

ヘリコプターによる大気温度測定の実験(2)*

渡辺 好弘** 有澤 雄三** 吉川 敏夫**

要 旨

ヘリコプターで大気温度を測定する手法はすでに第1報で議論した。本報告は第1報につづいて、ヘリコプターに搭載するサーミスタ自記温度計の改良と飛行速度が測定にどの程度の影響を及ぼすかを議論し、これら技術的検討結果を十分考慮して得た観測の一例を論じたものである。

1. はじめに

第1報で主に飛行方法と計器の取付位置について議論したが、ヘリコプターをプラットフォームとした温度測定ではこの議論だけで十分とはいえず、残っている若干の問題点を解決することが必要である。前回ヘリコプター用として搭載したサーミスタ自記温度計は試作同様に実用上多少の不都合があった。これらを十分に時間をかけ改良を行ない実用に供する温度計を製作した。この温度計をヘリコプターに搭載した場合、高速気流の中に温度計感部をさらすことになり、特にこの温度計のように感部を飛行速度で通風する自然通風式温度計では、感部の気流に向った部分が風圧のため圧力が増加し、断熱変化によって温度が上がる。一方、感部後方ではこれと逆の現象となる。また感部の表面では摩擦によって温度が上昇する。これらの複雑な温度変化項は、大気温度(静温度)に加算されみかけの温度(総温度)として記録される。ヘリコプターを用いた観測手法(渡辺, 1972)でも例外ではない。観測値を相対的に扱う場合は、航速が一定であれば誤差も少なく問題もない。一般に、温度上昇は飛行速度の自乗に比例するものといわれており、絶対値として扱う場合は飛行速度と昇温の関係を知り、何らかの方法で補正することが必要となる。ここで議論するまでもなく、Dynamic heat については理論的にも解明されているが、定量的に温度測定上必要な値を求め

るとなれば複雑になり仮定を含んだものか、実験式検討中心となっている。筆者らも理論式を中心に多くの検討を行なったが、理論だけで解明することはできなかった。そこで、温度計の改良と温度上昇を定量的に得るために多くの実験と検討を重ね、温度上昇率 $2.6 \times 10^{-4} \text{ deg}/(\text{m}/\text{sec})^2$ という値が得られた。この温度上昇率は筆者らの使用しているサーミスタ自記温度計のみ適用されるものであり、温度計が異なれば、当然温度上昇率も違ってくる。

2. サーミスタ自記温度計の改良

温度計の回路は実験開始以来変更していない。第1図にその回路を示した。当初、抵抗器や回路構成上の一部に断線や接触不良のトラブルが発生したが、これらはいずれもヘリコプターの振動に起因するもので、部品の交換とスイッチ部分以外の半田付処置によって現在はこのようなトラブルは発生していない。

第1図の回路を2組作り、一つのケースに納めて、乾球温度(T_D)と湿球温度(T_W)が同時に測定できるようにした。使用したサーミスタは T_D , T_W とも互換調整し同一の温度特性となるようにした。温度巾50 deg ($-15^\circ\text{C} \sim +35^\circ\text{C}$)を20 deg 巾の3 Rangeに分け各Range, 5 deg ラップさせた。第1表にサーミスタの温度特性と Range 示した。

この温度計は電源内蔵式で電源の心配はないが、使用する記録器の種類によっては交流電源が必要となる。当初、バッテリーと非常電源用DC-AC Inverterを搭載して交流電源を得たため、電源部の重量が30数 kg となってしまった。バッテリーの搭載は安全上も好ましくないため、現在はヘリコプターの機上電源で作動するDC-AC Inverterを使用し、重量も約1/3以下である。また、測定中記録器が故障した場合を考え、高入力インピーダン

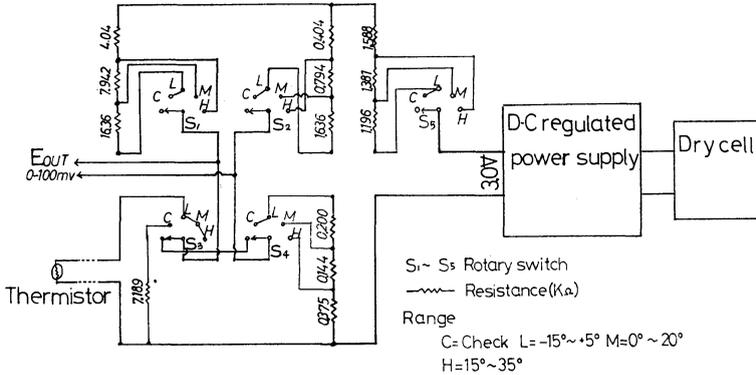
* An Experiment of the Atmospheric Temperature Measurement by means of Helicopter (2)

