性速度はIRUの東西の慣性速度 v_n, v_e にGPS速度の v_{ng}, v_{eg} により速度ドリフトを修正している。昇降率R/Cは小型エアデータ変換機(Micro Air data Transducer)の高度によってIRU内部でドリフトが修正されている。

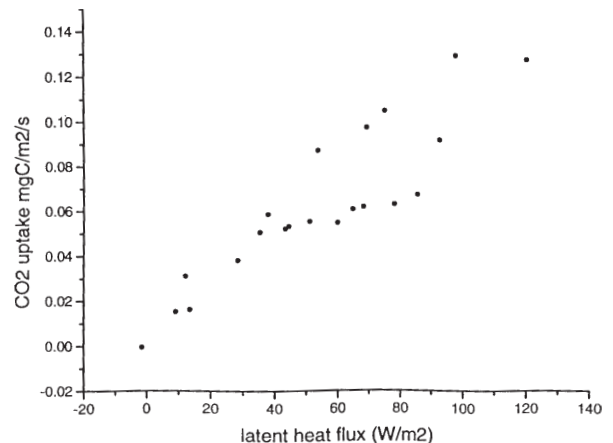


図20 CO₂とH₂Oフラックスの相関関係

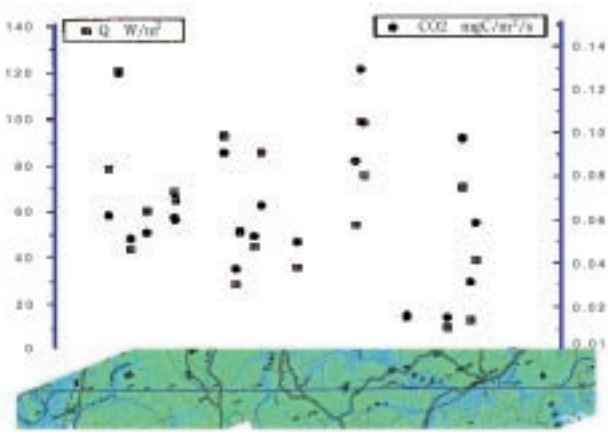


図19 横軸に地図位置を取るとき水蒸気フラックス(左縦軸)とCO₂フラックス(右縦軸)と道路との相関



図21 苫小牧試験林における飛行軌跡

CO₂の計測はドルニエ(Do-228)と同様にR1-COR LI-6262を用いた。流入速度を速めるために高速小型ポンプをCO₂センサーの後に挿入している。湿度を計測するためにCO₂と同じR1-COR LI-6262を用いた。このために今回は除湿器を取り外して計測し湿度も同時に測った。湿度はこの他にLyman を胴体上部に取りつけ早い応答の湿度変化を計測した。

計測した値はデジタルレコーダ(光磁気ディスクレコーダ, TEAC DR-M2a)に記録と同時にA/D変換機を通してデータ取込用のパソコンのハードディスクの中に他の大気データ及び慣性データと共に取りこんだ。

風速の解析は式(33)から(37)を使い3次元風速を計算しフラックス計算に使用した。

苫小牧試験林におけるフラックス測定(2000/8/25 ~ 27) 苫小牧試験林は北海道森林管理局によって管理されてきた造林地であり,樹齢40年前後の均質な林分であるとともに,育林過程についての詳細な履歴が明らかである。この森林は地形が平坦であり,起伏がほとんどない。約100haに及ぶ広大なカラマツ林が分布しており,また周辺部も森林であり人為的な影響を受けにくい環境で森林の二酸化炭素のフラックスを測るために理想的な地域である。

図23に苫小牧試験林における風速ベクトル及び二酸化炭素の測定結果を示す。このデータは8月27日午後 地

上高度150mのケースの南北風,東西風,上下風及び二酸化炭素の計測結果である。20分間同じコースを繰り返し飛行しているため,周期的に同じパターンが現れている。これは場所により特有な風があり,特有なCO₂濃度が存在することを示している。

ここで注目することは鉛直風速が20分間に渡り,降下速度を持っていることである。(4)式で渦相関法で仮定している鉛直風速が試験区間の平均値が零であるという仮定が成立しないことが分る。このために,鉛直風の平均値を含んだデータを直接二酸化炭素濃度に掛け合わせフラックスを計算した。図24にこの結果を示してある。上下風速と二酸化炭素濃度を掛けて後,100秒間の移動平均を行って各時間のフラックスを求めた。この結果,全体的にはシンク(吸収)を示しており,周期的な変化を示している。

