

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-498

## FJR710ファンジェットエンジンの地上着氷試験

森田光男・佐々木 誠・高沢金吾  
林 茂・堀内正司・関根静雄  
中山 普・吉田 晃・富家純一郎  
鳥崎忠雄・松木正勝

1983年3月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

研究担当者一覧表

項目	航空宇宙技術研究所	ジェットエンジン技術研究組合
試験計画	森田 光男, 佐々木 誠 高沢 金吾 鳥崎 忠雄, 松木 正勝	高木 廣治 宮武 宏和 池田 宏
試験実施	エンジン関係	中山 普 鷺谷 儀正, 井上 和彦 後藤 春雄
	防水試験装置関係	吉田 晃 関根 静雄 吉田 公則, 富家城一郎 高木 直記, 日谷 邦夫
	粒径計測	堀内 正司, 林 茂 黒沢 要治 赤間 信也
	記録	関根 静雄 富家純一郎
	ヘルマウス防水	林 省吾
整理・解析	佐々木 誠, 森田 光男 堀内 正司, 林 茂 高沢 金吾 富家純一郎 赤間 信也	

執筆およびとりまとめ=佐々木誠, 森田光男, 林 茂

## 目 次

1. まえがき .....	1
2. 試験装置および試験方法 .....	1
2.1 試験条件 .....	1
2.2 試験装置 .....	3
2.3 供試エンジン .....	4
2.4 粒径測定法 .....	5
2.5 試験方法 .....	6
3. 試験結果 .....	8
3.1 第1回エンジン着氷試験 .....	8
3.2 第2回エンジン着氷試験 .....	11
3.3 第3回エンジン着氷試験 .....	17
4. 結 論 .....	21
参考文献 .....	22
付録1 エンジン着氷試験に関する法規 .....	22
付録2 噴霧水滴の温度，蒸発度の推定 .....	26

# FJR710ファンジェットエンジンの地上着氷試験\*

森田光男\*\* 佐々木 誠\*\* 高沢金吾\*\*\*  
林 茂\*\*\*\* 堀内正司\*\*\*\* 関根静雄\*\*  
中山 普\*\* 吉田 晃\*\* 富家純一郎\*\*\*\*\*  
鳥崎忠雄\*\* 松木正勝\*\*\*\*\*

## 記号および略号

$d_m$	水滴の平均有効直径 (Mean Effective Drop Diameter) ≡ 水滴群の体積メディアン直径 ≡ 雲粒の平均直径 (耐審), 粒径
LWC	含水率 (Liquid Water Content) ≡ 空気1立方メートル中に含まれる水滴の重量 (グラム) ≡ 雲中水分 (耐審)
$W_i$	噴霧水流量
$W_a$	噴霧空気流量
$N_1$	エンジンの低圧系回転数
$N_2$	エンジンの高圧系回転数
OGV	ファン出口案内翼
1SV	ブースト段入口静翼
2SV	ブースト段出口静翼
耐審	耐空性審査要領
FAA	Federal Aviation Administration (米国)
FAR	Federal Aviation Regulations

## 1. ま え が き

航空機用エンジンは、着氷を生じるような気象条件下においても正常に作動することを確認した上でなければ実用に供することは出来ない。このため新開発のエンジンは、屋外の地上着氷試験設備や噴霧装置を備えた高空性能試験設備あるいはFTB機による着氷飛行試験等の方法により、その着氷性能の確認が行われるのが通例である。FJR710エンジン

については、大型工業技術研究開発制度による研究開発のうち耐環境性試験の一環として、昭和54年度から56年度にわたって航空宇宙技術研究所角田支所屋外エンジン運転試験場において3回の地上着氷試験が行われた。また昭和57年度には英国のNGTE (National Gas Turbine Establishment)において高空着氷試験が行われた。

地上着氷試験のうち、昭和55年2月の第1回試験はFJR710/20型エンジンを用いて試験装置および試験方法の確立を主目的として行った。昭和56年2月の第2回試験は、FJR710/600型エンジンについて耐空性審査要領の地上着氷試験の規定に準拠し、粒径計測の実施等試験条件の正確な設定、エンジン着氷状態の観察等を行った。昭和57年1月の第3回試験は、FJR710/600型エンジンに低騒音STOL実験機用実物インテークを装着し、エンジン着氷試験とインテーク防水試験とを兼ねて行った。

本報告は、これら3回にわたるFJR710エンジンの地上着氷試験の結果をとりまとめたものである。ただし第3回試験で行ったインテーク防水試験の内容は省略した。また昭和57年4月にNGTEで行われたFJR710/600型エンジンの高空着氷試験の内容も本報には含まれていない。

## 2. 試験装置および試験方法

### 2.1 試験条件

FJR710エンジンの地上着氷試験は、耐空性審査要領<sup>(1)</sup>の第Ⅶ部5-7項(吸気系統の着氷、付録1に採録)として準拠して行った。本規定はFAAのFAR Part 33<sup>(2)</sup>の33.68項(Induction System Icing)と内容的に等価となっている。本規定の第1項(5-7-1項)は飛行出力状態に対する規定であり、航

\* 昭和57年11月16日受付

\*\* 原動機部

\*\*\* 新型航空機研究グループ

\*\*\*\* 航空機公害研究グループ

\*\*\*\*\* 科学研究所

\*\*\*\*\* 川崎重工業株式会社

空機が遭遇する上空での着氷気象条件を大気中の含水率 LWC, 水滴の平均有効直径  $d_m$ , 気温および高度の間の線図で与え, その大気条件下のすべての出力状態においてエンジンが悪影響を受けることなく運用できなければならないことが定められている。第 2 項 (5-7-2 項) は氷霧または氷雨中での地上アイドル運転についての規定であり, 気温  $-1.7^{\circ}\text{C}$ , 平均有効直径 40 ミクロンの水滴を 1 立方メートル中に 0.6 グラム含む大気中において, 30 分間の地上アイドル運転ができ, かつその後離陸出力までの

加速操作ができなければならないとされている。

FJR710 エンジンの地上着氷試験は, 耐空性審査要領の 5-7-2 項の規定に適合することを第 1 の目的として試験条件を設定し, あわせて同 5-7-1 項の着氷気象条件の範囲内から地上屋外試験の制約下で実施可能ないくつかの点についても試験を行うこととした。なお FAA からは航空機の防水に関する Advisory Circular<sup>(3)</sup> が出されており, 具体的な試験点の提示と試験実施上の注意事項が示されている。また航空機用エンジンの着氷試験に関する規

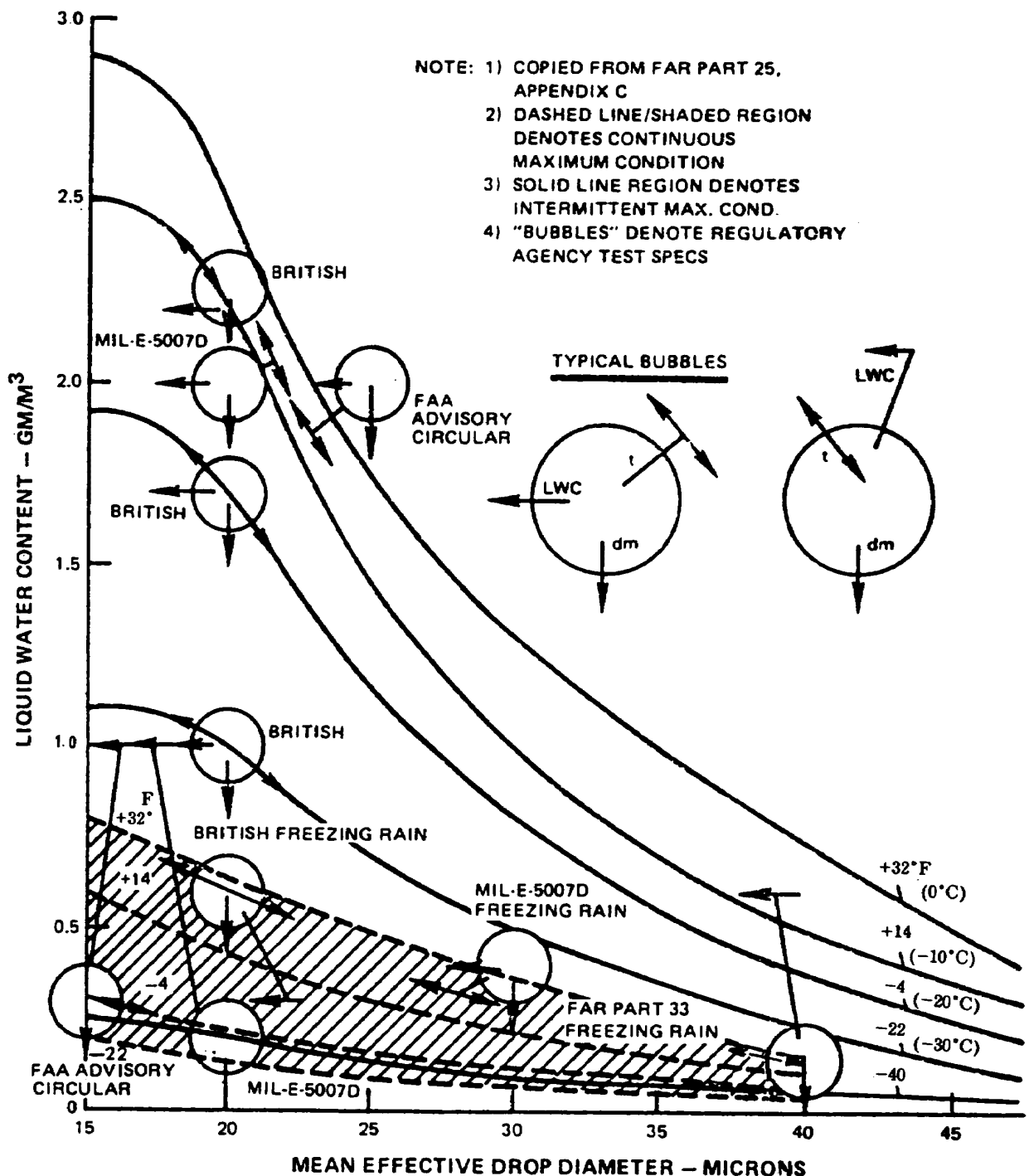


図 1 含水率 (Liquid Water Content) と平均有効直径 (Mean Effective Drop Diameter), 各種規定の比較<sup>(6)</sup>

定類としては、この他にMilitary Specification MIL-E-5007D<sup>(4)</sup>、British Civil Airworthiness Requirements, Section C<sup>(5)</sup>等がある。これらは着氷気象条件の線図に関してはFARのものと同価であるが、具体的にいくつかの試験実施条件を指定または推奨している点に相違がある。これらをまとめて表示すると図1<sup>(6)</sup>のようになる。本地上着氷試験の実施条件はこれらを参考に表1のように設定した。

2.2 試験装置

屋外着氷試験装置の配置図を図2に、また試験状況を図3および図4に示す。本装置は送風装置、噴霧装置、屋外エンジン運転装置等から構成される。

送風装置は最大13台の軸流送風機により大気を吸入して、一定速度の様な気流を吹出すもので、吹出口に取付けられた噴霧装置から一定量の水を噴霧することにより規定の含水率の気流をエンジンに吹付けることが出来る。

噴霧装置は、送風装置吹出口に取付られた最大149個のエアートマイジング式噴霧ノズル(図5参照)と、噴霧水および圧縮空気の供給系統からなる。噴霧ノズルに供給する水および圧縮空気の流量比を変えることにより、噴霧粒径を変えることができる。噴霧水はノズルの凍結を避けるため、約60°C程度に加熱した温水を用いた。また噴霧水のマニホールドには凍結防止のヒーターと保温材が巻いて

表1 地上着氷試験の試験条件

水滴の平均有効直径 $d_m$ ( $\mu\text{m}$ )	含水率 LWC ( $\text{g}/\text{m}^3$ )	気温 (外気温)	エンジン 運転状態	着氷試験 時間
40および20	0.6	-1.7°C (目標値)	Idle*	30分間
20	0.6 ~ 2.2	0° ~ -7°C	Loiter ~ Approach ( $N_1 = 3500 \sim 4800\text{rpm}$ )	15分以下

\* 着氷試験時間経過後MAX回転まで加速する。

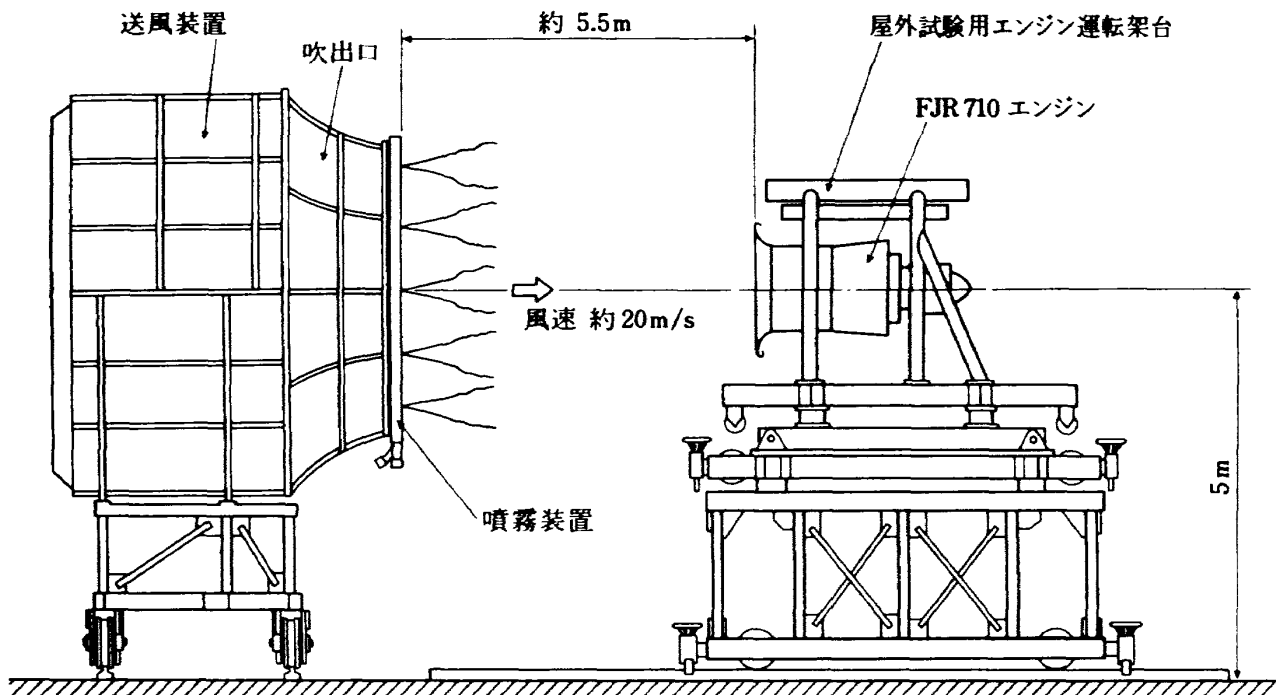


図2 着氷試験装置配置図

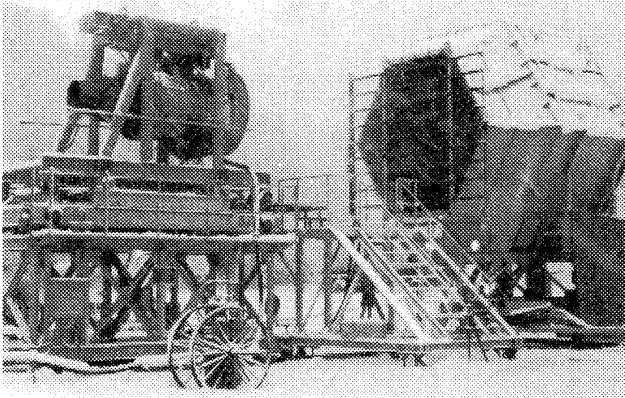


図3 第1回エンジン着氷試験状況

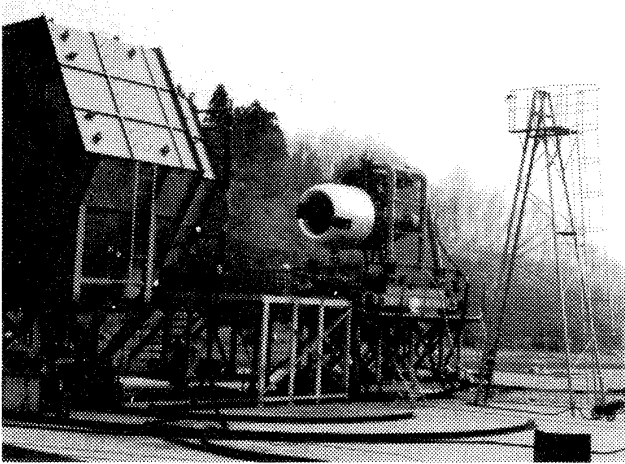


図4 第3回エンジン着氷試験状況

ある。

屋外エンジン運転装置は、供試エンジンを地上5mの高さに搭載する運転架台と、エンジンへの燃料供給系統、始動用空気源、エンジン運転・計測車等からなる。エンジンは、送風装置吹出口から約5.5m後方に設置した。

### 2.3 供試エンジン

第1回着氷試験(昭和55年2月)は、FJR710/20型エンジン(6号機)を用いて行った(図3参照)。本エンジンはエンジン本体には特別の防水装置を備えていない。インテークは地上性能試験用のベルマウスを用いた。ベルマウスには内壁への着氷を防ぐため、外壁に電気ヒーターが貼付けてあり、着氷試験中は通電して加熱した。