** Y. Watanabe, Y. Arisawa 日本気象協会東京本部

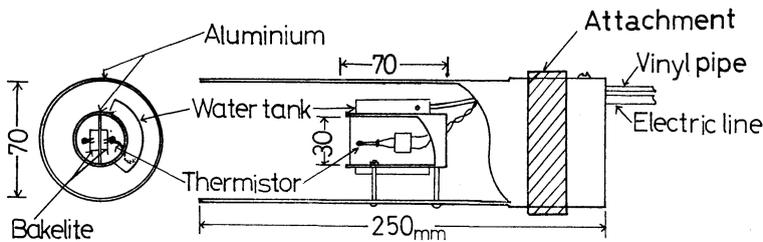
T. Yoshikawa //

—1975年6月4日受理—

—1975年9月30日改稿受理—



第1図 サーミスタ自記温度計回路



第2図 ヘリコプター用シェルター

第1表 サーミスタの温度特性と Range

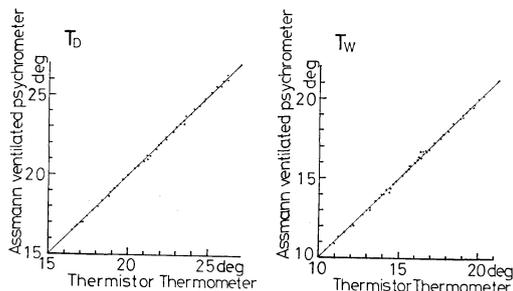
温度	抵抗	Range
-15°C	10.358 kΩ	L
-10	9.493	
-5	8.718	
0	7.948	M
5	7.189	
10	6.458	H
15	5.794	
20	5.186	
25	4.683	
30	4.182	
35	3.746	

スのメータ式直流電圧計を持ち込み、記録器と差し代えて欠測を防ぐ配慮をしている。最近一部のメーカーから乾電池で作動する記録器が市販されており、これらを使用することで Inverter など不要となり観測上有利な点が多い。

この温度計は前述のように、 T_D 、 T_W が同時に測定できる。この種の温度計については、湿球各部をどのようにして水分で被うかが議論的となる。筆者らは糸を

はじめガーゼ等数多くの材質で実験を重ねたところ、最終的に、“良質の和紙”が最も適当であることが確認された。乾湿球を同じ場所に並べた場合、湿球の水分が乾球に影響することが考えられる。そこでシェルターも若干の工夫が必要となり第2図に示す形とした。

シェルターはアルミパイプを利用し、反射の影響を考慮して表面を研磨し、しかも二重構造にしてある。湿球球部用水タンクは、容量的に約2時間無補給で測定でき、さらに測定中タンクが空になった場合を想定してヘリコプターのキャビン内からビニールチューブを通して補給できる工夫をした。また、この温度計は必要に応じて標準温度計と比較検査を行なっている。検査は、5 deg 毎に行ない良好な結果が得られている。第3図はサーミスタ自記温度計とアスマン通風乾湿計を比較したもので、縦軸にアスマン通風乾湿計の指示を、横軸にサーミスタ自記温度計の記録をとってある。この比較実験は室内で行ない、実験時のサーミスタ自記温度計感部付近の通風速度がアスマン通風乾湿計の通風速度と同程度になるよう中型のファンを利用した。第3図で多少の差異が認められるが、これらはレスポンスの差に起因するものと推定される。しかしながら、この差異は実用上それ程問題とはならないと考えている。 T_D 、 T_W が得られ



第3図 サーミスター自記温度計とアスマン通風乾湿計の比較

ることで、より深い解析が可能となった。

3. Dynamic heat による誤差

この温度計によって測定された値には、前述の Dynamic heat が加算されている点に注意する必要がある。Dynamic heat による昇温量 (ΔT) と航速との関係を、流体力学の理論と、風洞実験および野外実験とから、それぞれ検討してみた。