二酸化炭素のフラックスを縦軸に,横軸を経度でブ

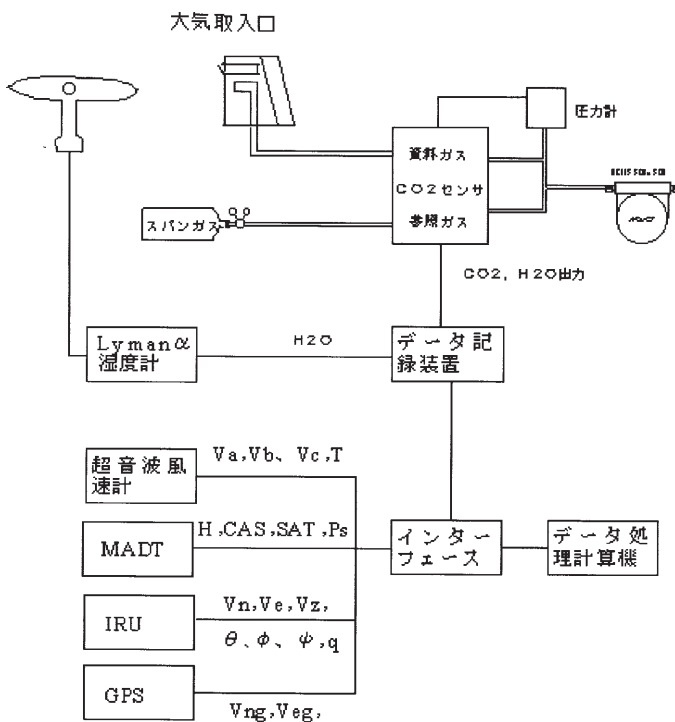


図22 クインエアー(B-65)に搭載されたフラックス観測システム

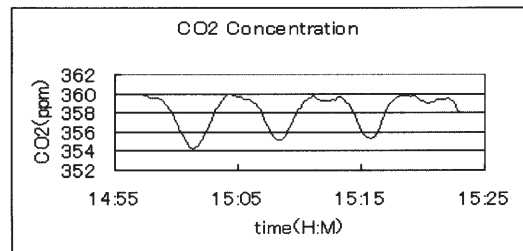
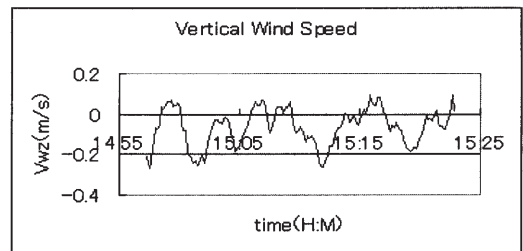
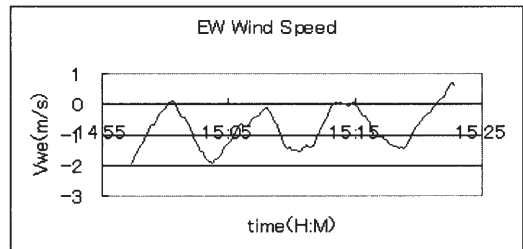
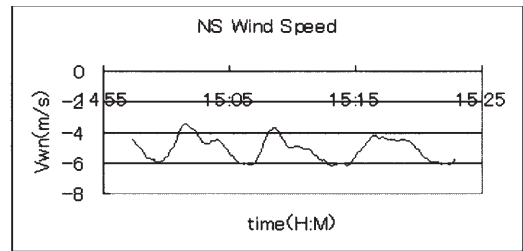


