

UDC 551.508.7
629.135.06
536.421

航空宇宙技術研究所資料

TM-42

実在着氷条件の測定について

古関昌次・田寺木一・泉日出夫

1964年10月

航空宇宙技術研究所

実在着氷条件の測定について*

古関昌次**・田寺木一**・泉日出夫**

1. ま え が き

航空機が着氷性の雲中を飛行すると機体に氷結が起こり、航空機の性能に悪影響を及ぼし、か酷な場合には失速や操縦不能を招き安全性がおびやかされる。そこで防氷装置の設計や着氷領域の有効な飛行方法に対しては、まず、氷結を起こさせる雲の性質について統計的な知識を得る必要がある。このため基礎的な測定または観測が諸外国でも行なわれてきたが、ここではわが国における着氷性雲の統計的な資料を得るためビーチクラフト 65 型“クインエア”による飛行実験に使用した測定器ならびに測定方法と実験の一例について述べる。

2. 測定器および測定方法

着氷性雲の物理的な性質の研究には少なくとも次の項目について測定する必要がある。

- (1) 着氷性雲中での大気温度
- (2) 雲水量
- (3) 雲粒粒径の分布と有効平均直径
- (4) 着氷性雲の広がりと空間分布

飛行中これらの量を測定するため、諸外国でも気象学的な分析に有効な幾多の方法が提案されてきたが、それぞれ一長一短があり満足な決定的な方法は見いだされていない。以下これらの量を測定するためにわれわれが用いた方法を示す。

2・1 着氷性雲中での大気温度

着氷性雲の中では空気流による加熱のほか、温度検出器の露出している部分に氷結が起こるため氷結による潜熱および複雑な熱伝達等の影響が入ってくるので、大気温度の測定は困難なものの一つであるが、われわれは氷結による困難をさけてしかも応答時間にできるだけ影響を与えないように、機体付属のバイメタル式温度計の前面に半円筒カバーを取り付けた。

recovery factor は大気温度が一樣と考えられるような風の少ないおだやかな日に、海面上を飛行して決定し、この recovery factor で空気流による温度補正を行なった。測定温度、大気温度およびマッハ数の間の関係式は

* 昭和 39 年 9 月 30 日受付

** 機体第一部

$$T_m = T + \frac{\kappa - 1}{2} r T M^2 \quad (1)$$

ここに T_m : 測定温度 (°K)

T : 大気温度 (°K)

M : マッハ数

κ : 空気の定圧比熱と定積比熱の比

r : recovery factor

飛行試験による測定温度——マッハ数線図を図 1 に示す。図 1 より $M=0$ の温度 T を用いて
(1) 式より r を求め、 r ——マッハ数線図を作成しこれを図 2 に示した。

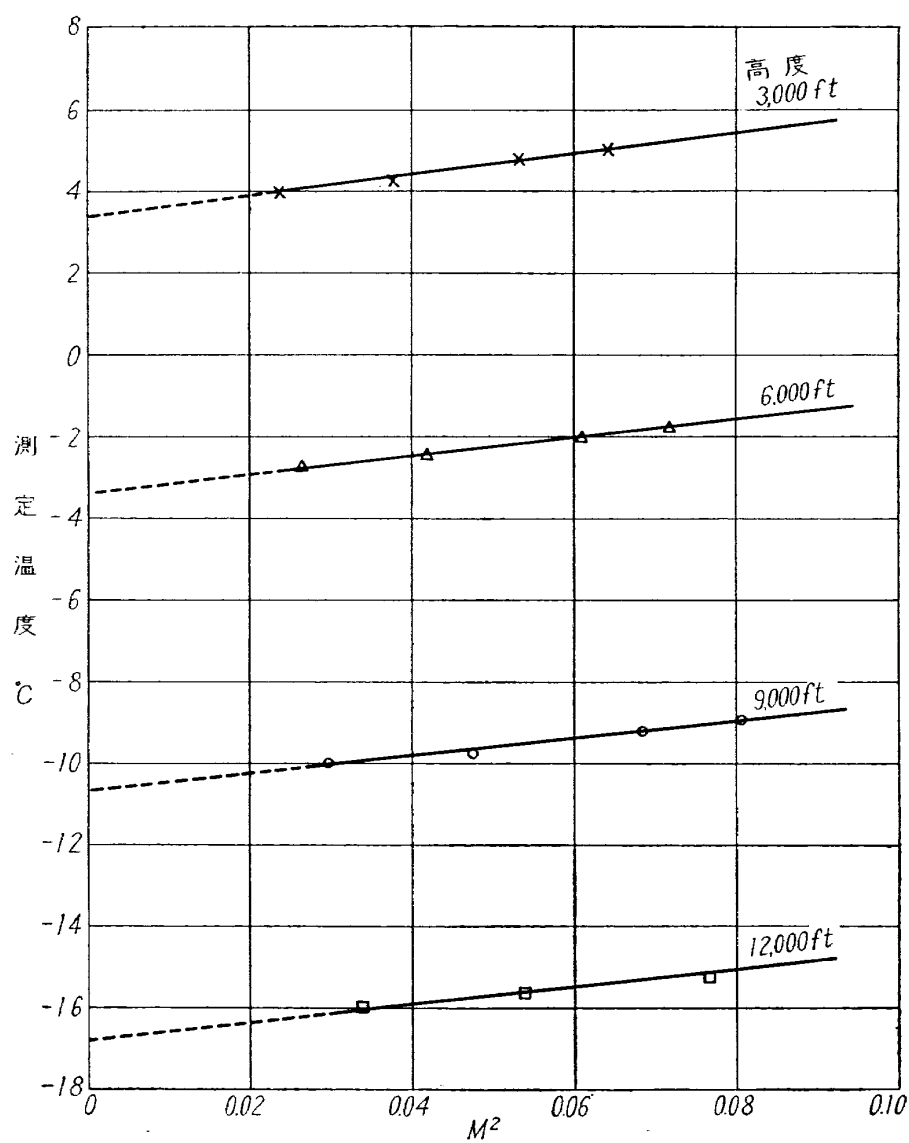


図 1 測定温度—— M^2 線図

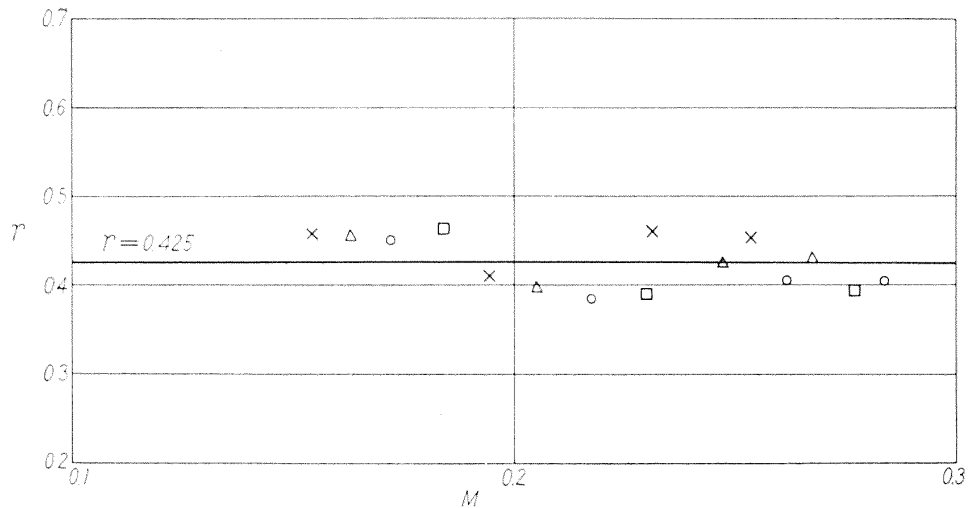


図2 recovery factor の決定

2.2 雲 水 量

雲水量は着氷強度には最も重要な要素で, Johnson Williams Co. の熱線式 Liquid Water Content Indicator (図3) を用いた。