第2回着氷試験(昭和56年2月)は、FJR710/600型エンジン(8号機)を用いて行った。/600型エンジンは、当初設計では圧縮機からの抽出空気に

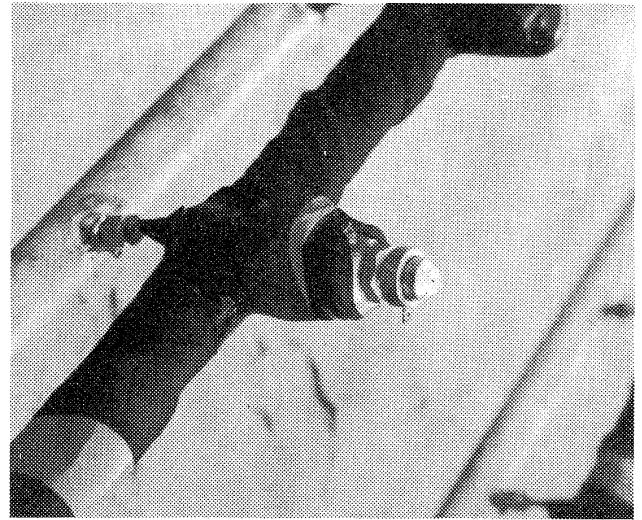


図5(a) 噴霧ノズル外観

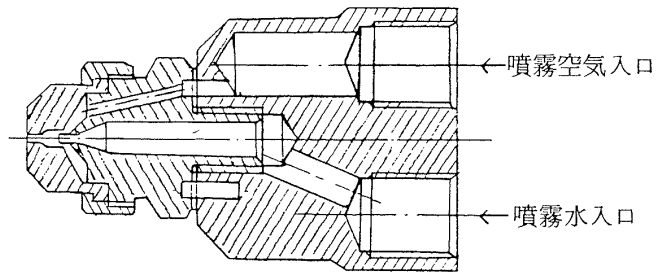


図5(b) 噴霧ノズル断面図

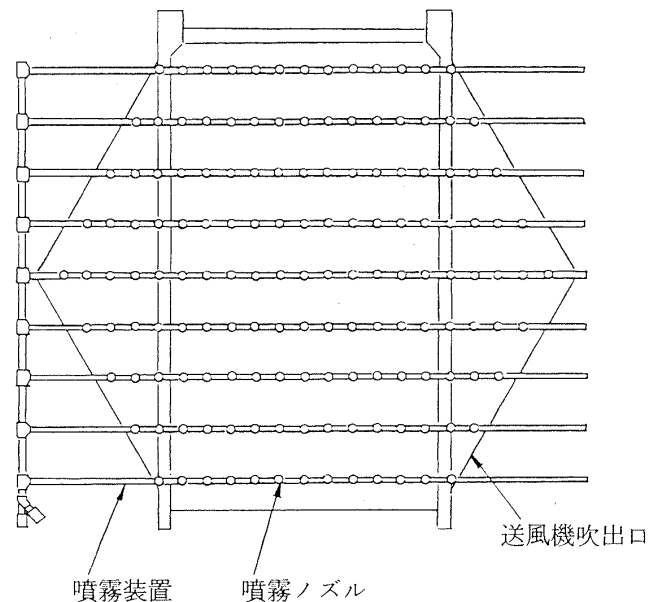


図5(c) 噴霧ノズル配置図

より、フロントフレーム・ストラットおよびバイパスリップ部を加熱して着氷を防ぐ装備が考えられていたが、第1回着氷試験の結果から、これらの部分への着氷はほとんど問題にならないことが予想されたので、供試エンジンでは本防水装置は装備されてい

ない。第1回試験においてかなりの着氷がみられた静翼への着氷を緩和するために、ファン出口静翼（OGV）、ブースト段入口静翼（1SV）および出口静翼（2SV）に2種類のコーティング剤（商品名EA4およびポリウレタン）を塗布した。インテークは前回と同様、電気ヒーター付のベルマウスを用いた。

第3回試験（昭和57年2月）は、第2回と同様FJR710/600型エンジン（8号機）を用いて行った。ただしインテークは、ベルマウスではなく、実機用インテーク（航技研低騒音STOL実験機用実物インテーク）を装着して行った（図4参照）。本インテークのリップ部には圧縮機最終段抽気を利用した加熱防水装置が内蔵されており、エンジン着氷試験中は本装置を作動させて、インテークリップ部の着氷を防止した。なお、エンジンのスピナーおよびブースト段静翼（1SV）には、ポリウレタンを主成分とする黒色のコンダクタント・コーティングを施し、同コーティング剤の着氷防止効果を調べた。

## 2.4 粒径測定法

気流中の水滴の平均粒径は、気温、含水率とともに着氷を支配する重要なパラメータの一つである。このため第2回および第3回試験においては着氷試験実施時に、エンジン入口の近くで、いわゆるオイルプレート法によって水滴をサンプリングし、平均有効直径（Mean Effective Diameter） $d_m$ を測定した。ここで、平均有効直径 $d_m$ は水滴群の体積メディアン直径と定義されている<sup>(3)</sup>。

水滴捕集器の構造を図6に、その外観を図7(a)に示す。捕集に当たってはまず顕微鏡用のガラスプレートにシリコンオイルを塗布したものを捕集器のキャリアに装着する（図7(b)）。水滴を含む気流中にシャッター窓を前方に向けて捕集器を差出し、短時間（1～2秒程度）シャッターを開いて水滴を捕集する。直ちに、ガラスプレートを取外しカバーガラスをかけて顕微鏡写真を撮影する。シリコンオイルの粘度およびシャッター時間は、気温および含水率により調整する必要がある。

第2回試験では、顕微鏡写真から水滴の平均有効直径を算出する方法として、写真中の水滴にスケー

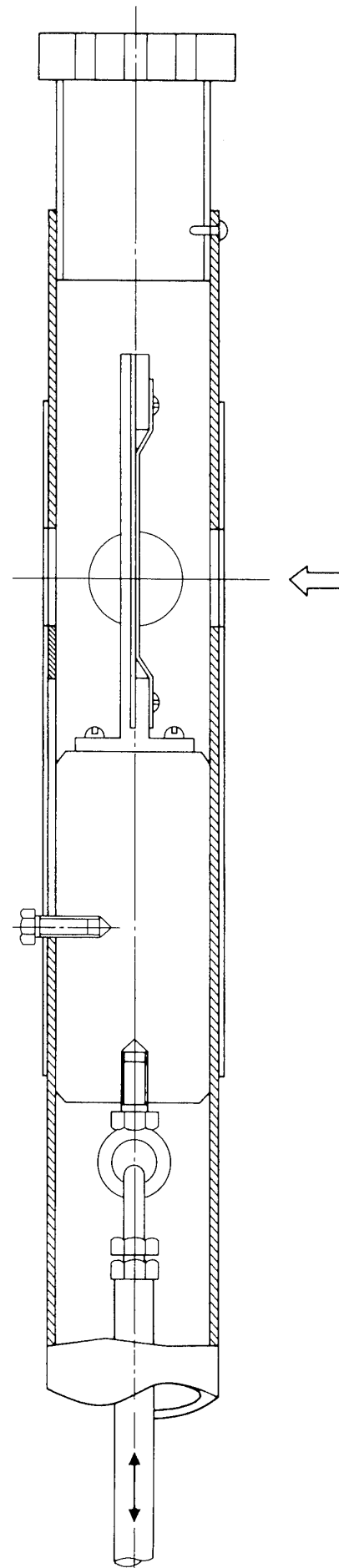


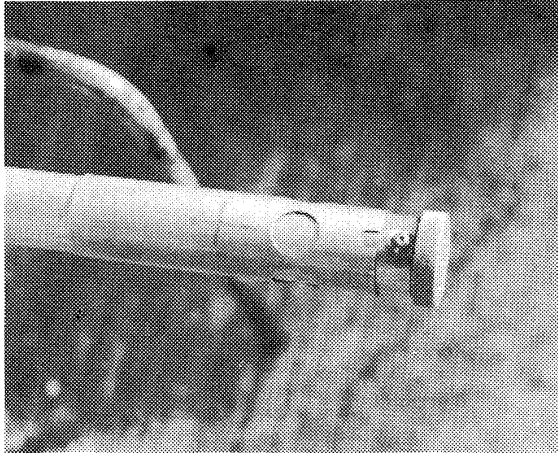
図6 水滴捕集器の構造  
(シャッターを開いた状態)



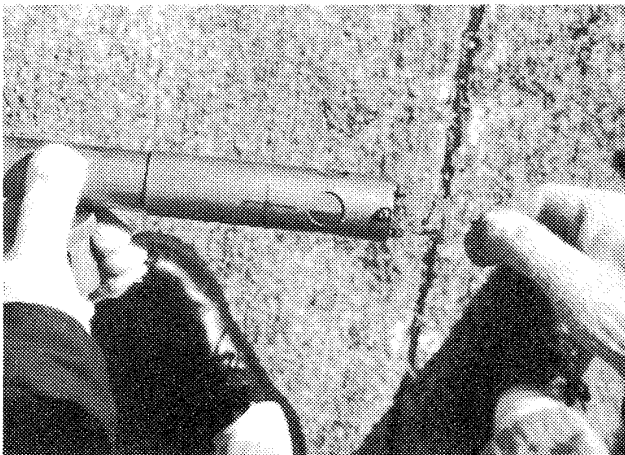
ルを当てて直径と個数を数え上げ、統計処理によって体積メディアン直径を算出した。第3回試験では、テレビカメラ付画像処理装置（商品名 Luzex 500）を導入し、読取りと統計処理の能率化をはかった。平均直径は原則として3枚以上の顕微鏡写真を処理

してその平均を採用した。

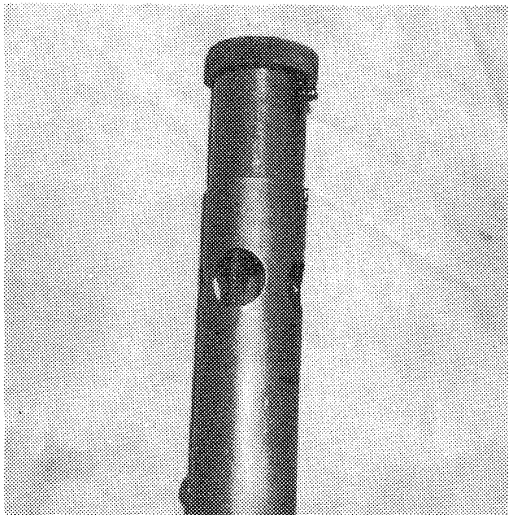
なお第1回試験においては、実験室での予備実験において噴霧ノズル単体について、ノズルの供給水圧および空気圧と噴霧粒径との関係を求め、その結果を用いて試験時の水圧および空気圧を設定し、本試験時には粒径計測は行わなかった。



(a) 捕集器外観



(b) オイルプレートの装着



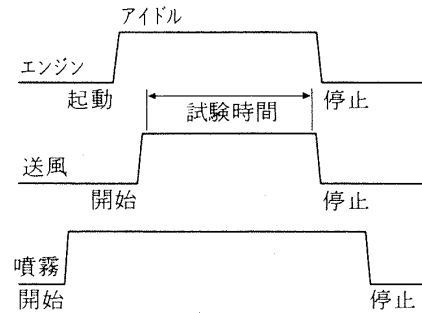
(c) シャッターを開いた状態

図7 水滴捕集器

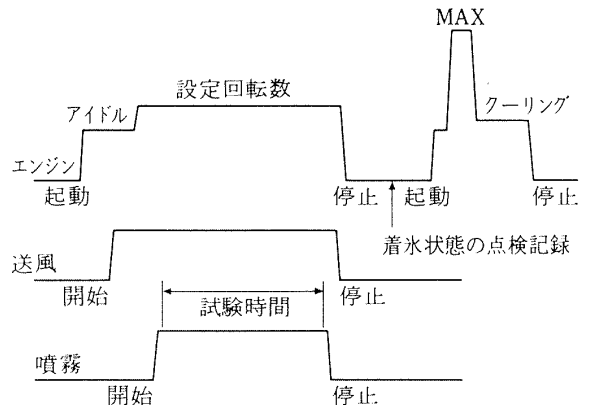
### 2.5 試験方法

第2回および第3回試験においては、エンジン搭載前に、噴霧装置の設定条件を決めるための現地予備試験を行い、噴霧水と噴霧空気の流れ比を変えることによるエンジン吸込口位置での水滴の平均有効直径の変化を調べ、所要の試験条件を実現するための噴霧条件を求めた。また第2回試験においては予備試験時に、各種コーティング剤を塗布したファン静翼（OGV）の単体および模擬翼をエンジン架台に取り付けて、コーティング剤による防水効果を調べた。

エンジンの着氷試験は早朝の寒冷時に実施し、第1回試験では図8(a)の手順で行った。第2回試験以



(a) 第1回着氷試験の試験スケジュール



(b) 第2回着氷試験以降の標準試験スケジュール

図8 試験スケジュール

降は第1回試験の結果を踏えて図8(b)に示す次の手順を標準とした。

- i) エンジンを始動しアイドル回転数にセットする。
- ii) 送風を開始する。
- iii) エンジン回転数を設定値にセットする。
- iv) 水噴霧を開始し、水流量、空気流量(水圧、空気圧)を設定値にセットする。
- v) 粒径計測を行う。
- vi) 規定時間着氷運転を継続する。

- vii) 水噴霧を停止する。
- viii) 送風を停止する。
- ix) エンジンを停止する。
- x) エンジン各部の着氷状態を調べ記録にとる。
- xi) エンジンを再起動し、MAX回転まで加速する。

ただし噴霧ノズルの凍結を防止するため、噴霧空気(約50℃)は常時流しておく。着氷運転の開始後と終了前に全点計測を行い、噴霧条件およびエンジン運転条件を記録する。計測項目を表2に示す。

表2 計測・記録項目

分類	項目	点数	備考
大気条件	大気圧力	1	百葉箱で計測
	大気温度	1	
	相対湿度(H)	1	
送風条件	送風機台数	1	
	送風機電力	1	
	送風機全圧	1	
	送風空気温度	1	
噴霧条件	噴霧水温度	1	エンジン前面で採取 (第1回試験では実施せず)
	噴霧水積算流量	1	
	噴霧水供給圧	1	
	噴霧空気温度	1	
	” 流量	1	
	噴霧空気供給圧	1	
エンジン計測*	エンジン入口全温	2	架台上で計測
	HPタービン出口全温	24	
	推力	1	
	燃料流量	1	
	CDP(圧縮機出口圧)	1	
	低圧系回転数(N <sub>1</sub> )	1	
	高圧系回転数(N <sub>2</sub> )	1	
	スロットル角度	1	
	V S V 角度	1	
	エンジン外殻振動	8	
その他保安計測	燃料温度・圧力, 滑油温度・圧力, オイルレベル等		

\* エンジン計測項目は第2回試験の項目を示す。第1回試験では上記に加え約10項目の性能計測を実施

着氷状態の観察は、①スピナー、②ファン動翼、③ファン出口静翼（OGV）、④アイランド前縁、⑤ブースト段入口静翼（1SV）、⑥ブースト段動翼、⑦ブースト段出口静翼（2SV）、⑧ファンフレーム・ストラット（以上図9参照）、⑨T3センサー、⑩エアオイルクーラー（以上ファンストラット間の流路中）、⑪バイパスリップおよびフロントフレーム・ストラット前縁等について目視検査（一部はボアスコブを併用）し行い、写真および記録に残した。

計測データから試験条件を算出するには次の関係を用いた。

噴霧水流量  $W_w$  = (積算流量) / (試験時間)

噴霧空気流量  $W_a$  ; 流量計の読みを空気圧力および空気温度で補正して算出。

送風空气体積流量 ; 送風機運転条件より校正データから算出。

含水率  $LWC$  = (噴霧水流量) / (送風空气体積流量), 噴霧空気は無視する。

水滴の平均有効直径  $d_m$  ; エンジン前面で捕集した水滴サンプルの顕微鏡写真より統計処理により算出。

本試験では噴霧ノズルの凍結を防ぐため最高約60℃

の温水を噴霧しているが、この水滴はエンジンに吸込まれるまでには気流の温度以下に冷却されることを液滴の蒸発モデルを用いた数値解析により確認した(付録2)。また同解析によるエンジン前面までの蒸発度の計算結果(図A-3)を用いて、LWCの補正値を算出した(表5, 表7)。なおエンジン前面での気流温度は送風仕事による温度上昇と水滴の蒸発による温度降下の影響を受け結果的には大気温度よりも0.5℃程度高くなるが、水滴を含む気流温度の正確な測定は困難であるので、大気温度を実験パラメータとして用いた。

### 3. 試験結果

#### 3.1 第1回エンジン着氷試験

昭和55年2月に行われた第1回着氷試験の試験条件を表3に着氷状況を表4および図10～13に示す。この試験はFJR710/20型エンジンについて実施し、着氷試験装置および試験方法の確立を第1の目的とした。試験は図8(a)の手順で実施し、まず耐空性審査要領5-7-2項に対応する気温-1~-3℃、 $LWC = 0.6 \text{ g/m}^3$ の含水気流中でのアイドル運転による着氷状況を調べた(試験ケースI-1~I