図23 苫小牧試験林の3次元風速とCO₂の測定結果

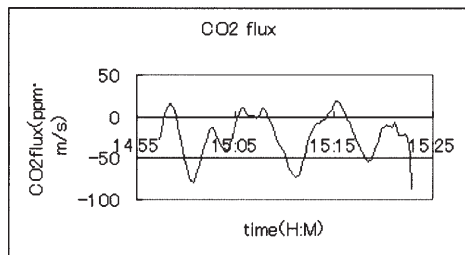


図24 苫小牧試験林の二酸化炭素フラックス

ロットしたものを図25に示す。これは苫小牧試験林の二酸化炭素フラックスの地域依存性に傾向を明確に示している。東経145.5度から141.55度の間で大きなシンクが見られる。これは植生による吸収によって起こったのか、または温度や気圧の変化による下降風の為に起こったのか明らかではないが、二酸化炭素ガスの下降移動が起こったことは確かである。

4.3 フラックス計測の結果と考察

本研究により、大気中の微量成分輸送を把握する上で、不可欠な航空機上での風速ベクトル測定技術を確立した。超音波風速計はこれまで、地上での風速ベクトル測定に用いられていたが、航空機に搭載した計測器としては実用されていない。航空機に搭載すると、機体の移動の他、重心に対する取付け位置、機体の姿勢変化、周囲気流の変化等に対応して、計測値に修正を加える必要がある。

平成11年度までに超音波風速計の検定を行ってきた。初期の風洞試験にひきつづき地上に設置されているレーダーの地表座標による風速データとその上空を飛行したときの航空機による風速測定とを対比する試験を行った。その結果、方位方向については0.9m/s以下、鉛直方向については0.1m/s以下(いずれも平均誤差)の高精度の値を得ている。標準偏差にして、水平方向0.8m/s、鉛直方向0.06m/sの差異であることが確認できフラックスを計測するために必要な精度を得ることができた。

当初、ドルニエ(Do-228)で計測した鉛直風速は絶対風速を測定するための十分な較正が行われていなかったため、平均値を取り去り変動分だけを使う渦相関法を用いて推定した。測定を行った時、二酸化炭素の平均濃度が観測地域で一定ではなく傾斜を持っていることが分った。最近の研究において、二酸化炭素のフラックスを計測する場合、単に鉛直風の変化分と二酸化炭素の変化分だけを使う渦相関法の精度を検討した結果、3次元風や二酸化炭素濃度の勾配がフラックス測定に影響することが分ってきた²⁾。このため、3次元風速を精度よく計測する必要が出てきた。2000年8月に行われた地上高度150m以上でフラックスを計測するときには地上の観測タワーで

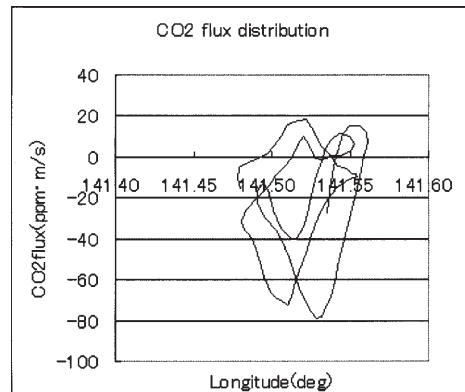


図25 苫小牧試験林の二酸化炭素フラックスの地域依存

行われている“上下風速の平均は零にきわめて近い”という仮定は成り立たない。超音波風速計で3次元風速を精度よく計測することができるのがMUレーダとの比較で分ってきたので、フラックスの定義式を使い、上下風速とガス濃度を直接掛け合わせて平均して求める方法をとる必要がある。

この超音波風速計を使いこの方法によって苫小牧試験林上空におけるフラックスを求めることが出来た。しかし、このフラックスが植生による吸収や発生によるものとは断定できない。この事を明らかにするためにはガス濃度と上下風速だけを取り扱うのではなく、3次元風速、地上温度分布、大気温度分布、気圧分布及び水蒸気の分布等を3次元的に計測して、植生の特性と時間を含めた4次元空間でモデル化し計測値と比較検討する必要がある。

この試験研究により航空機による3次元空間におけるフラックス測定の可能性を示すことが出来た。

5. まとめ

- (1) 航空機の飛行パラメータ(位置、高度、温度、風速等)を二酸化炭素と同一の計測システムでデータを取り込み、観測後にデータ処理を迅速に行うことができるようになった。
- (2) 気流測定のための超音波風速計開発は実用のレベルまで達した。実験用航空機(B-65)のほぼ全運用範囲で計測することができ、同時に応答性の高い温度測定が可能になった。
- (3) 慣性速度の精度向上のため慣性航法装置とGPSを組み合わせたハイブリット航法システムを検討し、実時間でフラックス測定に必要な3次元風を実時間処理することが可能になった。
- (4) 北海道根釧原野での二酸化炭素及び水蒸気のフラックスをドルニエ機及びブイクインエアー機に搭載した飛行運動計測機器、開発風速計およびガス濃

