

2022（令和4）年度 修士学位論文

ファンの空力計測と着氷試験

Fan Aerodynamic Measurements and Icing Tests

2023年3月3日

高知工科大学大学院 工学研究科基盤工学専攻
航空宇宙工学コース

1255035 武田 明樹

指導教員 野崎 理, 荻野 要介

目次

第1章	序論	1
1.1	研究背景	1
1.1.1	着氷現象	1
1.1.2	航空機への着氷	1
1.1.3	ジェットエンジンへの着氷	3
1.2	先行研究	4
1.3	研究目的	7
第2章	着氷噴霧ノズルの粒子径計測	7
2.1	試験装置	7
2.2	試験方法	9
2.3	試験条件	10
2.4	結果	10
第3章	着氷ファン模型の空力計測	12
3.1	試験装置	12
3.2	試験条件	15

3.3 結果・考察	15
第4章 回転翼供試体回転時の着氷試験	21
4.1 動翼の違いによる着氷特性.....	22
4.1.1 試験条件.....	22
4.1.2 結果・考察	23
4.2 全試験条件結果と比較	25
第5章 オープンロータ形態と動静翼形態での着氷試験の比較	48
5.1 試験方法.....	49
5.2 結果・考察	50
第6章 結言.....	51
第7章 今後の方向性	52
参考文献	52
謝辞.....	53

第1章 序論

1.1 研究背景

本研究は、航空エンジンの新たな棒状表システムの提案を目的として、航空エンジンファンの動静翼形態を模した模型の空力特性把握、及びファン回転時の着氷特性を確認するために行った実験的研究である。

ここでは、実験背景となる着氷現象の概要と航空機への着氷、先行研究について述べる。

1.1.1 着氷現象

「着氷」現象とは、空気中の過冷却液滴が物体に衝突することにより、物体表面に表層を形成する現象のことである。着氷は温度、液滴径の違いにより大きく2つの分類に分けられる。1つ目は「霧氷」であり、温度が低く液滴径が小さい場合に発生しやすい。もう1つは「雨氷」であり、温度が高く液滴径が大きい場合に発生しやすい。後者は衝突後すぐに凍結せず表層が下流に成長していく「ランバック着氷」が起こりやすく、また気泡を含まず透明な氷となる。(Fig.1.1)



Fig.1.1 着氷のイメージ (左：霧氷^[1] 右：雨氷^[2])

1.1.2 航空機への着氷

航空機への着氷は Fig.1.2 に示すように機首、計器類、主翼、尾翼、エンジンなど航空機の上流側で発生しやすいことが知られており、重大な事故を引き起こす原因となる。

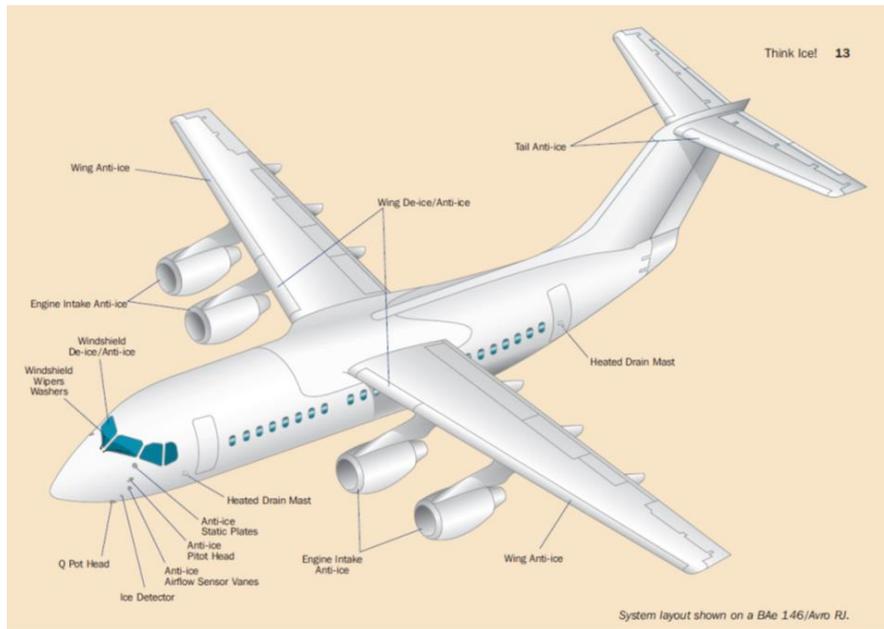


Fig.1.2 航空機の着氷しやすい場所^[3]

これらの着氷の対策として、着氷が発生させない、させにくくする「防氷」技術と、着氷を取り除く「除氷」技術がある。具体的な着氷の例と対策技術を以下に示す。

Fig.1.3 のような主翼への着氷は、氷による抗力の増加や揚力の減少の原因となる。この対策として、Fig.1.4 に示す防氷ブーツと呼ばれる技術が主に用いられる。これは主翼前縁のラバーブーツと呼ばれる部品をエンジンからの排気により膨らませ、氷を破壊するものである。



Fig.1.3 主翼への着氷^[4]

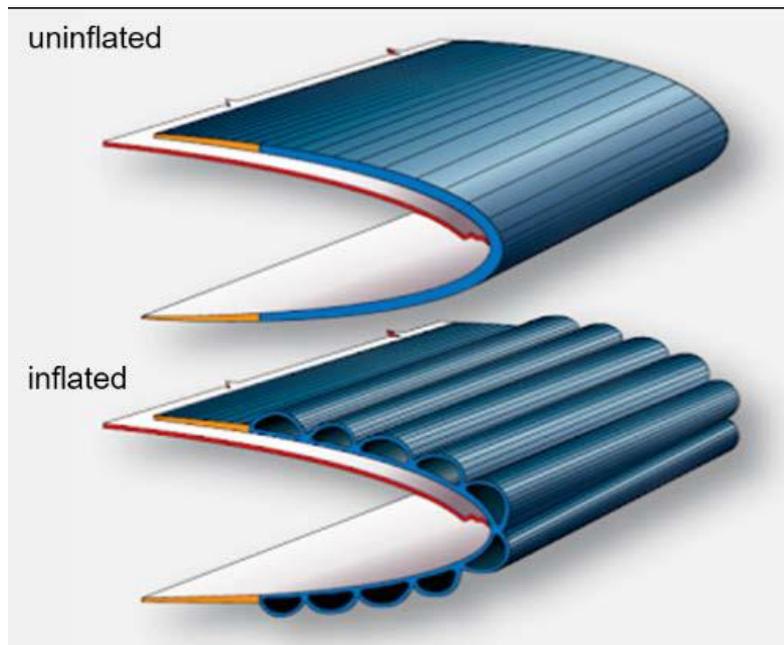


Fig.1.4 防氷ブーツ^[5]

1.1.3 ジェットエンジンへの着氷

特にジェットエンジンへの着氷は、空気流路の狭窄や、空力性能の低下、離脱した着氷による下流要素の損傷を引き起こす。これらの着氷は主にエンジン上流側の要素（スピナー、エンジンカウル、ファンブレード、圧縮機前段など）で起こることが知られている。エンジンへの着氷対策は Fig.1.5, Fig.1.6 に示すような電熱ヒータ、ブリードエアシステムが知られている。しかしファンブレードはその薄い形状、厳しい強度要求から、上記の着氷対策が行われていない現状がある。

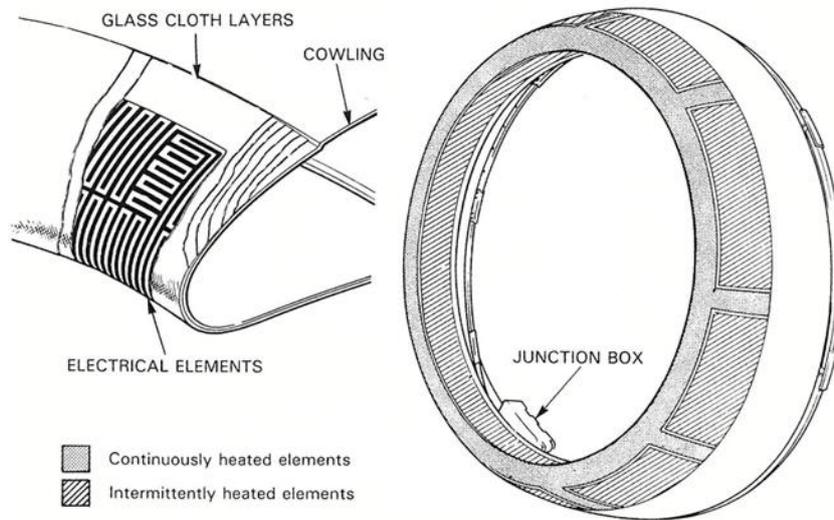


Fig.1.5 電熱ヒータ [6]

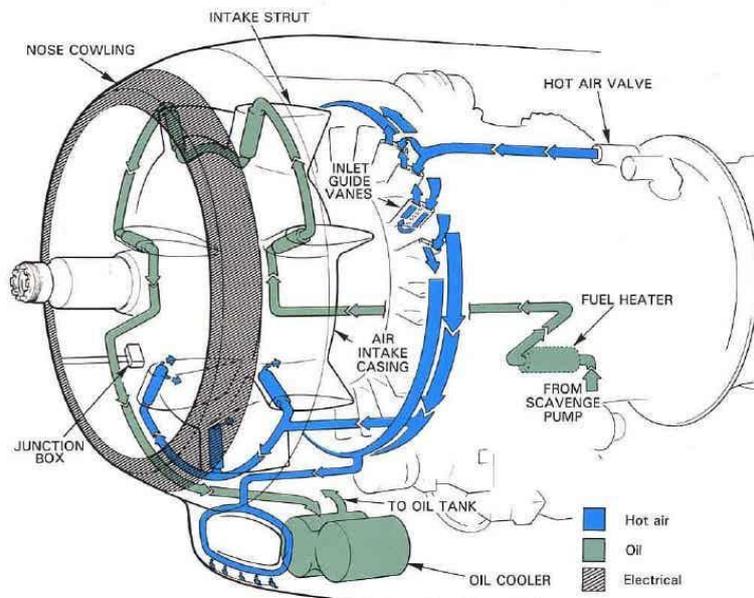


Fig.1.6 ブリードエアシステム [6]

1.2 先行研究

ファンブレードの主な構成素材である CFRP (炭素繊維強化プラスチック) は図 1.7 のように内部に導電性の炭素繊維が含まれている。本研究は、この炭素繊維に通電することで得られる抵抗加熱を用いてファンブレードを加熱し着氷対策を行うことを目指している。

先行研究では、宇宙航空研究開発機構が所有する着氷風洞 (Fig.1.8) を使用し、Fig.1.9 に示す平板翼 CFRP 供試体に通電し防水ができること (Fig.1.10)、通電層選択を行うことで