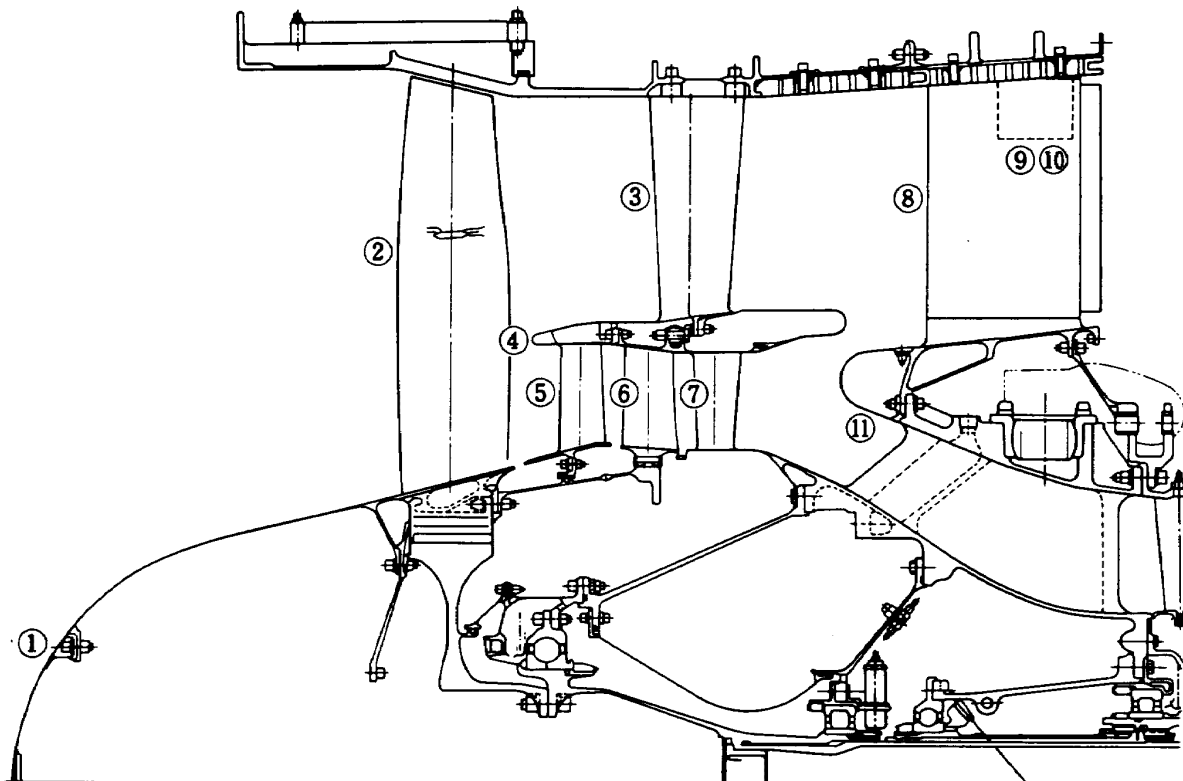


図9 着氷状態観察箇所

表3 第1回着氷試験の試験条件 (FJR710/20 エンジン)

試験ケース			I-1	I-2	I-3	I-4	I-5	I-6	I-7
実施年月日		昭和	55.2.1	55.2.1	55.2.1	55.2.2	55.2.3	55.2.4	55.2.5
設定	LWC	$g/m^3$	0.6	0.6	0.6	0.6	0.6	0.6	2.0
	$d_m$	$\mu m$	40	40	40	40	20	40	20
大気条件	気温	$^{\circ}C$	-1.2	-1.2	-0.8	-1.1	-1.4	-3	-2.8
	気圧	$kg/cm^2 abs$	1.033	1.033	1.033	1.033	1.033	1.033	1.033
(開始時)	相対湿度	%	87	86	85	88	82	86	88
送風	風量	$m^3/s$	232	232	232	232	178	232	178
	風速	$m/s$	20	20	20	20	17	20	17
噴霧水	温度	$^{\circ}C$	13	13	13	12	10	5	6
	供給圧	$kg/cm^2 g$	4.6	4.6	4.6	4.6	5.0	4.6	5.0
	流量	$l/min$	9.5	9.5	9.5	9.8	7.8	11.0	(21.4)
噴霧空気	温度	$^{\circ}C$	30	30	30	20	30	37	37
	供給圧	$kg/cm^2 g$	2.5	2.5	2.5	2.5	4.2	2.5	4.2
噴霧ノズル個数		個	23	23	23	22	25	25	79
計測 LWC		$g/m^3$	0.68	0.68	0.68	0.70	0.73	0.79	(2.0)
エンジン運転状態		(rpm)	Idle ( $N_2$ 11500)	Idle ( $N_2$ 9850)	Idle ( $N_2$ 9810)	Idle ( $N_2$ 9750)	Idle ( $N_2$ 9750)	Idle ( $N_2$ 10000 ~11050)	Idle ( $N_2$ 9800 ~10200)
着氷試験時間		min	1	5	15	30	30	30	2

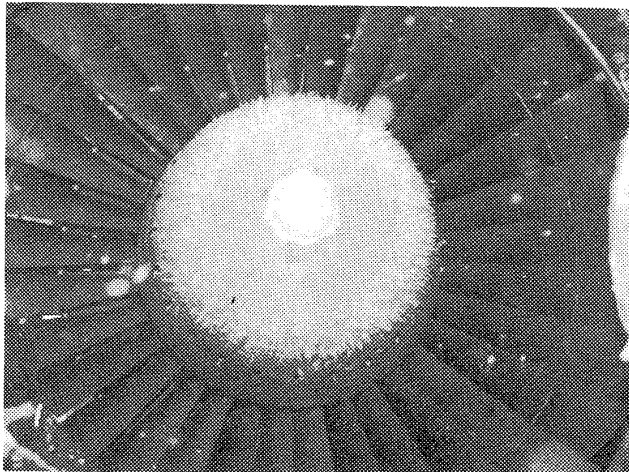


図10 着氷状況 (I-3), スピナー

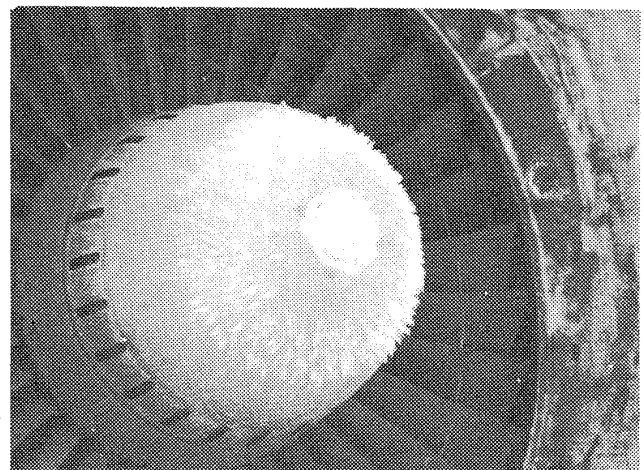


図11 着氷状況 (I-5), スピナー

表 4 第 1 回着氷試験の着氷状況 (FJR710/20 エンジン)

試験番号	着氷状況
I-1	スピナ先端；厚さ 2mm 程度の霜状の着氷。
I-2	スピナ先端；I-1 より若干白く見える程度の着氷，周辺部では短い針状。 ファン静翼；前縁部ハブ側に少量の着氷。
I-3	スピナ前部を厚さ数 mm の氷膜がおおい，その上に長さ 10mm 程度の針状の氷が密生。 ファン動翼；前縁から腹側にかけてハブ側に薄い着氷。(図 10)
I-4	スピナ前部を厚さ 5mm 程度の氷がおおいその上に長さ 15mm 程度の氷が密生。ファン回転翼の腹側に薄い氷膜。 ファン静翼；前縁に少量の着氷。
I-5	I-4 より若干少ないが傾向の酷似した着氷。(図 11)
I-6	スピナのほぼ全面を厚さ 10mm 以下程度の氷がおおい，その上に透明な長さ 80mm，付根直径 10mm 以下程度の氷柱が密生。 ファン動翼；前縁から腹側を厚さ 3~5mm のざらざらした氷がおおう。 ブースト段静翼 (1SV)；翼間に厚さ 5~10mm の着氷。(図 12)
I-7	スピナ前部に厚み 10mm 以上の白い着氷があり，それから長さ 100mm 近い細状の白い氷が数本生える。 ファン動翼；スナバーより下の前縁から腹面を厚さ 3~5mm の透明な氷がおおう。 ブースト段動翼 (1SV) の翼間に厚さ 5~20mm の着氷。 ファン静翼；前縁から 20mm 近くせり出した透明な着氷。(図 13)

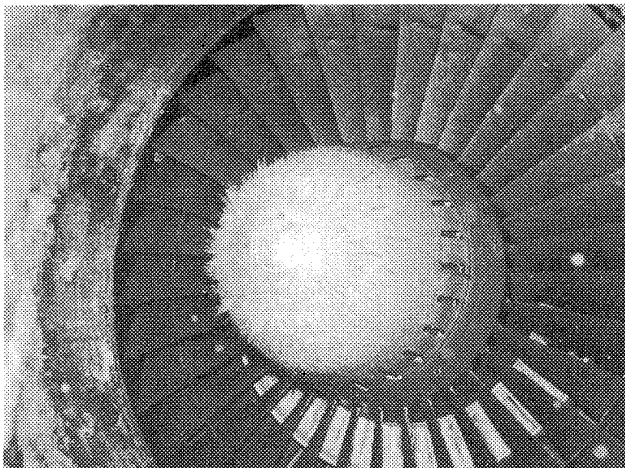


図 12(a) 着氷状況 (I-6)，スピナー

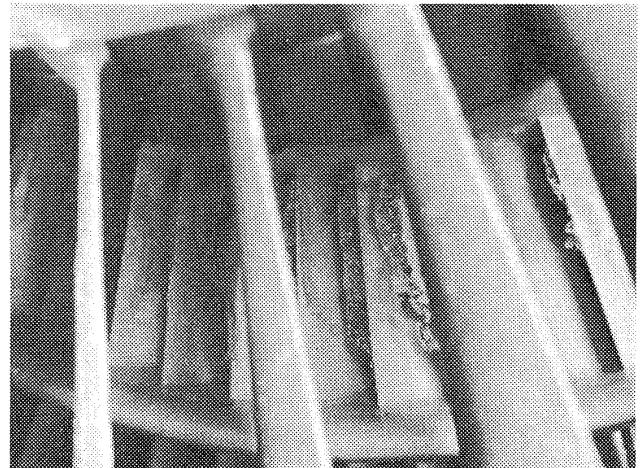


図 12(b) 着氷状況 (I-6)，1SV

ー 6)。最も着氷の著しい I-6 のケースにおいてもアイドル状態ではエンジンの運転上特に支障は生じなかった。今回は MAX 回転までの加速は行っていない。

試験ケース I-7 は，図 1 の MIL-E-5007D の試験点をねらって  $LWC = 2g/m^3$  のケースを試みたものであるが，この試験の結果，今回の試験手順に問題があることが判明した。すなわち今回の試験では

図 8(a) に示すように，まず噴霧を開始し，続いてエンジンを起動し，最後に送風を開始する手順となっている。ところがケース I-7 の実施時にエンジンに向う弱い自然風があったため，エンジン起動後直ちに噴霧がほとんど全部エンジンに吸込まれ (図 14 参照) 設計条件に適合しない極めて高密度の水滴により激しい着氷が起った。このためエンジン起動後 6 分，送風完了後 2 分間で圧縮機に失速を生じたの

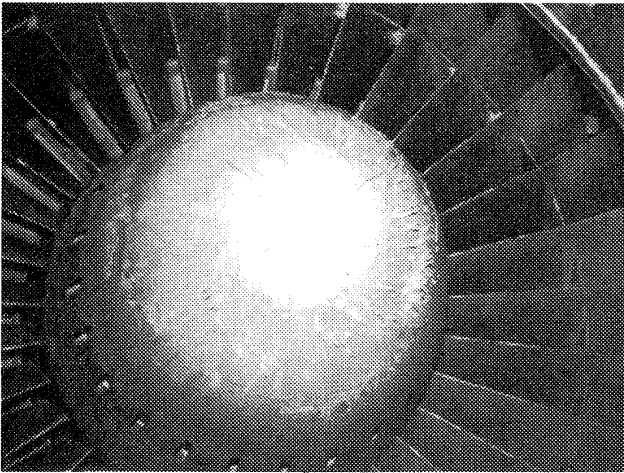


図 13(a) 着氷状況 (I-7), スピナー

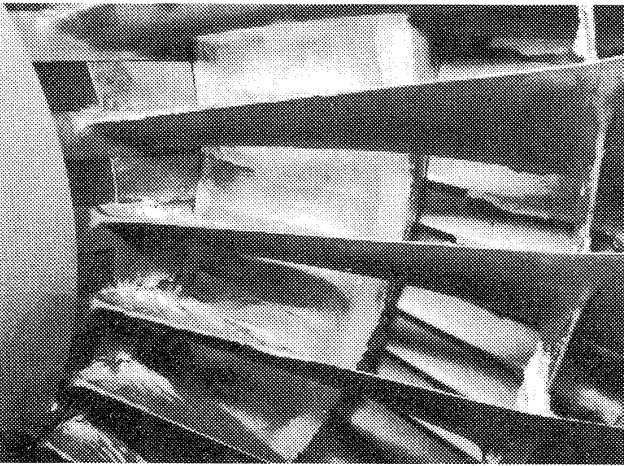
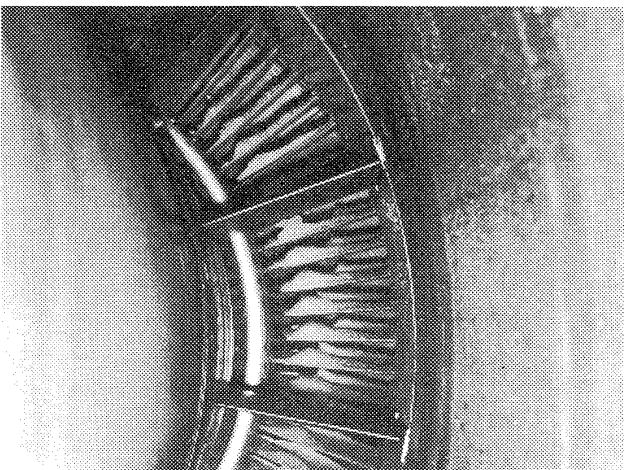
図 13(b) 着氷状況 (I-7), ファン動翼,  
1SV他

図 13(c) 着氷状況 (I-7), ファン静翼

でエンジンを停止させた。失速の直接の原因はブースト段静翼 (1SV) 間の着氷による閉塞と考えられる (図 13(b) 参照)。

この結果を踏えて、第 2 回以降の試験においては、図 8(b) のように試験手順を変更した。後述のように以後、このような極端な着氷は発生しなかった。な

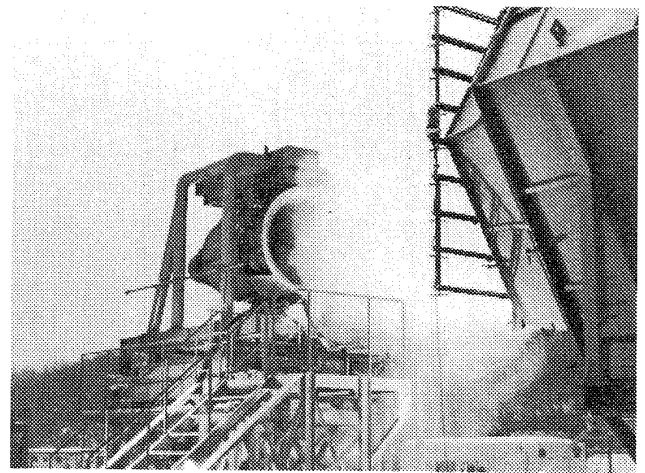


図 14 送風完了前の濃霧吸込

お、試験ケース I-5 および I-6 においてベルマウス裏面のヒーターの通電を途中で停止したところ、ヒーターの上流および下流のベルマウス内面に短時間で相当な着氷が発生し、ベルマウスの加熱防水の必要性が確認された。このため第 2 回試験においてはヒーターによる加熱範囲をファン前面近くまでに拡大し表面温度も 120~130℃ に高めることとした。

### 3.2 第 2 回エンジン着氷試験

昭和 56 年 2 月に行われた第 2 回着氷試験の試験条件を表 5 に、着氷状況を表 6 および図 15 ~ 図 20 に示す。ただし、試験中に気温が零度以上に上昇し、ほとんど着氷が認められなかった試験ケースは省略した。この試験は FJR710/600 型エンジンを用いて実施し、耐空性審査要領の地上アイドル着氷試験の規定に合格することを第 1 の目的とし、加えて、大気温度の低い日をねらい可能な範囲で低温、高含水率条件での着氷状況を調べることを目標とした。

試験ケース II-1 は、水滴直径 40 μm で耐審の地上アイドル着氷試験の気象条件よりもやや厳しい (低温、高含水率) 条件下で 15 分間のアイドル運転を行ったものであり、スピナー、ファン動翼、ファン静翼等に少量の着氷がみられた。着氷状況点検後エンジンを再起動して、 $N_1 = 4800\text{rpm}$  程度まで徐々に加速して、氷の飛散状況を調べた。着氷は  $N_1 = 3500\text{rpm}$  程度から、間けつ的に白煙状になってファンダクトから飛散するようになり、この状態が  $N_1 = 4500\text{rpm}$  程度まで続く。加速運転後の点検では着氷はほとんど認められなかった。