流体力学の教科書(注)によれば、圧縮性気体についての Bernoulli の定理は

$$\frac{1}{2} v^2 + \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{p}{\rho} = \text{const} \quad (1)$$

で表わされる。ここに $\gamma = C_p/C_v$ で、 C_p 、 C_v はそれぞれ気体の定圧比熱、定積比熱である。

いま、流線上の任意の点の状態を添字 x で示し、一般流の状態を添字なしとすると、(1)式より、

$$\frac{1}{2} v^2 + \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{p}{\rho} = \frac{1}{2} u_x^2 + \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{p_x}{\rho_x} \quad (2)$$

ここで、気体の状態方程式

$$p = \rho RT, \quad R = C_p - C_v$$

を利用すれば、(2)式から

$$T_x - T = \frac{1}{2C_p} (v^2 - v_x^2) \quad (3)$$

という関係が得られる。点 x として、温度計の感部との接触点をとれば、 $v_x = 0$ であるから、温度計の感知する温度 T_x と一般流における温度 T との差 ΔT は(4)式のようになる。

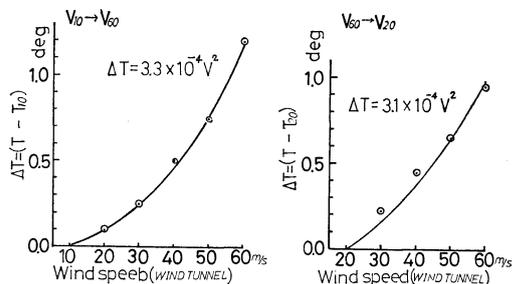
$$\Delta T = K_d v^2 \quad (4)$$

(4)式の K_d は温度上昇係数で、

$$K_d = 4.98 \times 10^{-4} (\text{m/s})^{-2} \text{ deg} \quad (5)$$

となる。一方、温度計感部後方では、圧力が低下し、それともない温度も低下する。これらが(5)式の ΔT

(注) たとえば、比良・滝沢 (1969)



第4図 風洞による Dynamic heat の実験結果

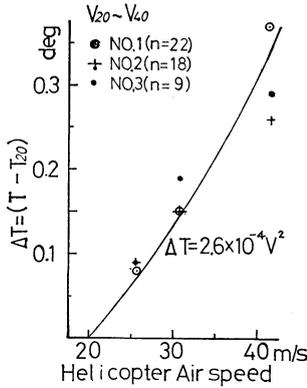
に加算されて温度計の記録となる。従って、実際の温度上昇は、(5)式の ΔT より小さくなることが予想される。そこで、実際に ΔT がどの程度になるかを風洞実験で調べてみた。

風洞はゲッチンゲン型を使用し、風速 10m/s から 60 m/s まで対象とした。この結果によると、風速が増加するにつれ、風洞内の空気全体が Dynamic heat による昇温をおこし、解析に困難な点があった。しかし、ここでは差を中心に議論することであり、風速の変化を短時間で行ない、風洞の Dynamic heat を考慮し ΔT を得れば問題ないと考えた。特に、風洞の運転時間が長くなると、風洞内の空気温度と室温の差が大きくなり、風速が弱くなるにつれ資料の信頼性は小さくなる。これらを考慮し、実験の結果をまとめると第4図のようになる。

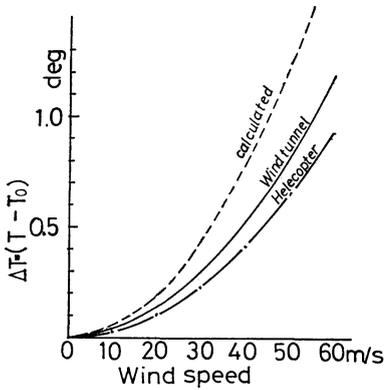
実験は風速 0 m/s → 60 m/s、60 m/s → 0 m/s の往復行なったが、前述のような理由で、使用した資料は、風速 10 m/s → 60 m/s、60 m/s → 20 m/s によって得られた値を対象とした。風速 10 m/s → 60 m/s では、 $\Delta T = 3.3 \times 10^{-4} v^2$ (m/s)、風速 60 m/s → 20 m/s では、 $\Delta T = 3.1 \times 10^{-4} v^2$ (m/s) という関係が得られた。温度上昇係数 K_d が異なるのは、風速 60 m/s → 20 m/s の実験の場合、風洞内の Dynamic heat による昇温の影響が残っているためと推定される。