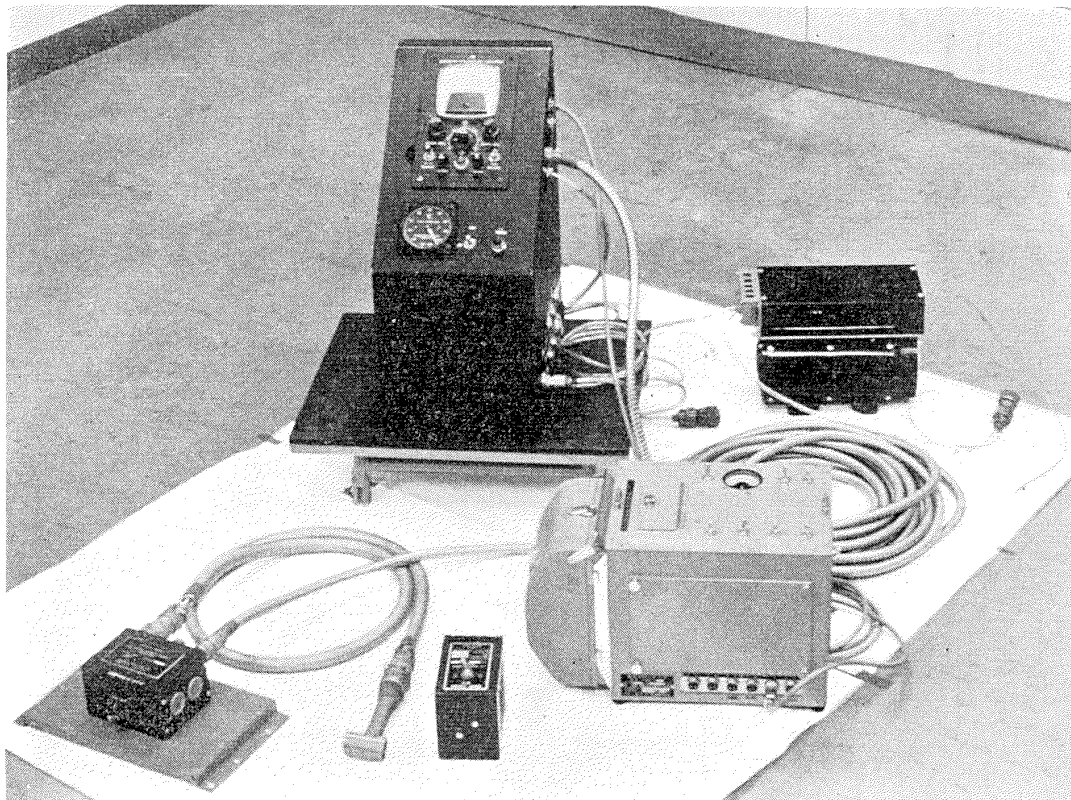


図3 雲水量測定装置

Johnson Williams 社製の Liquid Water Content Indicator で後方右は Inverter (115V, 400 c/s) 後方左の Box の中に terminal があり AD, DC ともここに入る。前方左端は Power Supply で前方中央の左が Sensing Head, 配線にシールドを施したのは他の測定器類に障害があるからである。前方中央の右は Dummy Sensing で計器の地上試験およびキャリブレーションに用いる。後方左の Box 上部は Control Unit で Indicating Meter, True Airspeed Ajustment, Zero Control, Compensation Control, Range Switch 等が入っている。前方右端は記録用の電磁オシロである。

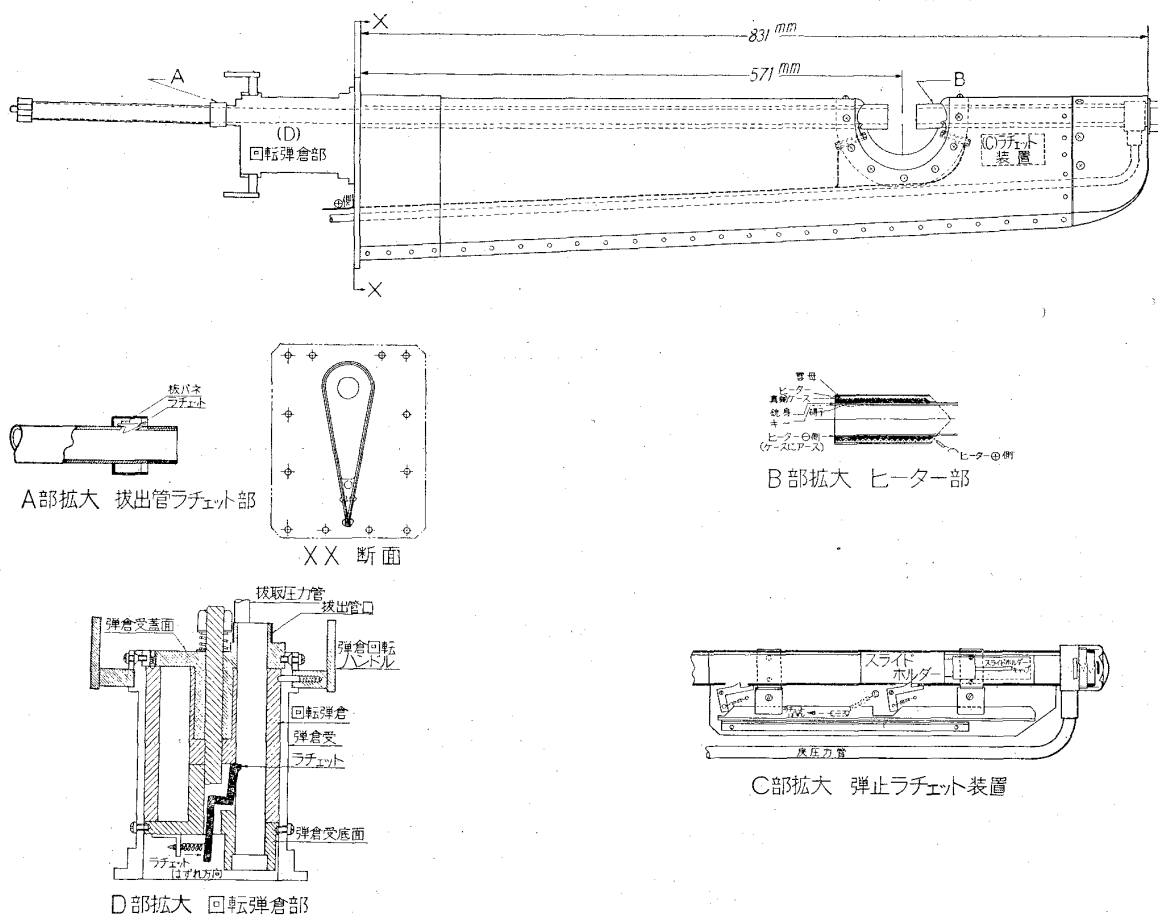


図4 雲粒捕捉装置本体

これは雲滴が加熱された抵抗線に衝突して冷却するときの抵抗変化から雲水量を測定しようとするもので、氷結の起こる条件下でも使用でき、かつ応答時間が約2秒でかなり早い。この装置による雲水量の測定は Owens¹⁾ によれば 30 ミクロン以下の水滴で誤差が 5% 以下であるが、水滴の直径が 30 ミクロンをこえると誤差が大きくなり指示は小さ目に表われる。したがって、雲粒の大きなところまたは雨や雪の混在するようなところでは精度が落ち、使用範囲も制約を受けるが、雲粒が 30 ミクロン以下の範囲内では他のものより精度がよい。

2・3 雲粒粒径の分布と有効平均直径

(1) 雲粒捕捉装置

Owens²⁾ の原理にしたがって、塗油したスライドで雲粒を捕捉する装置を製作した。装置の概観は図5に示す。雲粒捕捉装置本体の機構を図4に、スライドおよびスライドホルダーを図6に示す。スライドホルダーの空気抜きみぞは空気流による吸出しを防止し、キーはスライドホルダーの回転を防止する。この装置はスライドを装着したスライドホルダー3個とキャップ1個が同時に弾倉に装填でき、圧縮空気で減圧弁、開閉弁、制御弁を介して連続的に発射、回収ができる。圧縮空気源は 10 気圧まで充填できる空気タンクを用い、減圧弁によりスライドの速さを調節できる。飛

行速度により異なるが発射には吸出力が働くので $0.5 \sim 1.0 \text{ kg/cm}^2$ 、回収には 3 kg/cm^2 以上を用いて実験した。この空気タンクの容量は少なくとも 40 個のスライドが発射、回収できるようにし、銃身は垂直方向にも取り付けられるように銃身先端部にラチェットを設けた。なお、飛行試験の結果図 7 に見られるように氷結が著しいときは、銃身の切口の雲粒捕捉部に氷のブリッジができてし