表 5 第 2 回着氷試験の試験条件 (FJ R710/600 エンジン)

試験ケース			Ⅱ-1	Ⅱ-5	Ⅱ-6	Ⅱ-8	Ⅱ-9	Ⅱ-10	Ⅱ-11
実施年月日		昭和	56.2.13	56.2.24	56.2.25	56.2.26	56.2.26	56.2.27	56.2.27
設定	LWC	g/m <sup>3</sup>	0.6	0.6	0.6	0.8	1.15	1.15	1.0
	d <sub>m</sub>	μm	40	40	40	40	20	20	40
大気条件 (開始時)	気温	℃	-4	-1.3	-1.8	-5	-4.9	-6	-7
	気圧	kg/cm <sup>2</sup> abs	1.033	1.034	1.021	1.024	1.024	1.031	1.031
	相対湿度	%	97	94	73	86	82	60	70
送風	風量	m <sup>3</sup> /s	232	232	232	232	178	178	232
	風速	m/s	20	20	20	20	17	17	20
噴霧水	温度	℃	56	55	55	54	52	54	52
	流量	ℓ/min	11.3	8.93	9.27	12.1	17.7	14.1	15.1
噴霧空気	温度	℃	39	46	46	52	46	49	32
	流量	Nm <sup>3</sup> /min	2.15	2.11	2.11	2.82	5.30	5.56	3.54
噴霧ノズル個数		個	79	79	79	79	79	79	79
噴霧流量比 $\frac{W_I}{W_a}$			4.08	3.27	3.39	3.33	2.58	1.96	3.30
計測	LWC	g/m <sup>3</sup>	0.814	0.642	0.666	0.872	1.65	1.32	1.08
補正後の LWC		g/m <sup>3</sup>	0.757	0.597	0.603	0.798	1.42	1.00	0.967
計測	d <sub>m</sub>	μm	42	44	44	41	22	19	40
エンジン運転状態		(rpm)	Idle* (N <sub>2</sub> 9350)	Idle (N <sub>2</sub> 9280)	Idle** (N <sub>2</sub> 9290)	Idle** (N <sub>2</sub> 9270)	Idle (N <sub>2</sub> 9270~) 16440	Loiter* (N <sub>1</sub> 3450)	Idle (N <sub>2</sub> 9190)
着氷試験時間		min	15	30	30	30	6	15	30

\*試験ケースⅡ-1, Ⅱ-10 ; 着氷状況点検後, エンジンを再起動しアイドルから徐々にN<sub>1</sub> = 4500~4800rpmまで加速し着氷の飛散状況を調べた。

\*\*試験ケースⅡ-6, Ⅱ-9 ; 着氷状況点検後, エンジンを再起動しアイドルからMAXまで加速し異常のないことを確認した。

試験ケースⅡ-6は, 耐審の地上アイドル着氷試験の気象条件にはほぼ合致する条件で30分間のアイドル運転を行ったもので, ケースⅠと類似のそれよりもやや多い着氷がみられたが, エンジンの運転に何ら支障はなかった。また着氷状況点検のため, エ

ンジンを約13分間停止した後再起動し, アイドルからMAX回転まで急加速したが, エンジンの作動に何ら異常は認められなかった。着氷状況点検中も外気温度は零度以下であり, 着氷の融解は生じていないので, この試験によって耐審に定められた30分間

表 6 第 2 回着氷試験の着氷状況 (FJR710/600 エンジン)

試験番号	着氷状況
Ⅱ-1	スピナ先端；厚さ約 5mm のザラメ状着氷。その周囲に長さ 30～60mm のつらら状着氷。ファン動翼；ハブ側から巾約 12 cm まで前縁及び腹側 (Pressure Side) に厚さ 0.5～1mm の着氷。ファン静翼；全巾にわたり前縁で厚さ 5～7mm，背側 (Suction Side) に弦方向 10mm の着氷。ブースト段静翼；全巾にわたり，前縁に厚さ 5mm，背側に弦方向 8～10mm の着氷。加速後着氷付着はなかった。(図 15)
Ⅱ-5	スピナ先端；厚さ約 5mm のザラメ状着氷。その周囲に長さ 10～13mm の透明針状着氷。他は着氷なし。
Ⅱ-6	スピナ先端；径 5mm 長さ 30～40mm のつらら状透明着氷，その周囲に径 7mm 長さ 80～100mm のつらら状透明着氷。ファン静翼；前縁から気流方向に 10～12mm せり出した着氷が腹側にも広がる。ブースト段静翼；前縁から気流方向に 10mm せり出した白い着氷が腹側に広がる。(図 16)
Ⅱ-8	スピナ先端；凹凸状表面のザラザラした白い霜状の厚さ 8～10mm の着氷，霜柱に渦巻状の方向性が見られる。ファン動翼；ハブ側は前縁で厚み 6～10mm 腹側で半弦長点まで広がる着氷，スナバ部は半透明の厚さ 5mm の着氷，翼端では前縁付近に厚さ 3mm 以下の着氷。ファン静翼；全巾にわたり前縁で気流方向にせり出し腹側の全面を覆う白い厚さ 10mm の着氷。ブースト段静翼；全巾にわたり前縁で気流方向に 10～15mm せり出し腹側全面を覆う着氷。ブースト段動翼；前縁に沿う厚さ 5mm の着氷。ブースト段出口静翼；前縁に沿って厚さ 5～10mm の着氷。アイランド前縁；前方に 10～15mm せり出す着氷。(図 17)
Ⅱ-9	スピナ先端部；厚さ 5mm の白い着氷の上に渦巻形の長さ約 25mm のフィン状着氷。ファン動翼；ハブから巾約 15 cm にわたり前縁及び腹側に厚さ 5mm の着氷，スナバ周辺に厚さ約 5mm の着氷。ファン静翼；全巾にわたり前縁に気流方向に 10mm せり出し腹側に広がる白い着氷。ブースト段静翼；全巾にわたり前縁に気流方向に 10mm せり出し腹側を覆う白い着氷。ブースト段動翼；前縁に沿う厚さ 3～5mm の着氷。ブースト段出口静翼；前縁に沿う厚さ 5mm の着氷。アイランド前縁；前にせり出す長さ 10mm の着氷。(図 18)
Ⅱ-10	スピナ先端部；厚さ 10～15mm の白い着氷の上に渦巻型のフィン状着氷。ファン動翼；前縁にハブから巾約 15 cm にわたり，厚さ 1～2mm の着氷，腹側にところどころ白い着氷。ファン動翼；前縁に厚さ 5mm の着氷，腹側はコーティングなしのもののみ所々に白い着氷。ブースト段静翼；全巾にわたり前縁で厚さ 3～5mm 腹側で弦長方向へ 10～15mm 広がる着氷。(図 19)
Ⅱ-11	スピナ先端部；凹凸状に厚さ 30mm の白い着氷，その周囲に渦巻型のフィン状着氷。ファン動翼；ハブから巾約 18 cm にわたり前縁では厚さ約 10mm 逆三角形断面をもち腹側では凹凸が目立つ厚さ 5mm 程度の着氷。ファン静翼；腹側の全巾にわたり前・後両縁から中央に延びる厚さ 10mm 程度の着氷。ブースト段静翼；全巾にわたり前縁から約 15mm せり出し腹側に広がる白い着氷。ブースト段出口静翼；前縁に 10～15mm の気流方向にせり出しをもつ着氷，着氷が脱落した部分も多い。腹側の全面に厚さ 10mm 程度の着氷。(図 20)

のアイドル着氷運転とその後の MAX 出力までの加速の証明は達成されたと考えられる。

試験ケースⅡ-1～Ⅱ-6までの比較的外気温が高い(−4°～−1℃)場合の着氷は，主として，スピナ先端部および静翼類に発生し，特にスピナ先端

部では遠心力で放射状に成長した透明なつらら群を伴うのが特徴である。動翼への着氷は少ない。

試験ケースⅡ-8は，耐審のアイドル着氷試験の気象条件に比べかなり低温，高含水率条件で30分間のアイドル運転を行ってみたものである。この場



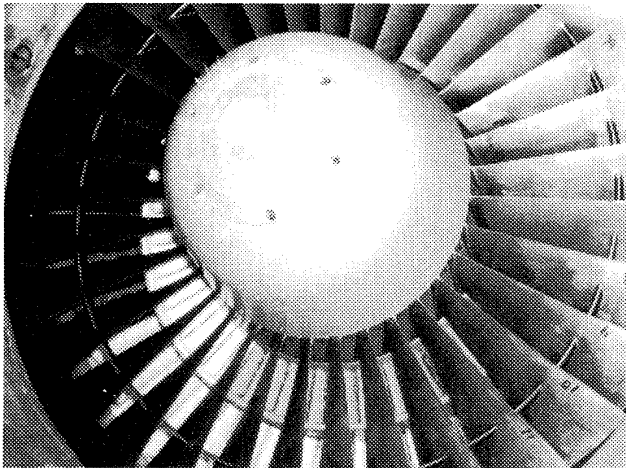


図15 着氷状況(Ⅱ-1);スピナー, 1SV

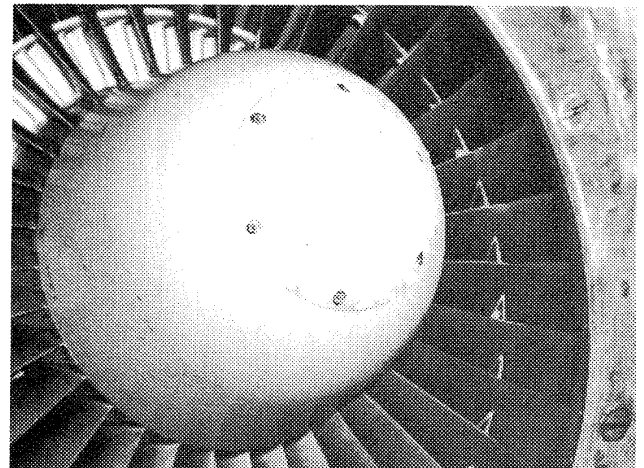


図18(a) 着氷状況(Ⅱ-9);スピナー

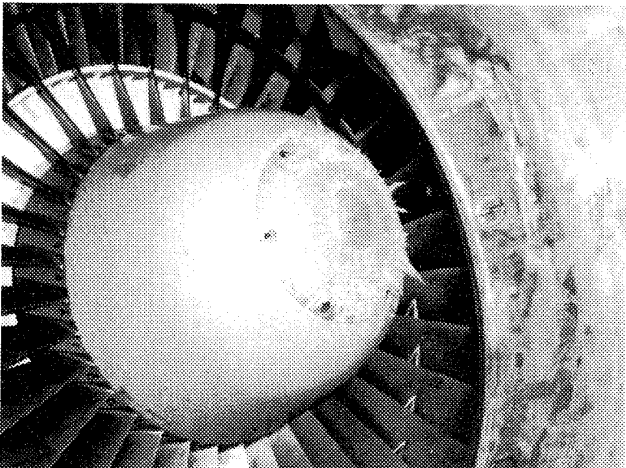


図16 着氷状況(Ⅱ-6);スピナー

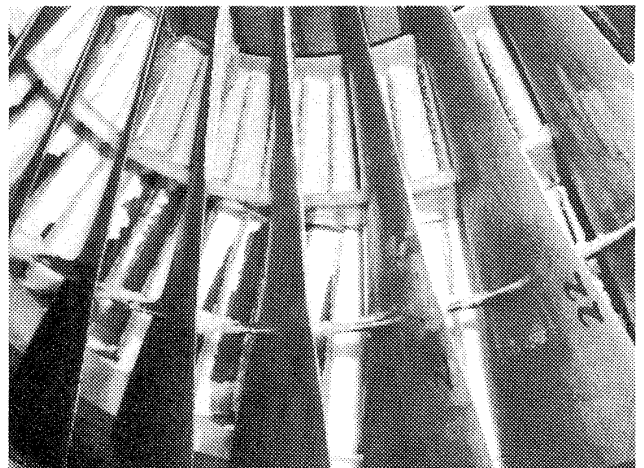


図18(b) 着氷状況(Ⅱ-9);ファン動翼,  
1SV, ファン静翼  
(ファン静翼のコーティングが一部  
剥れている)

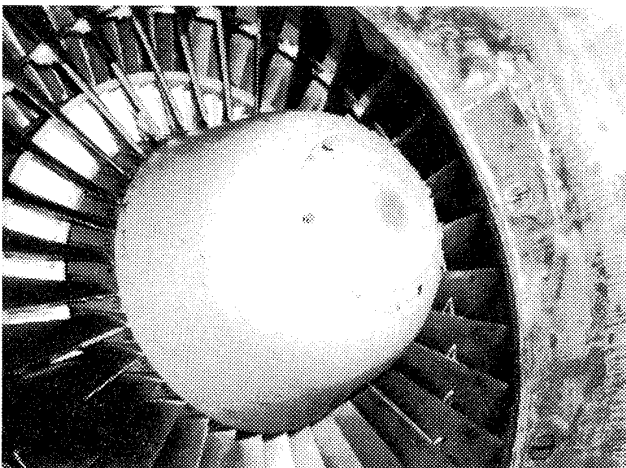


図17 着氷状況(Ⅱ-8);スピナー,  
ファン動翼

合、ケースⅡ-6とは性状のやや異なる白いごつごつした着氷がスピナー、ファン動翼、ファン静翼、ブースト段動・静翼、アイランド等に発生したが、エンジンの運転に支障はなく、着氷状況点検後のMAX回転までの加速においても何ら問題は生じなかった。

試験ケースⅡ-9およびⅡ-10は、水滴直径を $20\mu\text{m}$ に変え、気温 $-5\sim-6^\circ\text{C}$ で高含水率(LWC $>1.0$ )の条件下で、アイドル運転およびロイター相当運転( $N_1 = 3500\text{rpm}$ )を行ったものである。アイドル運転の場合の方が運転時間が短いにもかかわらず全体にスピナー以外への着氷が多い。特にアイドル運転ではファン動翼へもかなりの着氷がみられるが、ロイター相当運転では少ない。試験ケースⅡ-10においても、着氷状況点検後エンジンを再起動し、 $N_1 = 4500\text{rpm}$ まで上げて、着氷の吹飛ばしを行った。加速運転後はスピナーの先端の一部を除いて、着氷は認められなかった。またエンジン後方には、氷片が多数飛散しており、その大きさは幅 $10\sim 20\text{mm}$ 、長さ $40\text{mm}$ 程度であった。

試験ケースⅡ-11は、水滴直径を $40\mu\text{m}$ に戻し、

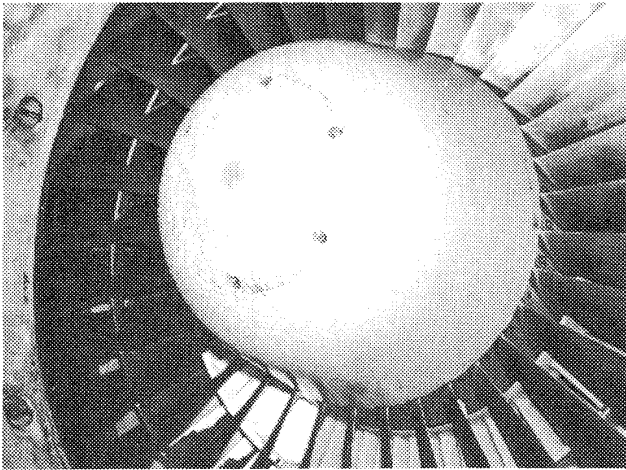


図 19(a) 着氷状況 (Ⅱ-10); スピナー

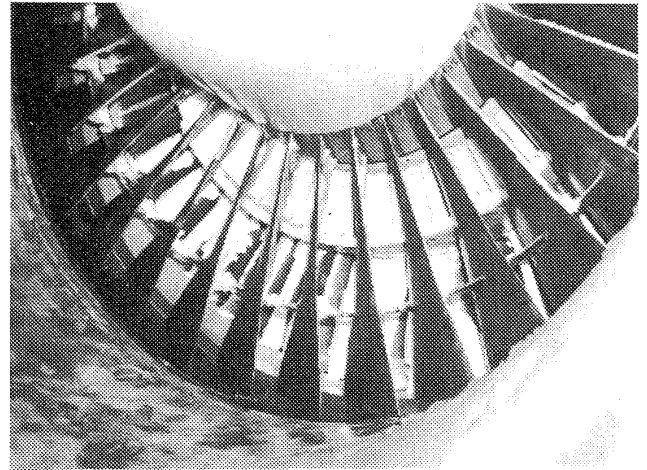


図 20(b) 着氷状況 (Ⅱ-11); ファン動翼,  
1SV, ファン静翼  
(ファン静翼のコーディングが一部  
剥れている)