度測定器により測定し、フラックスを求めることができた。

- (5) ボトルサンプリングによる温暖化ガスの測定と共に、今回行った航空機を使ったフラックスの測定は、今後、地球環境観測のための大気圏物質移動測定法として用いることができよう。
- (6) 今後飛行時間の増大、航続距離の延伸のためには、搭乗計測員を最少とする計測システムの自動化等の問題を解決しなければならない。

なお、本研究費の一部は環境庁の地球環境研究総合推進費によってまかなわれた。

参考文献

- (1) 塚本 修, 文字信貴; 地表面フラックス測定法, 気象研究ノート, 第199号, 日本気象学会, 2001年3月
- (2) W.J. Massman and X. Lee; Eddy covariance flux corrections and uncertainties in long term studies of carbon and energy exchanges, AmeriFlux Eddy Covariance Workshop, August 2001
- (3) 矢澤健司, 井之口浜木, 稲垣敏治, 白井正孝; 超音波風速計の開発, 第33回飛行機シンポジウム, 広島国際会議場, 広島市, 平成7年11月8日
- (4) 井之口浜木, 他13名: 多角錐台型ピトー管の飛行試験(第2報), 第32回飛行機シンポジウム講演集, 日本航空宇宙学会, (1994) pp.477-480
- (5) 矢澤健司, 田丸 卓, 中村 勝, 照井祐之, 鎌田幸男, 白井正孝, 井上 元, 町田敏暢; 航空機による炭酸ガスのフラックス計測のための超音波風速計の開発, 第4回日本・ロシア国際共同シベリア永久凍土総合調査報告シンポジウム, 平成8年1月22日, 北海道大学百年記念会館, 札幌市
- (6) 矢澤健司, 稲垣敏治, 小野孝次, 岡 遠一; 航空写真による航空機地上追跡用レーダの較正, 航空宇宙技術研究所報告 TR-861, 1985年6月
- (7) 竹内和之, 小野幸一, 山根皓三郎, 矢澤健司, 外崎得雄; 東北地方太平洋沿岸航空路上における乱気流観測, 東北地方太平洋沿岸航空路上における乱気流観測, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-222, 1970.10
- (8) Tamaru, T., Yazawa, K., Machida, T., Inoue, G.: Measurement of Carbon-Dioxide Variation with Altitude Using Dornier 228, Proceedings of the Second Symposium on the Joint Siberian Permafrost Studies between Japan and Russia in 1993, Tsukuba, 12-13 January 1994
- (9) Yazawa, K., Tamaru, T., Nakamura, M., Terui, Y., Shirai, M., Inoue, G., Machida, T.; Aircraft measurement of CO₂ and development of an ultrasonic anemometer, Proc. of the Third Symposium on the Joint Siberian Permafrost Studies between Japan and Russia in 1994, Tsukuba, 30-31 January 1995
- (10) Yazawa, K., Tamaru, T., Shirai, M.: Anemometer for Local Flux Data of Global Warming Effect Gases, Proc. of the Fourth Symposium on the Joint Siberian Permafrost Studies between Japan and Russia in 1995, Sapporo, 23-24 January 1996
- (11) Inoue, G., Makshutov, S., Yazawa, K., Tamaru, T., Inokuchi, H., Shirai, M., Nakamura, M.; Eddy-Correlation Technique Applied to CO₂ and Water Vapor Flux Measurements over Hokkaido in Jul 1996, Proc. of the Fifth Symposium on the Joint Siberian Permafrost Studies between Japan and Russia in 1996, Tsukuba, 27-28, January 1997
- (12) Yazawa, K., Tamaru, T., Inokuchi, H., Shirai, M., Nakamura, M., Terui, Y., Inagaki, T., Inoue, G., Machida, T., Makshutov, S.; Research on Upgrading the Measuring Method of the Global Warming Gases by Aircraft, Proc. of the Fifth Symposium on the Joint Siberian Permafrost Studies between Japan and Russia in 1996, Tsukuba, 27-28, January 1997
- (13) 田丸 卓: 航空機による温暖化ガスの測定法の高度化に関する研究, 地球環境研究総合推進費平成6年度研究成果報告集, 環境庁企画調整局地球環境部環境保全対策課研究調査室, 平成7年10月
- (14) 田丸 卓: 航空機による温暖化ガスの測定法の高度化に関する研究, 地球環境研究総合推進費平成7年度研究成果報告集, 環境庁企画調整局地球環境部環境保全対策課研究調査室, 平成8年11月
- (15) 中谷輝臣, 他7名: 実機搭載型飛行速度ベクトル計測装置の開発, 第49回風洞研究会議前刷集(1992), pp.1-24
- (16) 航空宇宙技術研究所 - 国立環境研究所: 航空機による燃焼ガスおよび大気移動速度の測定に関する研究, 実施期間: 平成5年8月13日 ~ 平成9年3月31日, 共同研究報告書(1997)
- (17) 矢澤健司, 他3名: 航空写真による航空機地上追跡用レーダの較正, 航技研報告 TR-861 (1985/6) pp.1-28
- (18) 田丸 卓, 矢澤健司, 井上 元, 町田敏暢; ドルニエを用いた二酸化炭素高度分布の測定計画, 第2回日本・ロシア国際共同シベリア永久凍土総合調査報告シンポジウム, 国立環境研究所, 茨城県つくば