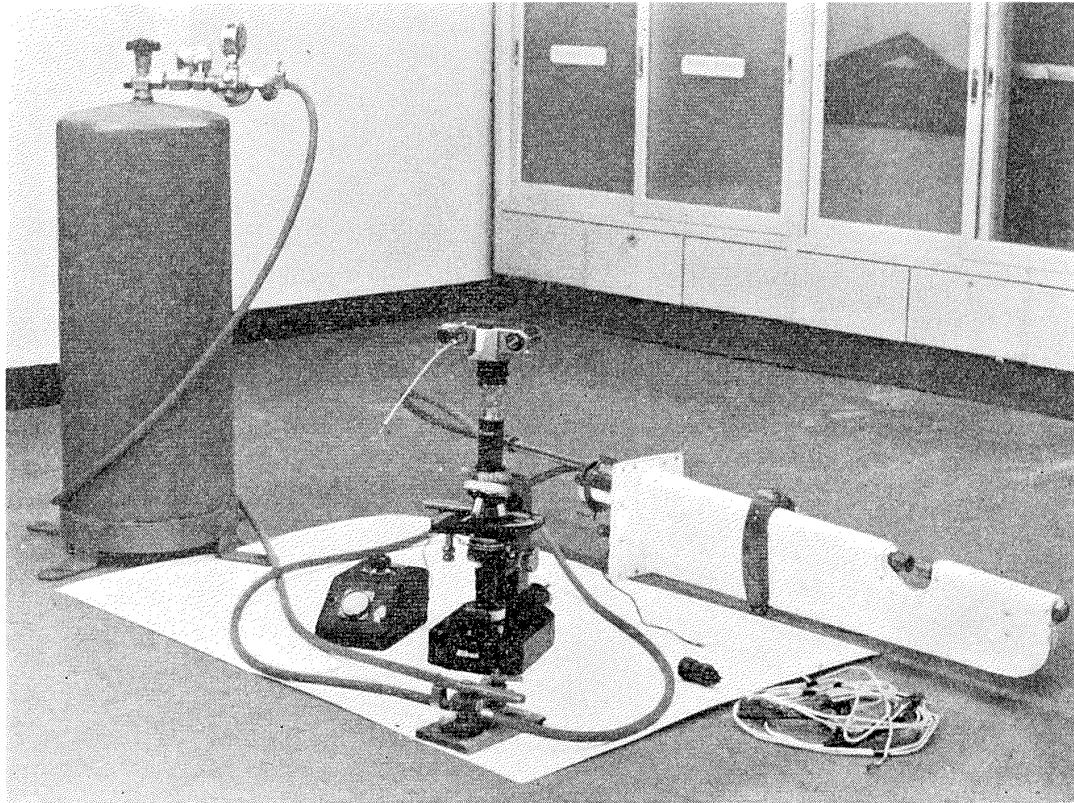


図 5 雲粒測定装置

左端は空気タンクでキャビン容積の関係から縦形にし、機内レールに取り付けられるようにした。上部に取り付けてある弁類は左がタンク内圧計、中央向側が減圧弁、上が射出圧力計、右が開閉弁。中央顕微鏡の手前がスライドホルダーの発射・回収に用いる制御弁である。右端が機体外部にに取り付ける捕捉装置本体で、中央左が顕微鏡光源の電源トランス、右が顕微鏡で撮影用カメラが取り付けられている。

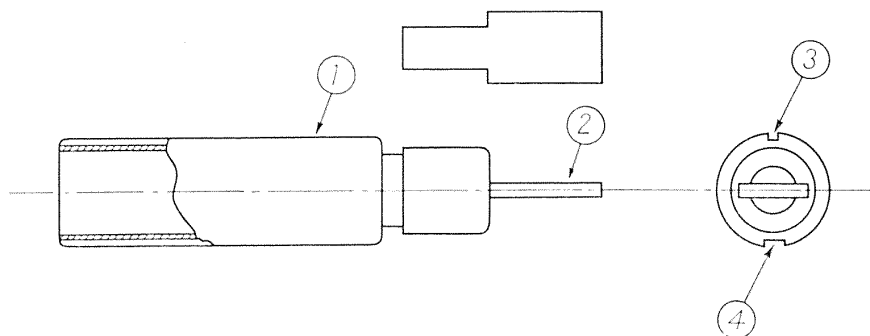


図 6 スライドおよびスライドホルダー

- | | |
|------------|--------|
| ① スライドホルダー | ② スライド |
| ③ 空気抜きみぞ | ④ キーみぞ |

まい測定が不可能となるので、電氣的に加熱する防氷装置をつけた。弾倉部のスライドホルダーの吸出し防止には空気抜きみぞだけでは十分な効果がなかったので、銃身の弾倉部にもラチェットを設けた（図 4 参照）。また、塗油材料には撥水性のあるシリコンオイルを用いた。

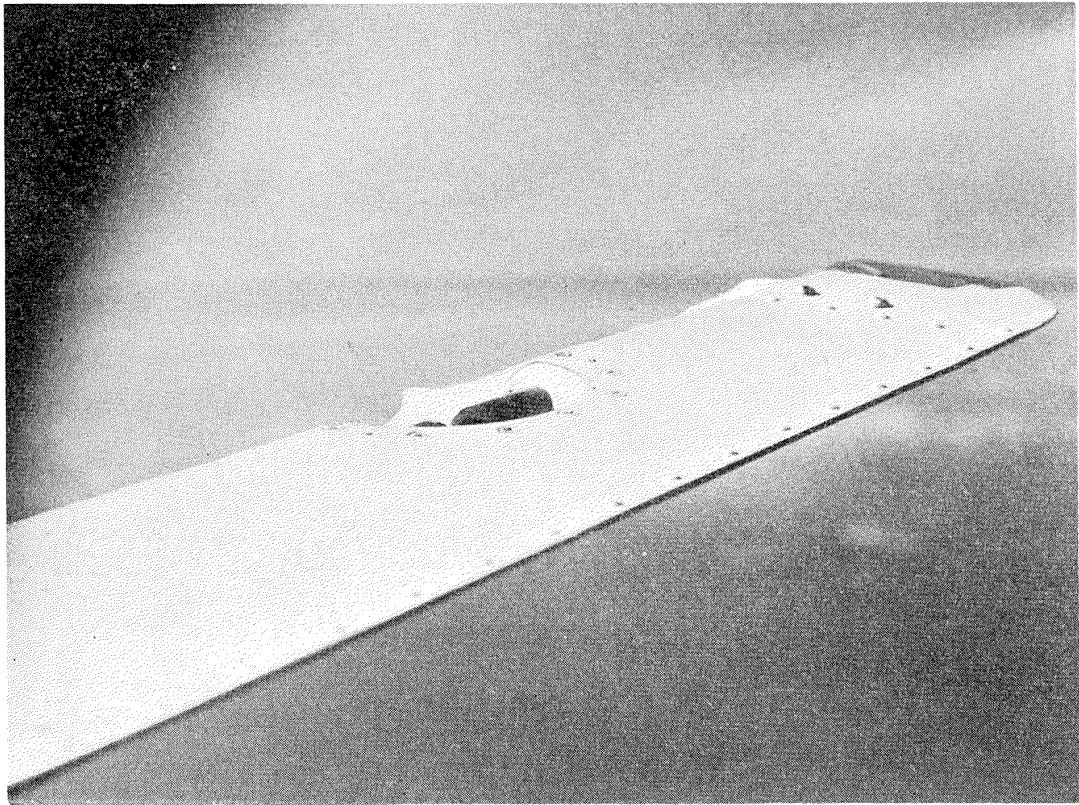


図 7 雲粒捕捉装置の切口

YS-11 で高度 5,000 ft, 外気温度 -8°C の層積雲中をヒーター回路 off で飛行中着氷したところ。

（2） 雲粒粒径測定の際の誤差

スライドで直接雲粒を捕捉して直径の分布を測定する方法は直接的なのでかなり信頼性が高いが、スライドへの衝突による水滴の変形、水滴の蒸発および雲粒捕捉率の不確かさ等の困難がある。

（a） 水滴の変形

スライドの油面に衝突した雲粒の破壊機構については明らかでないが、Hacker³⁾によれば衝突速度 150 mph ぐらいまでは 30 ミクロン以下では破壊されない。これより大きな雲粒があってそれが破壊すると、雲粒の直径の分布にも有効平均直径にも誤差を生じ問題が難しくなる。また、油面での雲粒のゆ合をさけるためにスライドの発射速度を適当に調節した。

（b） 水滴の蒸発

蒸発に関する誤差は重要で、Golizine⁴⁾によれば捕捉後約 4 分ぐらいは直径の分布および有効平均直径は変わらないといっているが、飛行機の中および実験室での試験によると 1 分でも蒸発がかな

り進むので⁵⁾、捕捉した水滴の蒸発をできるだけさけるため機内の暖房をあらかじめ切り、スライド回収後素早く顕微鏡写真撮影を行なった。なお顕微鏡の光源としては、断熱フィルターを通した冷光源を用いた。

