

ヘリコプターによる大気温度測定の実験* (1)

渡辺好弘** 吉川敏夫**
 高中康恵** 高橋克己***

要 旨

ヘリコプターを用い大気温度の測定をする場合、飛行速度、計器の取付位置等実験と検討結果をのべる。結果によれば温度測定に適当なヘリコプターはタービン機である。その飛行速度は40~50 kt, 施回半径200m, 降下率 200m/min で飛行すれば、ローターの影響なく測定できる。

1. はしがき

ヘリコプターを用いて大気温度の鉛直分布を測定することは下層大気温度分布を知る有力な手段である。しかしながら測定に適した機種、測定器の取付位置、飛行方法などについて検討された報告はほとんど筆者らの調べた範囲ではない。1972年3月17日にヘリコプターによる温度測定のを得たので計測上の検討および実験を行った、その結果について、以下に報告する。

2. 機種の選定についての検討

まづ現用されている機種をエンジンの型式によって分類したのが第1表である。

一般にタービン・エンジン機は大型で物資を輸送するのが主な目的であり、一方レシプロ・エンジン機は小型で農業散布、連絡用などに使用されている。タービン・エンジン機で小型なものは「アルエットII型」でレシプロ・エンジン機「KH-4」とほぼ同格機とみなせる。(第2表参照) 機種の選定については、計測上、下記の5項目について検討する必要があることが分った。

- (1) 安全性
- (2) 電気系統……スパークノイズ
- (3) 飛行性能……速度、上昇率、下降率
- (4) キャビン容積……計器の取付、搭載容量
- (5) 経 費……時間あたりのチャーター料金

以上(5)項目について検討するため、比較的大きさの近

いものとして、レシプロ・エンジン機から「KH-4」を、タービンエンジン機から「アルエットII型」を選んだ。第2表はその比較表である。

(1) 安全性について飛行機を選定するのであるから安全性は最優先であろう。「KH-4」について過去の実績を調査したところエンジントラブルがかなり多く、パーツの交換時間が延びたものは皆無に近い実績である。第3表はチェック時間表である。

また、レシプロ・エンジン機のエンジンストップの原因は燃料の流入が止った場合とプラグ系統の電気トラブルが大部分のようである。一方タービンエンジン機の場合、一度エンジンが始動すれば燃料がストップしない限りエンジンは停止しない。アルエットII型機によって実際にこの点を確認すべくすべての電気系統を切ってテストを行った所エンジンは停止しなかった。安全性の面をエンジン系統第1におけば「KH-4」より「アルエットII型」がすぐれている。

(2) 電気系統について

プラグのスパークノイズは計測の点から充分注意しなければならぬ。著者の一人、高橋によれば「KH-4」から約20m離れた位置でYEW Type 3047の記録器を作動させたところ、スパークノイズが記録された。この点を確認するため我々も同種の機について、YEW Type 3047および岩崎通信 Type SS-4200M シンクロスコープでノイズの発生を実験してみたが、今回の実験ではノイズの発生はみられなかった。ただし高橋の実験結果から明らかのようにノイズが発生しないという根拠はない。今回の実験機が整備最良の状態であったとも考えられる。特に最近のように入力インピーダンスが高くなると事前の検討には充分注意する必要がある。一方

* An Experiment of the Atmospheric Temperature Measurement by means of Helicopter

** Y. Watanabe, T. Yoshikawa, Y. Takanaka: 日本気象協会東京本部

*** K. Takahashi: 気象研究所気象衛星研究部
 1972年6月20日受理, 1972年8月23日改稿受理

第1表 現用ヘリコプターの機種

レシプロエンジン機				タービン, エンジン機		
社名	型名	名前	社名	型名	名前	
川崎	ベル式 47G3B	KH-4 G ₂ G ₂ A	シュド AERO SPATIAL 富士重工	ジュト式 S313	アルエットII型 アルエットIII型 ラマ	
	ベル式 47G2			シッド式 S316		
	ベル式 47G2A			S315		
ベル	ベル式 47D ₁	D ₁	川崎	フジベル 204B	204B	
	シコルスキー式 S55			S55		KV10T
ヒーズ	ヒーズ式 H269B	ヒーズ 300	三菱	シコルスキー式 S62	S62	

第2表 「KH-4」と「アルエットII型」の比較表

	KH-4 (国産)	アルエットII型 (フランス)
エンジン	レシプロ 270 HP 燃料ガソリン	タービン 406 HP 燃料ケロシン
全備重量	1,222 kg (自重 886 kg)	1,500 kg (自重 950 kg)
ローター寸法	5.5 m 2 枚構成	≒5 m 3 枚構成
大きさ	幅≒2 m 長さ≒11 m 高さ≒2.8 m	幅≒2 m 長さ≒10 m 高さ≒2.6 m
飛行性能	最大飛行時間3時間, 速度 90 マイル (78 kt)	最大飛行時間 2 時間 30 分 速度 95 kt
乗員	4 名 (Pilot 含む)	5 名 (Pilot 含む)
機数	120 機 (全国)	7 機 (全国)

