

航空機による風速の測定*

光本茂記** 植田洋匡** 山本一夫***

要 旨

小型飛行機に超音波風速計と慣性航法装置を搭載して、風向・風速を測定する手法を開発した。気象研究所気象観測用鉄塔との比較測定の結果、飛行機による測定値と、タワーの風速計の値とは、風速の値によらず、ほぼ 0.5m/s 以内で一致した。1980年の相模湾での海陸風観測で、この手法による風速の立体分布測定を実施し、同時に行われた地上 8 地点でのパイロット・バルーンによる測定結果とはほぼ一致する結果が得られた。最後に、「偏流三角法」について検討を行った。

1. はじめに

海陸風、山谷風といった局地風の研究が、近年、フィールド観測や数値実験などの方向から盛んに行われるようになり、例えば関東平野といった特定の地域についての風系の特徴的な構造もかなり明らかにされてきた。

(例、藤部・浅井, 1979; 浅井編, 1983; Kikuchi, 他, 1981)

局地風の研究にとって、温度、湿度、風向・風速の空間分布を測定することが基本的に重要である。風向・風速に関しては、地上数地点でパイロット・バルーン、カイツーンによって鉛直分布を測定し、それを適当に内挿して 3 次元分布を求めるといった手法が一般的に行なわれている。将来的な手法として、例えば音波レーダー、レーザ・レーダー等による遠隔測定の実用化が進むと考えられる。

われわれは直接測定法として、超音波風速計 (Sonic Anemometer Thermometer=SAT) と慣性航法装置 (Inertial Navigation System=INS) を搭載した航空機による風速測定手法の開発を進めてきた。この手法によれば、風速 3 成分の平均場の他に、原理的には変動成分の測定も可能であり、レイノルズ応力、熱、水蒸気、さらに大気汚染物質の乱流輸送量の測定可能性が期待される。

なお、風の変動成分の測定については、従来から Yamamoto et al. (1977, 1982) による数多くの研究があり、粘性消散率やレイノルズ応力といった種々の統計量の測定が重ねられている。

本研究で目ざすところは、平均場 (低周波成分) と変動量 (高周波成分) を合わせた風速の測定法の開発であり、その第一報として、本論文では、平均場の測定について述べる。まず、測定の原理、誤差補正法について述べたあと、気象研究所気象観測用鉄塔との比較から、測定精度の評価を行う。最後に応用例として、1980年 8 月の相模湾海陸風観測 (浅井編, 1983) での測定結果を示す。

2. 測定原理

航空機に INS と SAT を搭載し、それぞれによって対地速度と、対気速度 (あるいは飛行機に相対的な風速) 3 成分を測定しながら飛行し、それらのベクトル合成として真の風速が連続的に得られるというのが基本的な原理である。対地、対気速度は、今回使用した小型機で 60~70 m/s であり、真の風速の 10 倍程度大きい。このため、両者の測定にはかなりの高精度が要求され、これがこの測定法の最も重要な点である。

風速の計算方法を以下に述べる (第 1 図)。飛行機の対地速度を \vec{V}_p 、飛行機に相対的な風速 (対気速度の逆向きベクトル) を \vec{V}_a とするとき、風速 \vec{V} は、

$$\vec{V} = \vec{V}_p + \vec{V}_a \quad (1)$$

で表せる。

\vec{V}_p については INS から、地球の回転や重力の影響

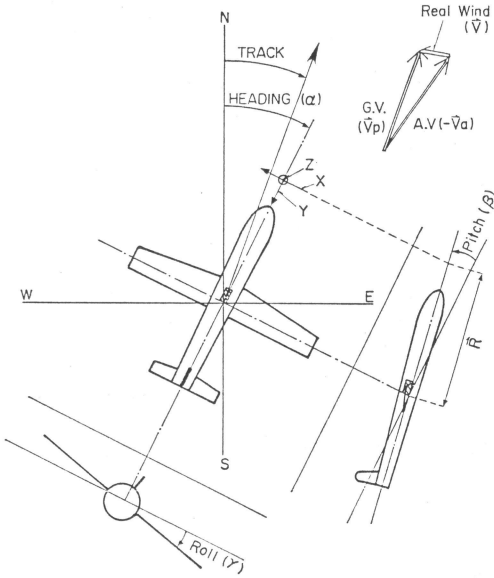
* Airborne Measurement of Wind Velocity.

** Shigeki Mitsumoto, Hiromasa Ueda, 国立公害研究所大気環境部。

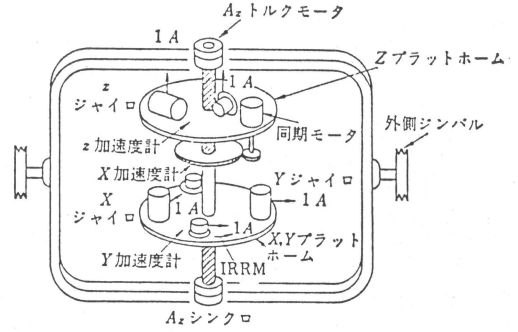
*** Kazuo Yamamoto, 横浜国立大学工学部。

—1985年 2月 28日—

—1985年 7月 5日—



第1図 風速計算の説明図。(X, Y, Z)は超音波風速計の測定値3成分でZは上向きが正。ロール角γは、右翼が下がったとき正。



第2図 INSのセンサー部分の模式図(岡田・小田, 1972より)。

$$\vec{V}_a = [T_{ij}] \begin{pmatrix} X - L \dot{\alpha} \cos \beta \\ Y \\ Z + L \dot{\beta} \end{pmatrix} \quad (4)$$