(c) 雲粒捕捉率

雲粒分布にはスライドに対する捕捉率で補正する必要がある。スライドの回りの空気流は二次元的な流れではないが、スライドの厚さと幅の比が有限であり、銃身切口後方に銃身支持体があるので、Langmuir⁶⁾の帯板の捕捉率の理論よりもむしろ Lewis と Brun⁷⁾の直角端を有する半無限板の捕捉率を用いることにした。これによると捕捉率は水滴に対する自由流れのレイノルズ数

$$\left(\frac{2a\rho_a U}{\mu}\right)^*$$

をパラメータにして捕捉率——慣性パラメータ

$$\left(\frac{2}{\tau} \cdot \frac{\rho_w a^2 U}{\mu L}\right)^*$$

の線図で示されているが、厚さ 2 mm、幅 9 mm のスライドに対して実用的な立場から飛行速度（真対気速度）をパラメータに捕捉率——水滴直径線図を求めた。この際、空気の密度と粘性係数は温度と気圧高度に依存するが、標準大気状態で文献⁸⁾の資料を用い、気圧高度 5,000 ft, 10,000 ft および 20,000 ft に対してそれぞれ 100~400 mph の飛行速度における雲粒捕捉率を計算し図 8 を作成した。

この結果捕捉率は高度に関してはあまり影響がないことがわかる。

* a : 水滴の半径

ρ_a : 空気の密度

ρ_w : 水滴の密度

μ : 空気の粘性係数

τ : 無次元時間

L : 物体の代表的な長さ

U : 自由流れの速さ

2・4 着氷性雲の広がりと空間分布

雲の広がりには飛行機の手速と雲中飛行時間とから水平距離を知り、空間分布は気圧高度と空域から資料を得た。

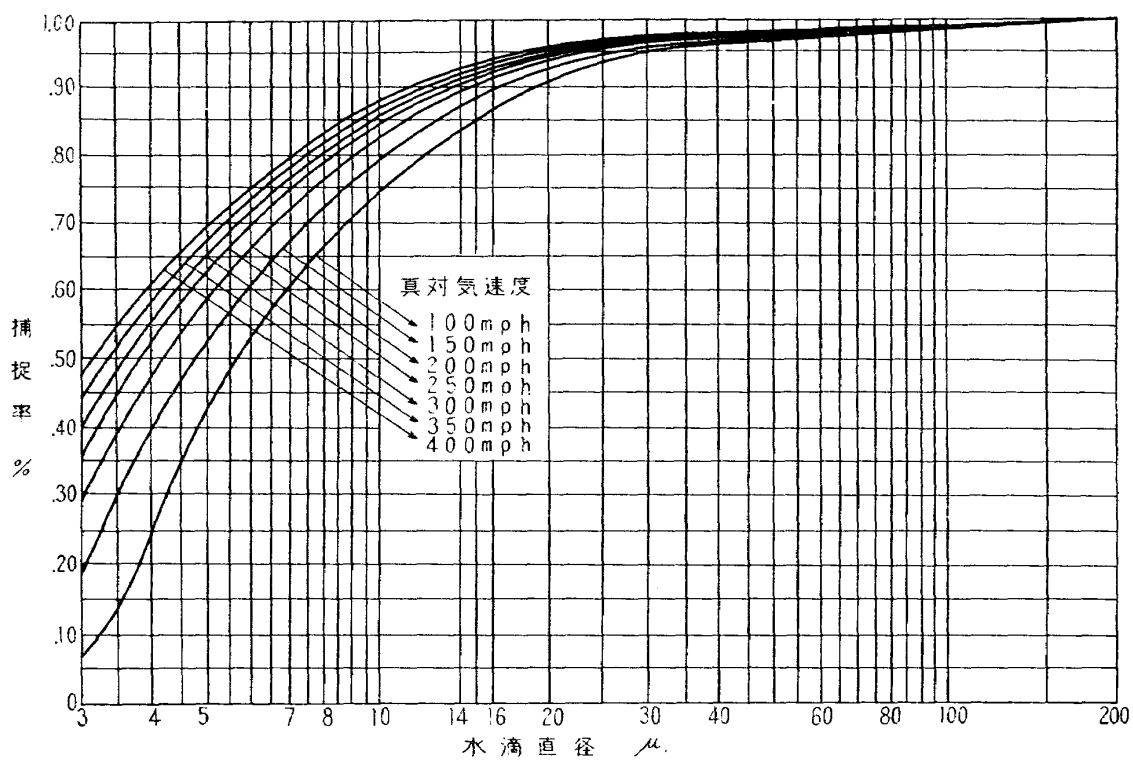


图 8-1 气压高度 5,000 ft

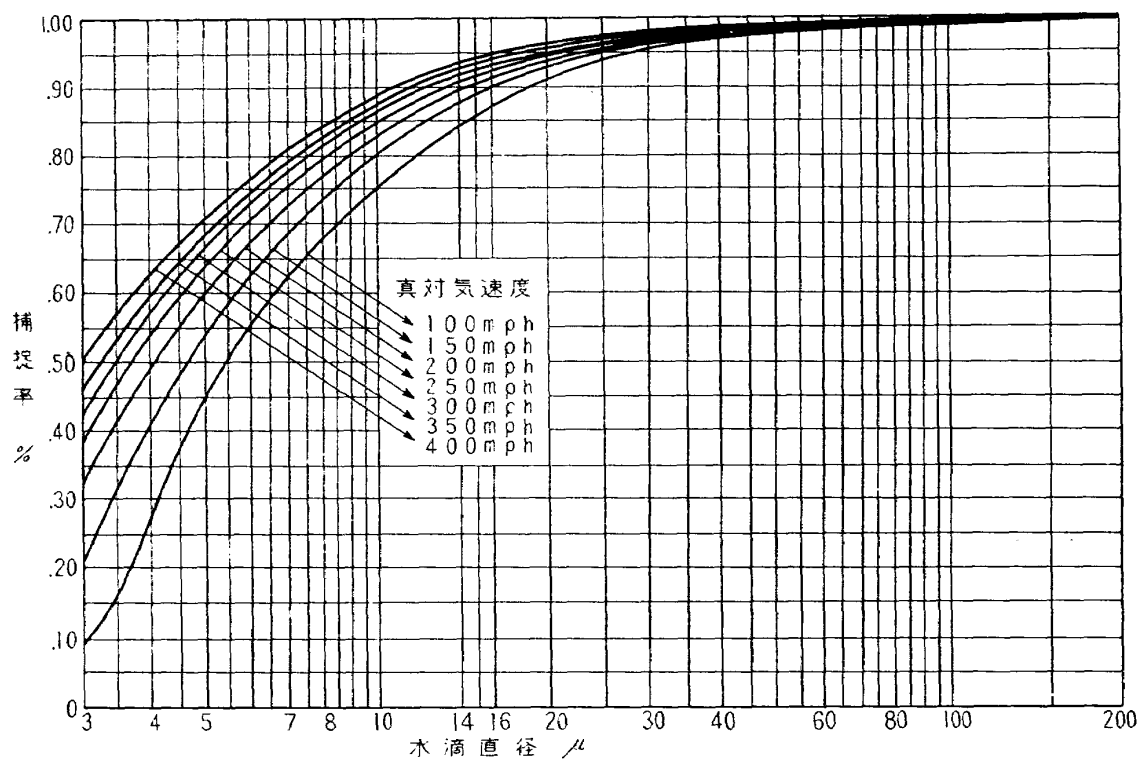


图 8-2 气压高度 10,000 ft

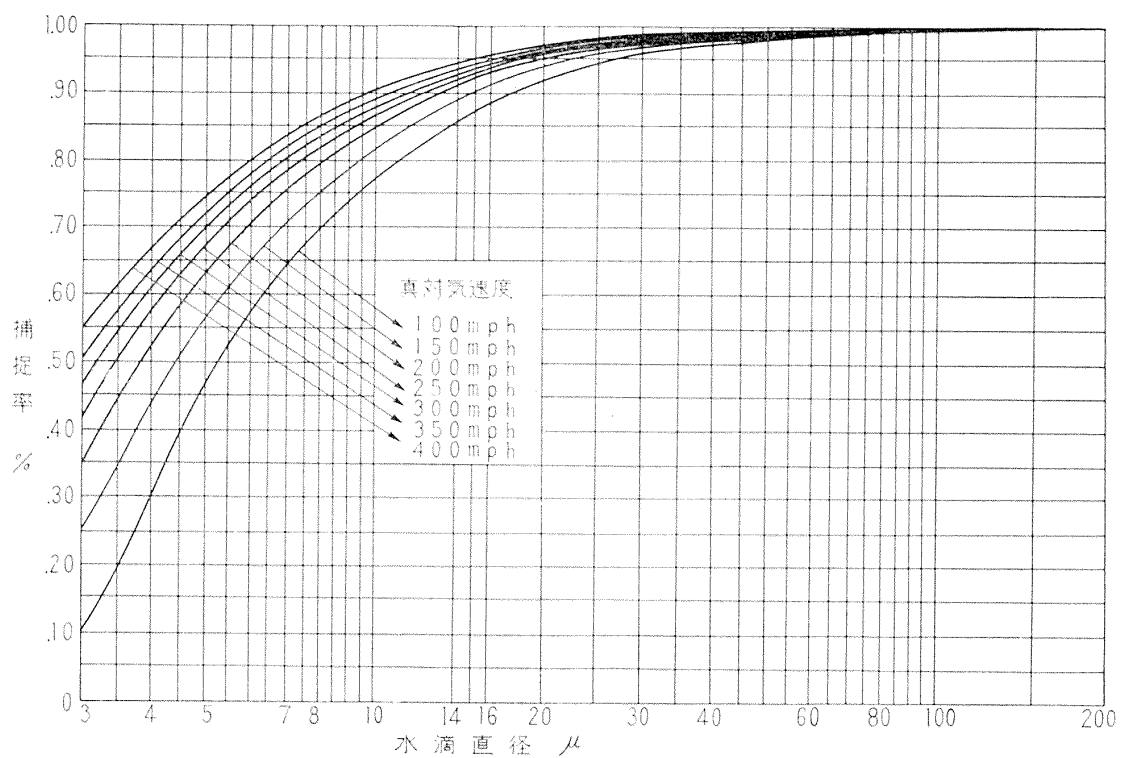