前縁のみ、正圧面のみといった着氷が多い部位の積極的な加熱ができること (Fig.1.11) を確認した。

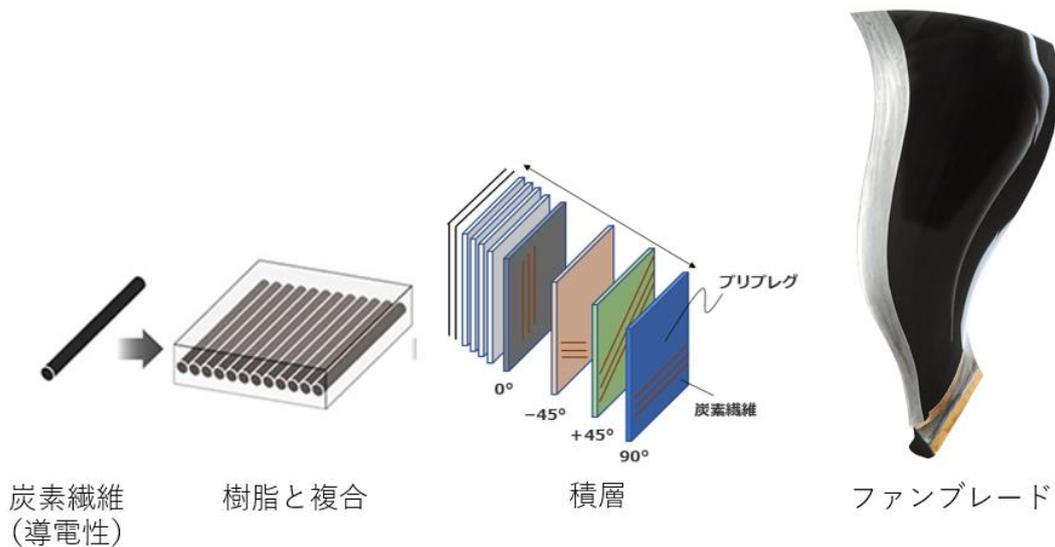


Fig.1.7 ファンブレードの構成^{[7][8]}

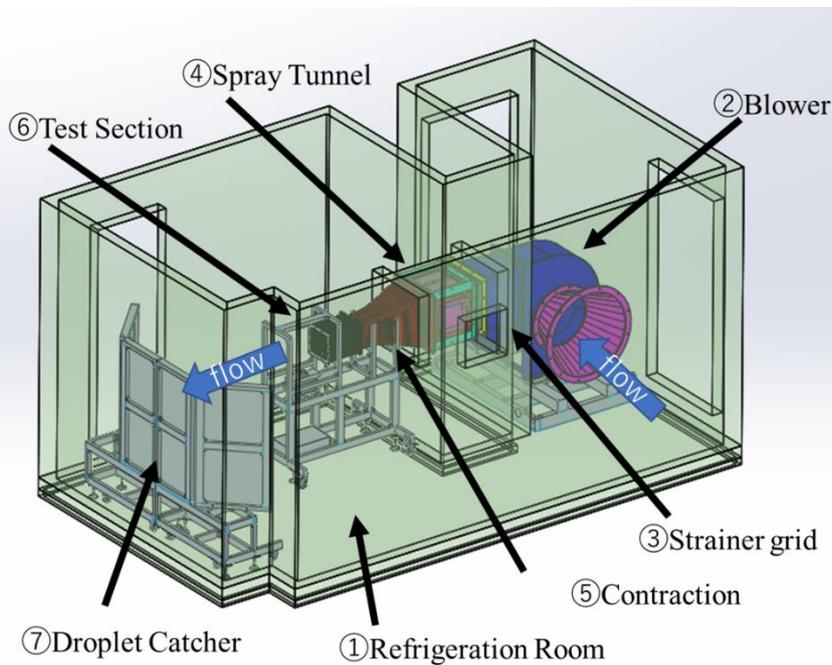


Fig.1.8 着氷風洞

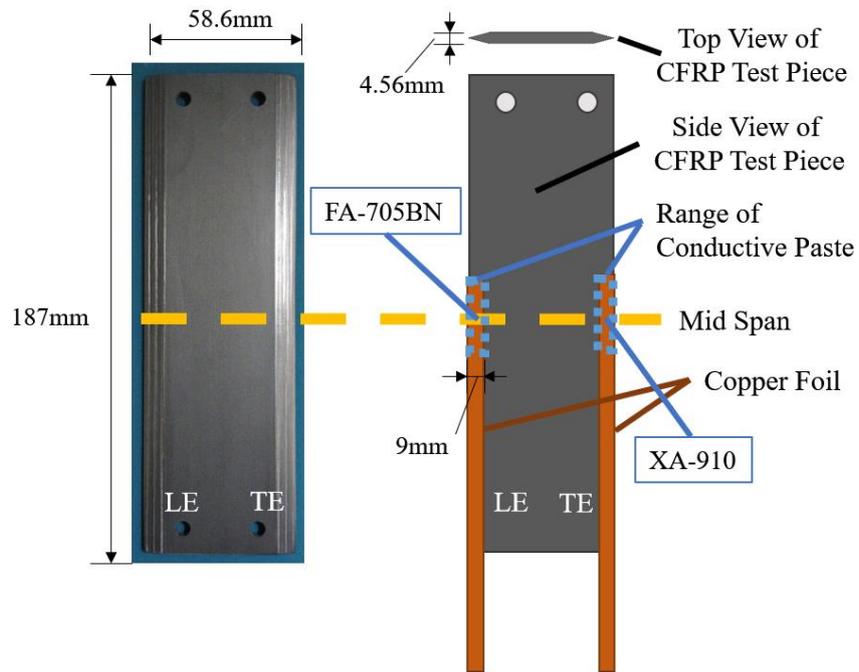


Fig.1.9 平板翼 CFRP 供試体[9]

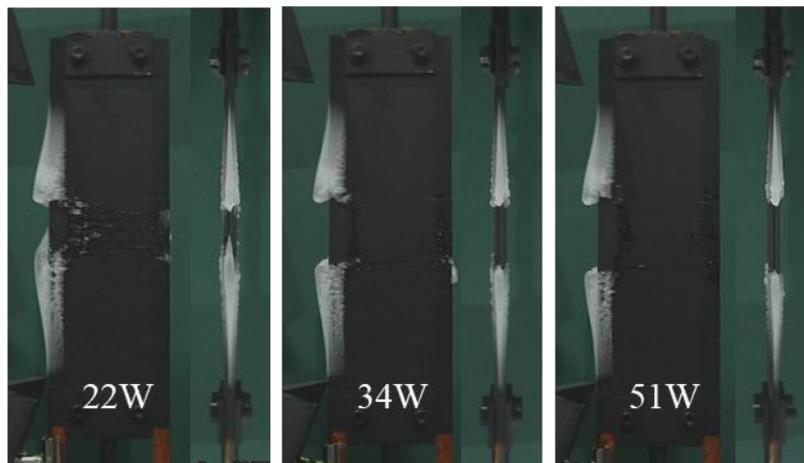


Fig.1.10 通電時着氷形状の例[9]

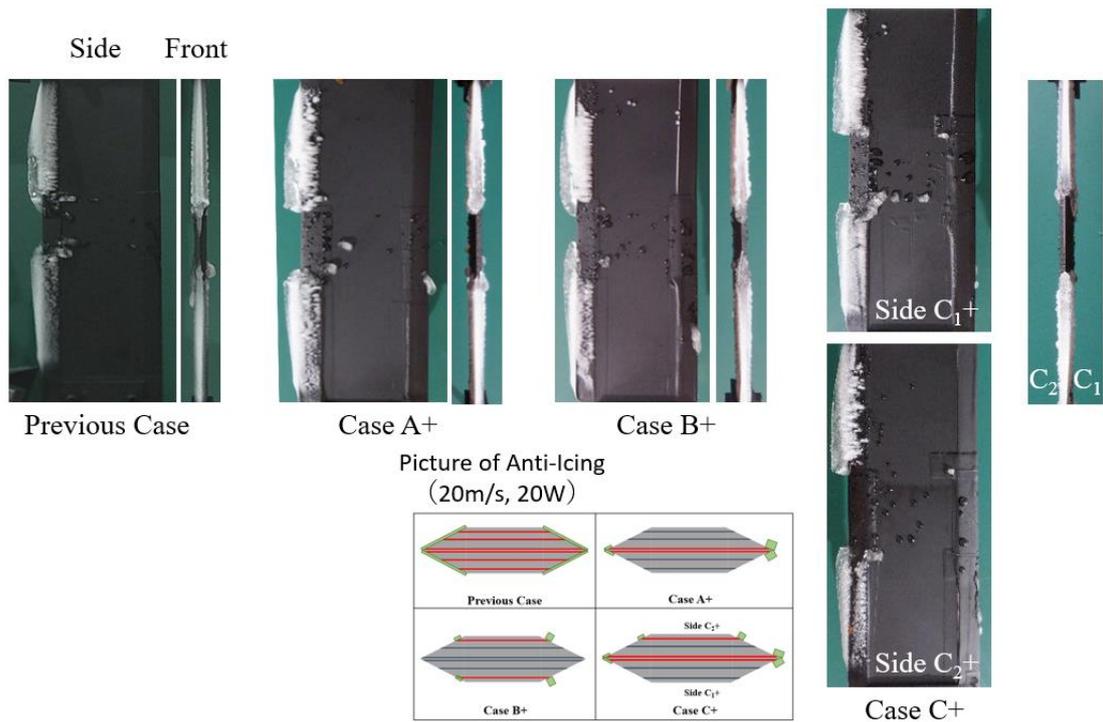


Fig.1.11 通電層選択時の着氷形状の例

1.3 研究目的

本研究は、最終目的を抵抗加熱による CFRP 製ファンブレードの防除氷システムの提案とし、先行研究の平板翼防氷試験の結果を回転翼でも確認できるための足掛かりとして、①回転翼供試体の空力計測、②回転翼供試体の着氷試験、③着氷試験結果と着氷計算結果の比較を行う。

第 2 章 着氷噴霧ノズルの粒子径計測

回転供試体での着氷試験を行うにあたり、液滴径をコントロールできる気液 2 流体噴霧ノズルの使用が必要であり、その特性の把握が必要である。この章では、シャドウグラフ試験による噴霧ノズルの液滴径計測結果を示す。

2.1 試験装置

使用した噴霧ノズルを Fig.2.1.1 に示す。シャドウグラフ試験装置を Fig.2.1.2 に示す。その他試験装置を Table 2.1.1 にまとめる。

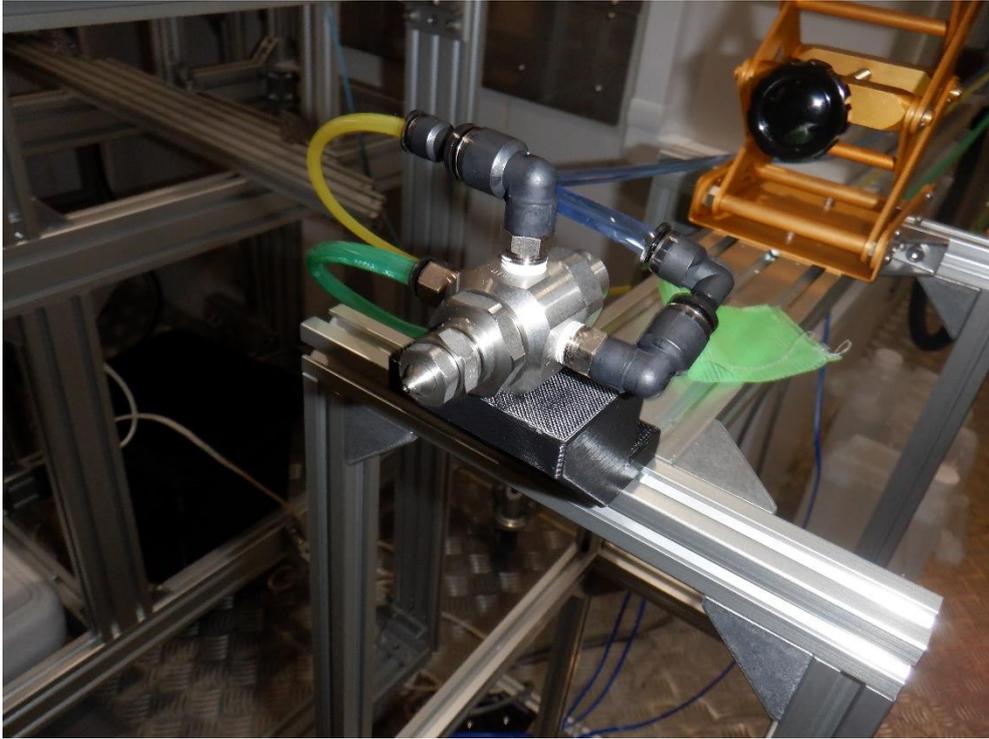


Fig.2.1.1 いけうち製 噴霧ノズル



Fig.2.1.2 シャドウグラフ試験

Table2.1.1 シャドウグラフ試験 試験装置

噴霧系	噴霧ノズル	いけうち BIMJ 2002 S303+SPB S303
レーザー	ダブルパルス YAG レーザー	Litron Lasers LPU 450
カメラ	ハイスピードシャッターカメラ	pco.1600
	レンズ	HIROX CX-5040SZ
	タイミングコントローラ	LabSmith LC880
計測ソフト	撮影ソフトウェア	Koncerto II
	解析ソフトウェア	SpeedView750