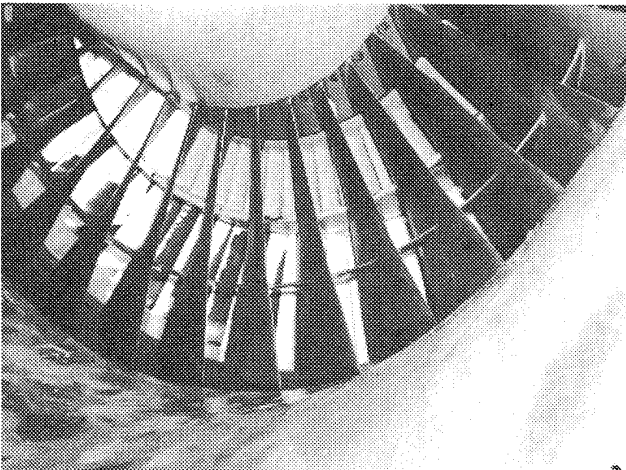


図 19(b) 着氷状況 (Ⅱ-10); 1SV

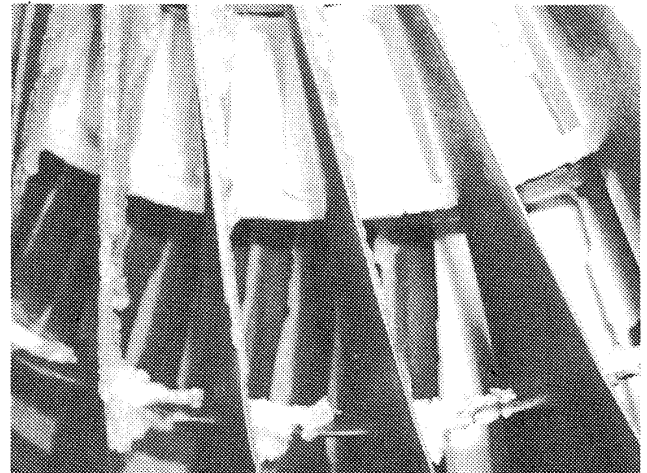


図 20(c) 着氷状況 (Ⅱ-11); ファン動翼,  
1SV他

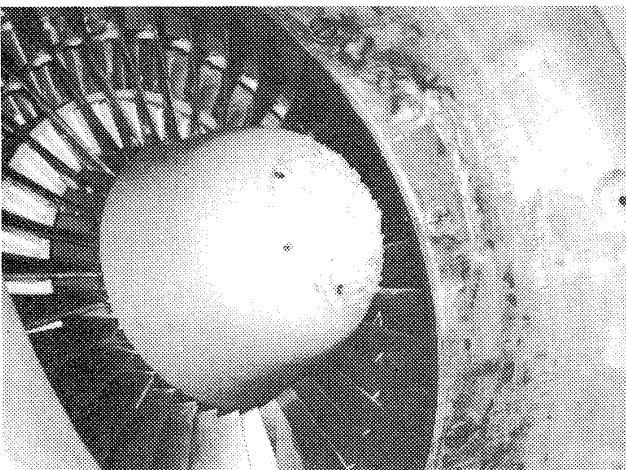


図 20(a) 着氷状況 (Ⅱ-11); スピナー

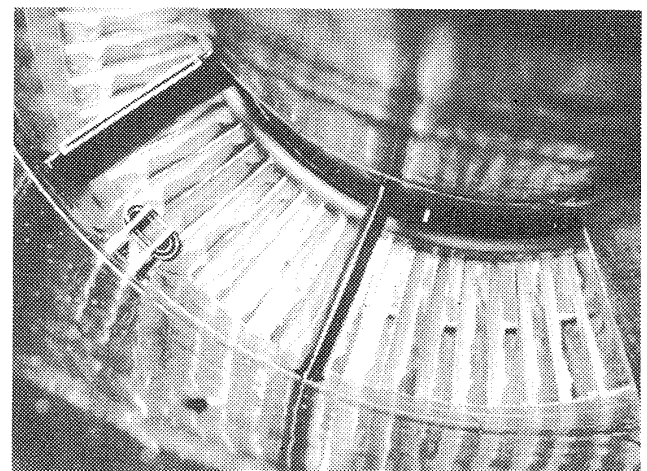


図 20(d) 着氷状況 (Ⅱ-11); ファン静翼,  
T3 センサー

ケースⅡ-6よりもさらに低温、高含水率でのアイドル運転を30分間行ったものである。スピナー、ファン動翼、ファン静翼、1SV、2SV、アイランド等、広い範囲にわたって、今回の全試験ケースを通じて最も多くの着氷が発生した。特に、図20にみられるように、ファン動翼の腹面、スナッパー部に

も白い凸凹の多い着氷があり、またブースト段静翼の前縁には、流路の半分に達する白氷の成長が起ったが、エンジンのアイドル運転には支障なかった。

試験ケースⅡ-8～Ⅱ-11までの比較的外気温が低く(-5°～-7°C)、含水率の高い場合の着氷は、スピナーおよび静翼類だけでなく、動翼にもかなり発生し、ごつごつした乳白色の霜状着氷や、凸凹した岩状の着氷になることが多い。水滴直径による違いはあまり明確ではなかった。

図21に本試験時の水滴の捕集状況を、図22に噴霧流量比と水滴の平均有効直径との関係を、また図23に水滴の顕微鏡写真の例を示す。水滴直径 $d_m$ は主として噴霧ノズルの流量比 $W_l/W_a$ により支配されると考えられるが、今回の試験では、サンプル数が少ないこともあってばらつきは大きい。

なお今回の試験では、エンジンのファン静翼(OGV)およびブースト段静翼(1SVおよび2SV)に2種類のコーティング剤(商品名EA4およびポリ

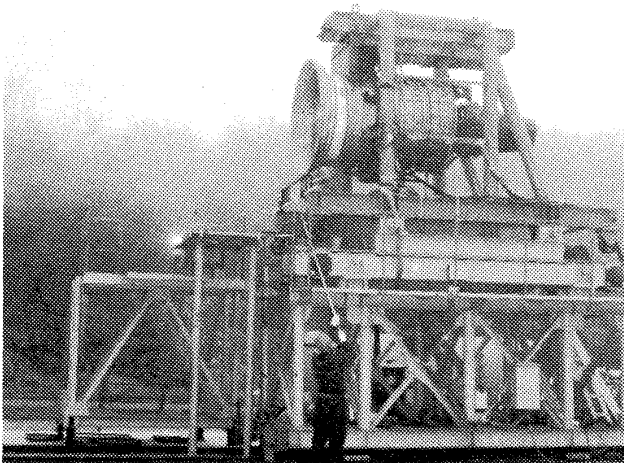


図 21 水滴の捕集

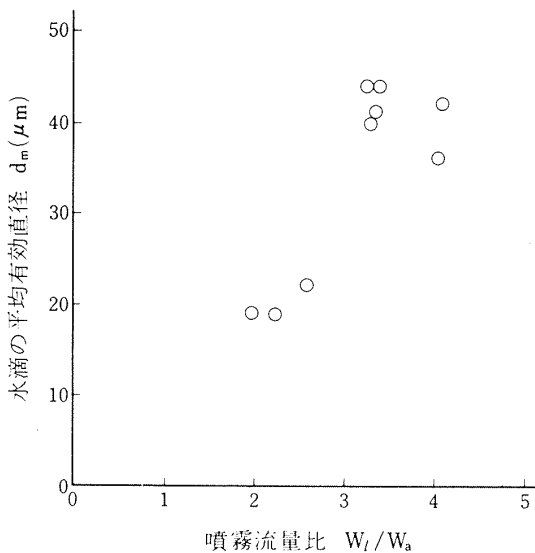
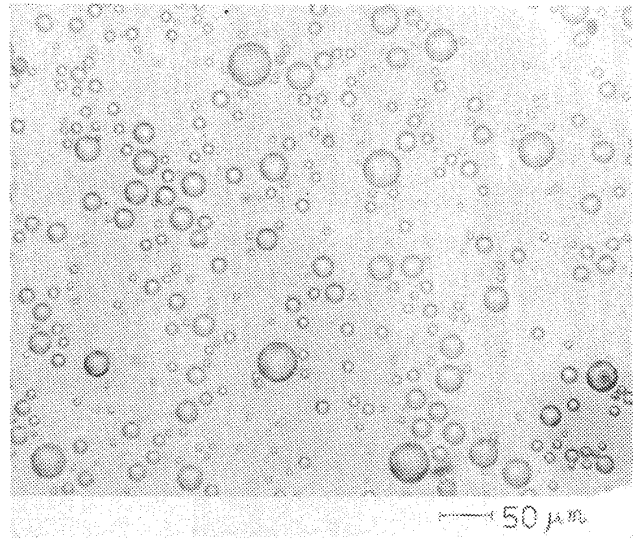
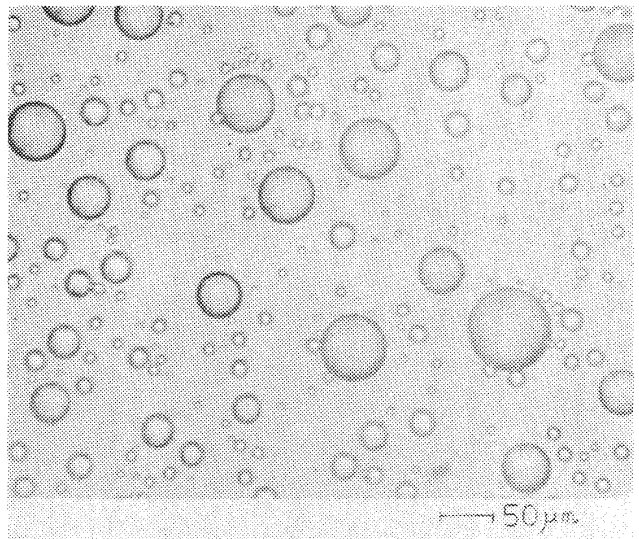


図 22 噴霧流量比と水滴の平均有効直径 (第2回試験)



(a) 試験ケースⅡ-10



(b) 試験ケースⅡ-11

図 23 水滴の顕微鏡写真

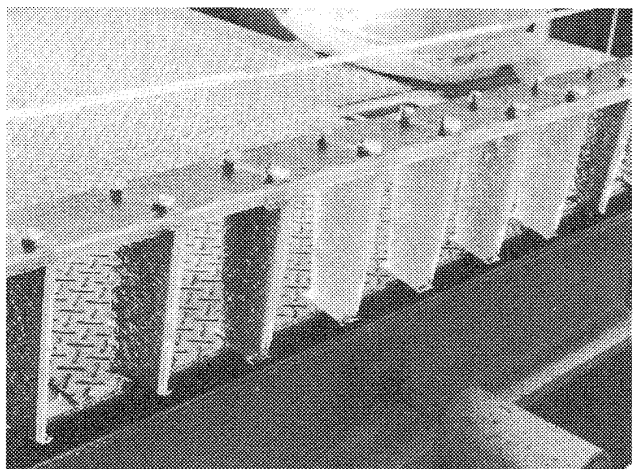


図 24 コーティング剤の防水効果予備試験

(左より, ①, ②; スキーワックス, ③ E.A. 4, ④ポリウレタン, ⑤, ⑦ EROSION RESISTANT FINISHES, ⑥ニューベロン HR コーティングを塗布した模擬翼および OGV の着氷状況, ⑧, ⑨はコーティングなし)

ウレタン)を塗布し、コーティングなしのものを含め、着氷状況の比較を試みたが、有為な差は認められなかった。またエンジンとは別に、ファン静翼の単体供試体および模擬翼に、5種類のコーティング剤(E.A.4, ポリウレタン, EROSION RESISTANT FINISHES, ニュベロンHRコーティングおよびスキーワックス)を塗布し、エンジン架台に取付けて、着氷状況を比較する予備試験を行った。気温-6℃、水滴直径40μm、含水率2.3g/m<sup>3</sup>、30分間の噴霧送風後の着氷状況は図24の通りで、着氷の厚さ、幅、性状等に関し、有為な差は認められなかった。

### 3.3 第3回エンジン着氷試験

昭和57年1月に行われた第3回着氷試験の試験条件を表7に、着氷状況を表8および図25～図33に示す。この試験は第2回試験と同様FJR710/600型エンジンを用いて実施したが、前回とは異り、インテークには航空宇宙技術研究所が開発を進めている低騒音STOL実験機の実物インテークを装着して行った。このインテークはリップ部の内面にエンジン最終段からの抽気を吹付けて加熱し、実験機運用時の想定着氷気象条件において、完全蒸発型の防水機能を有するように設計されている。今回の試験はエンジン着氷試験とインテーク防水性能試験とを兼

表7 第3回着氷試験の試験条件(FJR710/600エンジン)

試験ケース			■-1-1	■-2-1	■-1-2	■-2-2	■-4-1	■-4-3	■-4-4	■-7-1	■-7-2	■-7-3
実施年月日		昭和	57.1.26	57.1.27	57.1.27	57.1.28	57.1.30	57.1.30	57.1.30	57.1.31	57.1.31	57.1.31
設定	LWC	g/m <sup>3</sup>	0.6	0.6	0.6	0.9	1.0	1.7	2.2	1.0	1.7	2.2
	d <sub>m</sub>	μm	40	20	40	20	20	20	20	20	20	20
大気条件 (開始時)	気温	℃	-1.2	-3.5	-3	-4	-2.5	-3	-2.5	-7	-7	-4.5
	気圧	kg/cm <sup>2</sup> abs	1.042	1.036	1.036	1.025	1.022	1.022	1.022	1.039	1.039	1.039
	相対湿度	%	74	92	92	92	48	52	50	87	85	78
送風	風量	m <sup>3</sup> /s	232	232	232	178	178	178	178	178	178	178
	風速	m/s	20	20	20	17	17	17	17	17	17	17
噴霧水	温度	℃	55	54	55	55	54	54	54	53	54	54
	流量	ℓ/min	8.25	8.33	8.33	9.7	14.8	19.7	25.6	11.6	17.8	24.0
噴霧空気	温度	℃	24	39	24	43	39	40	46	35	45	38
	流量	Nm <sup>3</sup> /min	2.5	5.3	2.4	6.7	7.8	10.1	11.1	7.8	9.9	10.7
噴霧ノズル個数		個	79	79	79	149	149	149	149	149	149	149
噴霧流量比 $\frac{W_1}{W_2}$			2.55	1.22	2.68	1.12	1.47	1.51	1.78	1.15	1.39	1.73
計測 LWC		g/m <sup>3</sup>	0.59	0.60	0.60	0.91	1.38	1.84	2.40	1.09	1.67	2.25
補正後のLWC		g/m <sup>3</sup>	0.53	0.54	0.55	0.84	1.04	1.45	1.94	0.96	1.52	1.98
計測 d <sub>m</sub>		μm	40	20	38	23	22	25	28	24	30	29
エンジン運転状態 (rpm)			Idle* (N <sub>2</sub> 9180)	Idle* (N <sub>2</sub> 9200)	Idle* (N <sub>2</sub> 9200)	Idle* (N <sub>2</sub> 9160)	Loiter (N <sub>1</sub> 3680)	Loiter (N <sub>1</sub> 3710)	Loiter (N <sub>1</sub> 3710)	Loiter (N <sub>1</sub> 3700)	Loiter (N <sub>1</sub> 3710)	Approach (N <sub>1</sub> 4340)
着氷試験時間		min	30	30	30	30	4	3	10	5	11	5

\*試験ケース■-1-1～■-2-2については着氷状況点検後、エンジンを再起動してアイドルからMAXまで加速して異常のないことを確認した。

表 8 第 3 回着氷試験の着氷状況 (FJR710/600 エンジン)

試験番号	着氷状況
Ⅲ-1-1	スピナ先端部；厚さ数mmの着氷，その周囲の長さ 70～80mm の半径方向に成長したつらら状氷柱群。 ファン静翼；部分的なザラメ状着氷が Hub 側に多くみられる。 アイランド前縁およびブースト段静翼 (1SV) 前縁部に少量の着氷。 $T_3$ センサーカバーの一部に少量の着氷。(図 25)
Ⅲ-2-1	スピナ先端部に薄く霜状の着氷。 ファン動翼；ハブからスナバーまでの前縁およびスナバー内径側に薄く着氷。 ファン静翼；腹側のほぼ全長にわたる着氷。 アイランド前縁；前縁リップに約 10mm の厚さの着氷。 ブースト段静翼 (1SV, 2SV)；前縁部にわずかに着氷。(図 26)
Ⅲ-1-2	スピナー先端部；長さ 70～80mm までの放射状に成長した多数のつらら状氷柱。 ファン動翼；前縁から腹側にかけておよびスナバー部にわずかに着氷。 ファン静翼；前縁から腹側にかけてハブ側から 2/3 スパン位まで着氷。 アイランド前縁；全周にわたり厚さ約 10mm の着氷。 ブースト段静翼 (1SV)；前縁部全長にわたり着氷。(図 27)
Ⅲ-2-2	スピナー先端部；長さ 40～50mm までの放射状に成長したつらら状氷柱群，部分的に脱落している。 ファン動翼；前縁部のハブからスナバーまで薄く着氷。 ファン静翼；前縁から腹部にかけてハブ側で厚く (5～10mm) チップ側で薄く着氷。 アイランド前縁；全長にわたり 5～10mm の着氷。 ブースト段静翼 (1SV)；前縁部全長にわたり厚さ 10～15mm の着氷。 $T_3$ センサーカバー；わずかに着氷あり。(図 28)
Ⅲ-4-1	スピナー先端部に霜状の着氷，数 mm 程度ひげ状に成長。 ファン動翼；前縁から腹側にかけてハブ側に部分的着氷。 ファン静翼；前縁部に薄く着氷。 アイランド前縁；一部に薄い着氷。(図 29)
Ⅲ-4-3	インテーク内壁；ファン動翼前方 5～10 cm の間に全周にわたって薄く着氷。 スピナー；全面積の 80% にわたり薄く霜状の着氷，部分的に 10mm 程度に成長した針状着氷と部分的な脱落あり。 ファン動翼；前縁部，ハブ付近に薄い着氷。 ファン静翼；前縁部のスパン中央部の幅 40mm にわたって 5～10mm 厚さの着氷。(図 30)
Ⅲ-4-4	スピナー；先端部に霜状の着氷，部分的に針状に成長。 ファン静翼；一部に薄い着氷。
Ⅲ-7-1	スピナー；先端部に数 mm～10mm 程度着氷，その周囲に長さ 30mm 程度の放射状に成長したつらら群，一部脱落あり，その周囲に全体の 80% にわたるまで数 mm の霜状着氷。 ファン動翼；前縁部，ハブ側に部分的着氷。(図 31)
Ⅲ-7-2	スピナー；先端から全面積の 50% の範囲に 10mm 程度のザラメ状着氷，中央部は脱落。 ファン動翼；前縁部，ハブ側に部分的に着氷。(図 32)
Ⅲ-7-3	スピナー；先端から全面積の 50% 程に 10mm 程度のごつごつしたザラメ状着氷，中央部は脱落。他はほとんどなし。(図 33)