図 8-3 気圧高度 20,000 ft

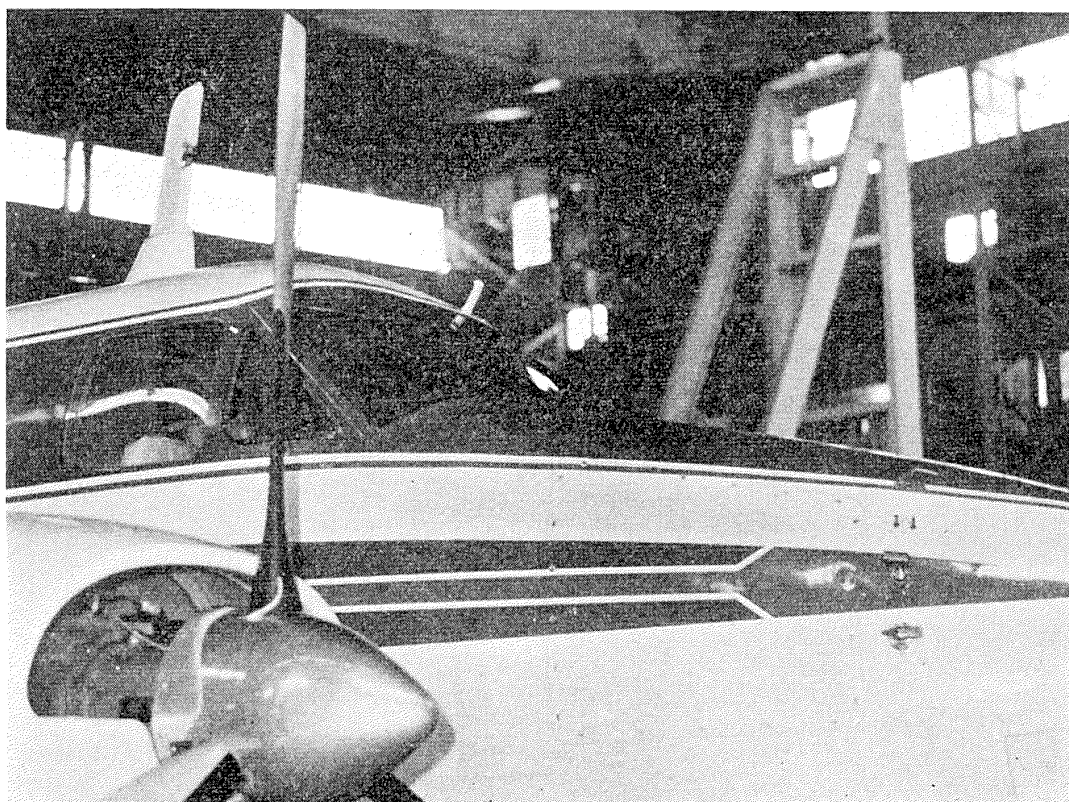


図 9 測定器受感部の機外取付け

左上部は雲粒捕捉装置，前面風防のすぐ右上に見えるのは温度計で着氷防止のためにカバーを施した。右のノーズ部のヘッド類は上から 着氷警報装置の温度感部 Resistance Bulb, 同じく雲水量感部の Detector Head, 3 番目が雲水量測定装置の Sensing Head, 1 番下は温度計キャリブレーション用のトータル温度指示装置の Probe である。

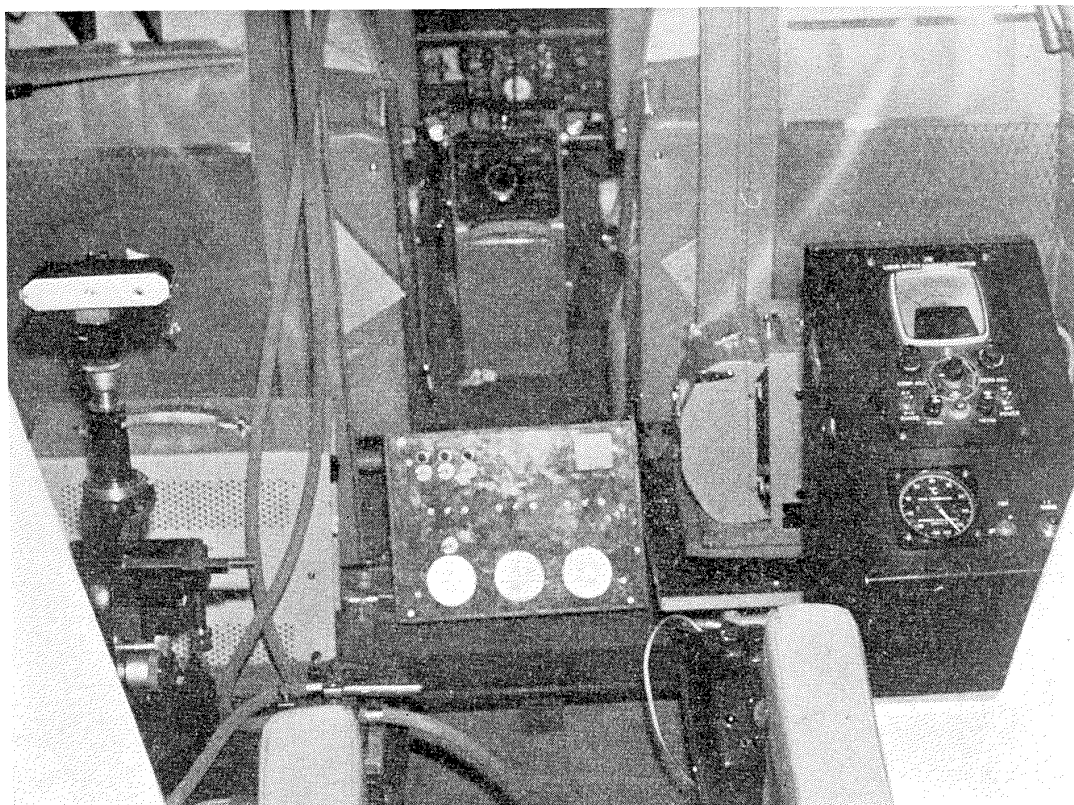


図 10 機内測定器の配置

左は雲粒測定関係でホースは捕捉装置本体(天井)に接続している。左奥は電源用の 110V インバータ、中央は温度・高度・速度・タイミングマーク等の記録操作を行なう装置、右中央のボックスに雲水量・トータル温度のメータと着氷警報のランプが付いている。

3. 測定器の取付け

図 9 は測定器受感部の機外取付けを、図 10 は機内測定器の配置を示す。とくに受感部は、雲粒の流れができるだけ機体その他によって影響されないように配慮した。

4. データの収集

38 年度からこれらの測定器により飛行測定を行っており、図 11～図 13 は 38 年 12 月に行なった実験の一例で、図 11 は高度 7,000 ft における積雲、図 12 はそのときの雲中での計測記録で外気温度 (°C)、対気速度 (mph)、気圧高度 (ft) の読みおよび雲水量を示す。温度、速度、高度は飛行機の各計器を目視によりロータリースイッチを使用して一種の分圧方式で電磁オシロに記録したものである。図 13 はスライドに捕捉した雲粒の顕微鏡写真で、図 14 は、図 13 の雲粒粒径の分布を捕捉率で補正しこれを柱状図表で示したもので、有効平均直径は図 15 から 24.5 ミクロンであることがわかる。有効平均直径とはある直径より大きい水滴の体積の和とその直径より小さい水滴の体積の和が等しい直径をいう。