2.2 試験方法

液滴を噴霧し、レーザーによって映し出された液滴の影 (Fig.2.2.1) を高速カメラにより撮影、画像解析ソフト Speed View 750 により液滴径計測を行った。

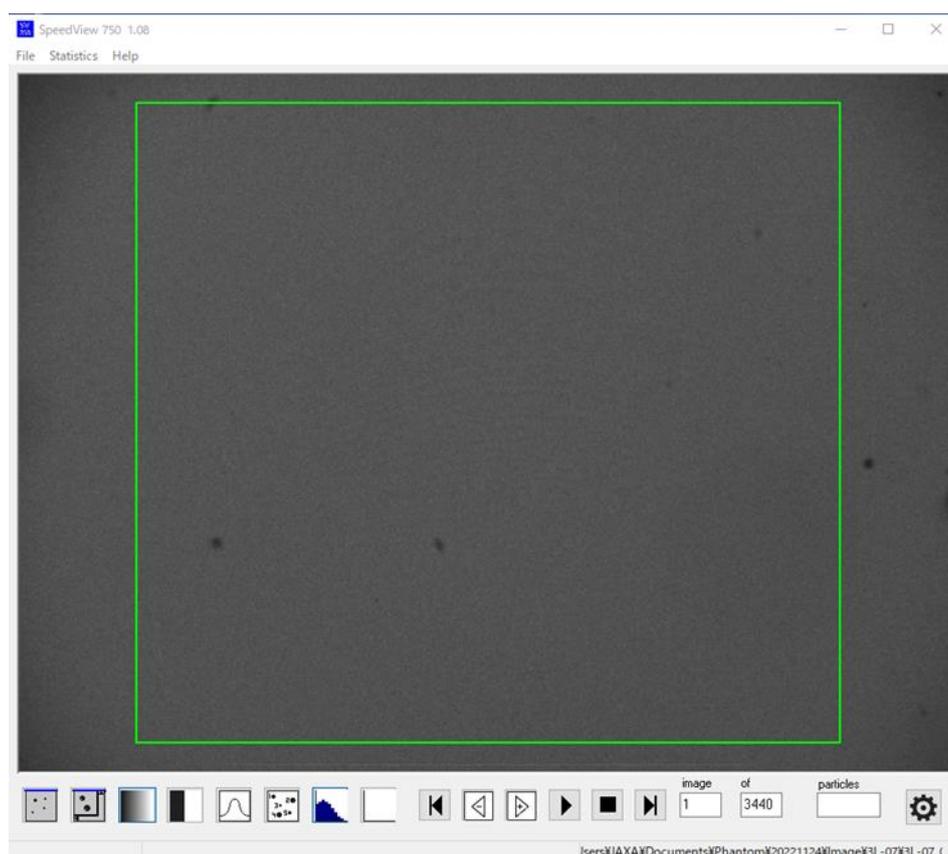


Fig.2.2.1 シャドウグラフ撮影画像例

2.3 試験条件

液滴径 3, 4L/h で 5 パターンの計測を行った。

Table2.3.1 シャドウグラフ試験条件

流量	試験条件	[kPa]	
		空気圧	液圧
3L/h	3L-00	500	270
	3L-03'	450	250
	3L-07	320	180
4L/h	4L-01	500	300
	4L-06	320	200

2.4 結果

結果を Fig.2.4.1, Fig.2.4.2, Table 2.4.1 に示す。着氷に関する研究において主に用いられるのは、体積中央径 MVD (Median Volume Diameter) である。(式 (2.4.1)) しかし、カタログに示される計測値はザウター径となっており、比較のために計測結果でもザウター径を算出した。

計測結果を Fig.2.4.1, 2.4.2 に示す。ザウター径の比較では、計測値とカタログ値がほぼ同じ値を取っていることから、水流量 3L/h 条件では 17, 33, 39 μ m, 水流量 4L/h 条件では 33, 39 μ m を使用し、着氷試験を行うこととした。

$$n \cdot \frac{4}{3} \pi \left(\frac{MVD}{2} \right)^3 = \sum V_n$$

$$\therefore MVD = \sqrt[3]{\frac{6}{n\pi} \cdot \sum V_n} \quad (2.4.1)$$

MVD：体積中央径, n ：粒子の合計数, V_n ：各粒子の体積

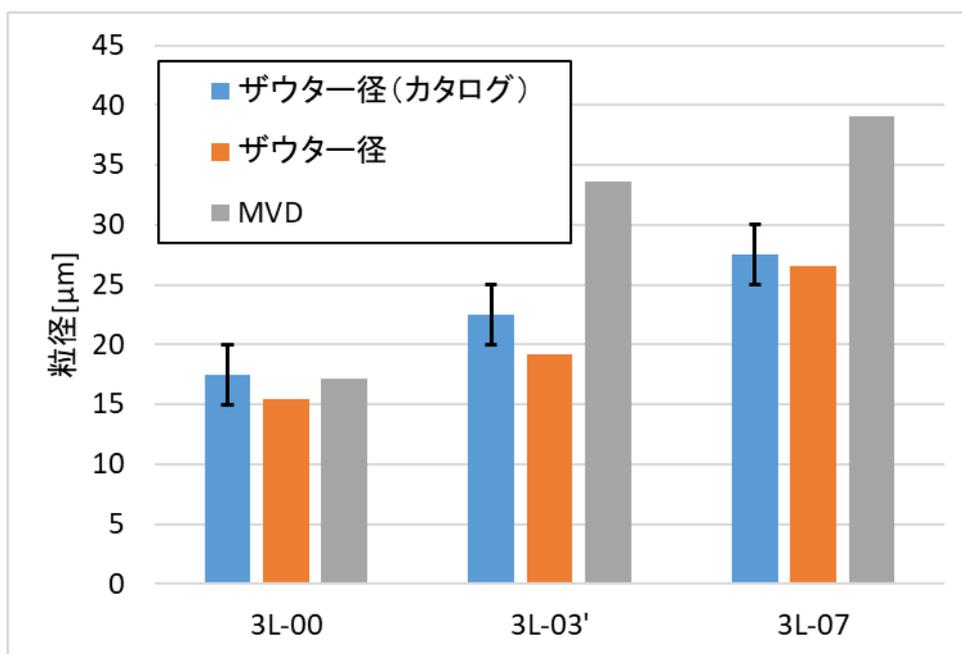


Fig.2.4.1 流量 3L/h の液滴径比較

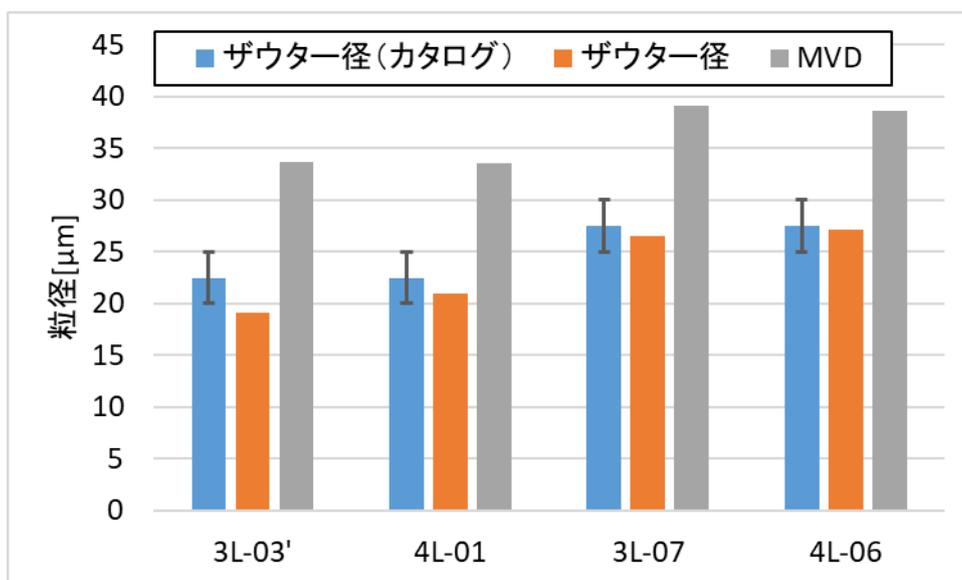


Fig.2.4.2 等しい粒径の液滴径比較

Table 2.4.1 シャドウグラフ試験結果

流量	試験条件	[kPa]		[μm]		
		空気圧	液圧	ザウター径 (カタログ値)	ザウター径	MVD
3L/h	3L-00	500	270	15-20	15.44	17.12
	3L-03'	450	250	20-25	19.17	33.63
	3L-07	320	180	25-30	26.54	39.07
4L/h	4L-01	500	300	20-25	20.93	33.52
	4L-06	320	200	25-30	27.15	38.67

第3章 着氷ファン模型の空力計測

今後着氷試験，防除氷試験に使用する回転翼供試体試験装置を製作し，空力特性把握のため，流速計測，壁圧計測を行った。

3.1 試験装置

本試験は 3D プリンタでつくられた PLA 樹脂製の回転翼供試体試験装置を使用した。(Fig.3.1.1) 試験装置は Fig.3.1.2 のような内部構造となっている。また，側面には壁圧，流速を測るための穴が開いており，これらを使用し空力計測を行った。(Fig.3.1.3, 3.1.4)

回転部はノーズコーンと動翼となっており，動翼の種類として 3 枚の連続したブレードが対角線上にある「部分翼」は，今後 CFRP で作成し通電する際に使用する電力に限界があること，使用したモータの最大トルクでは全周翼を設計回転数である 5000rpm で回転試験ができないことから，今後の試験で主に使用する目的で作成した。本章，第 4 章では部分翼が回転試験，着氷試験，防除氷試験に使用可能かについても議論する。