(1)~(4)から風速 \vec{V} が求められる。

等を考慮して演算した結果が局地地球座標系(東西方向x, 南北方向y, 鉛直上方z)での値として出力される。 \vec{V}_a は、機首に取りつけたSATの出力3成分X, Y, Zと、姿勢を表すパラメーターによって次のように求められる。

$$\vec{V}_a = [T_{ij}] (\vec{V}_{SAT} + \vec{\Omega}_p \times \vec{R}) \quad (2)$$

但し、

$$T_{ij} = \begin{pmatrix} -\cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha & -\cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \beta & \sin \beta \\ 0 & -\sin \beta & \cos \beta \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{pmatrix}$$

$$\vec{V}_{SAT} = \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}, \quad \vec{\Omega}_p = \begin{pmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{\alpha} \cos \beta \end{pmatrix}, \quad \vec{R} = \begin{pmatrix} 0 \\ L \\ L \end{pmatrix} \quad (3)$$

ここで、 α はヘディング角(北向きで $\alpha=0^\circ$, 東向きで $\alpha=90^\circ$), β はピッチ角(ノーズアップで正), γ はロール角(右翼下がる時正)である。(・)は時間微分を表す(例: $\dot{\gamma} \equiv \frac{d\gamma}{dt}$)。LはINSの位置からSATまでの距離である。

(3)を(2)に代入すると

3. 測器, データ処理

第2章で述べた測定原理により、INSを搭載した航空機による風速測定を行った例には、Axford (1968)を最初として、Oliver と Gower (1977), LeMone と Pennell (1980), Shapiro と Kennedy (1982) などがある。また、Lenshow (1972)は測定原理について詳しく解説している。彼らの測定では、相対風速をピトー管とペーンにより測っているのに対し、われわれはSATを使用しているのが主な相違である。

対地速度の測定手段には、INSの他に、(1)ロランC, オメガなどの電波航法による位置データから速度を決める、(2)ドップラーレーダーにより、地上(海上)からの反射波から求める方式がある(第1表)。いずれも、姿勢データ(ピッチ・ロール)は得られないので、別にジャイロが必要となる。内藤・村治(1982)はドップラー・レーダーとSATの組合せによる測定を実施した。

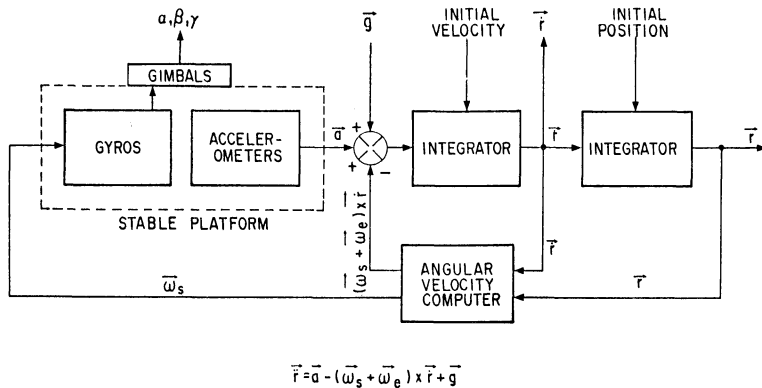
3.1. INS(慣性航法装置)

INSはジャイロと加速度計、それに演算装置を組み合わせた航法装置で、第2次大戦以後、主に軍事目的の誘導装置として開発され、現在では国際線旅客機のほとんど全てに搭載されている。動作原理の詳細は専門の解説書にゆずるとして(例えば岡田・小田, 1972)ここではごく簡略な説明を行う。

INSの主要部分の構成は、x, y, z方向にジャイロと加速度計がそれぞれ1個ずつついたもので(第2図)、ジャイロによって、慣性空間に対して安定なプラ

第1表 対地速度の測定方式の比較

		INS	ドップラー・レーダー	ロランC
機種		Delco Carousel IV A (米国)	Decca Type 72 (英国)	Furuno F/AN-14 (日本)
精度	位置	1' 以上*	陸上……………距離の2% 海上……………距離の3%	0.3'
	速度	0.5 m/s	0.5%または0.25 KNTの 大きい方*	—
データ出力間隔		0.6 sec	1.5 sec	0.65 sec*
ピッチ, ロールの出力		有	無	無
Note		* Schuler drift の補正により, 改善可能	* 海上では海流成分が加わる	* 60 data (=39 sec) の平均値を利用する



$$\vec{V}_p = \vec{a} - (\vec{\omega}_s + \vec{\omega}_e) \times \vec{r} + \vec{g}$$

第3図 INS 内部の演算処理のフロー. \vec{r} が位置を, \vec{V}_p が対地速度を示す.

ットフォームを構成し, そのプラットフォーム上での x, y, z 方向それぞれの加速度を検知し, 出力を演算処理して, 最終的に地球表面に相対的な水平速度と位置を表示するものである. 安定プラットフォームと機体との相対関係から, ピッチ, ロールといった, 機体の姿勢を表わす量も得られる.

演算処理部分のフロー図を第3図に示す. 大別して, (1) 加速度の時間積分により, 速度, さらに位置の計算, (2) 地球が丸いことによる, 「水平」方向の修正, といった処理から構成される. (2) のプロセスがあるため, 信号処理系に正のフィードバックがかかり, 最終的な出力 (速度, 位置) に, 基本周期84.4分の周期的な誤差が含まれることになる. (2) のプロセスを Schuler loop と呼び, それによる誤差を Schuler drift という. Schuler drift は本測定法の精度に大きな影響を与える

ものであり, 次章で詳しく述べる.

われわれの使用した INS は Delco Electronics 社製の Carousel IV型で, デジタルデータ (24 bit) として位置 (経度, 緯度), ヘッディング角, 対地速度 (東西, 南北方向) 等を, アナログデータとして, ピッチ, ロール, 鉛直加速度等を出力する (第2表). デジタルデータの出力は 0.6 sec 毎である.