図 11 敦賀付近上空の雲 (11 時, 7,000 ft, -4°C)

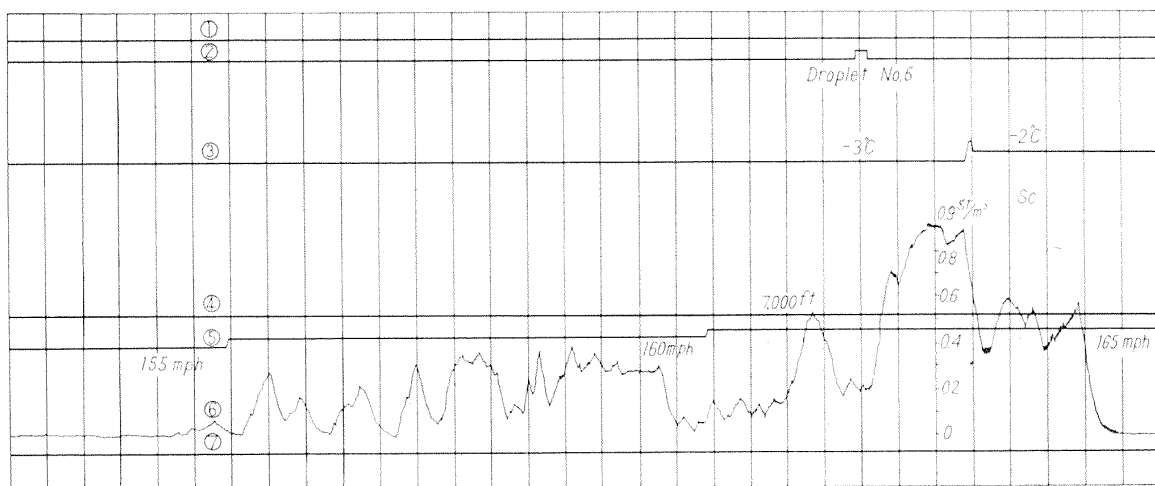
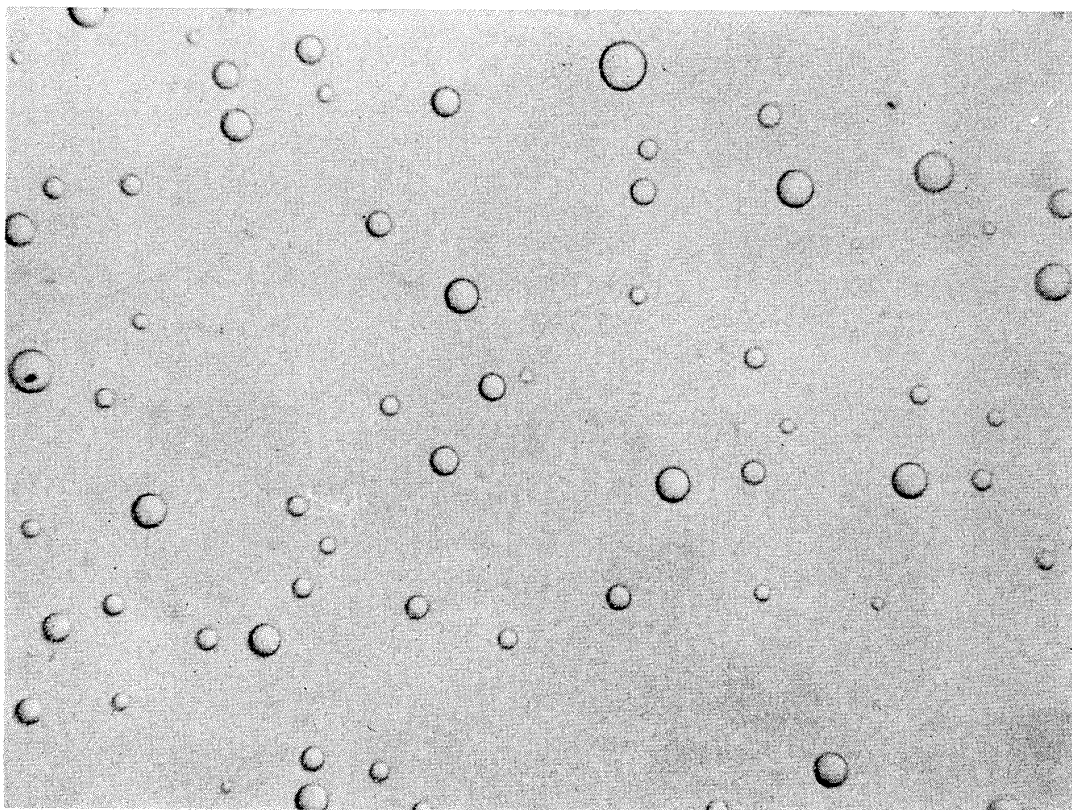
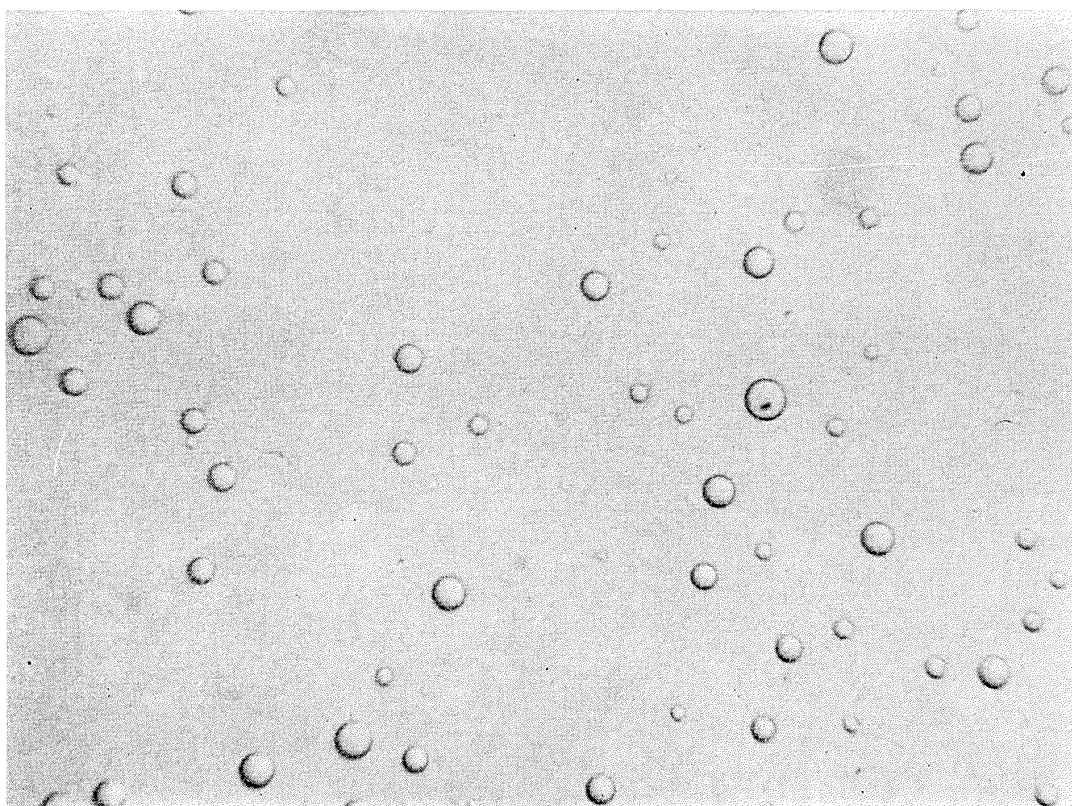


図 12

- | | | | |
|-------------------|--------|--------|------|
| ① 写真撮影マーキング | ③ 大気温度 | ⑤ 対気速度 | ⑦ 基線 |
| ② 雲粒捕捉スライド発射マーキング | ④ 気圧高度 | ⑥ 雲水量 | |