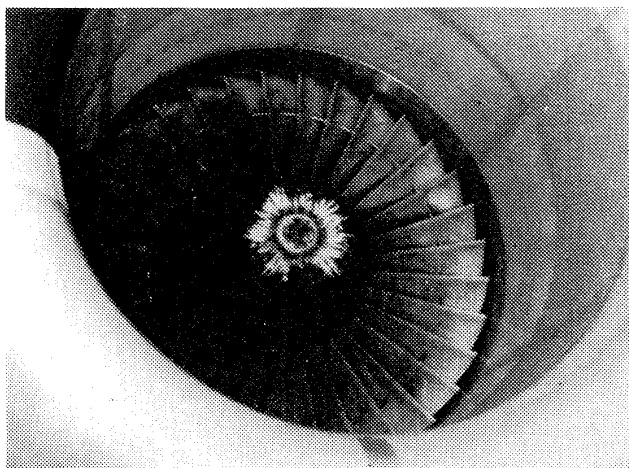


図 25 着氷状況(Ⅲ-1-1);スピナー

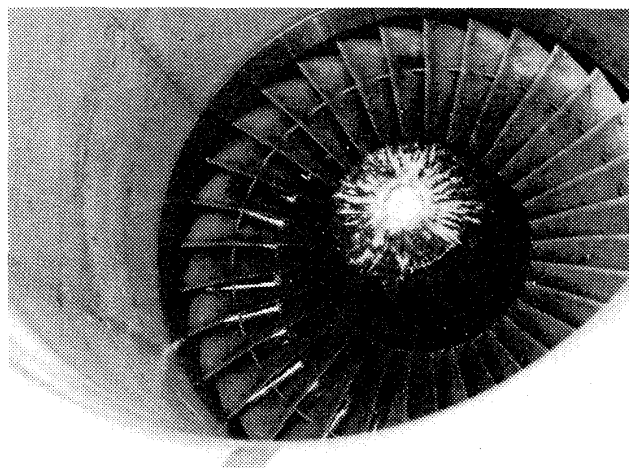


図 27(a) 着氷状況(Ⅲ-1-2);スピナー,  
アイランド

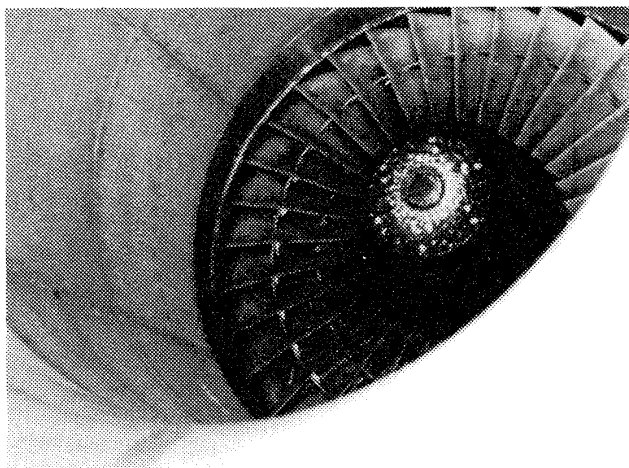


図 26(a) 着氷状況(Ⅲ-2-1);スピナー

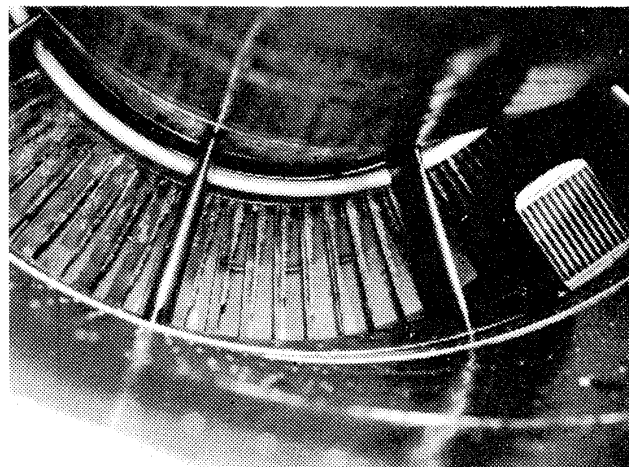


図 27(b) 着氷状況(Ⅲ-1-2);  
ファン OGV

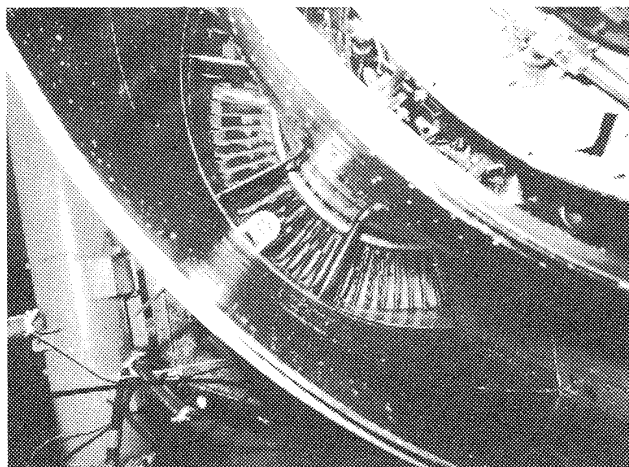


図 26(b) 着氷状況(Ⅲ-2-1);ファン OGV

ねて行ったが、本報では前者の内容についてのみまとめる。なお、エンジン着氷試験中は原則として、インテーク防水システムを作動させ、リップ部に着氷がない状態で試験した。ただし、試験ケースⅢ-4-4およびⅢ-7-2においては、意図的に防水系統

の作動を噴霧開始の1分後まで遅らせ、その間のリップへの着氷および着氷した氷片の吸込みが、エンジンの作動に悪影響を及ぼさないことの確認を行った。

試験ケースⅢ-1-1~Ⅲ-2-2は、耐空性審査要領の地上アイドル着氷試験への適合を第2回試験に続き、再度確認するためのもので、水滴直径 $d_m = 40 \mu\text{m}$ および $20 \mu\text{m}$ 、気温 $-1^\circ \sim -4^\circ\text{C}$ 、含水率 $\text{LWC} = 0.6 \sim 0.9 \text{ g/m}^3$ について、30分間のアイドル運転を行い、着氷状況点検のため一度エンジンを停止した後再起動して、アイドルからMAXまでの急加速操作を行いエンジンの正常な作動を確認した。着氷状況については別表および写真の通りである。今回は実機型インテークが装着されているため、スピナー以外の着氷状況の観察がやや困難であ

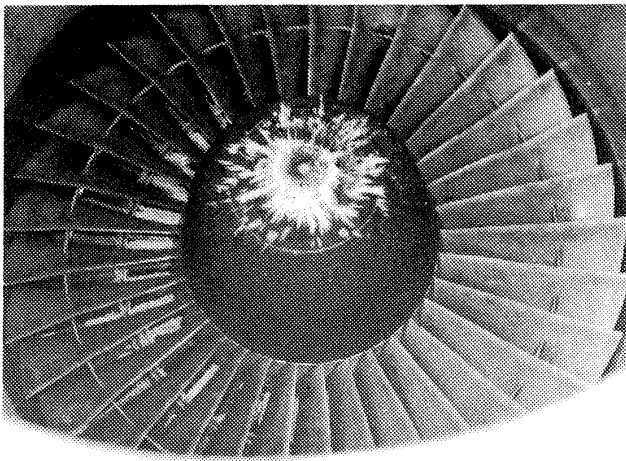


図 28(a) 着氷状況 (Ⅲ-2-2) ;  
スピナー, ISV

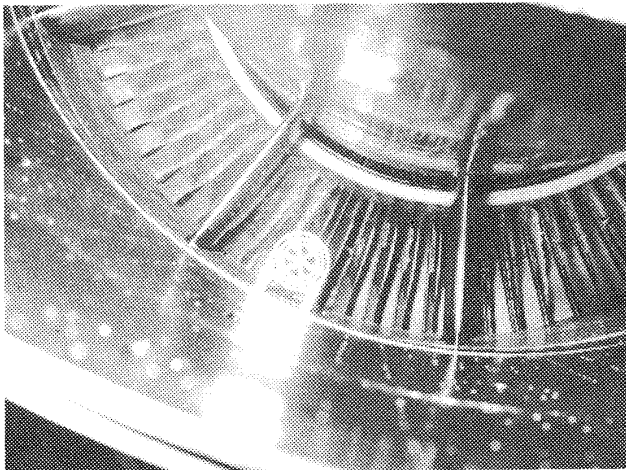


図 28(b) 着氷状況 (Ⅲ-2-2) ;  
ファン OGV

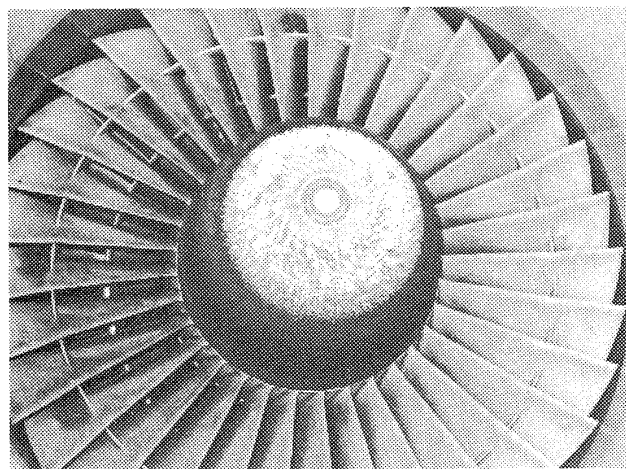


図 29 着氷状況 (Ⅲ-4-1) ; スピナー

った。

試験ケースⅢ-4-1～Ⅲ-7-3は、水滴直径  $d_m = 20 \mu\text{m}$  で、低温・高含水率の上空着氷条件下でのロイターまたはアプローチ相当運転を模擬する

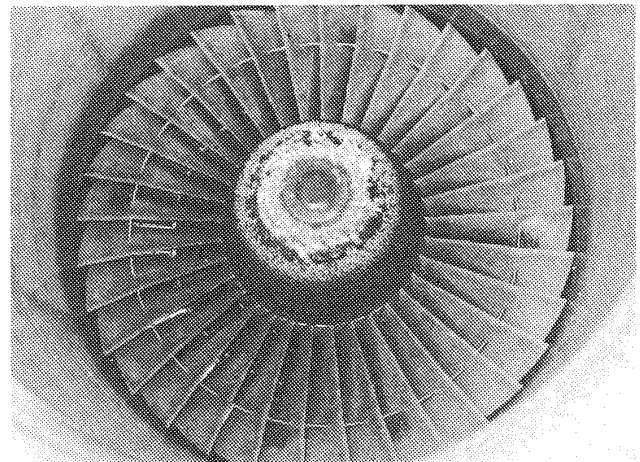


図 30 着氷状況 (Ⅲ-4-2) ; スピナー

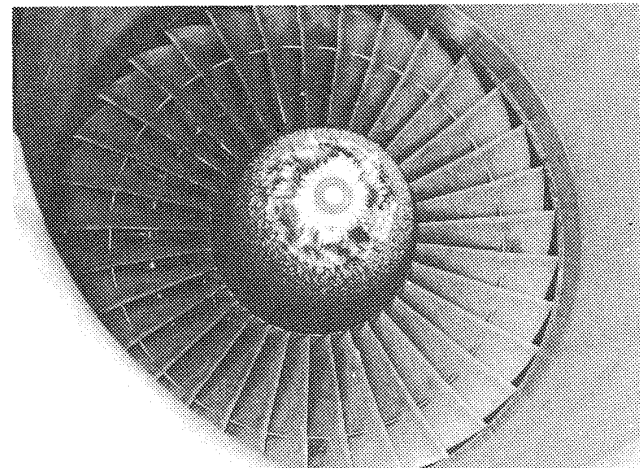


図 31 着氷状況 (Ⅲ-7-1) ; スピナー

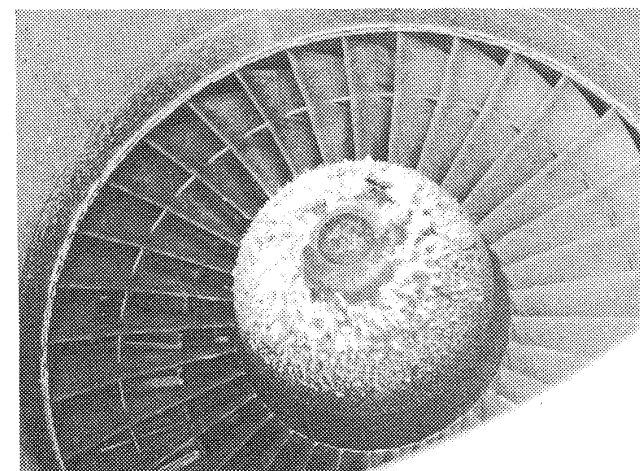


図 32 着氷状況 (Ⅲ-7-2) ; スピナー

ことを目標として行ったものであり、昭和 57 年度に予定されていた NGTE での高空着氷試験の試験条件を考慮した。着氷状況は別表および写真の通りであるが、エンジン回転が高いため、ファン動翼への着氷は少ない。着氷運転中、噴霧時間の経過とともにエンジン外殻振動が次第に増加し、着氷の離脱

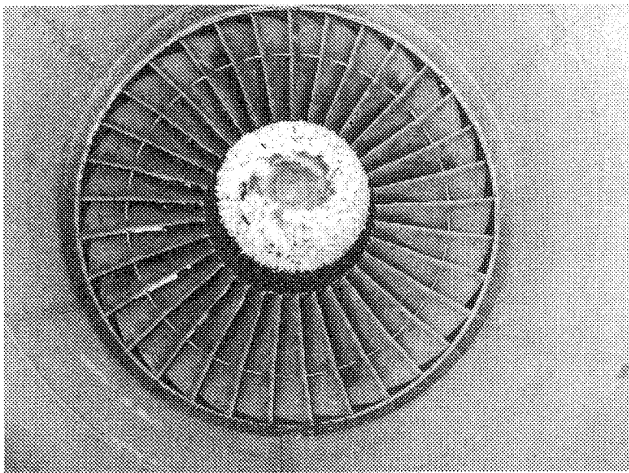
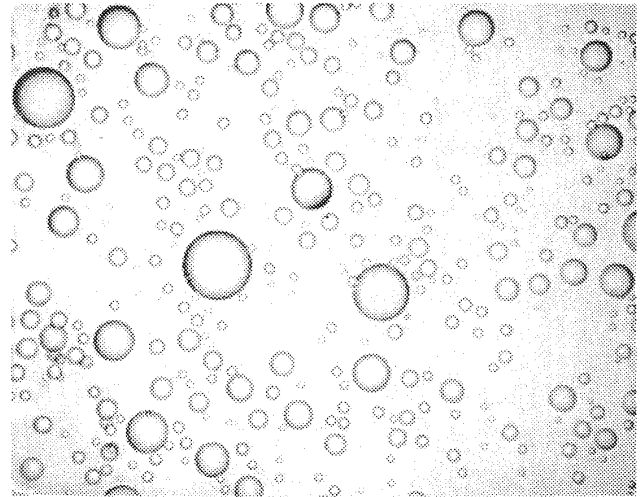
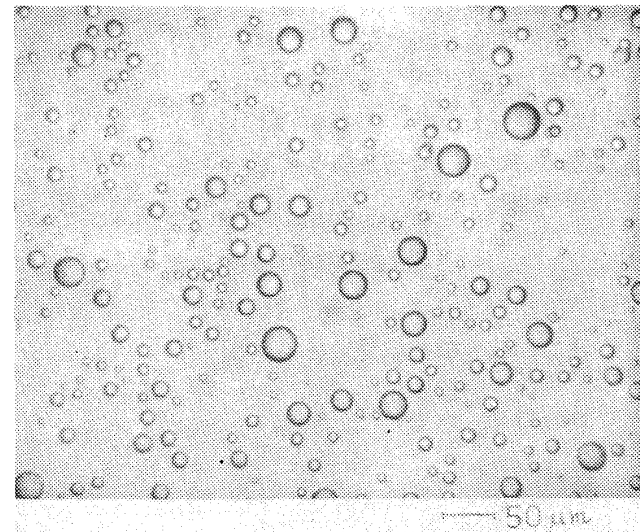