(東邦航空 KK 調)

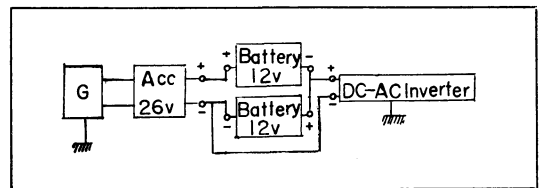
第3表 「KH-4」「アルエットII型」のチェック時間表

機種	アルエットII	KH-4
機体	AC-II 1,400 時	G-3-B 1,200 時
ローター	2,500 時間(廃棄)	1,200 時間 (5,000 時間廃棄)
テールローター	1,400 時間	600 時間
Missin	1,400 時間	1,200 時間
Engine	1,000 時間	600 時間

(アルエットII型, KH-4 整備マニュアル)

「アルエットII型」は始動時に 500 A の大電流を流す他は計器に小さい電流を流す程度でノイズの原因になるものはほとんどない。電氣的ノイズの発生の有無からはタービン機が有利であり、この点でも、安全性についての検討同様「アルエットII型」が有利である。しかし「アルエットII型」は始動時に大電流を流すため短時間の再始動は不利となる。

なお機上電源の使用について若干の検討をのべると、今回の実験には機上電源とインバータの電源電圧が違ったため、Acc (アクセサリーの略, 機上電源取り出し口)



第1図 機上電源 (ACC) の使用例 (G=機上発電機, DC=ジェネレーター)

から直接インバータに結ぶことはしなかったが、同じ電圧であれば電流だけの問題で直接結線してもよい。第1図に今回の使用例を示す。

特に注意しなければならないのは、インバータのケースがアースとなっている場合が多いので、必ず Acc の (-) 側とインバータの (-) 側を結線し、機体とインバータの (-) 側に電位差を作らないようにする。また Acc からバッテリーに流れる電流はほぼインバータに流れる電流と同じ位であるが、バッテリーが放電状態であれば、Acc からの電流は大きくなる。

(3) 飛行性能について

第3節以降において今回の実験結果をのべるので参照されたい。



第2図 実験機 (アルエットII型, JA 9015)

(4) キャビン容積

計器の数, 大きさ, 塔載重によって適当なスペースのある機種を選ぶより致し方ない。

(5) 経費

時間単価のみから検討すると飛行性能の面で結果的に時間単価の高いものが逆に経費が少ない場合も多いので飛行性能を考慮に入れることが必要である。

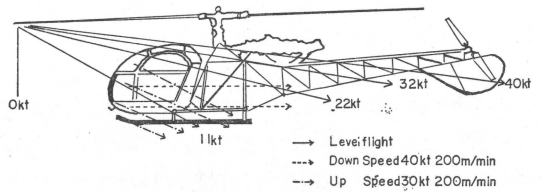
3. 回転翼によるダウンウオッシュ効果

よく知られるように航空機により大気中の物理量を測定する場合機体自身によって発生する擾乱をさげなければならぬ。ヘリコプターの場合, 特に回転翼によるダウンウオッシュが測定値に影響しないように感部をとりつけることが必要となる。このためダウンウオッシュにともなう流線を知ることが必要不可欠のものであるが, 筆者らが調べた範囲では, これについての資料はないようである。そこで以下の実験計画によって, この効果を観測してみた。

(1) 実験方法

「アルエットII型」2機を用い, 1機を実験機他方を観測機とし, 実験機の左側(進行方向)に側面から30cm離して8番線でアーム2本取り付け, 毛糸(30cm)をスキッド(Skidそり)から30cm毎に1アーム6ヶ所, スキッドに7ヶ所とりつけ観測機より写真測定およびダウンウオッシュによる流れを観測した(第2図参照)。

また, ヘリコプターが飛行する場合前傾姿勢をとるので, この前傾角を測定し機体の動揺も目視であるが測定を行った。飛行コースはダウンウオッシュを調べる目的なので次の図のようなコースを選んだ。