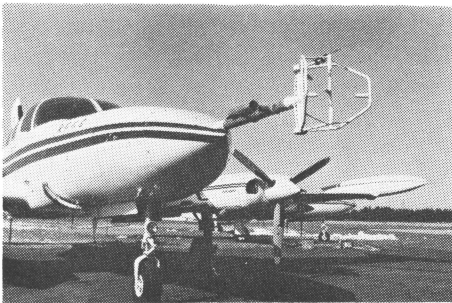
3.2. SAT (超音波風速計)

SAT は海上電機機製の DAT-300 型で, 航空機用に特別に製作したものである. これを, 機体 (セスナ 402 B型) のノーズから突き出したブーム (長さ 1 m, 直径 6 cm のパイプ) の先端に取りつけた (第4図).

Y方向の測定可能最大風速は 80 m/s であるが, 72 m/s 以上ではノイズが生じるため, 機体を少しノーズアップした状態で ($\beta = 6^\circ \sim 8^\circ$) 巡航速度よりも少し遅

第2表 測定項目のリスト

Channel Contents	Measuring Device	Digital/Analog	Resolution(Nominal)			
1 Longitude	INS	Digital	$45^\circ \times 2^{-19}$ (0.309'') (≈ 9.5 m for Longitude)			
2 Latitude						
3 Heading Angle						
4 Track Angle						
5 Ground Speed						
6 N-S Velocity	SAT	Analog	0.1×2^{-6} KNT (≈ 0.08 cm/s)			
7 E-W Velocity						
8 Pitch						
9 Roll						
10 Vertical Accel.						
11 X						
12 Y-Yshift						
13 Z						
14 Temperature				Barometer	Analog	0.02°
15 Altitude						
16 Altitude	Radio-altimeter	Analog	0.613 cm/s ²			
17 Temperature	Quartz Thermometer	Analog	0.01 m/s			
18 Ground/Sea Surface Temperature	IRT	Analog	0.04° C			
⋮	⋮	⋮	0.1 mb			
⋮	⋮	⋮	0.66m			
⋮	⋮	⋮	1/400° C			
⋮	⋮	⋮	0.01° C			



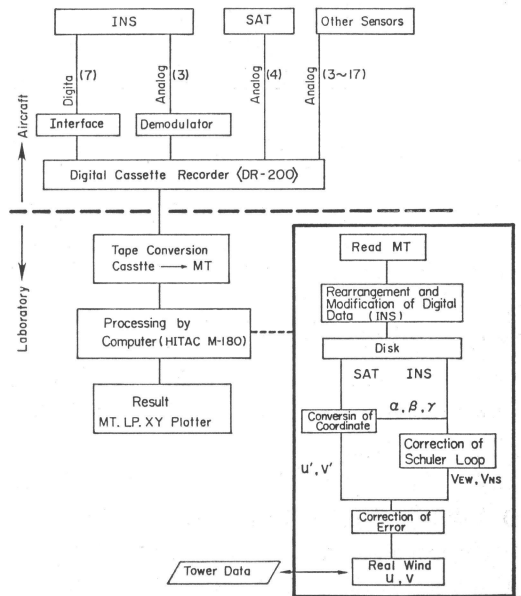
第4図 SAT などを取り付けた小型飛行機 (セスナ402B型).

い 120 KNT (60 m/s) 程度で飛行した.

3.3. データ収録

INS, SAT および他の測器からの出力は第5図に示すように1台のカセット・データレコーダーに、0.6 sec毎に収録される。収録は、飛行測定中の他に、次章で述べる誤差補正の目的で、着陸、停止後約30~40分間行った。

カセット MT はオープン MT に変換後、国立公害研究所の大型計算機で演算処理した。計算機処理の内容は、第2章で述べた座標変換と、第4章で述べる誤差の補正である。



第5図 測定データ収録、演算処理のフロー.

4. 誤差の補正

第2章で述べたように、求める風速 \vec{V} は式 (1)~(4)

で与えられるが、各値に含まれる誤差が最終結果に与える影響を評価してみよう。

誤差には次の4種類が考えられる。

- (a) INS 自身から発生する誤差
- (b) SAT 自身から発生する誤差
- (c) SAT の機体への取り付け角度の誤差
- (d) ブーム(および機体)の「たわみ」による SAT の揺れ。

(d) は式(2)で SAT の揺れによる項について、ブームと機体が剛体であると仮定していることによる誤差という意味である。しかし、 $\vec{\Omega}_p \times \vec{R}$ の大きさ(式(4)で $L\dot{\alpha} \cos \beta$ と $L\dot{\beta}$)は、実際の測定例で旋回時以外は高々 0.2 m/s であり、したがって(d)による誤差もこの程度かあるいはそれ以下と考えられるので、少なくとも平均風速に関しては無視する。(風速変動量については、再びこれらを含めて考える必要がある。)そこで式(1)~(4)をまとめると水平成分は、

$$\begin{aligned} V_x &= V_{px} - (X \cos \gamma - Z \sin \gamma) \cos \alpha \\ &\quad - \{Y \cos \beta + (X \sin \gamma + Z \cos \gamma) \sin \beta\} \sin \alpha \\ V_y &= V_{py} + (X \cos \gamma - Z \sin \gamma) \sin \alpha \\ &\quad - \{Y \cos \beta + (X \sin \gamma + Z \cos \gamma) \sin \beta\} \cos \alpha \end{aligned} \quad (5)$$

ここで、 V_x, V_y は \vec{V} の、 V_{px}, V_{py} は \vec{V}_p のそれぞれ水平成分を表す。式(5)にもとづいて、(a)~(c)のそれぞれの誤差を評価してみよう。