次に、野外において実際にヘリコプターで実験を試みた。まず、気流の安定した日を選び、温度変化の少ない 500m 以上の高度で楕円形のコースを設定し、航速 40 knot ~ 80knot で温度測定を行ない、航速差とその時の温度差を求め K_d を議論した。その結果、この温度計をヘリコプターを取付けた場合、 $K_d = 2.6 \times 10^{-4} \text{ deg}/(\text{m/s})^2$ となった。第5図にこれらを示した。

第5図は縦軸に ΔT を、横軸に航速を m/s に換算しとってくる。 K_d が風洞実験に比べ約 16% 小さい値となったが、これらは、シェルターの取付角度に起因するも



第5図 ヘリコプターによる野外実験結果



第6図 温度上昇の比較

のと考えられる。シェルターの取付角はヘリコプターが前傾姿勢で飛行するため、その前傾角分を補正する意味でやや向上になっている。しかし、機体条件が時間と共に変わるため必ずしもシェルターが水平とはならないものと考えられる。

従って、シェルター内の通風速度が航速より小さくなり結果として K_d が小さい値となったものと推定される。

以上の検討から各 K_d を比較すると

理論計算 $K_d = 4.98 \times 10^{-4} \text{ deg}/(\text{m/s})^2$

風洞実験 $K_d = 3.3 \times 10^{-4} \text{ deg}/(\text{m/s})^2$

ヘリコプター $K_d = 2.6 \times 10^{-4} \text{ deg}/(\text{m/s})^2$

となる。実験値は計算値にくらべ30~50%小さい値を示している。第6図は、これらの結果を示したもので、縦軸に ΔT をとり横軸は風速をとってある。温度上昇は航速 40~50knot で 0.2°C 以下であることが確認され

た。

4. 従来の実用式について

筆者らの実験以外に二、三の実用式を調べたところ、宇津木 (1958) は

$$\Delta T = 0.8 (V_{\text{mps}}/100)^2 \Gamma_m / \Gamma_d \tag{9}$$

- Γ_m : 湿潤断熱減率
- Γ_d : 乾燥断熱減率
- V_{mps} : mph で測った航速

を上げている。またジェット機のような高速機は、

$$\Delta T = 0.2 KM^2 T \tag{10}$$

K : 回復係数 0.75~1.0

M : マッハ数

T : 静温度 ($^\circ\text{C}$)

または

$$\Delta T = (V_{\text{mps}}/100.3)^2 \tag{11}$$

などがある。その他、気象学ハンドブックでは航空機観測の中で (12) 式を上げている。

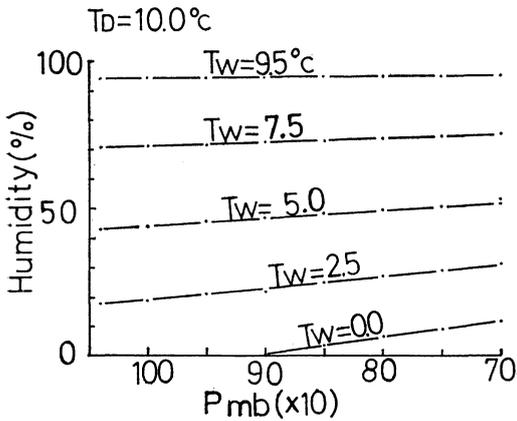
$$\Delta T = \alpha v^2 / 2J C_p \tag{12}$$

(12) 式の中で、 J は熱の仕事当量 $4.2 \times 10^7 \text{ erg/cal}$, C_p は空気の定圧比熱 $0.24 \text{ cal/g}^\circ\text{C}$, そして v は流速 (cm/s) である。また α は $0.6 \sim 0.85$ の間にある値で温度計について実験的に求める方法を提唱している。(9)~(12) 式すべてが筆者らのようなヘリコプターを用いた温度測定方法に適応できるかどうかは検討の余地がある。以上一連の議論と検討から筆者らの使用している温度計と観測方法では、 $0.1 \sim 0.2^\circ\text{C}$ 程度の昇温がある。従って絶対値を議論する場合、観測値からこの昇温量を差し引く必要がある。また湿球温度計の温度上昇は、資料不足で十分な検討がなされていないが、航速 $40 \sim 50 \text{ knot}$ 程度ならば乾球温度計と同程度の温度上昇と思われる。以上を考慮し実際の測定例を次章で述べる。