Fig. 3.1.1 回転翼供試体試験装置

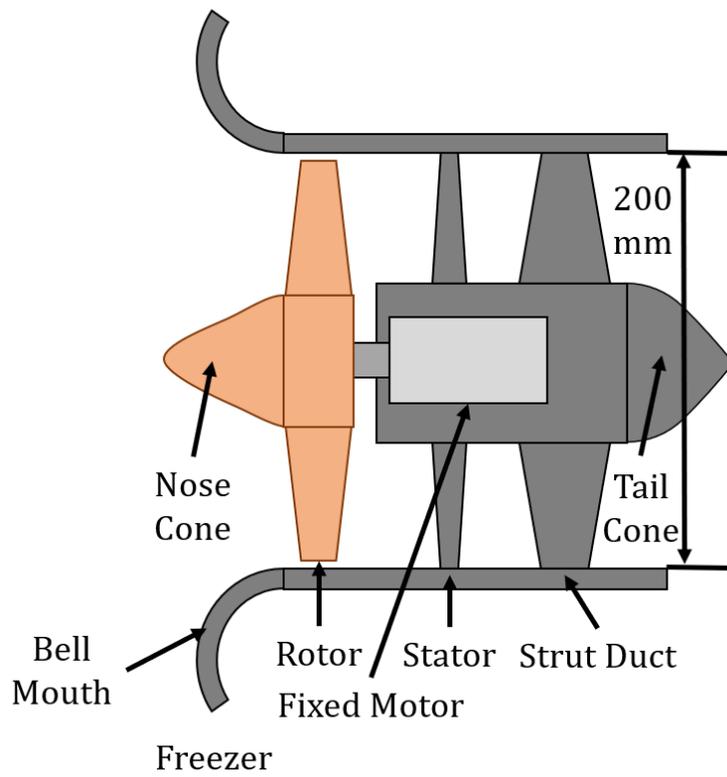


Fig.3.1.2 試験装置内部構造

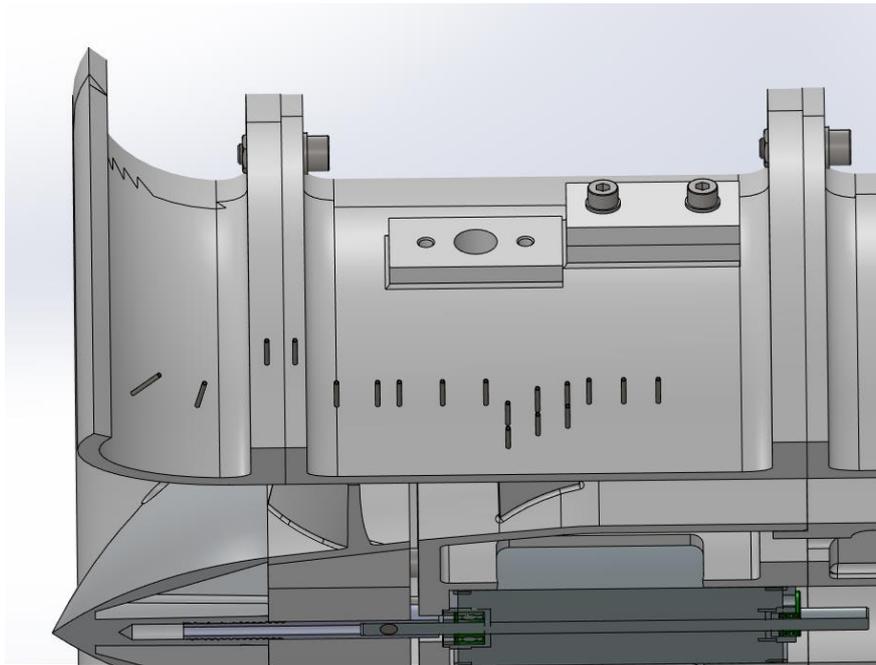


Fig.3.1.3 壁压孔位置

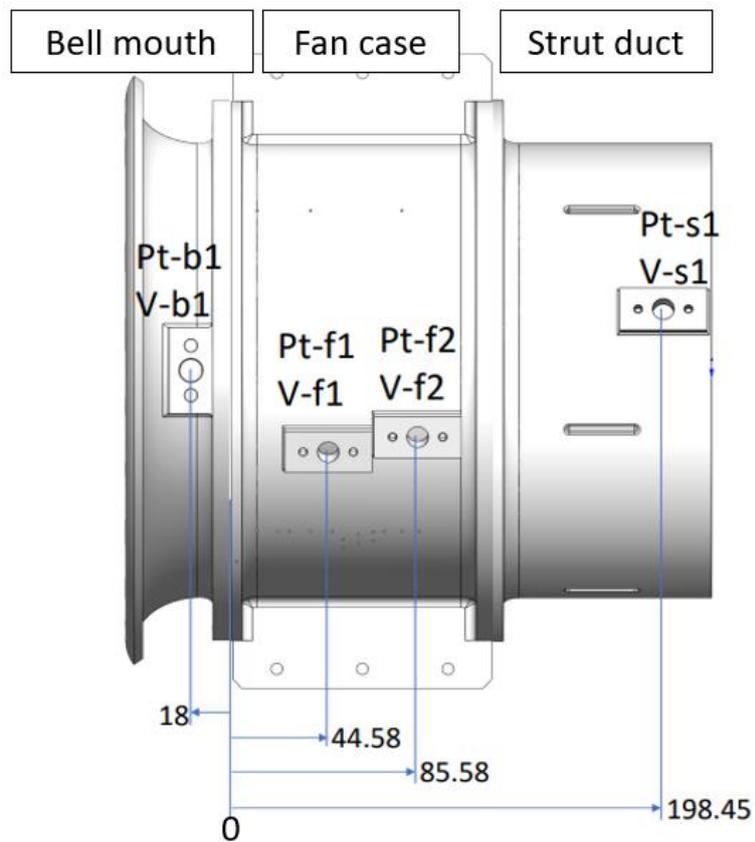


Fig.3.1.4 流速計測孔位置

3.2 試験条件

壁圧，流速計試験条件を Table 3.2.1 に示す．サンプリング周波数 10Hz で 10 秒間試験，計 100 点のデータを取得した．モータ回転数 500rpm ごとに試験を行った．

Table 3.2.1 壁圧計試験条件

動翼形状	全周翼	部分翼
回転数 [rpm]	3500-4500	3500-5000
サンプリング周波数 [Hz]	10	
総データ数	100	
室温 [°C]	24	

3.3 結果・考察

全周翼，部分翼の壁圧計測結果をそれぞれ Fig 3.3.1, 3.3.2 に示す．静翼周りでは正圧面側，負圧面側で壁圧を計測したため，同じ図に示している．また，各回転数での全周翼，部分翼の流速計測結果をそれぞれ Fig 3.3.3 - Fig 3.3.9 に示す．

全周翼と部分翼の壁圧に着目すると，全周翼の圧力の絶対値が全体を通し部分翼を上回っており，仕事量が多いことが分かる．また，回転数が増加するにつれ，壁圧の絶対値も増加していることから，ファンとして機能していると考えられる．静翼周りの正圧面側，負圧面側それぞれ 3 点ずつの計測点に着目すると，全周翼では翼面に沿い，中央の計測点で最も圧力の絶対値が大きくなっているのに対し，部分翼負圧面側では，その傾向が見られないことが分かる．これは，全周翼と部分翼の翼配置の違いにより，静翼に流入する流れが変化している可能性があるため，流れ場計算などで確認が必要である．

全周翼と部分翼の流速に着目すると，動翼より上流の位置 b1 の流速は小さく，動翼下流の f1, f2, s1 では流速が大きくなっていることが分かる．このことから，動翼の仕事は行われていることが分かる．一般的に，流速は翼端付近（中心からの距離が 0.1m）に近づくと流速が大きくなっていく．全周翼ではその傾向がみられるが，部分翼では動翼上流の位置 b1 以外では，逆に翼根付近の流速が大きくなっていることが分かる．また，全体的に部分翼の流速は全周翼の流速を下回っている．これは，部分翼動翼は翼枚数の少なさと連続した 3 枚が対角線上に 2 セットある翼配置により，翼の間で仕事をしていない区間が多く，時間平均をすると流速の絶対値，特に翼端の流速が小さくなるからだと考えられる．また，回転数ごとの比較では，回転数が増加するにつれ，流速も増加する傾向が見て取れる．

流速計測結果 Fig.3.3.3 - 3.3.9 をもとに動翼の翼根から翼端での Stokes 数を算出した．Table 3.3.1 に示す．Stokes 数 Stk は粒子に働く力の比を表し，大きいほど慣性の影響が大き

いことを表す。粒子の密度 $[\text{kg}/\text{m}^3]$ を ρ_p 、粒子の直径 $[\text{m}]$ d を、流れの代表速さ $[\text{m}/\text{s}]$ を U 、流体の粘性 $[\text{kg}/(\text{ms})]$ を μ 、流れの代表長さ $[\text{m}]$ を L とすると、式(3.3.1)で表される。