第3図 Effect of Rotor Downwash

更に, 今回の実験は温度計測が目的であるので温度計を塔載し, ダウンウオッシュの影響が測定値にあらわれるかどうかを検討, 飛行方法についても若干の検討を行った。

(2) 実験結果

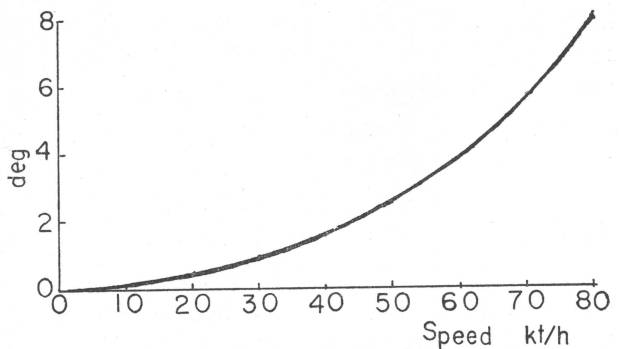
実験日は曇天であり, 必要な準備で実験は日没近くになってしまい写真が良くとれなかった。

a) 水平飛行時のダウンウオッシュの擾乱の位置

一定の高度を一定の速度で飛行した時の場合, 流線は40ktまで変化するが, 40kt以上になればほとんど変化しないことが観測された。実験結果によると40kt以上の飛行速度であればキャビンはダウンウオッシュの擾乱外になることが分った。この一例が第3図に示してある。

またキャビンから約30cm離れた位置ではキャビンによる擾乱の影響はほぼないようである。飛行性能の面から考えると40kt以上が安定性がある。なお前傾角は実験日が曇天であり気流が安定していかかなり正確に測定できた。前傾角の測定にはキャビン内に60cmの糸とその先に300gのオモリをつけて角度を測定したのもである。この結果を示したのが第4図である。

前傾角とダウンウオッシュの両者を考えると, 流線は40kt以上でダウンウオッシュの擾乱の位置は変るが前傾角も変つて見かけ上変化しないように観測されたと推定される。



第4図 アルエットII型, 前傾角度 (実験機 JA 9015)

前傾角の測定の際にどの程度の動揺があるかおよびその観測のためおもりの動きの振幅を観測したところ、安定した気流中では半振幅で 5cm、また気流が不安定な場合およそ 10cm であった。さらにコップ (300cc) に 80% 水を満たし機内の床面上に放置したがこぼれる程の動揺はなかった。なお所定の高度と速度を Pilot に指示した場合、忠実な飛行ができるかどうかは多分に気象条件に左右されるのが通常である。今回の実験日のように気流が安定していれば速度については $\pm 5\text{kt}$ 以内、高度については $\pm 5\text{m}$ 以内に入る。ただし Pilot の肉体的、精神的な疲労度によってことなると考えられる。実験に際しては必要以外の指示は出来る限りさけることがよい測定結果をうることにもなる。

b) 上昇時のダウンウオッシュによる擾乱の位置

航速 30kt、上昇率 200m/min で上昇した時の流線を水平飛行の場合と同様に観測した、この結果によるとスキッド部分は擾乱の外に出ているようである。なお水平飛行の場合と同様、航速が早い場合、回転翼からみた流線の角度は小さくなるのが想像されるが、上昇率を一定に保つことはむずかしいので、スキッドの部分に計測器をとりつけることは擾乱の中に入ることがあるのでさけるべきであろう。航速を 60kt にした場合水平飛行の 20 kt の場合の流線に近い状態が観測された。

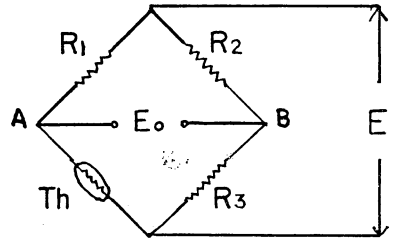
c) 下降時のダウンウオッシュ擾乱の位置

航速 40kt、降下率 200m/min および 100m/min で降下した時の擾乱の位置は 100m/min の場合、水平飛行で航速 40kt の場合の流線に、200m/min の場合は機体とほぼ平行に近い流線としてみられる。

以上の糸流し実験から、温度の鉛直分布観測に際しての感部の取りつけ位置は、航行速度に注意すればスキッドにとりつけても擾乱の影響はない、またなんらかのメンテナンスで機外に出す必要の時は前方に出すのが常識であるが、操縦上の障害にならないようにしなければならない。

4. ヘリコプター用温度計

市販の計器は地上において使用されることを前提として設計、製作されているのが普通である。しかし、航空機をプラットフォームとする観測手段では感部は機外に変換器は機内となる。ヘリコプターの場合、キャビン内の温度は日射があれば温室のように、曇天であれば冷蔵庫のようになり温度範囲が大きいためこの点を設計に際しては充分考慮すべきである。振動については自動車 (乗用車) とほぼ同じ位である。計器を搭載して最も問題と



第 5 図 温度計基本回路, R_1, R_2, R_3 = 固定抵抗
 Th = サーミスタ

なるのは電源であろう。可能なら A・C 電源を使用しない方向にすべきで、電源関係の重量が計器関係より大きくなることもある。やもえず A・C 電源を使用するときには DC-AC インバーターを用い変換するしかないが、この場合も出来るだけヘリコプターの機上電源を使用し、バッテリーの搭載はさけることが賢明であろう。またインバーターもバイブレ式はさげ、半導体式のインバーターの方が振動の影響は少ない。