4.1. INS から発生する誤差—Schuler Drift

INS の慣性プラットフォームは、慣性空間に対して一定の姿勢を保つので、飛行機が地球上を周るときに、プラットフォームが常に鉛直方向(地球中心方向)に向くようにするには、移動距離から計算した角度だけ、強制的に修正してやる必要がある。このプロセスを Schuler loop といい、この loop が正のフィードバックとして作用して、初期調整のエラーやジャイロのドリフトといった小さい誤差が発生源となって位置や速度の出力結果にドリフト成分が重なることになる。このドリフト成分の形については、エラー発生源の種類や、それが影響を与えるロジック回路によって多種多様であるが(岡田・小田, 1972)、大ざっぱに言って、例えば東西方向速度成分 V_{px} については次のような関数形で近似できる。

$$\Delta V_{px} \approx (t - t_0) \{a_0 + a_1 \cos \omega t + a_2 \sin \omega t\} \quad (6)$$

ここで t_0 は INS が作動開始した時刻(正確には

Navigation Modeに移った時刻)、 $\omega = \frac{2\pi}{T_s}$ (Schuler drift の角速度、 $T_s = 84.4$ min) である。そこで以下の手順で Schuler drift の補正を行った。

(i) 観測フライト終了後、飛行機を駐機場に停止させた状態で約30~40分間 INS から出力する位置、速度を収録する。

(ii) それらの記録から式(6)の a_0, a_1, a_2 を決定し、飛行中のドリフト ΔV_{px} を求める。

(iii) 飛行中の V_{px} 値から(ii)で求めた ΔV_{px} を差し引いて真の値とする。 V_{py} についても同様の補正を行う。

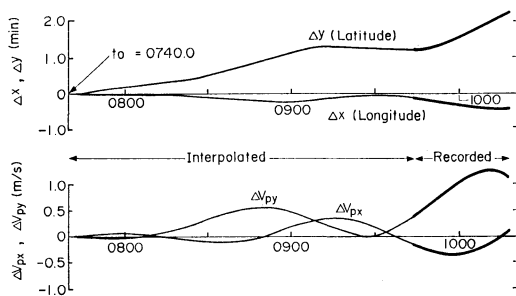
以上の処理を行った例を第6図に示す。

実際の飛行中の INS の出力には、Schuler drift の他にも種々の誤差が含まれ、全体としてのずれは、式(6)のような単純な形では表せない(岡田・小田, 1972 参照)。実際、ビデオ撮影やロラン C 航法装置による位置確認からドリフトを調べてみると、旋回や離着陸時のように加速度が一時的に大きくなるような時に、ドリフトも急に増えるような特性をもつことがわかるが、これについては次報で詳述することにする。

いずれにせよ、第6図の例では速度のドリフトはせいぜい 0.5 m/s なので、式(6)で近似することによる誤差は十分小さく、実用上問題ない。ただし、飛行時間ももっと長くなったり、初期調整が良くないような他の例では、ドリフトが 2 m/s 程度になることがある。

4.2. SAT からの誤差、および SAT の機体への取り付け方による誤差

次に、SAT 自体から生ずる誤差および、SAT を機体



第6図 シュラー・ドリフト補正の例。 $\Delta x, \Delta y$ はそれぞれ経度、緯度についての、 $\Delta V_{px}, \Delta V_{py}$ は対地速度のそれぞれ東西、南北成分のドリフトを表す。太線部分が、フライト後地上で記録したもの、細線が式(6)によって内挿した曲線である。

先端に取り付けるときの姿勢のずれから生ずる誤差を評価する。

SAT からの出力 X, Y, Z については、 Y に関する誤差 ΔY のみを考えることにする。それは、 X, Y, Z それぞれの相対誤差が大きく見積って10%であり、 X, Z については、実際の測定値から推定して誤差はせいぜい 0.5 m/s 程度なのに対し、 Y については数 m/s になるからである。 Y の正しい値を $\bar{Y} \equiv Y - \Delta Y$ とする。

SAT の3軸は機軸に対して平行および垂直になるように取り付けられているが、INS の基準軸と、SAT の3軸との間には小さなずれは避けられない。INS から出力される α, β, γ に対応して、SAT の実際の姿勢がそれぞれ $\alpha' (= \alpha + \Delta\alpha)$, $\beta' (= \beta + \Delta\beta)$, $\gamma' (= \gamma + \Delta\gamma)$ であるとする。なお、 $\Delta\alpha, \Delta\beta, \Delta\gamma$ には、取り付け方のずれの他に、INS から出力される α, β, γ に本来含まれ得る誤差や、SAT の測定値の誤差が、一定値ならば含まれていてもよい。

式 (5) で V_{px}, V_{py} は Schuler drift を補正済の値とし、(5) の V_x, V_y に対して正しい値を、 \bar{V}_x, \bar{V}_y とすると、2次以上の項を省略して、次のように書ける。

$$\begin{aligned} V_x - \bar{V}_x = & \Delta\alpha [(X \cos \gamma - Z \sin \gamma) \sin \alpha - (Y \cos \beta \\ & + (X \sin \gamma + Z \cos \gamma) \sin \beta) \cos \alpha] \\ & + \Delta\beta [(Y \sin \beta - (X \sin \gamma + Z \cos \gamma) \cos \beta) \\ & \sin \alpha] \\ & + \Delta\gamma [(X \sin \gamma + Z \cos \gamma) \cos \alpha - (X \cos \gamma \\ & - Z \sin \gamma) \sin \beta \sin \alpha] \\ & - \Delta Y \cos \beta \sin \alpha \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} V_y - \bar{V}_y = & \Delta\alpha [(X \cos \gamma - Z \sin \gamma) \cos \alpha + (Y \cos \beta \\ & + (X \sin \gamma + Z \cos \gamma) \sin \beta) \sin \alpha] \\ & + \Delta\beta [(Y \sin \beta - (X \sin \gamma + Z \cos \gamma) \cos \beta) \\ & \cos \alpha] \\ & + \Delta\gamma [(-X \sin \gamma + Z \cos \gamma) \sin \alpha - (X \cos \gamma \\ & - Z \sin \gamma) \sin \beta \cos \alpha] \\ & - \Delta Y \cos \beta \cos \alpha \end{aligned} \quad (8)$$