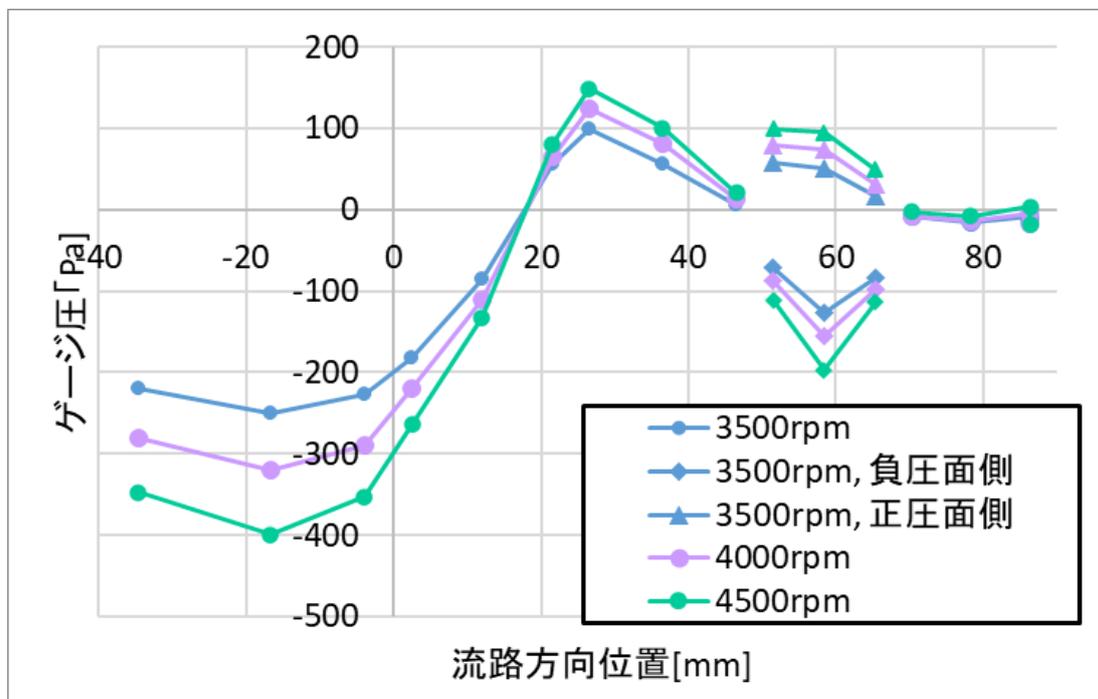


Fig 3.3.1 壁圧計測結果（全周翼）

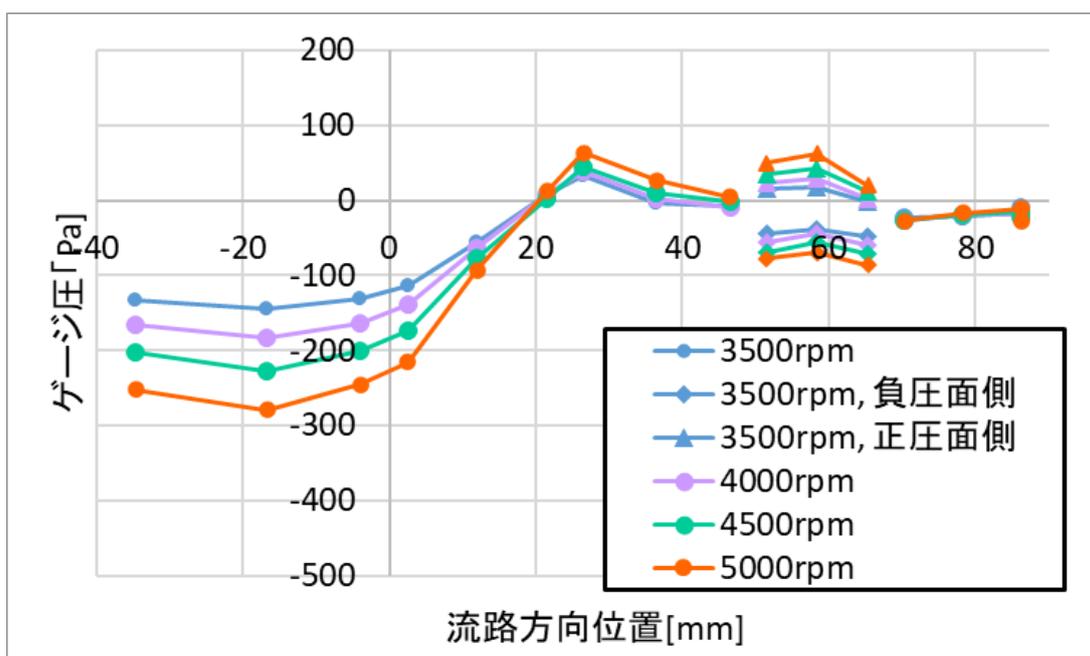


Fig 3.3.2 壁圧計測結果（部分翼）

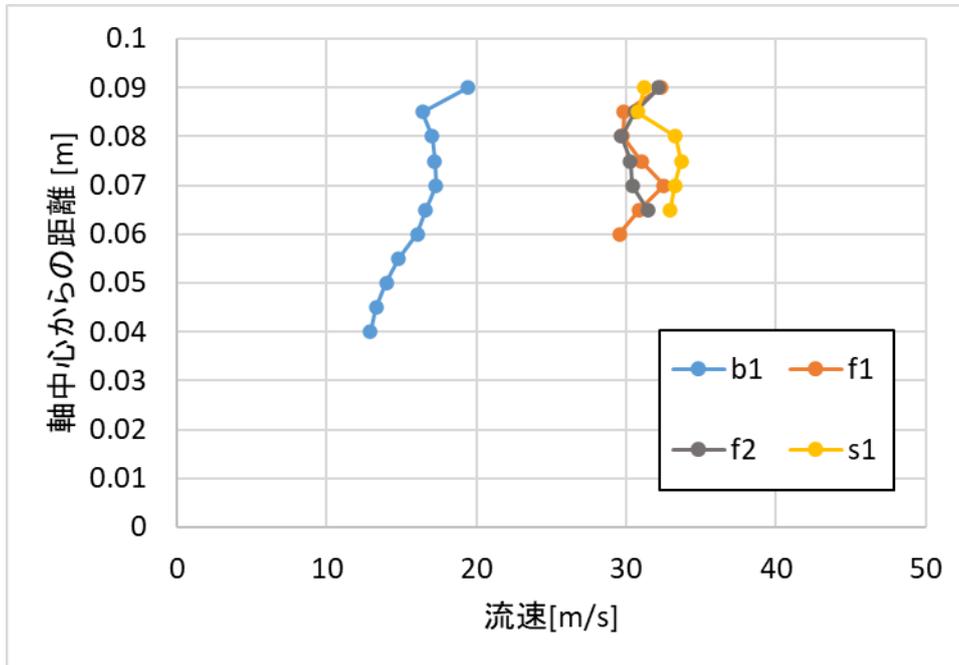


Fig3.3.3 流速計測結果 (全周翼, 3500rpm)

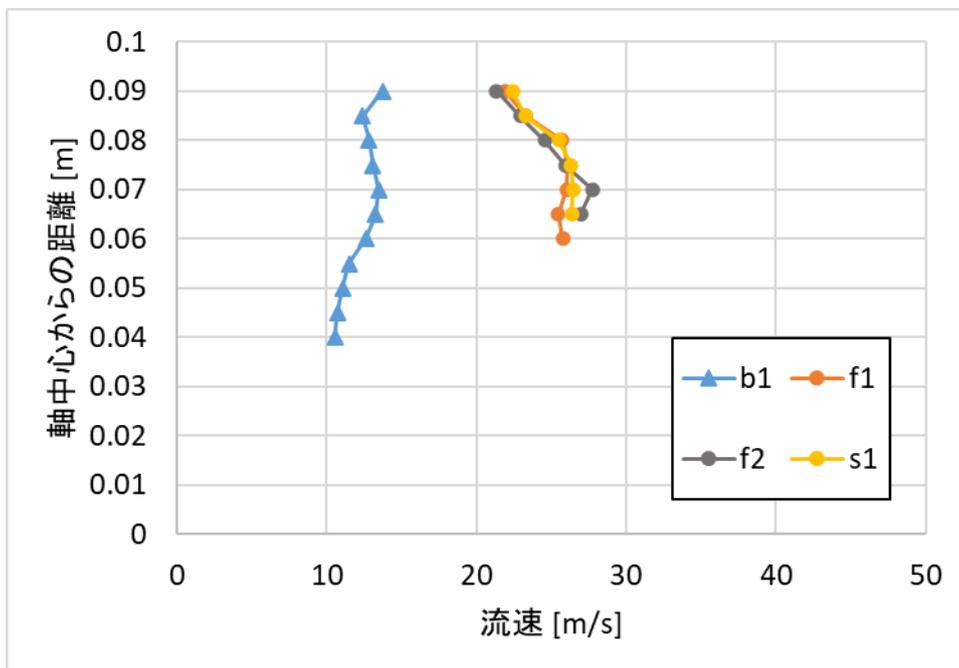


Fig3.3.4 流速計測結果 (部分翼, 3500rpm)