図 33 着氷状況 (Ⅲ-7-3); スピナー



(a) 試験ケースⅢ-1-1,  $d_m = 34 \mu\text{m}$



(b) 試験ケースⅢ-2-2,  $d_m = 23 \mu\text{m}$

図 35 水滴の顕微鏡写真

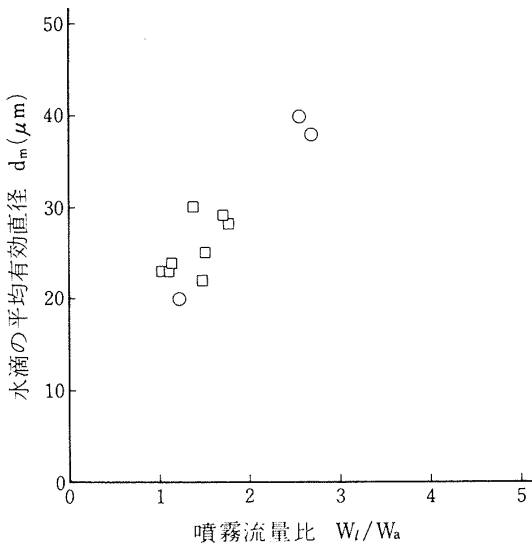


図 34 噴霧流量比と水滴の平均有効直径 (第3回試験)

(白煙状に氷がエンジン後方に飛散する)により再び低下する現象がみられたが、エンジン運転には支障は生じなかった。

今回の試験の、噴霧流量比と水滴の平均有効直径との関係を図 34 に、水滴の顕微鏡写真を図 35 に示す。

#### 4. 結 論

昭和 54 年度から 56 年度にわたって、航空宇宙技術研究所角田支所屋外エンジン運転試験場において実施した 3 回の FJR710 エンジン地上着氷試験の結果をまとめた。

第 1 回試験は FJR710/20 型エンジンを用いて、地上着氷試験の試験方法の確立を主目的として行い、その結果をもとに第 2 回試験以降の試験手順を確立

した。

第 2 回および第 3 回試験は FJR710/600 型エンジン(エンジン本体には特別の防水装置を有していない)について、それぞれベルマウス付および実機型インテーク付の形態で地上着氷試験を行い、耐空性審査要領(または FAR)の地上アイドル着氷運転の規定に適合することを実証した。また地上屋外試験の制約内で、気温  $-7^{\circ}\text{C}$ 、含水率  $2\text{g}/\text{m}^3$  までの模擬上空着氷試験を行い、エンジン運転に支障がないことを確認した。

なお、本試験は大型工業技術研究開発制度による FJR エンジンの運転研究のうち耐環境性能試験の一環として行われたもので、本報告をまとめるに当り、航空機用ジェットエンジン技術研究組合およ



び FJR710 デザインセンターの協力を得た。

### 参 考 文 献

- (1) 運輸省航空局；耐空性審査要領，第Ⅵ部。
- (2) United States Department of Transportation, Federal Aviation Administration ; Federal Aviation Regulations (FAR) Part 33.
- (3) United States Department of Transportation, Federal Aviation Administration ; Advisory Circular AC No.20-73, Aircraft Ice Protection, 1971.
- (4) United States Department of Defence ; Military Specification MIL-E-5007 D.
- (5) Civil Aviation Authority ; British Civil Airworthiness Requirements, Section C.
- (6) G.D.Pfeifer and G.P.Maier, Engineering Summary of Powerplant Icing Technical Data, FAA-RD-77-76, 1977.
- (7) Ranz, W.E. & Marshall, W.R. : Chem. Eng. Prog., 48, 141-146, 173-180 (1952).

### 付録 1 エンジン着氷試験に関する法規

#### 耐空性審査要領第Ⅶ部

##### 5-7 吸気系統の着氷

防水系統を備える発動機は，次の規定に適合しなければならない。

5-7-1 第Ⅲ部付録Cに規定する連続最大着氷気象状態及び断続最大着氷気象状態において，発動機の運用に悪影響を及ぼすか又は過度な出力又は推力の損失を招く発動機構成部品への着氷を起こすことなく，すべての飛行出力状態（緩速を含む）において運用できなければならない。

5-7-2 -1.7°C(29°F)の温度であって，平均有効直径が40ミクロンの水滴を1立法メートル中に0.6グラム含む大気中において，最も不利な条件下にある発動機防水系統のために利用可能な抽出空気を利用させても，発動機は，何らの悪影響も生ずることなく，30分間の地上緩速運転ができ，かつ，その後瞬間的に離陸出力又は離陸推力まで操作できなければならない。

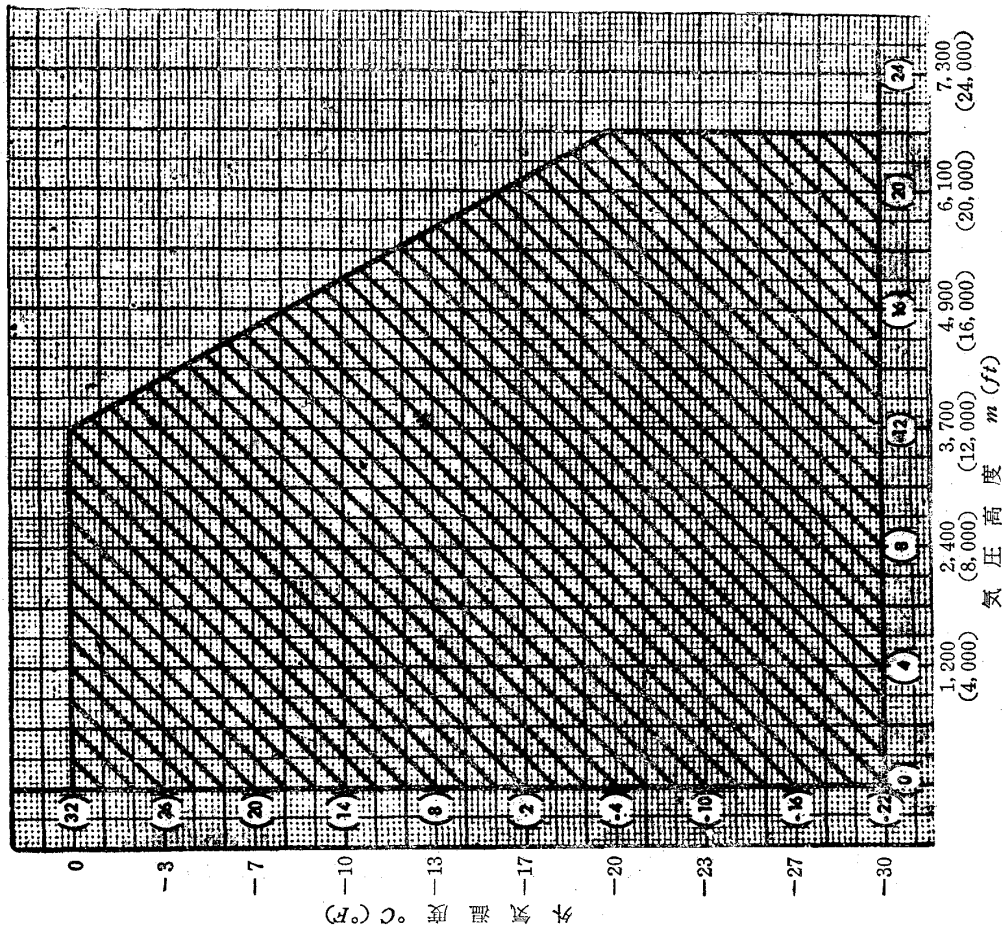
#### 同第Ⅲ部付録C

##### 1 連続最大着氷気象状態

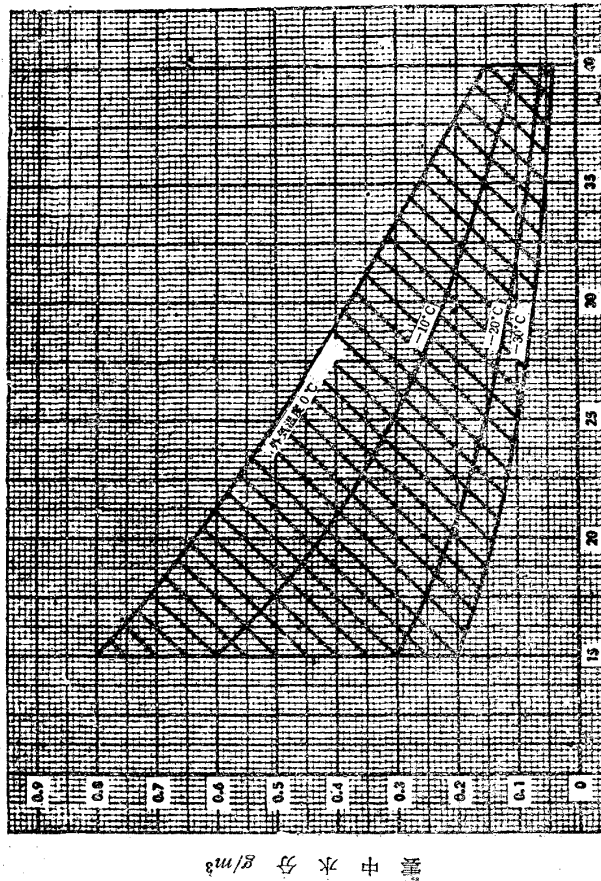
連続最大着氷気象状態とは，着氷度が雲中の水分，雲粒の平均有効直径，大気温度及び付録Cの第1図に示すこれら3変数の相互関係によって定義されるものをいう。高度と温度により表わした制限着氷包囲線は，付録Cの第2図に示す。また，雲中の水分と，粒子の直径及び高度との相互関係は，第1図及び第2図により決定される。水平距離32km(17.4M)の点以外における連続最大着氷気象状態での雲中の水分は，第1図の雲中の水分に第3図の該当倍率を乗じて決定されるものとする。

##### 2 断続最大着氷気象状態

断続最大着氷気象状態とは，着氷度が雲中の水分，雲粒の平均有効直径，大気温度及び付録Cの第4図に示すこれら3変数の相互関係によって定義されるものをいう。高度と温度により表わした制限着氷包囲線は，付録Cの第5図に示す。また，雲中の水分と，粒子の直径及び高度との相互関係は，第4図及

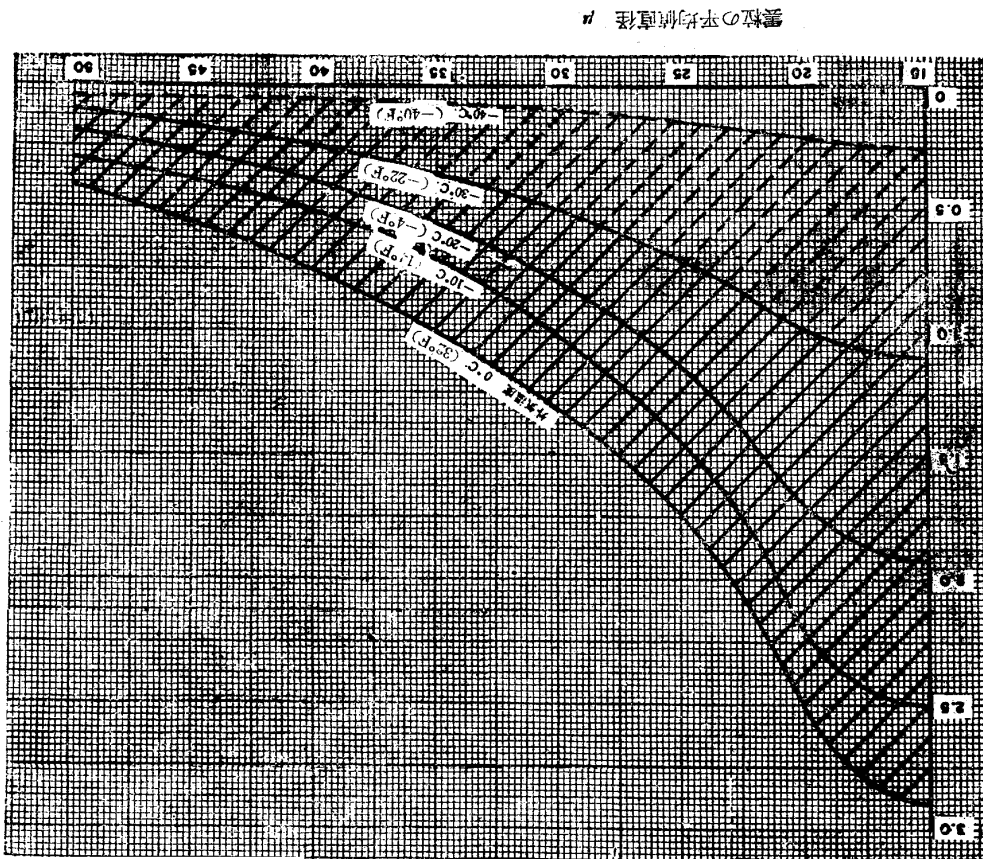


第2図 連続最大着氷気象状態(層雲)  
(外気温度……気圧高度)



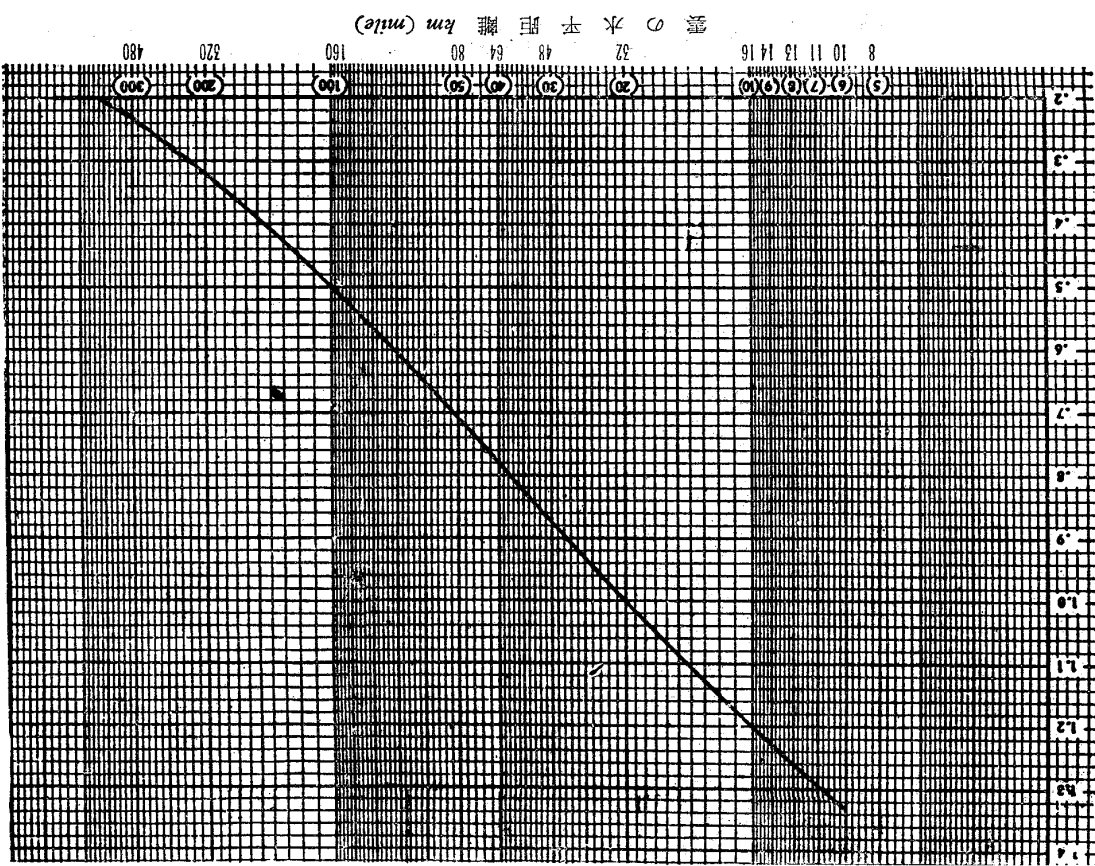
雲粒の平均直径  $\mu$   
 注 1) 気圧高度範囲 海面…6,600 m (22,000 ft)  
 2) 最大垂直距離 2,000 m (6,500 ft)  
 3) 標準水平距離 32km (20mile)

第1図 連続最大着氷気象状態(層雲)  
(雲中水分……雲粒の平均直径)