測定結果から、旋回中を除いて、

$$\begin{aligned} Y & \approx 60 \text{ m/s}, |X|, |Z| \approx 5 \text{ m/s}, 0 \leq \alpha < 2\pi, \\ \beta & \approx 0.12 (\approx 7^\circ), |\gamma| \leq 0.17 (\approx 10^\circ) \end{aligned}$$

であるので、 V_x について右辺のそれぞれの項の主要部分を評価すると、

$$\text{第1項 } (\Delta\alpha) \cdots \cdots |Y \cos \beta \cos \alpha| \leq 1 \text{ m/s/deg}$$

$$\text{第2項 } (\Delta\beta) \cdots \cdots |Y \sin \beta \sin \alpha| \approx |Z \cos \beta \sin \alpha| \leq 0.1 \text{ m/s/deg.}$$

$$\text{第3項 } (\Delta\gamma) \cdots \cdots |(X \sin \gamma + Z \cos \gamma) \cos \alpha| \approx$$

$$|Y \sin \beta \cos \alpha| \leq 0.1 \text{ m/s/deg}$$

$$\text{第4項 } (\Delta Y) \cdots \cdots |\cos \beta \sin \alpha| \leq 1.$$

なお、第3項については、

$$(X \sin \gamma + Z \cos \gamma) \cos \beta - Y \sin \beta = (\text{相対風速の鉛直成分}) \ll Y \sin \beta$$

より、 $|X \sin \gamma + Z \cos \gamma| \sim |Y \sin \beta|$ という関係を用いた。

V_y についても各項共ほぼ同様である。

以上から、 $\Delta\beta, \Delta\gamma$ による誤差は相対的に小さく、第1次近似としては、 ΔY と $\Delta\alpha$ についてのみ補正すればよい。 $\Delta Y, \Delta\alpha$ についてそれぞれ、0.5 m/s, 0.5 deg 以内の精度で求められれば、そして、INS のドリフトも 0.5 m/以内で評価できれば、求める風速 \vec{V} の精度として、最終的に 0.5 m/s がほぼ達成できることになる。

$\Delta Y, \Delta\alpha$ は次のような方法で求めた。

ΔY について

INS から出力される V_{px}, V_{py} , α から求めた対地速度のヘディング方向成分を V_{PH} とすると、風速のヘディング方向成分 V_H は $\gamma = 0$ として、

$$V_H = V_{PH} - (Y \cos \beta + Z \sin \beta) \quad (9)$$

で与えられる。 V_H は、空間的、時間的に変動する量であるが、風速場の定常性を仮定すれば、飛行方向を逆にすると、平均的にはほぼ $-V_H$ になると期待される。

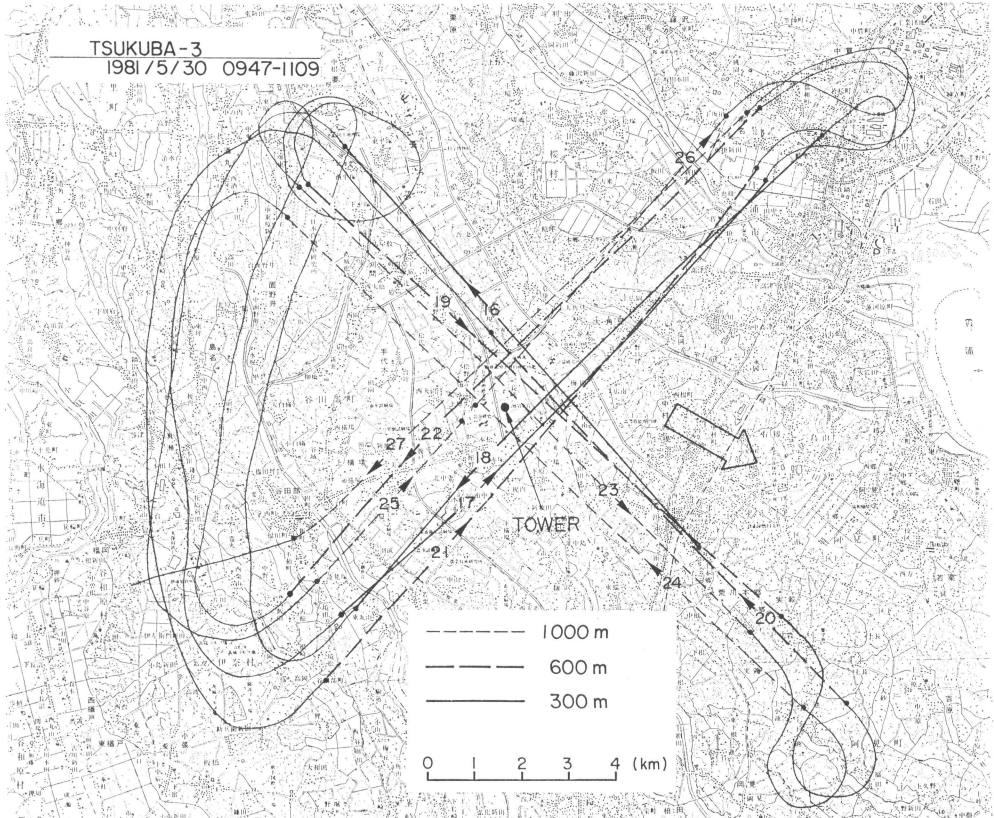
そこで、飛行測定コースの中に、同一直線上を短時間に何往復かするのを含ませておき、その結果から ΔY を決めた。これまで数回の測定で ΔY はいずれも -2.5 m/s と -2 m/s の間の値であった。