この電源関係については事前に整備士とよく相談し、安全且つ確実な方法を取るべきであろう、また高度の設定についても航空計器の誤差、単位 (アルエット II 型はメートル法) を電源同様調べておくことが必要である。前記のように、この観測に合う市販の温度計はないため自作した、感部については白金線はじめ各種あるが、取扱いの容易なサーミスタ素子を用いた。もちろんサーミスタ素子がすべて有利ではないが、温度特性がカーブするのみで野外実験には最も適当と考えた。サーミスタ素子を感部とした温度計の変換回路として、ホイートストンブリッジの原理が多く使用されているが、今回もブリッジ回路を応用することにした。第 5 図に基本回路を示す。

サーミスタ Th 以外の R_1, R_2, R_3 は、算出しなければならない。 $R_1 = R_2, R_3$ の値を測定最低温度の時のサーミスタ素子の電気抵抗値と等しくすれば、ブリッジの出力電圧 E_0 は温度が変わることによって、サーミスタ素子の電気抵抗が変化し、 $E_0 \neq 0$ となる。従って A 点と B 点の電位差を測定することにより温度測定ができる。また A-B 間に高抵抗の指示器または記録器を用いることによって R_1, R_2, R_3 の算出上 A-B 間の抵抗は無視できる。 R_3 はサーミスタ素子の温度特性と測定最低温度により決めることができ、サーミスタ素子の電気抵抗を R_T とすれば出力電圧 E_0 は (1) 式となると

$$E_0 = \left(\frac{R_1}{R_1 + R_T} - \frac{R_2}{R_2 + R_3} \right) E \dots\dots\dots (1)$$

$R_1=R_2, R_T=R_3$ とすれば $E_0=0$ になる. 測定最低温度 T_1 の時のサーミスタ素子の電気抵抗を R_{T1} , 測定温度幅の中間温度 T_2 の時 R_{T2} , 測定最高温度 T_3 の時 R_{T3} とすれば, $R_1=R_2$ を算出することによりブリッジは構成できるが, 出力が直線になるような R_1 を求めるには $T_2/T_3=0.5, R_{T1}=R_3$ とすれば

$$0.5 = \left(\frac{R_1}{R_1 + R_{T2}} - \frac{R_2}{R_2 + R_3} \right) \div \left(\frac{R_1}{R_1 + R_{T3}} - \frac{R_2}{R_2 + R_3} \right) \dots\dots\dots(2)$$

となり(2)式か R_1 を求めるには

$$R_1 = \frac{0.5(R_{T1} - R_{T3})R_{T2} - R_{T3}(R_{T1} - R_{T2})}{R_{T1} - R_{T2} - 0.5(R_{T1} - R_{T3})} \dots\dots\dots(3)$$

となる.

またサーミスタ素子に流せる最大電流 I は, サーミスタ素子の熱放散定数 k と電気抵抗 R_T が求まれば(4)式により求められる.

$$I = \sqrt{\frac{\Delta T \cdot k}{R_T}} \dots\dots\dots(4)$$

ただし ΔT = 許容熱誤差 $^{\circ}\text{C}$ (ジュール, ヒート) 実際の電源電圧 E は

$$E = (R_1 + R_T)I \dots\dots\dots(5)$$

となり(5)式で求めた電源電圧 E の出力電圧 E_0 は(1)式で求めることができる. ブリッジを構成したのち, (5)式で求めた電源電圧 E 以下の電源電圧の場合の温度の熱誤差は

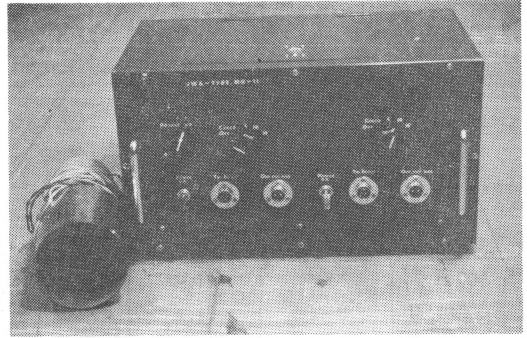
$$\Delta T = \frac{I^2 R_T}{k} \dots\dots\dots(6)$$

となる. 特に電源電圧は(5)式の値以下, 即ち自己加熱が測定誤差以下でしかも出力電圧 E_0 が記録器の記録電圧に合うような電源電圧を求めればよい.

以上で求めた R_1, R_2, R_3 サーミスタ素子 Th で構成したブリッジを変換器として用いた.

R_2, R_3 は比が等しければ $1/n$ または n 倍でも任意の値でよく, 温度係数が等しければ温度の影響は全くうけない. 従って, 温度が測定上問題となるのは R_1 の温度係数と電源電圧関係の温度係数である.