- 市,平成6年1月13日
- (19) 矢澤健司,田丸 卓,中村 勝,照井祐之,鎌田幸男,白井正孝,井上 元,町田敏暢;航空機を用いた二酸化炭素の測定と超音波風速計の開発,第3回日本・ロシア国際共同シベリア永久凍土総合調査報告シンポジウム,国立環境研究所,茨城県つくば市,平成7年1月31日
- (20) 田丸 卓;航空機による温暖化ガスの測定法の高度化に関する研究,平成6年度地球環境研究総合推進費研究発表会,中央大学駿河台記念館,東京都,平成7年10月3日
- (21) 北 和之他;航空機排出ガスに関する環境研究,気象学会 1996 春季大会
- (22) 田丸 卓,矢澤健司;航技研航空機による大気環境研究,航空宇宙技術研究所第34回研究発表会,航空宇宙技術研究所,平成8年11月5日
- (23) 田丸 卓;航空機による温暖化ガスの測定法の高度化に関する研究,平成7年度地球環境研究総合推進費研究発表会,中央大学駿河台記念館,東京都,平成8年11月11日
- (24) 矢澤健司,田丸 卓,中村 勝,照井祐之,鎌田幸男,白井正孝,井之口浜木,稲垣敏治,井上 元,町田敏暢, Mackshutov;航空機における風速測定と温暖化ガスのフラックス測定について,第5回日本・ロシア国際共同シベリア永久凍土総合調査報告シンポジウム,国立環境研究所,茨城県つくば市,平成9年1月27日
- (25) 井上 元, Mackshutov, 矢澤健司,田丸 卓,井之口浜木,白井正孝,中村 勝,照井祐之;北海道東におけるCO₂フラックス測定,第5回日本・ロシア国際共同シベリア永久凍土総合調査報告シンポジウム,国立環境研究所,茨城県つくば市,平成9年1月27日
- (26) 田丸 卓,矢澤健司,田頭 剛,町田敏暢,井上元:航空機を用いた相模湾上空温室効果ガス等の鉛直濃度分布測定,航空宇宙技術研究所資料TM-745,2000年1月
- (27) 町田敏暢,矢澤健司,田頭 剛,井上 元,田丸 卓:相模湾上空における大気中二酸化炭素濃度の航空機観測,航空宇宙技術研究所報告 TR-1422,2001年1月
- (28) 杉本智彦:カシミール3D入門,実業日本社,2002年4月

独立行政法人航空宇宙技術研究所報告 1444 号

平成 14 年 6 月発行

発行所 独立行政法人 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町 7・44・1
電話 (0422) 40・3935 〒182・8522
印刷所 株式会社 実業公報社
東京都千代田区九段北 1・7・8

© 2002 独立行政法人 航空宇宙技術研究所

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、情報技術課資料係にご連絡下さい。

本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