$\Delta\alpha$ について

以上のように Y を補正すると、式 (7) から、 $V_x - \bar{V}_x$ は α の変化に応じて、 $\cos \alpha$ にほぼ比例するように変化し、同様に式 (8) から $V_y - \bar{V}_y$ は $\sin \alpha$ にほぼ比例することがわかる。真の風速 \bar{V}_x, \bar{V}_y は α とは独立に変化するはずだから、 $\Delta\alpha$ を少しずつ変えて、それに対応する $V_x - \bar{V}_x, V_y - \bar{V}_y$ を計算しそれぞれの、 $\cos(\alpha + \Delta\alpha)$, $\sin(\alpha + \Delta\alpha)$ との相関係数が最小になるように $\Delta\alpha$ を決めた。

以上、4.1, 4.2で述べたような補正を行った後、結局次式で風速の水平成分を計算した。

$$\begin{pmatrix} V_x \\ V_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_{px} \\ V_{py} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -\cos \alpha' & -\sin \alpha' \\ \sin \alpha' & -\cos \alpha' \end{pmatrix} \begin{pmatrix} V_{A'} \\ V_{B'} \end{pmatrix} \quad (10)$$



第7図 1981年5月の筑波上空のフライトコースの例。コース上の番号は Run 番号。

$$\begin{pmatrix} V_{A'} \\ V_{B'} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ \sin \beta \sin \gamma & \cos \beta & \sin \beta \cos \gamma \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} \quad (11)$$

ここで V_{px} , V_{py} はそれぞれ, Schuler drift の補正を行った後の対地速度の東西, 南北成分, $\alpha' \equiv \alpha + \Delta\alpha$ は SAT の Y 軸方向の方位角, $\bar{Y} \equiv Y - \Delta Y$ は, 補正後の SAT の Y 軸成分, $V_{A'}$, $V_{B'}$ はそれぞれ, SAT の X 軸, Y 軸方向の相対風速水平成分である。

X , Z , β , γ に対する補正は全く行っていない。

5. 測定結果の例

5.1. 気象研究所気象観測用鉄塔との比較測定

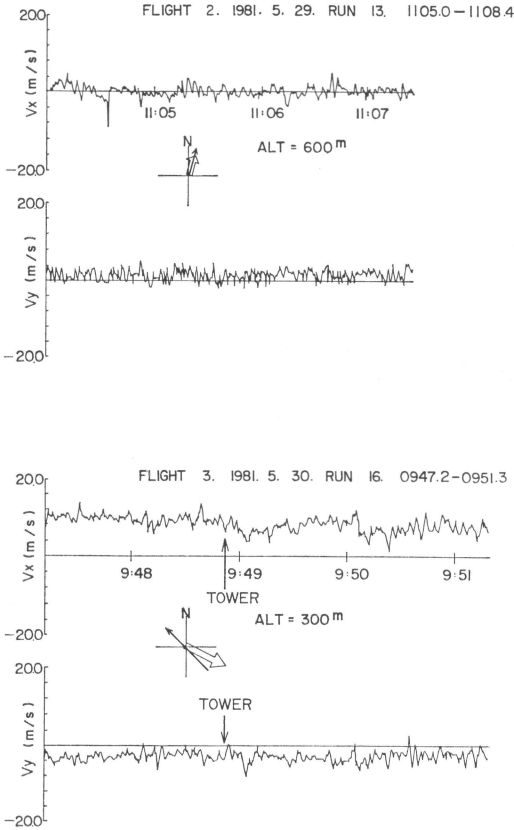
1981年5月28~30日, 気象研究所の気象観測用鉄塔(高さ213 m)の周辺で飛行機測定を行い, タワーのデータと比較した。フライトは1日1回, 合計3回で, 第7図に第3フライトのコースを示す。このコース図は INS から出力される位置データをそのままプロットしたものである。コースは原則として, その時の主風向と

ほぼ平行および垂直な直線に沿って約 18 km (5分間)の区間を数往復ずつするものである。

測定結果の例として, 弱風時(フライト2)と強風時(フライト3)の風速2成分の演算結果を第8図に示す。Run 16の方は, タワー先端とほぼ同高度を飛行したもので, 図中にタワーと最も接近した瞬間を示してある。このように, タワーのごく近くを通過したのが3フライトで合計9回あり, それぞれについて, タワー先端に設置されている風速計の1分間平均値と比較した(第9図)。第9図には79年10月と82年7月に実施した測定結果も併せて示した。両者は, ほぼ同じ値を示しており, 誤差は r.m.s. 値で 0.5 m/s である。タワーの風速計自身の測定誤差, そして飛行コースがタワーから少し離れていることを考慮すると, 満足すべき精度であるといえよう。

5.2. 相模湾地域での測定例

1980年8月12, 13日, 相模湾地域での海陸風観測において, 5回のフライトを行った。コースは, 相模湾沿岸

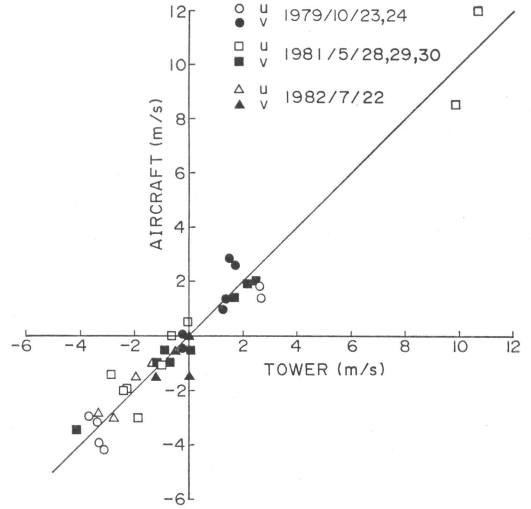


第8図 Run 13 (高度 600 m) と Run 16 (高度 300 m) における風速水平成分。→は飛行方向、⇨はそのときの主風向を示す。

を含んで南北 50 km, 東西 20 km の矩形に、海岸線上空の 1 往復を加えたものである。

第10図には測定結果の 1 例として、8月12日午後の、海風が最も発達した時間帯における、(a) 高度300m, (b) 高度1000 m での風速分布を示した。飛行機測定の時刻と高度にほぼ対応する、パイロット・バルーン観測の結果も示してあるが、さらにそれぞれの右側の図には、パイロット・バルーンの測定値を、客観解析法により空間的に内挿して求めた風速分布を比較のために示した。高度300mでは海風が支配的であり、1000mでは一般場の東風が吹いている状況を表しているが、飛行機測定とパイロット・バルーンの結果を比べると、高度 300 mの陸上の北端で飛行機観測の方がかなり大きな風速になっているのを除いては、いずれもよく一致している。