今回は電源は乾電池とし, 定電圧回路を用い, 抵抗器は金属被膜抵抗器の温度係数の小さいものを用いた. 感部はヘリコプターの速度を利用する自然通風式としジェ



第6図 使用したジェルターと変換器

ルターも合うよう製作した. 本器の自己加熱誤差は 0.04°C (計算値) 出力は 100 mV とした. なお回路の作動チェックの意味で R_{T3} と等しい標準抵抗器を作り, 必要な場合にサーミスタ素子と置き換え回路チェックすることを忘れてはならない. また指示器は手持ちの記録器 YEW Type 3047 マーカー付を使用した. この記録器の電源は残念ながら $\text{AC } 100\text{V}$ であるため, やもえずバッテリーを塔載し非常用電源として使用している「バイブレーター式 DC-AC インバーター」を使用した.

本観測に用いたジェルターと変換器は第6図に示すが, ジェルターはダウンウォッシュの実験後取付位置を決めた. ジェルター内部は乾球と湿球とに分け湿球の球部の水が乾球に影響しないよう間にアクリル板を入れた. また湿球用の水の補給は, キャビンの中から可能な構造にした.

5. 飛行方法について

鉛直分布の測定を理想的に実施するには, 自然状態で同時刻に必要とする高度の値が得られることが望ましいが鉄塔などを利用する以外時間差が生じるのはやもえない. ヘリコプターの場合も理想的には鉛直降下を短時間にすることであるが事実上不可能なので理想的条件に最も近い飛行方法として第3節の実験結果から「ら旋降下」することが適当と思われる. 「ら旋降下」をする場合降下率と速度が重要な要素となる, 即ち, 速度はダウンウォッシュに関係し降下率は時間と前回の航跡乱流に係る.

例えば, 高度 $H\text{m}$ から降下率 $A\text{m/min}$ でら旋降下した場合には, $A\text{m}$ 毎に同一鉛直線上の測定が可能であり, A/nm 毎の値が必要な場合, その値は $360/n$ 度位置のずれを生じることになる. 実際にはどの程度の速度と降下率が適当なのか計算で求めたのが第4表である.

この値はヘリコプターのバンク角は考慮していない値

第4表 旋回半径, 降下率の指示した時の速度

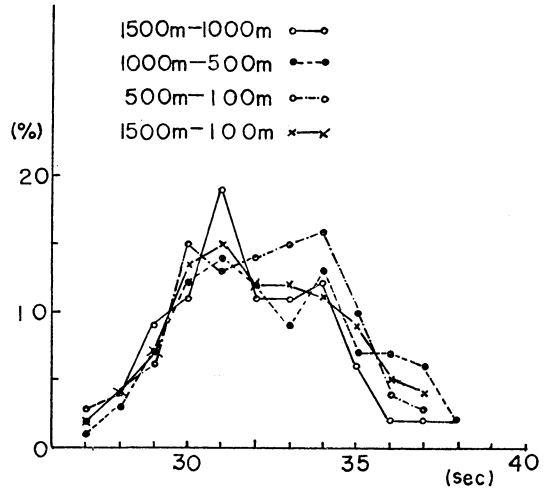
旋回半径	降下率		
	100 m/min	200 m/min	300 m/min
100m	20.6 kt	21.3 kt	22.5 kt
150m	30.6	31.2	32.0
200m	40.8	41.2	41.8
250m	50.9	51.2	51.7
300m	60.9	61.2	61.8
350m	71.2	71.4	71.8
400m	81.3	81.6	81.9
450m	91.5	91.7	92.4

なので、バンク角を適当にとれば増速は可能である。しかし増速し急な旋回をすれば遠心力で機体外は外側に「すべり」を生じやすくなるので一応目安で速度については pilot の判断で決まるであろう。なおこの表は1分間に一周することを条件としている。

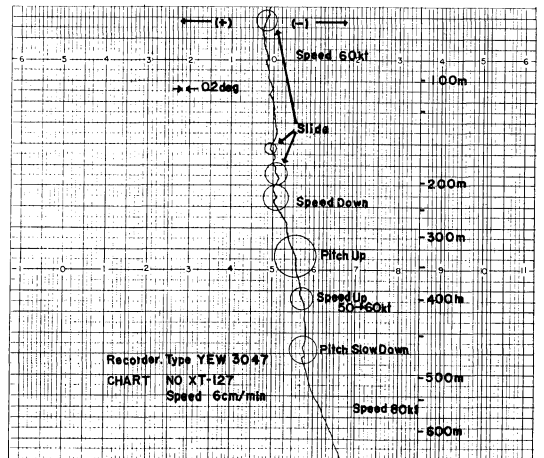
旋回半径は対象とする観測面積から検討した場合、小さいほどよいが、速度の偏差等を考慮すると 150m 以上 450 m 以内が有効となるが、30 kt 付近では一定速度を保つことがむずかしいので、安全をみて 200 m の半径で 41.2 kt が最適であろう。降下率については 100 m/min は時間が長くなり、300 m/min では高度計の遅れが生じ 200m/min をとるしか方法はないようである。速度の 41.2kt も前記したようにバンク角のない状態なので、ある程度のバンク角をとれば多少増速できるはずである。飛行性能上は降下率 400m/min でも問題はないが塔乗員の肉体的な疲労度は増すばかりである。