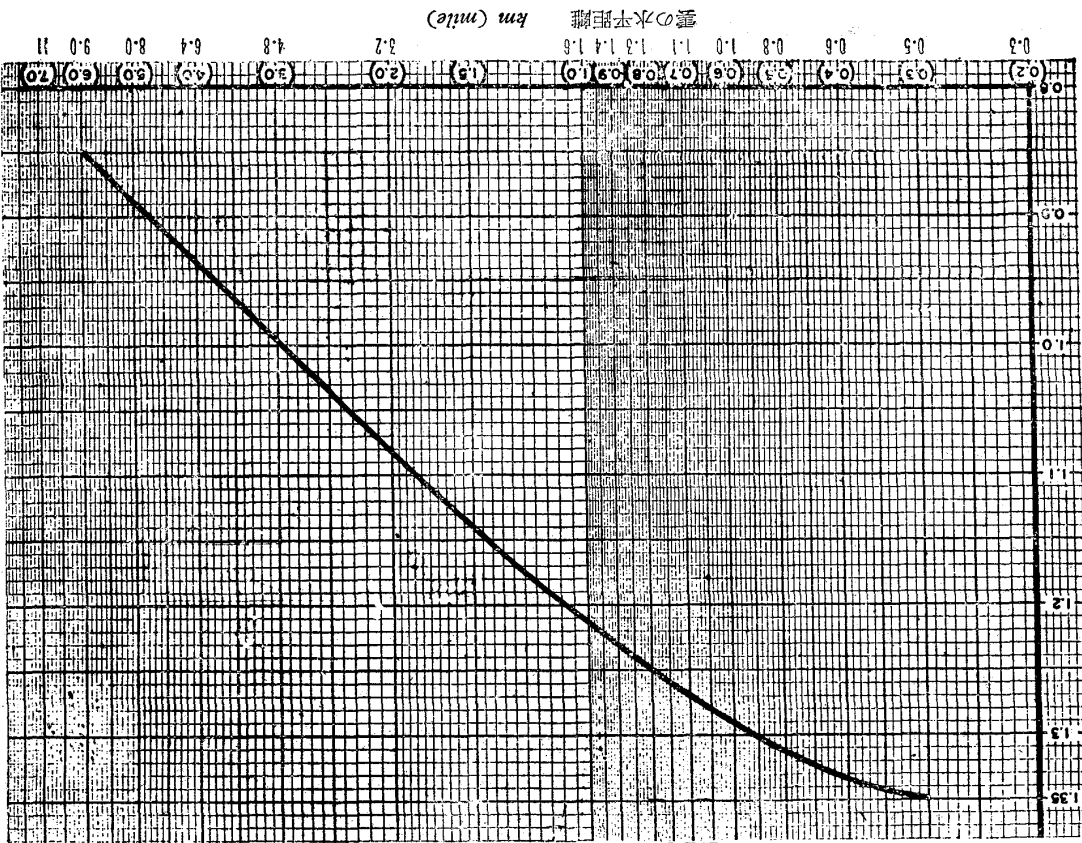
注 1) 気圧高度範囲 1,200 m (4,000 ft) ~ 6,600 m (22,000 ft)  
 2) 標準水平距離 4.8 km (3 mile)  
 3) 点線部分は可能性のある限界範囲を示す。

第 4 図 断続最大着氷気象状態 (積雲)  
 (雲中水分……雲粒の平均直径)

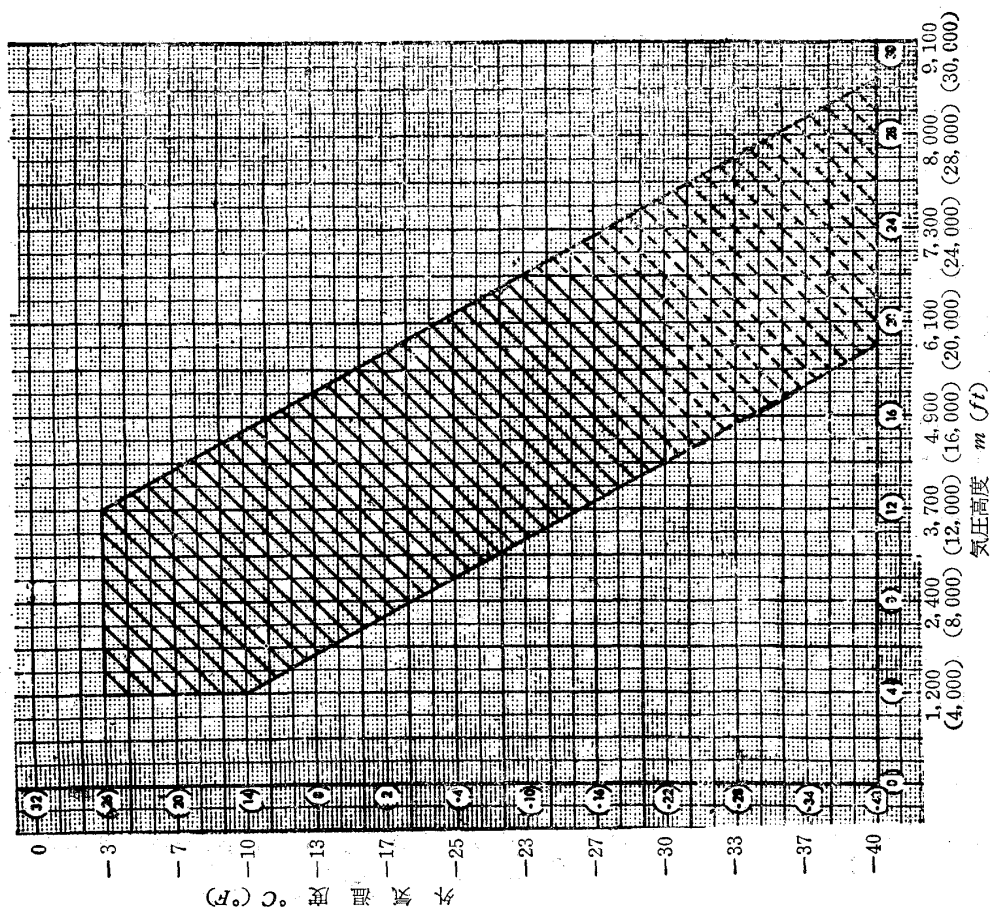


雲中水分の該当倍率 (無次元)

第 3 図 連続最大着氷気象状態 (層雲)  
 (水平距離に対する雲中水分の該当倍率)



雲中水分の該当倍率 (無次元)  
 第 6 図 断続最大着氷気象状態 (積雲)  
 (水平距離に対する雲中水分の該当倍率)



注 1) 点線部分は可能性のある限界範囲を示す。

第 5 図 断続最大着氷気象状態 (積雲)  
 (外気温度……気圧高度)

び第 5 図により決定される。水平距離 4.8km (2.6M) の点以外における断続最大着氷気象状態での雲中の水分は、第 4 図の雲中の水分に第 6 図の該当倍率を乗じて決定されるものとする。

## 付録 2 噴霧水滴の温度，蒸発度の推定

### 1. まえがき

本報に述べた防水試験においては、凍結による噴霧ノズルのつまりを防止するために、水噴霧装置に  $\sim 55^\circ\text{C}$  に加温した水を供給している。他の防水試験の例においても、同程度、あるいはそれ以上に加熱した水が噴霧されている。<sup>(6)</sup> 大気湿度が 100 % 以下ではもちろん、大気の湿度が 100 % であっても、水滴温度が大気よりも高く表面の水蒸気濃度は一様流中よりも高いので、水滴の蒸発がおこる。エンジンの吸込口に至るまでの蒸発量を評価することは、規定された含水率 (LWC) の条件の設定に有用である。また、エンジン吸込口において水滴温度が  $0^\circ\text{C}$  以下に低下し、準定常状態に達しているかどうかについても検討しておくことが必要である。実験条件に対応した条件での単一水滴の蒸発に関する計算を行い、上述の 2 点について調べたので、ここに付録としてまとめた。

### 2. モデルおよび基礎式

水滴は球形とし、内部の温度は一様とする。蒸発過程は水滴周囲の温度境界層内の熱輸送と濃度境界層内の物質輸送とによって支配されるとし、Dufour 効果による熱輸送と Soret 効果による物質輸送は無視する。水蒸気、空気およびこれらの混合気は理想気体とし、気相/液相界面での熱力学的平衡が成り立つと仮定する。

気相中の熱および物質の輸送過程を各時刻において準定常とすると、水滴の質量  $m$  と温度  $T_l$  の時間変化はフィルム理論 (図 A-1) によると、つぎのように表わされる。

$$\frac{dm}{dt} = -\pi d^2 h_m \cdot \frac{x_s - x_\infty}{1 - x_s} \quad (1)$$

$$m C_l \frac{dT_l}{dt} = \pi d^2 h_t (T_a - T_l) + L \frac{dm}{dt} \quad (2)$$

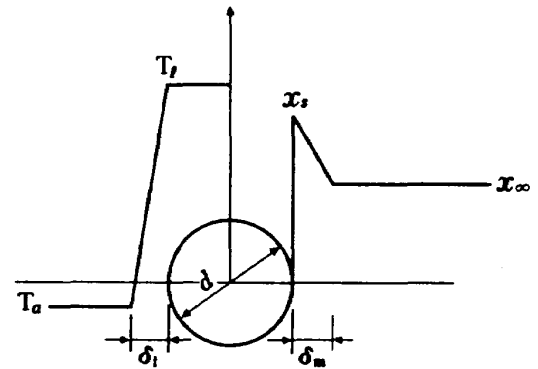


図 A-1 水滴の蒸発モデル  
( $\delta_t, \delta_m$ : 温度, 濃度境界層の厚さ)

ここで、 $d, T_l$  は水滴の直径と温度、 $C_l, L$  は水の比熱と気化熱である。 $x_s, x_\infty$  は水滴表面と一様流中の水蒸気濃度であり、 $T_a$  は主流温度である。

(1) および (2) 式の  $h_m$  と  $h_t$  は、それぞれ物質輸送係数と熱伝達率であるが、フィルムの混合気の熱伝導率  $\lambda_f$  と拡散係数  $D$ 、密度  $\rho_f$  により、シャーウッド数  $Sh$ 、ヌッセルト数  $N_u$  と次式で関係づけられる。

$$h_m = \rho_f D S_h / d$$

$$h_t = \lambda_f N_u / d$$

球に対する  $N_u$  と  $Sh$  は Ranz & Marshall<sup>(7)</sup> によると

$$N_u = 2.0 + 0.6 Re^{1/2} Pr^{1/3}$$

$$Sh = 2.0 + 0.6 Re^{1/2} Sc^{1/3}$$

ここで、 $Re, Sc, Pr$  はレイノルズ数、シュミット数、プラントル数である。

水滴の運動方程式は重力項を無視すると次式で与えられる。

$$m \frac{dv}{dt} = \frac{1}{2} \rho_a \left(\frac{d}{2}\right)^2 \pi C_D |V_a - v| (V_a - v) \quad (3)$$

ここで、 $v, V_a$  は液滴および一様流の速度、 $C_D$  は抗力係数である。物質輸送を伴う球の抗力係数は、固体球の抗力係数  $C_{D0}$  よりも小さく、次式で表わされることが知られている。

$$C_D = C_{D0} / (1 + B_m)$$

ここで、 $B_m$  は Spalding の Mass Transfer No である。なお、本実験条件での  $Re$  の範囲では、ストークスの式

$$C_{D0} = 24 / Re$$

が適用できる。また、 $B_m$  を評価すると 1 に比べ十分に小さいので、 $C_D = C_{D0}$  とすることができる。

(1)~(3)の微分方程式を連立し、初期条件のもとに

数値解析することによって液滴の温度、質量(直径)および速度を時間あるいは距離の関数として求めることができる。

なお(2)式の右辺第2項を無視し、 $N_w = 2.0$  ( $R_e \rightarrow 0$ )とすると、(2)式は

$$\frac{dT_l}{dt} = \frac{12\lambda}{d^2 \rho_l C_l} (T_a - T_l) \quad (4)$$

となり、初期条件  $T_l = T_{l0}$  ( $t=0$ ) とおくと

$$\frac{T_l - T_a}{T_{l0} - T_a} = \exp\left(-\frac{t}{\tau_1}\right)$$

$$\tau_1 = \frac{d^2 \rho_l C_l}{12\lambda}$$

(3)式についても  $m = m_0$  で一定とすると(4)と類似の解

$$\frac{V_a - v}{V_a - v_0} = \exp\left(-\frac{t}{\tau_2}\right) \quad \tau_2 = \frac{d^2}{36} \cdot \frac{\rho_l}{\rho_a} \cdot \frac{\mu_a}{\rho_a}$$

が得られる。 $\tau_1$ 、 $\tau_2$  は温度および速度の緩和時間であるが、 $0^\circ\text{C}$ における物性値により $\tau_1$ 、 $\tau_2$ の大きさを評価すると、 $\tau_1/\tau_2 \approx 500$  になり、液滴が流れに追従するのは温度の追従よりもきわめて速い現象であることがわかる。

数値計算においては、時間きざみを変化させる方法を取り、その初期値は速度の緩和時間の1/50に設定し、1回ごとに1.05倍とした。なお計算の妥当性は物性値を一定とするとともに、(1)~(3)の各式

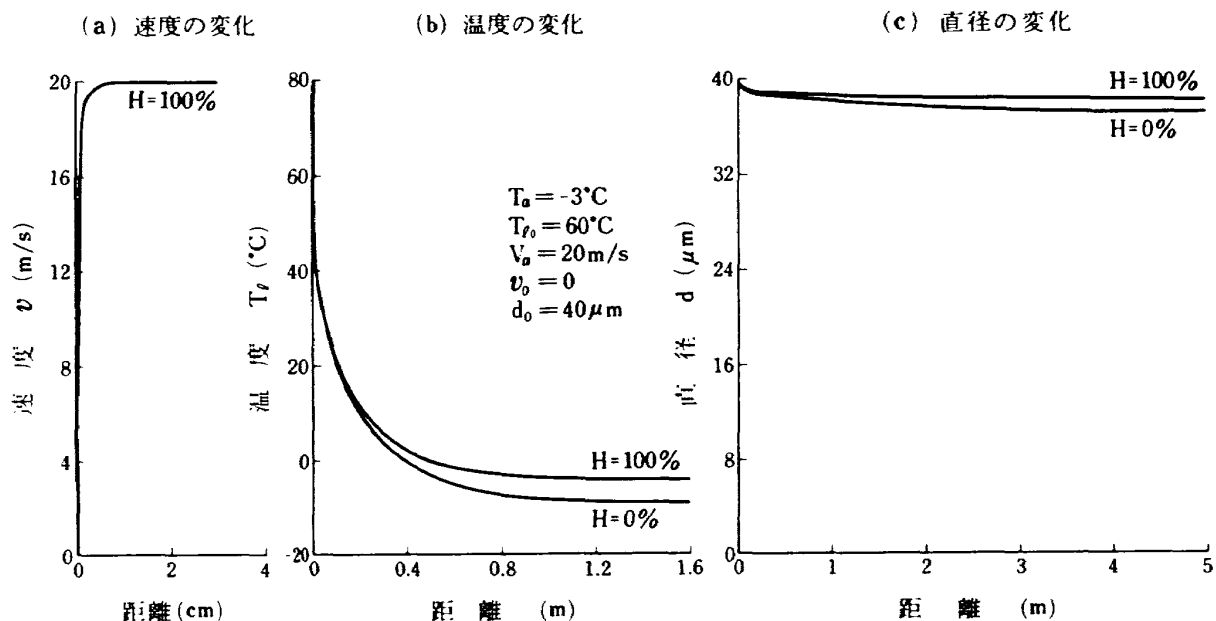
が独立するような条件のもとでの数値解と解析解とを比較することにより検討した。

### 3. 計算例

実際の現象を厳密に取扱うことは困難であるし、この計算の目的とするところでもないので、一様な流れの中に置かれた初期速度零の単一の水滴が、加速されながら蒸発する場合について計算した。実験における代表的な気流条件に対応させ流速  $20\text{m/s}$ 、温度  $-3^\circ\text{C}$  とし、水滴の初期温度は実際よりも  $5 \sim 6^\circ\text{C}$  高い  $60^\circ\text{C}$  とし、蒸発割合や水滴温度変化に及ぼす粒径、湿度の影響を調べた。

図A-2は初期粒径  $40\mu\text{m}$  の水滴の温度、粒径および速度の変化する様子を示したものである。水滴の速度は約  $1\text{cm}$  程で一様流速と一致することが予測される。水滴の温度が大気温度に等しくなるのは、これよりもはるか下流、約  $1.5\text{m}$  の位置であるが、エンジンと噴霧ノズルとの距離が約  $5.5\text{m}$  であることを考えると、十分な確かさで水滴と大気との平衡が成り立っていると言えよう。水滴の温度および直径変化に及ぼす一様流の相対湿度の影響を図A-3(b)、(c)に示した。相対湿度が低いほど蒸発率が大きいので、温度の低下するの速く、準定常状態での水滴温度と大気温度との差も大きい。

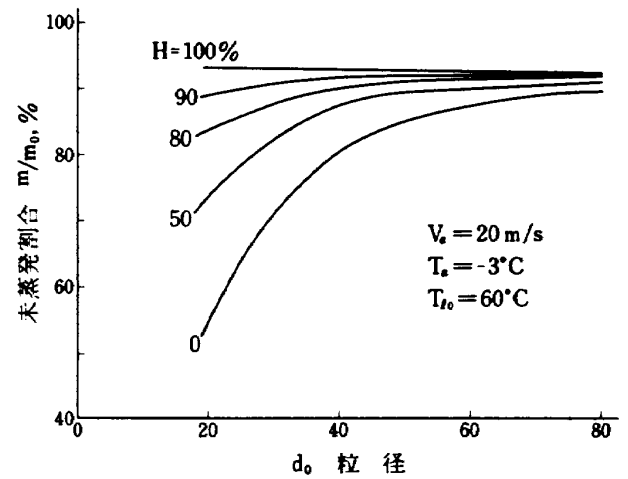
初期粒径  $80\mu\text{m}$  までの水滴について同様の計算を



図A-2 初期直径  $40\mu\text{m}$  の水滴の速度、温度、直径の変化

行い、エンジン吸込口における未蒸発割合に及ぼす初期粒径および湿度の影響を示したのが図A-3である。相対湿度が80%を切ると $20\mu\text{m}$ 以下の微小粒子の蒸発割合が急増し、エンジン入口でのLWCは噴霧装置出口での値よりもかなり低下する。90%以上の場合には $20\sim 80\mu\text{m}$ にわたって蒸発割合の変化は小さく、7~11%程度が蒸発しているにすぎない。

なお上記数値計算において、水、水蒸気、空気等の物性値は温度および圧力の関数として一般的なものを用い、混合気の物性値も理想気体としての通常の関係式により算出した。



図A-3 未蒸発割合と湿度および粒径との関係

---

## 航空宇宙技術研究所資料498号

昭和58年3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1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---