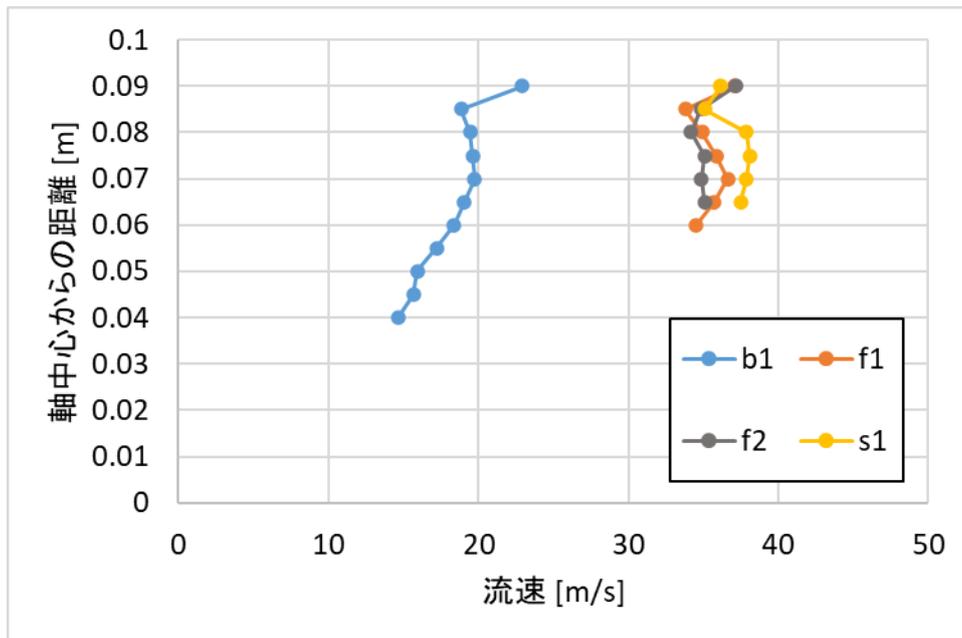


Fig3.3.5 流速計測結果（全周翼, 4000rpm）

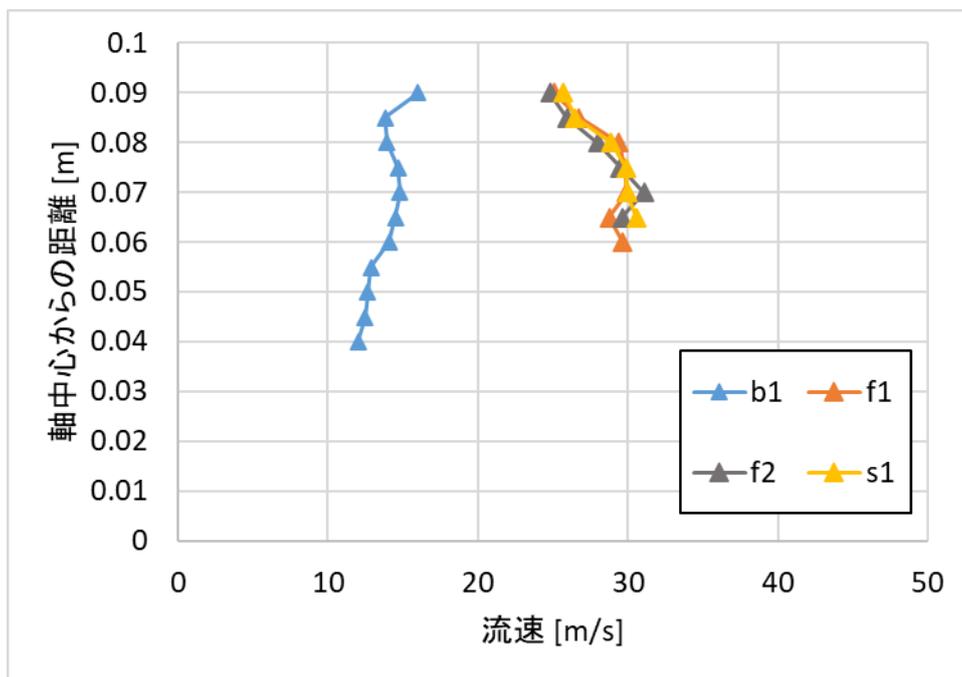


Fig3.3.6 流速計測結果（部分翼, 4000rpm）

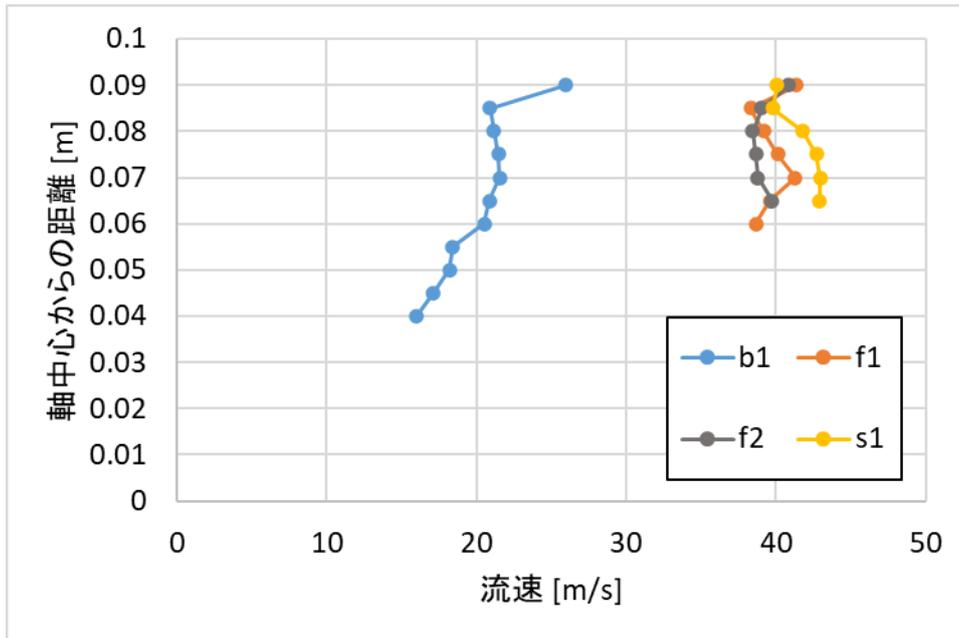


Fig3.3.7 流速計測結果（全周翼, 4500rpm）

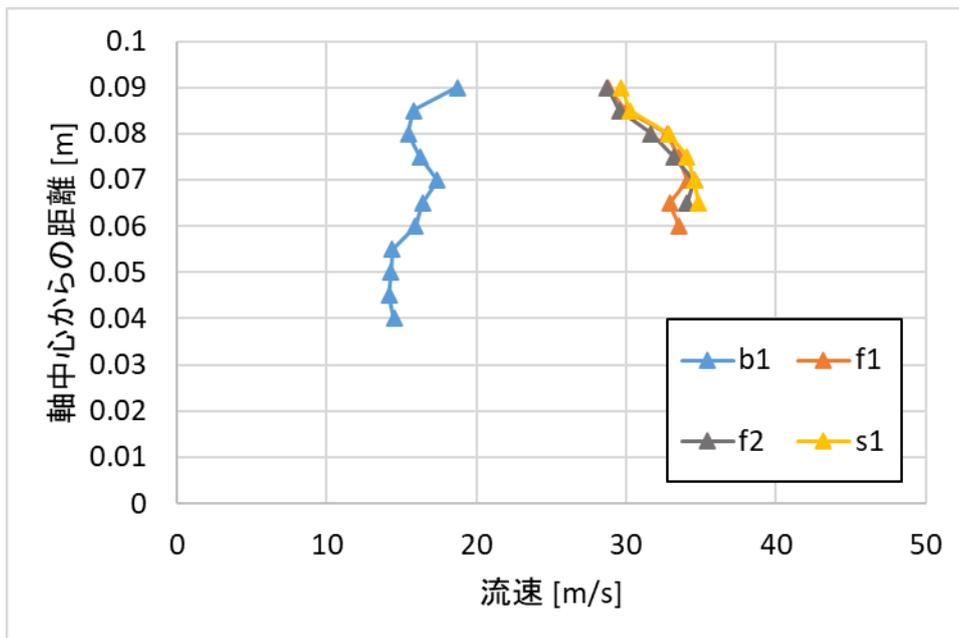


Fig3.3.8 流速計測結果（部分翼, 4500rpm）

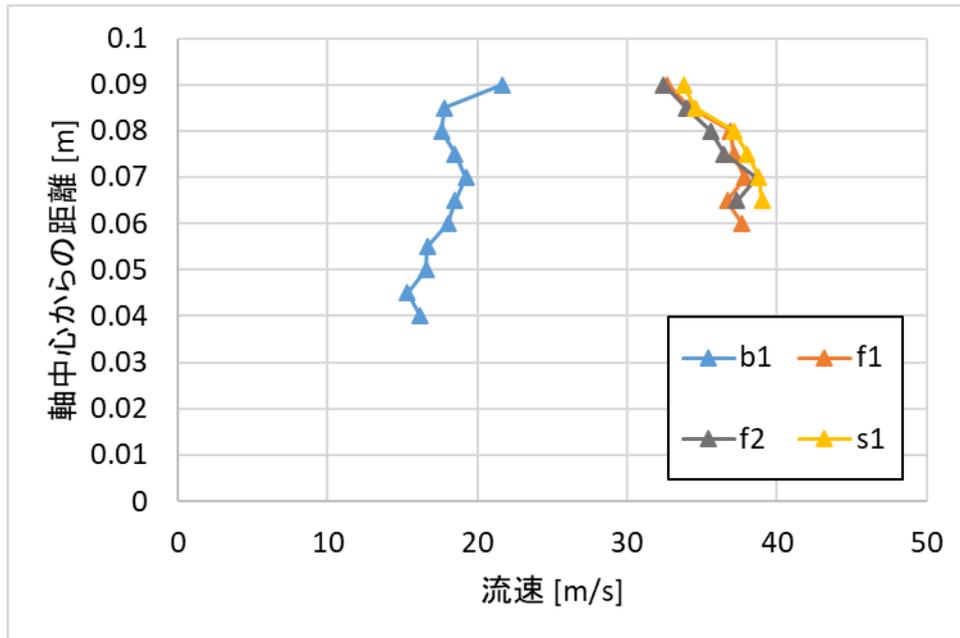


Fig3.3.8 流速計測結果（部分翼，5000rpm）

$$Stk = \frac{\rho_p d^2 U}{18\mu L} \quad (3.3.1)$$

Table 3.3.1 位置 b1 での翼根から翼端での Stokes 数

液滴径 [μm]	回転数 [rpm]	Stk 数	
		全周翼	部分翼
17	3500	0.56 - 1.01	0.52 - 0.94
	4000	0.65 - 1.17	0.60 - 1.08
	4500	0.72 - 1.31	0.67 - 1.22
	5000		0.74 - 1.37

液滴径 [μm]	回転数 [rpm]	Stk 数	
		全周翼	部分翼
33	3500	2.11 - 3.81	1.96 - 3.56
	4000	2.44 - 4.39	2.25 - 4.08
	4500	2.71 - 4.95	2.54 - 4.62
	5000		2.80 - 5.16

液滴径 [μm]	回転数 [rpm]	<i>Stk</i> 数	
		全周翼	部分翼
39	3500	2.95 - 5.32	2.74 - 4.97
	4000	3.41 - 6.13	3.14 - 5.69
	4500	3.79 - 6.91	3.54 - 6.45
	5000		3.91 - 7.21

第4章 回転翼供試体回転時の着氷試験

回転供試体への電熱防除氷システム適用に向けた試験手法の確立、ファン動翼の着氷現象の把握を目的として、着氷試験を行った。

試験は Fig.4.1, Fig.4.2 にそれぞれ示す動静翼形態、オープンロータ形態により行った。空力計測の結果と比較したい試験ケースは動静翼形態で計測、着氷状態が厳しく翼端側とファンケースの間で氷の固着が発生し、動翼が破損する恐れのある試験ケースではオープンロータ形態で計測した。

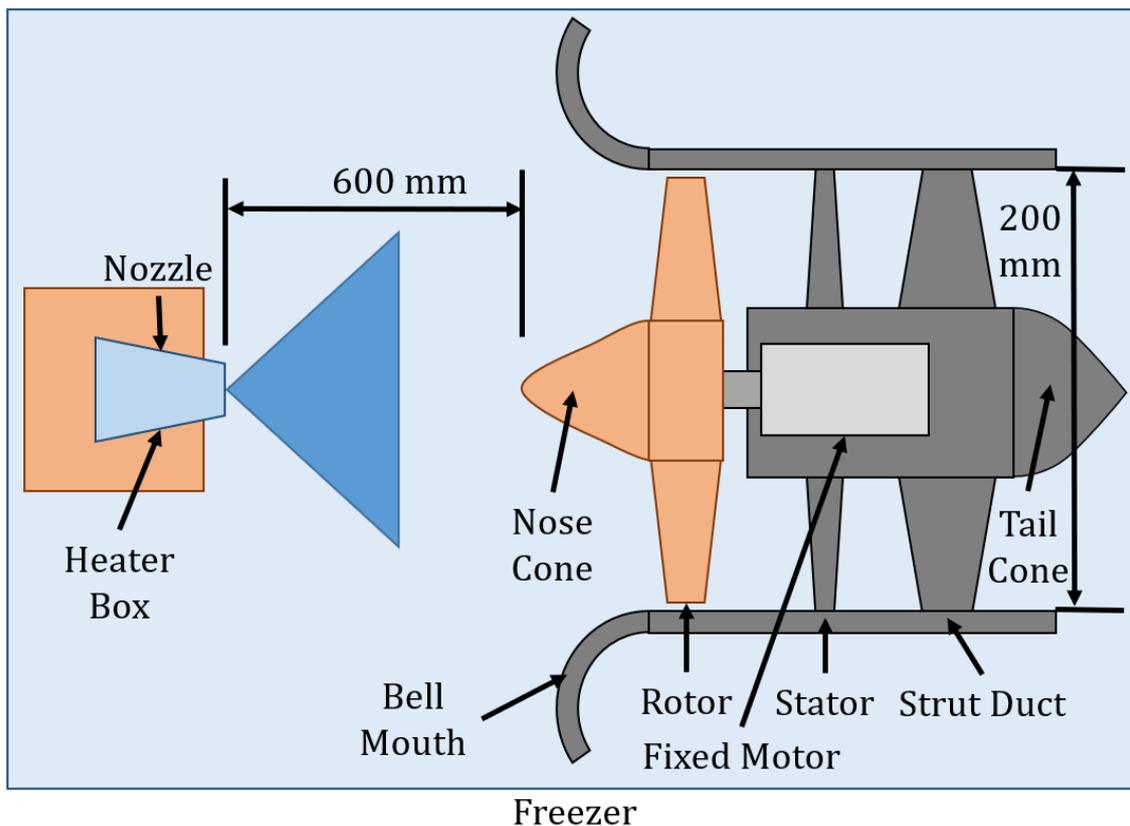


Fig. 4.1 動静翼形態

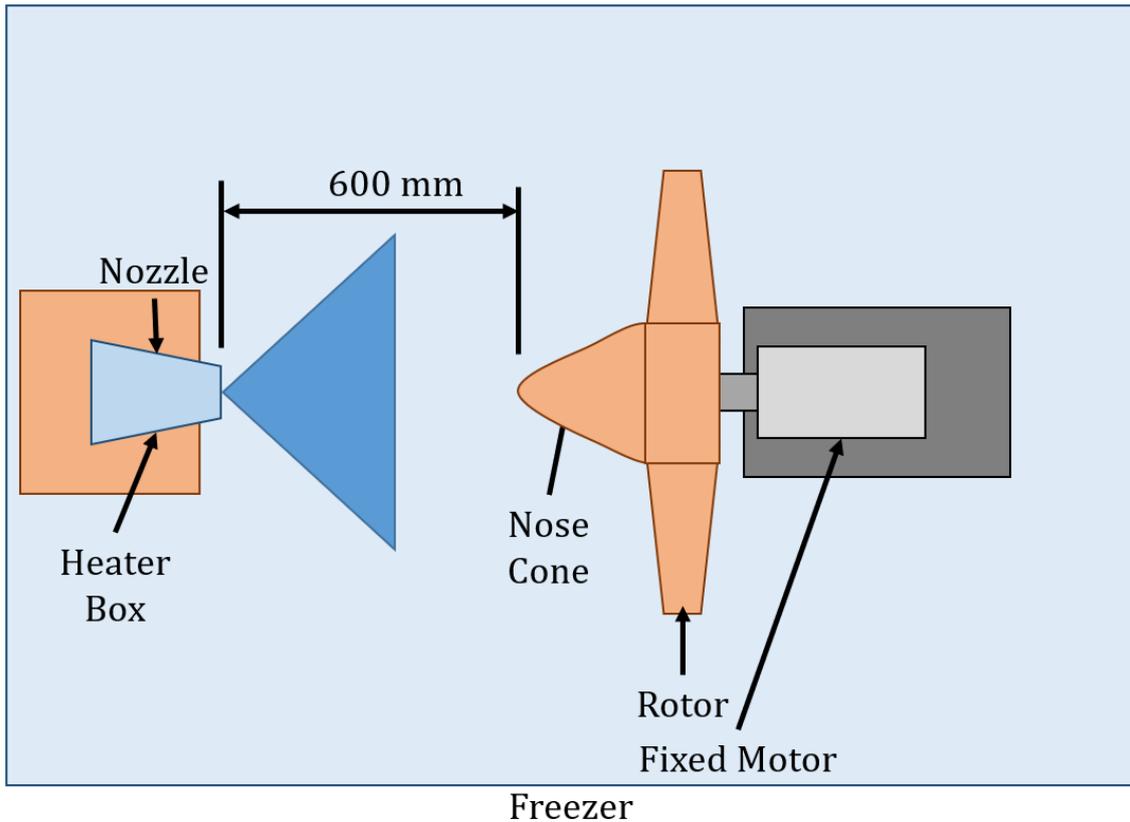


Fig.4.2 オープンロータ形態

4.1 動翼の違いによる着氷特性

全周翼，部分翼の違いが着氷特性に与える影響を調査した．またその結果から部分翼を今後の防除氷試験に使用できるか考察した．

4.1.1 試験条件

Fig. 4.1 に示す動静翼形態で着氷試験を行った．試験条件は Table 4.1.1.1 に示す通りで，噴霧流量は 3L/h，液滴径 (Median Volume Diameter) は $17\mu\text{m}$ ，回転数は 3500rpm で試験を行った．冷凍庫冷凍庫の室温が目標温度以下になったことを確認した後モータの回転を開始し，既定回転数に達した後噴霧を開始した．Table 4.1.1.1 には全試験ケース試験開始時の室温平均を記載している．試験ケースを Table 4.1.1.2 に示す．