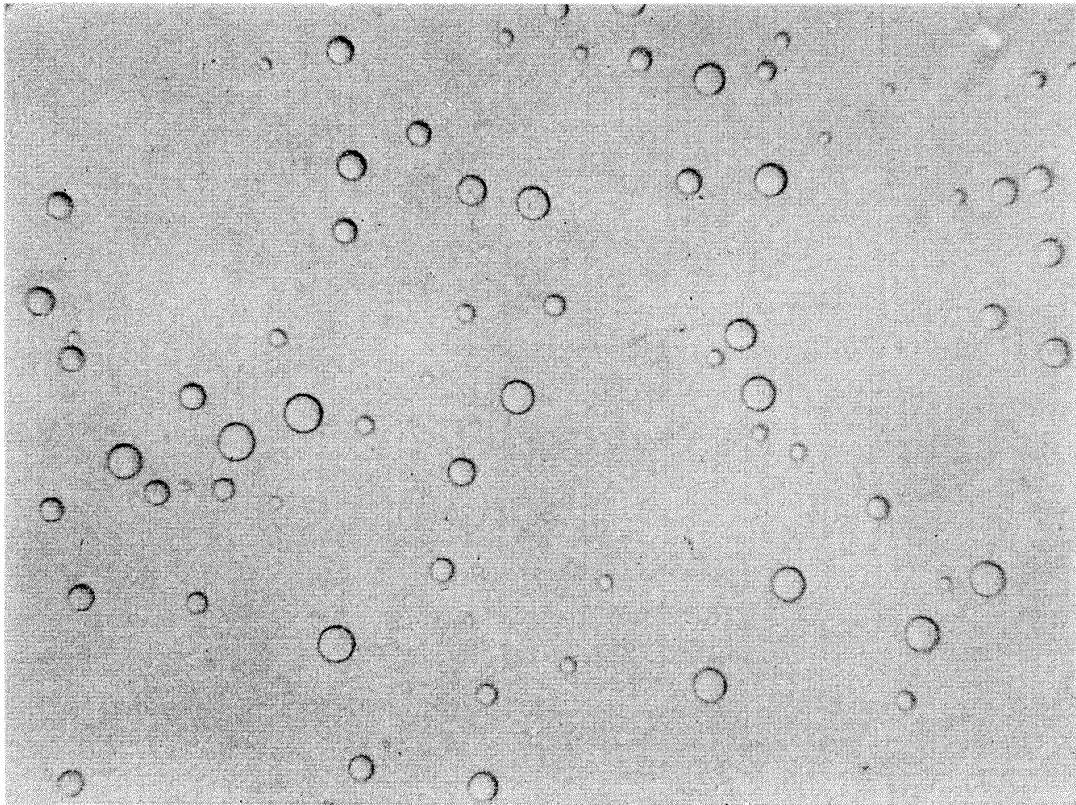


13-1

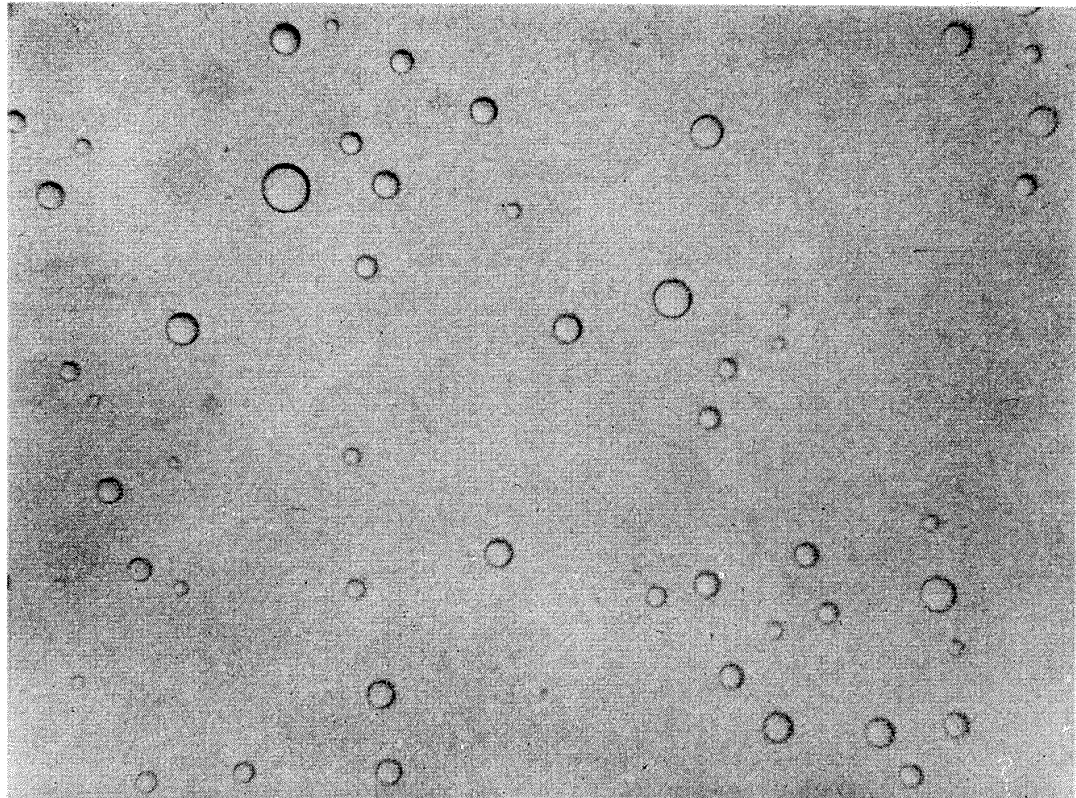


13-2

図 13 雲粒の顕微鏡写真



13-3



13-4

図 13 雲粒の顕微鏡写真

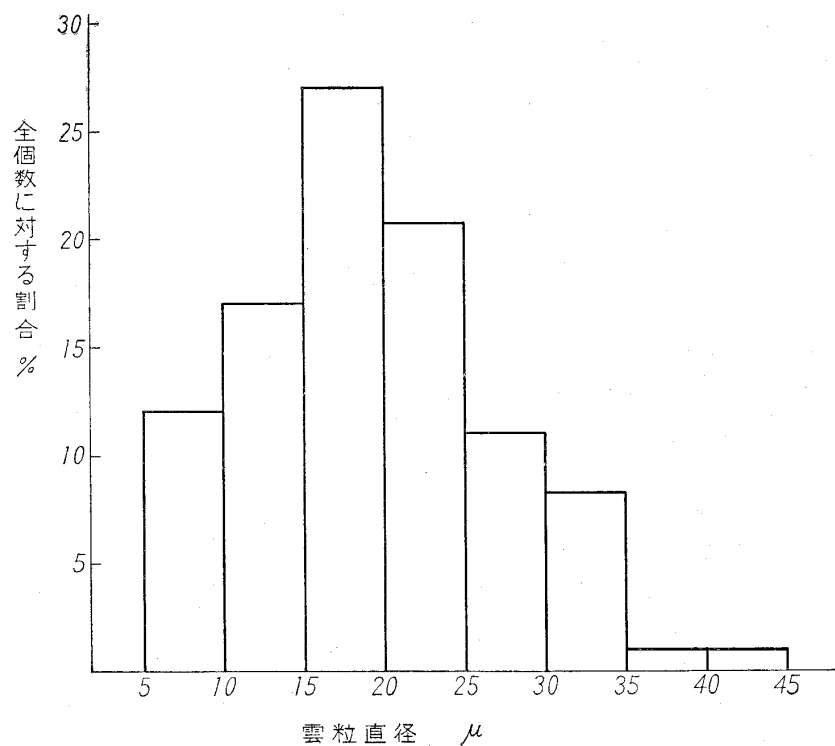


図 14 図 13 の雲粒直径分布の柱状図表

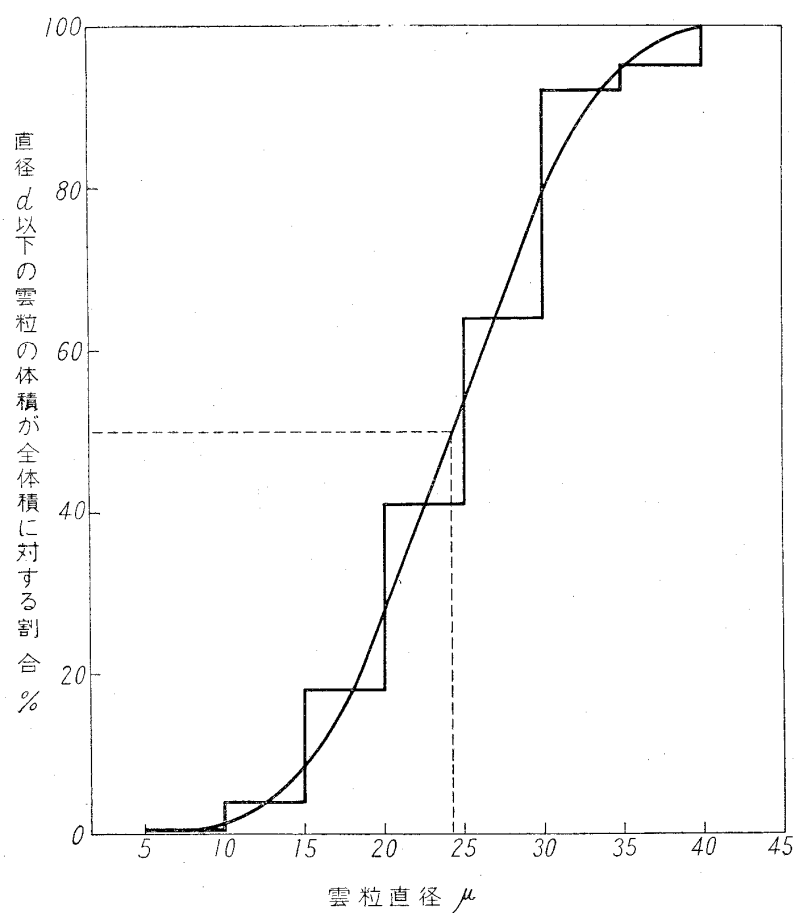


図 15 図 13 の雲粒有効平均直径

5. む す び

わが国における実在着氷のデータは、定期航空便等を利用しその報告に基づいてまとめたものがあるだけで、雲水量、雲粒等の物理的条件までは求められていない。したがって、わが国で使用している耐空性基準も米国の資料から得たものである。われわれは前述の測定器機を使用し、実在着氷の飛行実験によりこの基準が、気候の異なるわが国においても適当なものであるかどうかを検討し、さらに防除氷装置の検査基準となるべき資料を得ようとするものである。なお前述の測定器機のほか、大気温度測定で自動記録できる逆流方式の白金抵抗温度計とアイシングレートを測定する装置の製作準備を進めている。

文 献

- 1) G. V. Owens: Wind Tunnel Calibrations of Three Instruments Designed for Measurements of the Liquid-water Content of Cloud, Univ. of Cicago, Dept. Meteorology, Cloud Physics Lab., TN No. 10 (1957).
- 2) G. V. Owens: A Pneumatically Operated Cloud Sampler, Univ. of Cicago, Dept. Meteorology, Cloud Physics Lab., TN No. 7 (1957).
- 3) T. Hacker: An Oil-stream Photomicrographic Aeroscope for Obtaining Cloud Liquid Water Content and Droplet Size Distribution in Flight, NACA TN 3592 (1956).
- 4) N. Golitzine: Method for Measuring the Size of Water Droplets in Clouds, Fog and Sprays, NAE of Canada, Note 6 (1951).
- 5) E. D. Brown and J. H. Willet: A Three-Slide Cloud Droplet Sampler, Bull. Amer. Meteor. Soc., 36, 123-27 (1957).
- 6) I. Langmuir and K. B. Blodgett: A Mathematical Investigation of Water Droplet Trajectories, TR No. 5418, Air Material Command, AAF, (1946).
- 7) W. Lewis and R. J. Brun: Impingement of Water Droplets on a Rectangular Half Body in a Two Dimentional in Compressible Flow Field, NACA TN 3658 (1956).
- 8) R. J. Brun, H. M. Gallagher and D. E. Vogt: Graphical Procedure for Translation of Practical Flight Conditions in Terms of Dimensionless Parameters, NACA TN No. 2952 Appendix B.

<p>NAL TM-42 航空宇宙技術研究所 実在着氷条件の測定について</p> <p>1964 年 10 月 15 ページ</p> <p>航空機が雲中飛行を行なうとき、とくに低気圧・前線・季節風等による悪天候のときは着氷による危険が伴う。 航空機の防氷に関する飛行実験を行なうため外気温度の測定方法、雲水量測定装置と雲粒測定装置およびその測定方法とデータの処理方法について述べ、あわせて実験の一例をあげてデータの記録方法についても述べた。</p>	<p>I. 古関昌次 田寺木一 泉日出夫 NAL TM-42 551.508.7 629.135.06 536.421</p>	<p>NAL TM-42 航空宇宙技術研究所 実在着氷条件の測定について</p> <p>1964 年 10 月 15 ページ</p> <p>航空機が雲中飛行を行なうとき、とくに低気圧・前線・季節風等による悪天候のときは着氷による危険が伴う。 航空機の防氷に関する飛行実験を行なうため外気温度の測定方法、雲水量測定装置と雲粒測定装置およびその測定方法とデータの処理方法について述べ、あわせて実験の一例をあげてデータの記録方法についても述べた。</p>	<p>I. 古関昌次 田寺木一 泉日出夫 NAL TM-42 551.508.7 629.135.06 536.421</p>
<p>NAL TM-42 航空宇宙技術研究所 実在着氷条件の測定について</p> <p>1964 年 10 月 15 ページ</p> <p>航空機が雲中飛行を行なうとき、とくに低気圧・前線・季節風等による悪天候のときは着氷による危険が伴う。 航空機の防氷に関する飛行実験を行なうため外気温度の測定方法、雲水量測定装置と雲粒測定装置およびその測定方法とデータの処理方法について述べ、あわせて実験の一例をあげてデータの記録方法についても述べた。</p>	<p>I. 古関昌次 田寺木一 泉日出夫 NAL TM-42 551.508.7 629.135.06 536.421</p>	<p>NAL TM-42 航空宇宙技術研究所 実在着氷条件の測定について</p> <p>1964 年 10 月 15 ページ</p> <p>航空機が雲中飛行を行なうとき、とくに低気圧・前線・季節風等による悪天候のときは着氷による危険が伴う。 航空機の防氷に関する飛行実験を行なうため外気温度の測定方法、雲水量測定装置と雲粒測定装置およびその測定方法とデータの処理方法について述べ、あわせて実験の一例をあげてデータの記録方法についても述べた。</p>	<p>I. 古関昌次 田寺木一 泉日出夫 NAL TM-42 551.508.7 629.135.06 536.421</p>