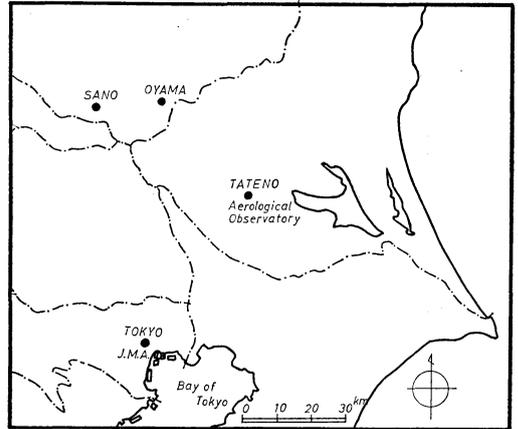
5. 観測例

第1報の議論と今までの技術的検討結果を十分考慮し、1973年5月に栃木県佐野、小山市で行なった観測(栃木県, 1974) 結果の一部を紹介する。

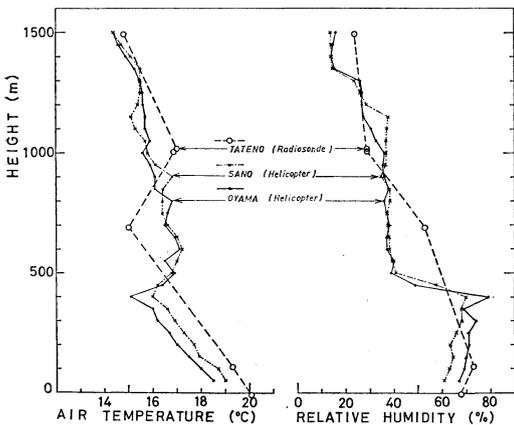
測定方法は、第1報で実験機として使用したアルエットII型、タービン・エンジンヘリコプターをプラットホームに用い、サーミスタ自記温度計を搭載し、測定高度は地上から1500mまでとした。飛行方法は降下率 200 m/min , 航速 45 knot , 半径 200 m のら旋降下飛行で行なった。観測時には、降下率を一定にするため、いったん高度 1600 m まで上昇し 1500 m まで降下する間に飛行条件が前述の条件に合うように調整し測定を行なった。



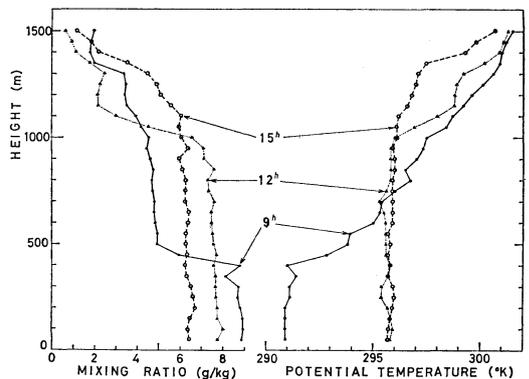
第7図 気圧と相対湿度との関係



第9図 地理条件



第8図 佐野, 小山における温度, 湿度の鉛直分布



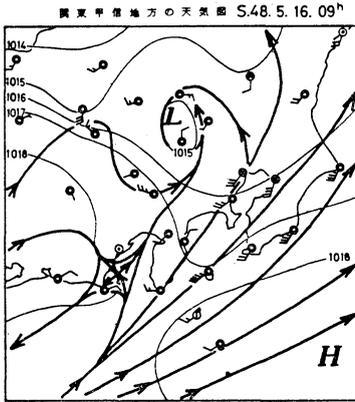
第10図 混合比と温位の鉛直分布 (小山, 1973年5月16日)

航速による Dynamic heat は、航速の不安定 (45 ± 5 knot) と機体の前傾角の変化を考慮し、若干大きい値と思われるが $+0.2^\circ\text{C}$ として T_D T_W のデータを補正した。しかし、得られたデータで相対湿度を求める場合、気圧の変化が大きく簡単に気象常用表などで求めると、誤差が大きく実際の相対湿度より小さい値となる。第7図は縦軸に相対湿度を、横軸に気圧をとり、気圧と相対湿度の関係を示したものである。この図では、 $T_D = 10^\circ\text{C}$ 一定として、 T_W を $9.9^\circ\text{C} \sim 0.0^\circ\text{C}$ に変化させた時の相対湿度を示したもので、低湿になる程気圧の補正が重要であることがわかる。実際の観測値を整理する場合、相対湿度の算出は Sprung の式を用い、気圧はヘリコプターの高度計の指示値から求め、乾湿計係数はアスマン通風乾湿計と同じ値を使用した。