噴霧終了後，モータから動翼，ノーズコーンを取り外し着氷形状を撮影，動翼のみの重量を計測した．1 枚当たりの着氷重量は，着氷前後の動翼重量の差から全氷重量を算出した後，動翼以外にはほぼ着氷していないことから，動翼枚数 (全周翼：14 枚 部分翼：6 枚) で全体の氷重量を割ることにより算出した．

Table4.1.1.1 試験条件

動翼形状	全周翼	部分翼
水流量 [L/h]	3	
Median Volume Diameter [μm]	17	
Number of Rotation [rpm]	3500	
Spraying Time [s]	60	
Room Temperature [$^{\circ}\text{C}$]	-18.5	

Table4.1.1.2 試験ケース

試験形態	動翼形状	水流量[L/h]	MVD [μm]	回転数[rpm]	ケース
動静翼 (Rotor- Stator)	全周翼 (Full)	3	17	3500	RS-F-3-17- 3500
	部分翼 (Partial)				RS-P-3-17- 3500

4.1.2 結果・考察

Fig. 4.1.2.1 に動翼の着氷形状, Fig. 4.1.2.2 に翼 1 枚当たりの着氷重量を示す。

着氷形状に着目すると、全体の傾向としては、前縁、正圧面側に着氷が多く、負圧面側にはほぼ着氷していない。

全周翼と部分翼の違いとしては、部分翼で全体的に着氷量が大きくなっていることが見て取れる。これは、部分翼は前述のとおり吸い込み流速が小さく、結果としてファンへの流入角が増加し着氷しやすくなったと考えられる。

画角内に連続する 3 枚の動翼のうち、中央に対し両サイドの動翼を比較すると、部分翼の着氷量が大きくなっている。これは、部分翼は画角外側に隣り合う翼がないため、空気の流れも翼に沿わず、液滴が空中、翼面付近で衝突することで液膜化し、Stk 数が増加、着氷量も増加したのではないかと考えられる。

画角内の中央の動翼の比較では、前縁の着氷量の違いはあるが、比較的似た形状の着氷となっていることが見てとれる。

部分翼を今後の防除氷試験に使用できるかについて、中央の動翼では、一部着氷の傾向は異なるものの、中央の動翼であれば防除氷試験に使用できるのではないかと考えられる。

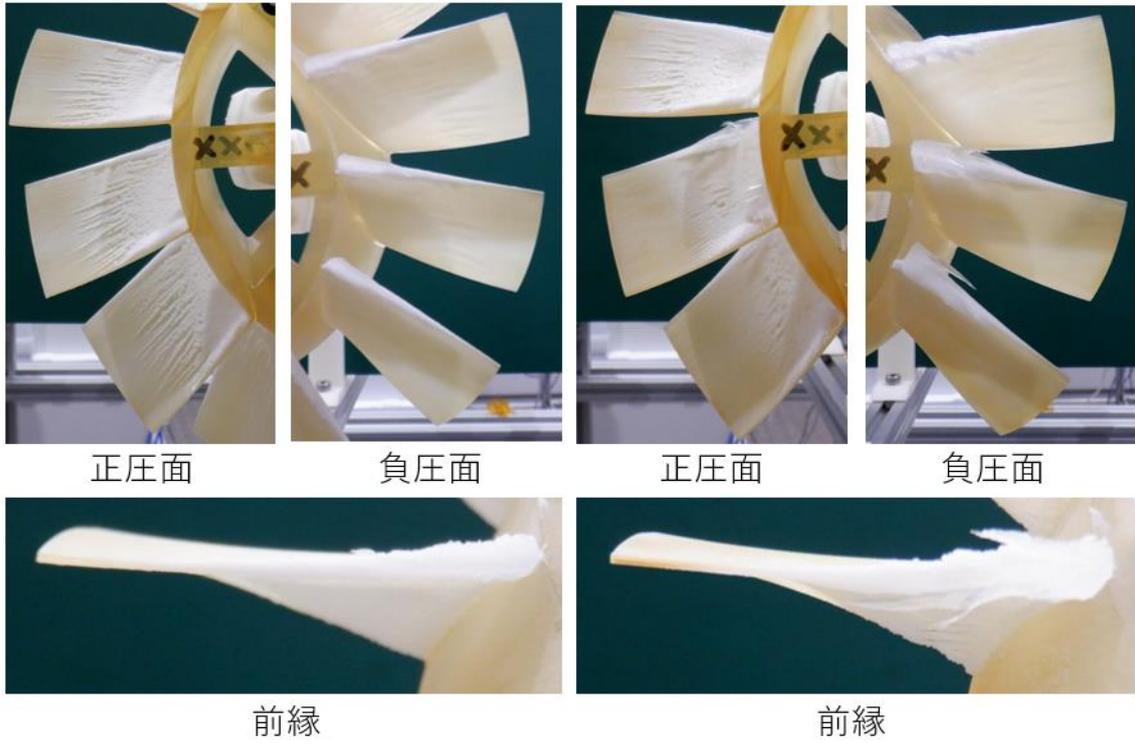


Fig. 4.1.2.1 動翼の着氷形状
 左：RS-F-3-17-3500 右：RS-P-3-17-3500



Fig. 4.1.2.2 翼1枚当たりの着氷重量

4.2 全試験条件結果と比較

今回の比較に使用しなかった試験結果の着氷形状を記載する。

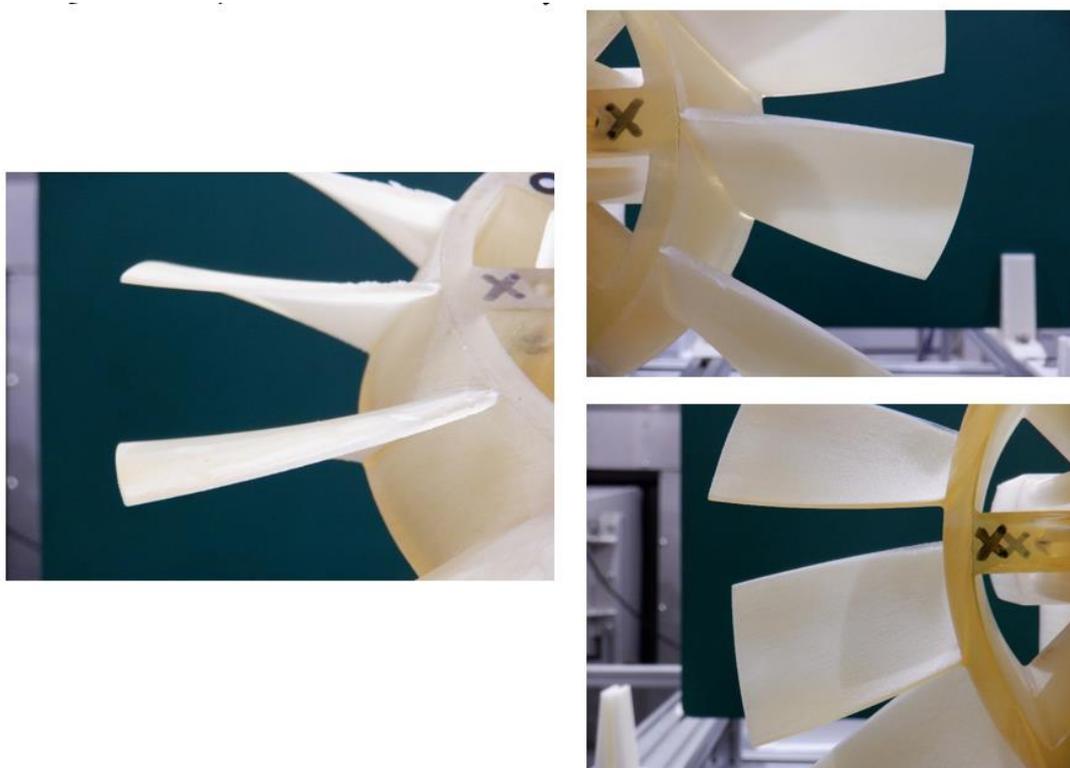


Fig. 4.4.1 着氷形状 (3L/h, 17 μ m, 全周翼, 3000rpm, 15s)

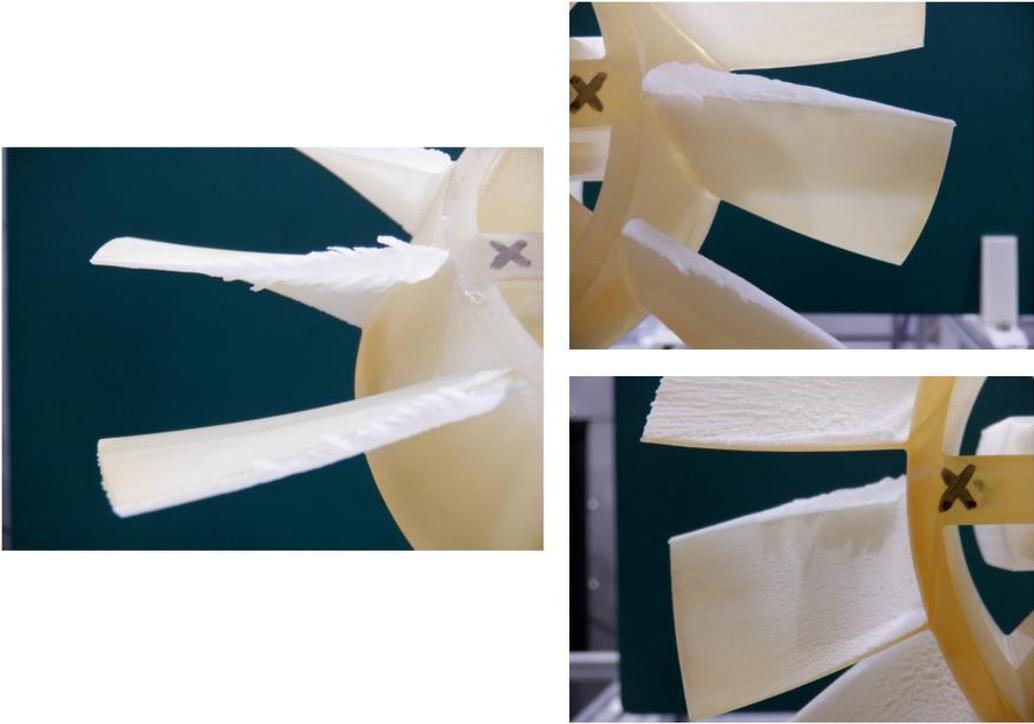


Fig. 4.4.2 着氷形状 (3L/h, 17 μ m, 全周翼, 4500rpm, 30s)



Fig. 4.4.3 着氷形状 (3L/h, 17 μ m, 全周翼, 5000rpm, 30s)