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961 年 11 月	平橋 本一, 清水 福寿
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー I	1962 年 2 月	樋口 登雄, 戸川 隼人 三好 甫, 高橋 利之 能美 力, 佐藤 保子 島海 良三, 田幸 雄 長洲 秀夫, 伝 幸 細川 巖登, 井上 政一 橋本 和之, 山根 皓三郎 竹内 為治, 坂元 思無邪
TM- 4	18 cm×20 cm超音速風洞について	1962 年 5 月	
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962 年 8 月	
TM- 6	18 cm×18 cm 遷音速風洞整備試験	1962 年 8 月	
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962 年 8 月	
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962 年 9 月	
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963 年 2 月	甲藤 好郎, 小出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963 年 2 月	高橋 利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963 年 2 月	永井 文雄, 小川 鉦一
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963 年 3 月	竹中 幸彦, 林 洋一
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の 予備的フラッタ実験	1963 年 3 月	中井 暎一, 小原 瑛
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963 年 3 月	中井 暎一, 小原 瑛 島海 良三, 安藤 泰勝 中井 暎一, 橋爪 宏 高木 俊朗, 橋爪 正勝 鳥崎 忠雄, 松木 昭一 山中 竜夫, 藤井 一
TM-16	フラッタ試験設備測定部交換 ノズルの予備試験	1963 年 4 月	
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関する 一考察	1963 年 6 月	
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963 年 6 月	
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963 年 6 月	新井 忠, 原 亘利
TM-20	1 m×1 m 吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験	1963 年 7 月	高木 廣治, 谷 喬 齋藤 秀夫, 新井 忠 竹内 和之, 飯田 宗四郎 北谷 虔勇, 中井 治夫
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 1 報)	1963 年 9 月	
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963 年 11 月	
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリ	1964 年 1 月	高橋 利之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964 年 1 月	橋爪 宏, 中井 暎一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964 年 1 月	谷 喬, 原 亘利 榊原 盛三, 外立 政隆 中井 暎一, 橋爪 宏 安藤 泰勝, 高木 俊朗 小橋 安次郎, 宮沢 政文
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964 年 2 月	
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法	1964 年 3 月	
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験	1964 年 3 月	河崎 俊夫, 竹内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964 年 4 月	牛田 健二, 高橋 宏
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964 年 4 月	榎並 敬之, 山本 稀義
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正につ いて	1964 年 5 月	長洲 秀夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風 洞ノズルの設計計算法	1964 年 5 月	毛利 浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力 試験	1964 年 6 月	高木 廣治, 齋藤 秀夫 石原 久蔵 石井 孝雄
TM-39	相似極超音速流中におかれた半球面上 の境界層の遷移におよぼす粗さと冷 却の結合影響	1964 年 7 月	
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964 年 9 月	竹内 和之, 川島 矩郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964 年 10 月	田畑 浄治, 大坪 孔治 滝沢 実

注: 欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料 42 号

昭和 39 年 10 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所

東京都調布市深大寺町 1,880

電話武蔵野 (0422) (3) 5171 (代表)

印刷所 笠井出版印刷社

東京都港区芝南佐久間町 1 の 53