6. 高度に対する時間誤差

pilot にいままでの実験結果から半径 200m 降下率 200m/min, 1分間に一周の飛行指示を与えた場合、どの程度の精度で飛行するか実際に 1,500m の高度より地上 25m までの高度範囲で数10回飛行し調べてみた結果を第7図に示す。この時の飛行場所は海上、海岸、山の付近と千差万別で気象条件もヘリコプターが飛行可能範囲であり必ずしも良い条件とはいえなかった。むろん時間と高度を一致させることは可能であるが、急な操縦はさけ、気流の変化で降下率が変わった場合でも静かに修正した。これは増速、減速時にダウンウオッシュがスキッドの先端に影響あたえないためである。従って時間は(+)側に頻度は高くなるのが当然であろう。なお第7図は 200m/min の降下率の時の 100m 降下する時間で y 軸に頻度を x 軸に時間をとってある。この時間はヘリコプターに取り付けてある計器により左右され、pilot の理解



第7図 100 m/30 sec の時間偏差



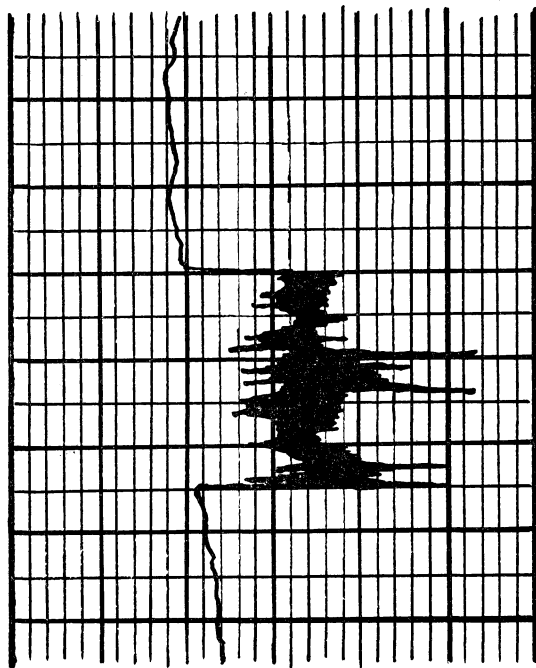
第8図 飛行方法変更時の記録例
高度 600 m~100 m

度によっても違うので、事前の打合せは重要なウエイトをしめる。

7. 飛行方法による温度測定への影響

スキッドに温度計感部を取り付け、キャビン内に計器を置き飛行方法を変えることにより、記録がどのように変化するか実験した処第8図になった。この実験から感部が自然通風(飛行速度による通風)であるため、無通風になるような飛行は記録上に表われる。第8図はその例でもある。「横すべり」急な「増減速」「降下率の急変」は好ましくない。飛行上の注意として、

- 1) 指定された最高々度より 50m 以上高度をとり降

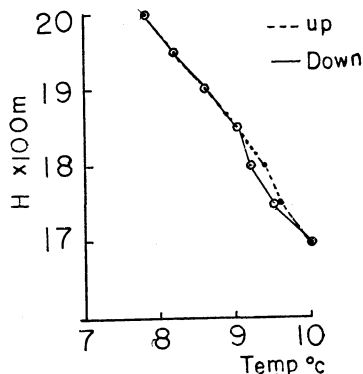


第9図 通信器によるノイズ例

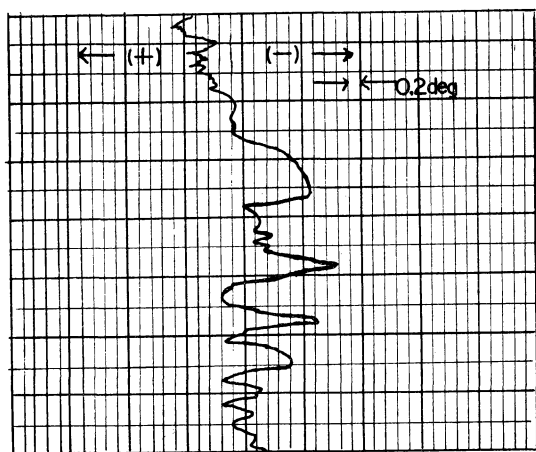
下体勢をとる。

- 2) 飛行時の速度は 40kt 以上で降下飛行をする。
- 3) 必要以上の増速, 減速はさける。
- 4) 飛行方向に感部のシェルターが向くような飛行方法とする。
- 5) 急な操縦はさけ指定条件より, ずれた場合はしづかに修正する。
- 6) 指定された観測点上の航跡が鉛直になる飛行でなければならない。
- 7) 必要以上の通信器の使用はさける。