第10図の例では、飛行機観測による風の局地性の表現



第9図 飛行機による風速測定値と、気象研究所気象観測用鉄塔での風速の1分間平均値との比較。

(空間分解能に相当) については、個々のパイロット・バルーン観測と、それに基づいて客観解析で求めた内挿値の分布のほぼ中間になっているといえる。

6. 偏流三角法について

偏流三角法とは、

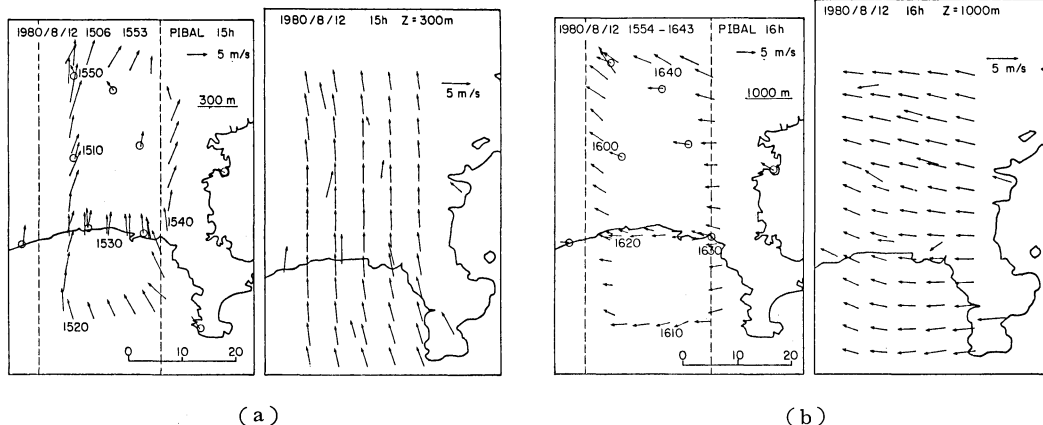
- (1) 対地速度の東西, 南北成分 V_{px}, V_{py}
- (2) 対気速度 u_A (ヘッドイング方向)
- (3) ヘッドイング角 α , または偏流角 $\delta \equiv \theta - \alpha$ (θ はトラック角で, $\tan \theta = V_{px}/V_{py}$)

によって風速を知る簡便な方法であり、旅客機などで実際に用いられている (第11図)。対地速度およびヘッドイング角は INS など航法装置により、また対気速度はピトー管によって得られるので、別に風速測定用の装備を必要としないわけである。

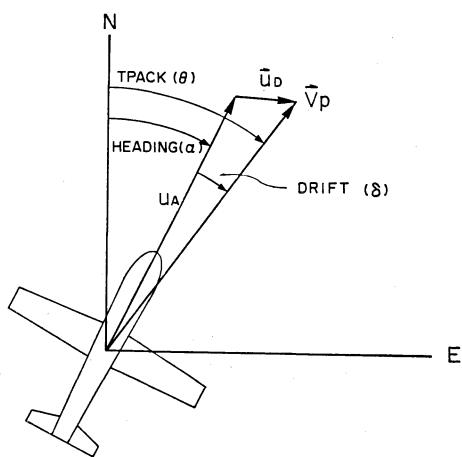
偏流三角法によって求められる水平風速の東西, 南北 2 成分を u_D, v_D とすると、

$$\begin{pmatrix} u_D \\ v_D \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_{px} \\ V_{py} \end{pmatrix} - u_A \begin{pmatrix} \sin \alpha \\ \cos \alpha \end{pmatrix} \tag{12}$$

この式は、第11図からわかるように「機体はヘッドイング方向にのみ相対風速を感じ、機首と垂直な方向には完全に気流に乗って飛行している。」という仮定の上に成り立つ。実際、式 (10) で



第10図 1980年の相模湾での飛行機による風速測定の一例。(a) 高度300m, (b) 高度1000m。○印はパイロット・バルーン観測地点。それぞれの右側の図は、9地点でのパイロット・バルーン測定値を内挿して求めた風速分布。(右側の図は山田・藤部(浅井編, 1983参照)による)。



第11図 偏流三角法の説明図。

$$\begin{pmatrix} V_A \\ V_B \end{pmatrix} \equiv \begin{pmatrix} \cos \Delta \alpha & \sin \Delta \alpha \\ -\sin \Delta \alpha & \cos \Delta \alpha \end{pmatrix} \begin{pmatrix} V_{A'} \\ V_{B'} \end{pmatrix} \quad (13)$$

の変換を行って、ヘッディング方向(正確には、INSの規準軸の方向ということであるが、これはかなりの精度で機首方向と一致している。)に基いた座標での相対風速成分 V_A, V_B を使って式(10)を書き直すと、

$$\begin{pmatrix} V_x \\ V_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_{px} \\ V_{py} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -\cos \alpha & -\sin \alpha \\ \sin \alpha & -\cos \alpha \end{pmatrix} \begin{pmatrix} V_A \\ V_B \end{pmatrix} \quad (14)$$