第8図に佐野, 小山再地点の5月16日の温度, 湿度の鉛直分布を示した。2地点は東西に約20km離れており、地表から400m付近まで温度が $0.5 \sim 0.9^\circ\text{C}$ 、湿度で1~9%の差がみられる。500m~1500mの間では、湿度の地域差が最大3%と小さいのに対して、温度は安定気層内であるにもかかわらず、数カ所の高度で差が大きくなっている。これは、安定層の解消していく過程を示すものとみられる。

参考に館野のラジオ・ゾンデ・データを破線で示した。傾向としては割合一致しているが、温度逆転層の底の高さが、佐野, 小山にくらべ差がある。これらは地理的な違いによるものと思われる。

垂直分布をみる上で Conservative な量である温位, 混合比を小山市の09, 12, 15時のデータから求め第10図に示した。これらは、大気鉛直混合のめやすとなるも



第11図 天気図

のである。すなわち、これらの鉛直傾度は混合の十分行なわれている場合は非常に小さく、安定層との境において大きくなる。第10図を詳細に検討してみると、09時の下層(<400m)とそれ以上とで混合比が大きく違っており、500mまでは高気圧の沈降性気流が存在していたことを示している。これによって500m以上の安定層の性格が判明する。12時には、地上から1000mまで混合比が一定ないし、漸減している。これは対流混合層であることを示すもので、温位分布でも1000m付近まで等温位となっていることと対応している。

これらは、大気汚染における混合層の高さを求める上で有効性を示している。1150m~1300mに等混合比層があるが、これは沈降気流によるものと思われる。15時には混合層の高さがあがって1100mとなっている。また、下層の等混合比層でのそれぞれの混合比は、09時、12時15時と次第に小さくなっており、上層の低混合比の気層との混合を示している。

これらの方法で得られた観測値は、従来特に大気汚染と関連して、下層大気の鉛直分布(温度、風)を測定することが広く行なわれてきたが、さらに湿度を加えることで一段と有効なものとなることを示している。なお、湿度の値を求めるためには、乾湿球温度の正確な値を知る必要があり、今回の dynamic heat の補正はその第

一段階といえる。しかし、高速気流下での湿球部のふるまいについては、理論上も実験上も不明な点があり、今後に残された課題である。

まとめ

一連の検討結果をまとめると、温度感部を納めるシェルターは内部構造を簡単にし通風効率を上げることが取扱いの容易なことにつながる。航速による Dynamic heat は、飛行条件によるが筆者らの温度計で、航速 50 knot 以下の飛行であれば+0.2°C より小さい。

謝辞

一連の実験経過を報告したが、今回で実験報告は一応終了する。本実験の一部を直接御指導していただいた大阪府立大学工学部伊藤昭三教授をはじめ東邦航空KK、運航・整備部諸氏、大型機の温度上昇について御助言をいただいたYS-11機長坂崎氏ならびに本原稿を御校閲していただいた当協会研究所大田正次所長には心から感謝いたします。

文献

- 気象ハンドブック編集委員会(編), 1959: 気象学ハンドブック, 技報堂, 360.
 中島正一他, 1956: シェルターの研究, 研究時報, 8, 290-300.
 高橋克己他, 1970: ヘリコプターによる浮遊媒塵層, および温度湿度の鉛直分布観測について, 日本気象学会秋季大会講演予稿集, 日本気象学会, 74.
 栃木県, 1974: 昭和48年度大気環境調査報告書, 栃木県, 130-148.
 宇津木政雄, 1958: 飛行機の着氷, 気象研究ノート, 9, 135-148.
 渡辺好弘他, 1972: ヘリコプターによる大気温度測定実験(1), 天気, 19, 497-505.
 渡辺好弘, 1972: サーミスタ温度計の設計方法, 日本気象協会東京本部技術ノート, 3, 通号11, 19頁.
 吉武素二, 1943: 飛行機観測による気温の補正値を求める実験, 気象集誌, 第二輯, 21, 109-111.
 比良二郎・滝沢英一, 1969: 流体力学の基礎と演習, 廣川書店, 22および264.