第8図をみると「速度変更」「すべり」の時に記録上に温度(大気温度)以外と思われる温度変化が 0.1~0.2deg 程度みられる。この記録だけでは、はっきりした原因は究明できないが、感部付近(シェルター内部?)が飛行方法の変更で測定条件が変わったと思われるが、解明するには何回か実験を重ねるしかない。しかしながら、実際の飛行ではこのような急な操縦による飛行方法をとることがないので、pilot の技術にたよるしか現状では方法はない。7) の通信器関係の事であるが、ヘリコプターの通信器は出力 20W 程度あり、入力抵抗の高い計器(今回は記録器 Y.E.W. Type 3047. 入力インピーダンス $2M\Omega$)には通信時にノイズとなり、その時の



第10図 上昇下降時の温度差(実験高度 1,700~2,000 m)

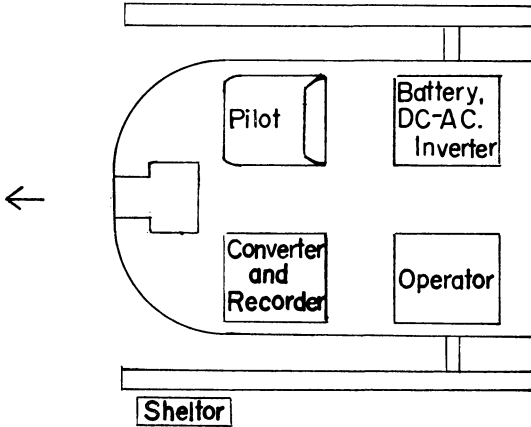


第11図 降雨時の観測記録例

測定が不能となる可能性がある。今回の実験で得られた結果を第9図に示してある。この他、マイクロ線付近でもマイクロ波を記録器の電子回路内部で検波し、通信器以上のノイズとなる。そのような場合の記録は得られなかった。

なお、最後の実験として上昇時と降下時に温度を測定した場合、どの程度違うかを調べてみた。今までの概念では上昇時に測定した場合、高くなるとされているが、実際に調べた処では差は 0.2deg 程度であった。結果を第10図に示すが、高度を 1,700m~2,000m に設定したのは短時間での温度変化の大きい地上付近をさけたためである。実験時の速度は 55kt, 200m/min の上、降下率とした。

時定数に関しては、今回使用した温度計では通風速度



第12図 キャビン内の器材配置

7m/s で約 1.8sec であり、一般に搭載計器は時定数は小さいほどよいのでサーミスタ素子をそのまま使用した、但し雨天の場合サーミスタ素子に雨水が付いた時は、雨水の温度を測定することになるので注意を要する、第11図はその一例である。

8. まとめ

以上の実験と検討結果をまとめると次のようになる。

1) 計器の取り付け位置

飛行速度が 40kt 以上であれば、温度計感部を「スキッド」の先端につけても、ローターの影響なく測定できる。今回は pilot、整備士と相談した結果、感部は左側スキッド先端に、キャビン内の器機の配置は第12図のようにした。

2) 温度の鉛直分布の測定の飛行方法

実験結果から飛行速度は、40~50kt、降下率 200m/min で半径 200m の「ら旋降下飛行」が最適である。

3) その他の注意

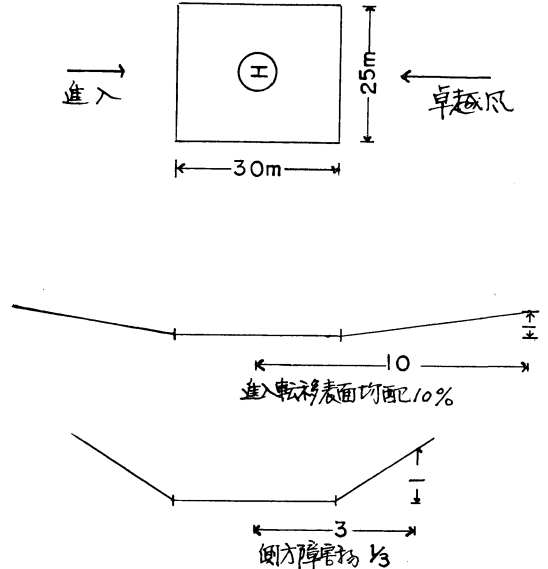
無理な飛行計画は事故の可能性が大であり必要以上の要求はさけるべきである。特にタービン機はエンジンの音が大きいので騒音には十分注意し、なるべく学校、病院、民家はさけるべきであろう。またエンジン始動時に大電流を流すため、短時間内の始動、停止はさける。事故内容を調べると低空飛行時に多いので、これらの注意事項を考慮した飛行計画を立てるべきである。