となる。但し $\alpha' = \alpha + \Delta \alpha$

ここで $V_B = u_A$ として式(12)と(14)を比べると、

$$\begin{pmatrix} u_D \\ v_D \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} V_x \\ V_y \end{pmatrix} = V_A \begin{pmatrix} \cos \alpha \\ -\sin \alpha \end{pmatrix} \quad (15)$$

となる。もし $|V_A| \ll |V_x|, |V_y|$ であれば、式(10)で求めた風速は、偏流三角法による風速とほぼ一致することになる。

実際の測定例で調べてみると、例えば第12図のように、 $|V_A|$ は $|V_x|, |V_y|$ に比べて数分の1程度であって、決して小さくはない。この例は風速 12 m/s 程度の強風で、飛行機が風に向かって進んでいるような場合であるが、横風でも、あるいは弱風の場合でも、この相対関係はほぼ同様である。また、変動成分を比べてみると、当然ながら、 u_D, v_D の方が変動が小さくなっていることがわかる。

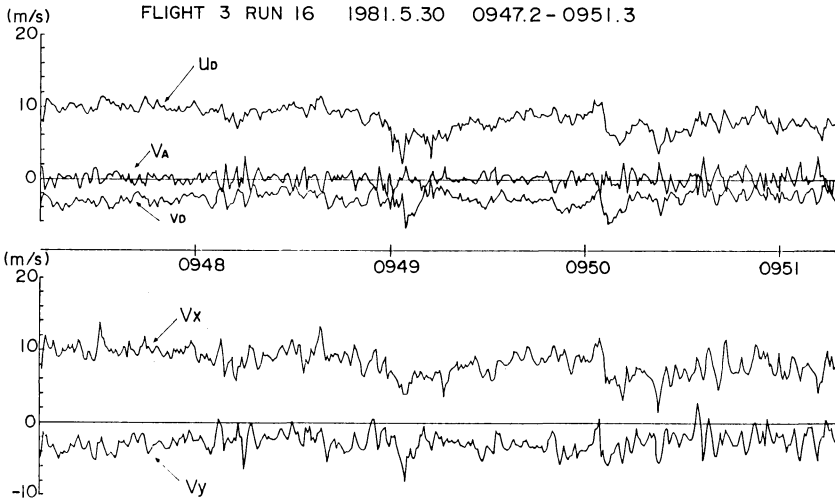
以上のことから、偏流三角法は、簡便な風速測定法として実用上の要求は満たすであろうが、変動成分を含めた風速の測定には不十分であると思われる。

7. まとめ

INS と SAT を搭載した小型飛行機によって、風向・風速を測定する方法について、特に誤差の補正法について詳しく述べた。

気象研究所気象観測用鉄塔との比較測定により、測定精度として 0.5 m/s が達成された。これは、例えばパイロット・バルーンによる測定精度よりもむしろよい値である。

平均風速の水平成分については、このように測定法が



第12図 偏流三角法により求めた風速 (上) と \vec{V} (下) の比較。 V_A は機首方向に垂直な水平風速成分。

ほぼ確立されたといえるが、次の課題は、鉛直風速の測定、およびそれを含めた、風速変動成分の測定である。これらはいずれも、平均風速について開発してきた手法を進展させることによりある程度可能である見通しはついているが、解決すべき問題として、特に、機体の(したがって風速計の)揺れ、風速計の周波数応答の問題があげられる。

謝 辞

本研究を進めるにあたって、日本航空㈱成田装備工場の田中正幸氏、弘中富士彦氏、勲日本気象協会東京本部の渡辺課長他多くの方々にご多大のご助力をいただいた。また気象観測用鉄塔のデータについては、気象研究所の花房室長に度々お世話になった。INSデータの収録装置の製作にあたっては、東洋電子工業㈱の林 夕路氏に負うところが大きい。各位に対して厚く御礼申し上げます。

文 献

- 浅井富雄編, 1983: 広域大気汚染の動態, 文部省「環境科学」研究報告, B163-R11-4.
 Axford, D.N., 1968: On the accuracy of wind measurement using an inertial platform in an aircraft, and an example of the vertical meso-structure of the atmosphere, *J. Appl. Met.*, **7**, 645-666.
 藤部文昭, 浅井富雄, 1979: 関東地方における局地風に関する研究, *天気*, **26**, 595-604.
 Kikuchi, Y., S. Arakawa, F. Kimura, K. Shirasaki

and Y. Nagano, 1981: Study on the effects of mountains on the land and sea breeze circulation in Kanto District, *J. Met. Soc. Japan*, **59**, 723-738.

LeMone, M.A. and W.T. Pennell, 1980: A comparison of turbulence measurements from aircraft, *J. Appl. Met.*, **19**, 1420-1437.

Lenschow, D.H., 1972: The measurement of air velocity and temperature using the NCAR Buffalo Aircraft measuring system, NCAR-TN/EDD-74.

内藤玄一, 村治能孝, 1982: 航空機による海洋上の大気境界層観測, 日本気象学会秋季大会 予稿集 No. 246.

岡田 実, 小田達太郎, 1972: 航空機の自立航法装置, コロナ社.

Oliver, B.M. and J.F.R. Gower, 1977: Airborne measurements of horizontal wind, Pacific Marine Science Report 77-15, Institute of Ocean Sciences, Sidney, B.C.

Shapiro, M.A. and P.J. Kennedy, 1982: Airborne radar altimeter measurements of geostrophic and ageostrophic winds over irregular topography, *J. Appl. Met.*, **21**, 1739-1746.

Yamamoto, S., M. Gamo, and O. Yokoyama, 1977: Airborne measurements of turbulent heat fluxes, *J. Meteor. Soc. Japan*, **55**, 533-545.

———, ——— and ———, 1982: Observational study on the fine structure of the convective atmospheric boundary layer, *J. Meteor. Soc. Japan*, **60**, 882-888.