ヘリポートの条件

なお参考のために付録として、ヘリポートの条件とヘリコプターの飛行条件を示しておく。

1) 飛行条件

管制圏内は指示された条件下で飛行するが「航空法



第13図 ヘリポート条件

規」によれば、視程は管制圏内は 5mile その他臨時ヘリポートは pilot の判断による。飛行は最低雲高は 1,000ft 以上の時とし、飛行高度は最低雲底より 150m 以下で、市街地上空は地上より 1,000ft 以上、但し海面上、山の中等市外地では 500ft 以上である。また飛行する場合、「flight plan」なしに飛行することは出来ないで、飛行計画変更は flight plan 提出前にし、飛行中のコース変更な原則としてできないので注意を要する。

2) ヘリポート

ヘリポートの略図を第13図に示す。

謝 辞

以上実験結果を述べたが、まだまだ多くの解決せねばならない問題が残っている。もちろんこれで終わりではなく、残っている問題については機会あるたびに解決したいが、この実験の一部でも参考になればと思う。このような実験は我々にとってもはじめてであり、おそらく日本でも例は少ないだろう。

この実験に参加された、東邦航空 KK 故堀機長、高橋(武)機長、高橋(省)機長、整備部諸氏、銀座営業所、宮川氏には心から感謝します。

文 献

1) 大熊 武, 1971. サーミスタとその使い方. 啓学出版.

- 2) 二木久夫, 1969: サーミスタとその応用. 日刊工業新聞.
- 3) 橋本・鈴木, 1965: 新しい航空気象. 日本気象協会.
- 4) 原 宏, 1966: わかりやすいブリッジ回路, 産報.
- 5) 和達清夫, 1970: 増補気象の事典. 東京堂出版.
- 6) 正野重方他, 1969: 気象ポケット・ブック, 共立出版.
- 7) 東邦空航 KK: 社内整備規程, 非売品
- 8) —————: アルエット II 型整備アニメル非売品.
- 9) —————: KH-4 整備アニメル, 非売品.

構造物の耐風性に関する第2回シンポジウムの開催ならびに参加募集

「構造物の耐風性に関する第2回シンポジウム」を関係学協会の共催のもとに開催し、国内の研究者ならびに技術者の研鑽と交流、および研究情報交換と併せて相互の親睦をはかることになりました。つきましては、会員各位には下記要領によりふるってご参加下さるようご案内いたします。

共 催：電気学会，土木学会，日本気象学会，日本建築学会（幹事学協会），日本鋼構造協会

1. 開催期日：昭和47年12月4日（月）～5日（火）の2日間。
2. 会 場：気象庁講堂（東京都千代田区大手町 1-3-4. 電話（212）-8341. 竹橋（東西線）下車，竹橋駅より徒歩3分。
3. 参加費：2,000円（論文集代を含む。ただし郵送希望の場合は送料共2,350円）
4. 定 員：300名
5. 参加申込要領
 - (1) 申込方法
 - a. B5判以下適宜用紙に「構造物の耐風性に関する第2回シンポジウム参加申込」と明記し、①参加者氏名、②勤務先および職名、③連絡先住所、④所属学協会名、⑤論文集事前入手希望の有無を必ず記載し、参加費2,000円または2,350円（現金書留）を添えて下記の日本建築学会（幹事学協会）にお申込み下さい。
 - b. 論文集は11月下旬に刊行の予定です。論文集を事前に入手ご希望の方は、10月31日までに送料350円を加算して2,350円を送金して下さい。
 - (2) 申込期限：昭和47年11月20日（ただし論文集事前入手希望者は11月10日を期限とする）。
 - (3) 申 込 先：郵便番号104，東京都中央区銀座3-2-19. 日本建築学会内「構造物の耐風性に関する第2回シンポジウム係」
 - (4) その他
 - a. 10月31日までに申込まれた方には刊行次第論文集および参加券をお送り致します。それ以外の方には参加券および論文集引換券を送付致しますので、当日ご持参の上受付にてお引換え下さい。
 - b. 原則として参加申込みの取消しがありましても参加費の払い戻しは致しませんのでご了承下さい。
 - c. 締切期日前でも定員になり次第申込みを締切りますからなるべく早目にお申込み下さい。
6. 懇 親 会

下記により懇親会を開催致しますから参加ご希望の方は会費を添えてシンポジウム参加申込みと同時に申込み下さい。ただし定員になり次第締切ります。

 - (1) 日時：12月4日（月）17時30分より
 - (2) 会場：気象庁1階食堂
 - (3) 会費：1,000円
 - (4) 定員：50名