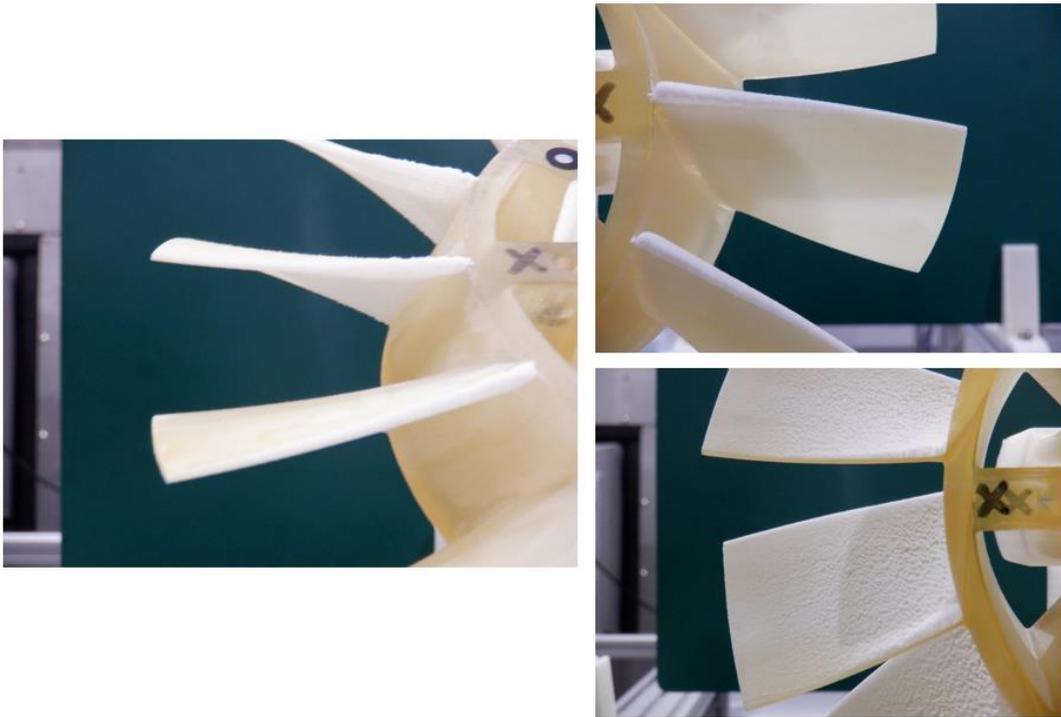


Fig. 4.4.4 着氷形状 (3L/h, 17 μ m, 全周翼, 3000rpm, 45s)

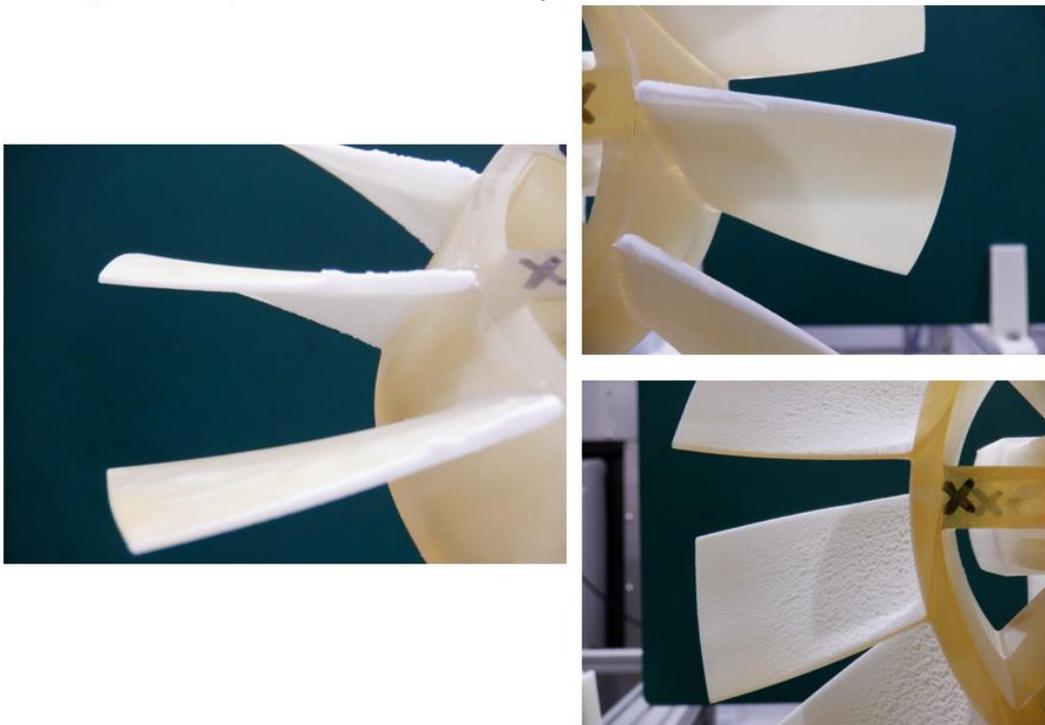


Fig. 4.4.5 着氷形状 (3L/h, 17 μ m, 全周翼, 3500rpm, 45s)

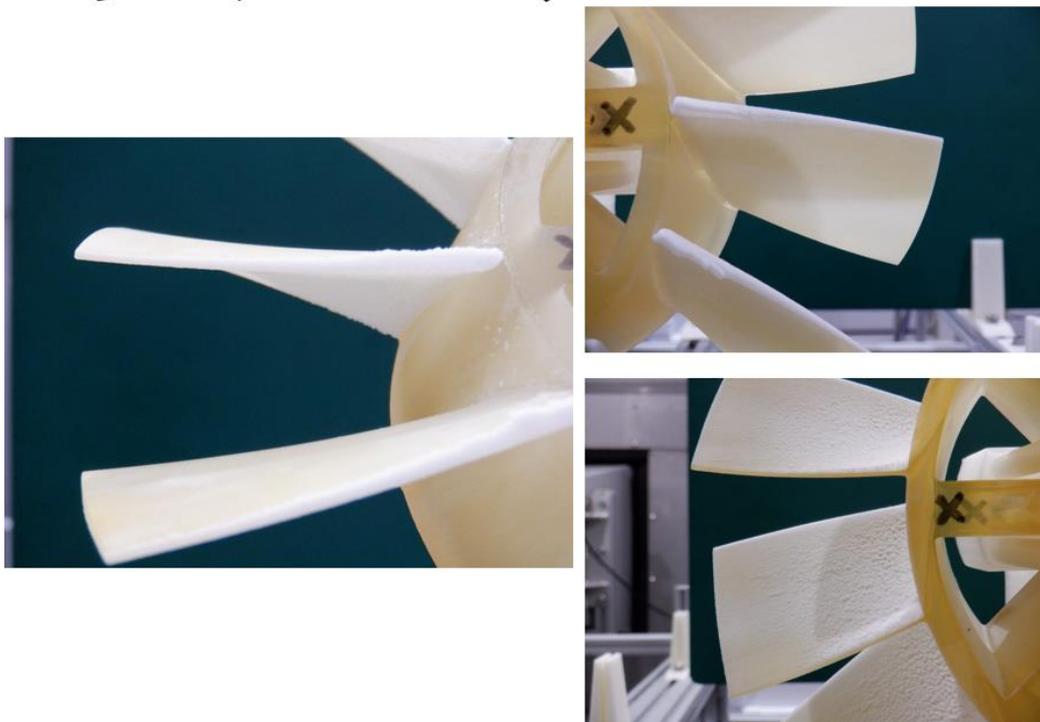


Fig. 4.4.6 着氷形状 (3L/h, 17 μ m, 全周翼, 4000rpm, 45s)

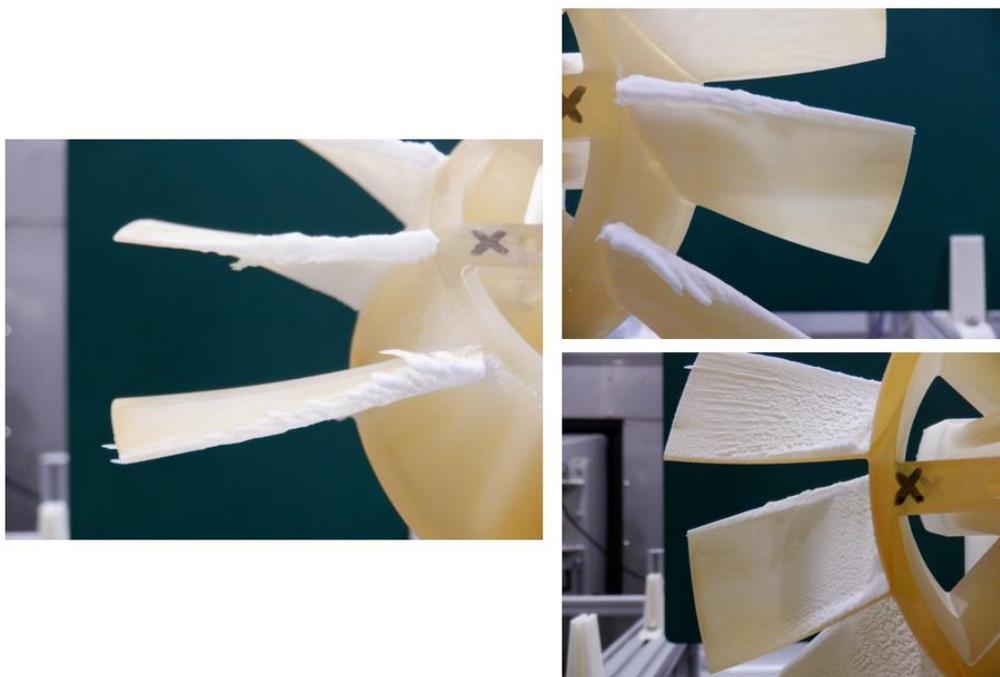


Fig. 4.4.7 着氷形状 (3L/h, 17 μ m, 部分翼, 3500rpm, 45s)

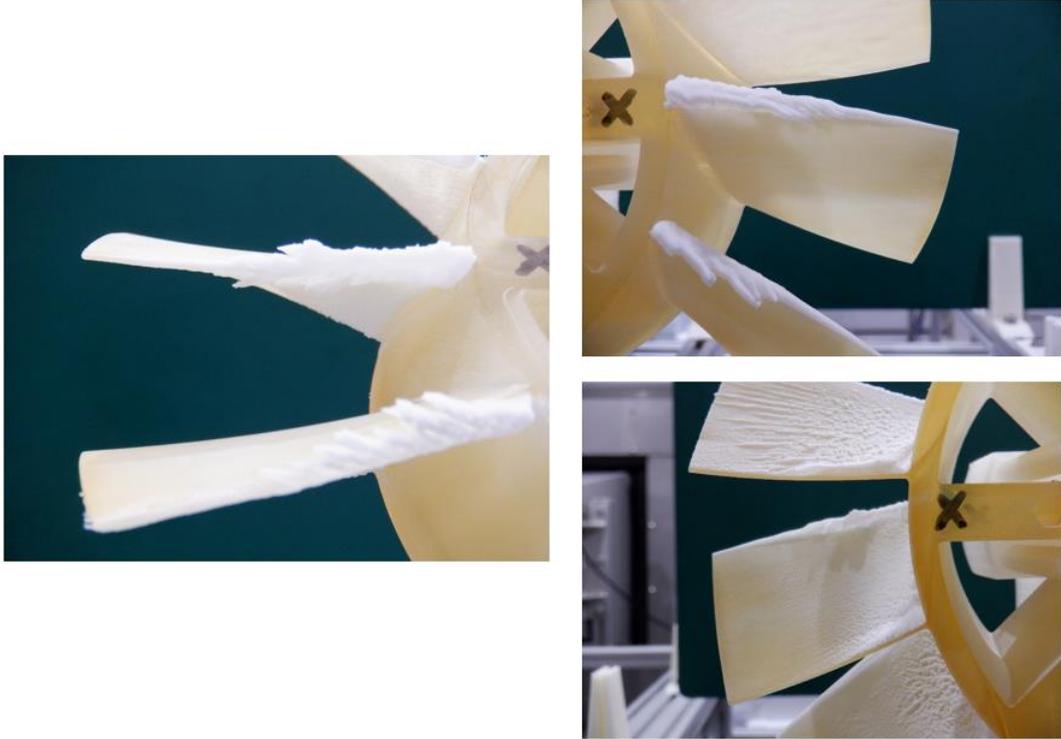


Fig. 4.4.8 着氷形状 (3L/h, 17 μ m, 部分翼, 4000rpm, 45s)

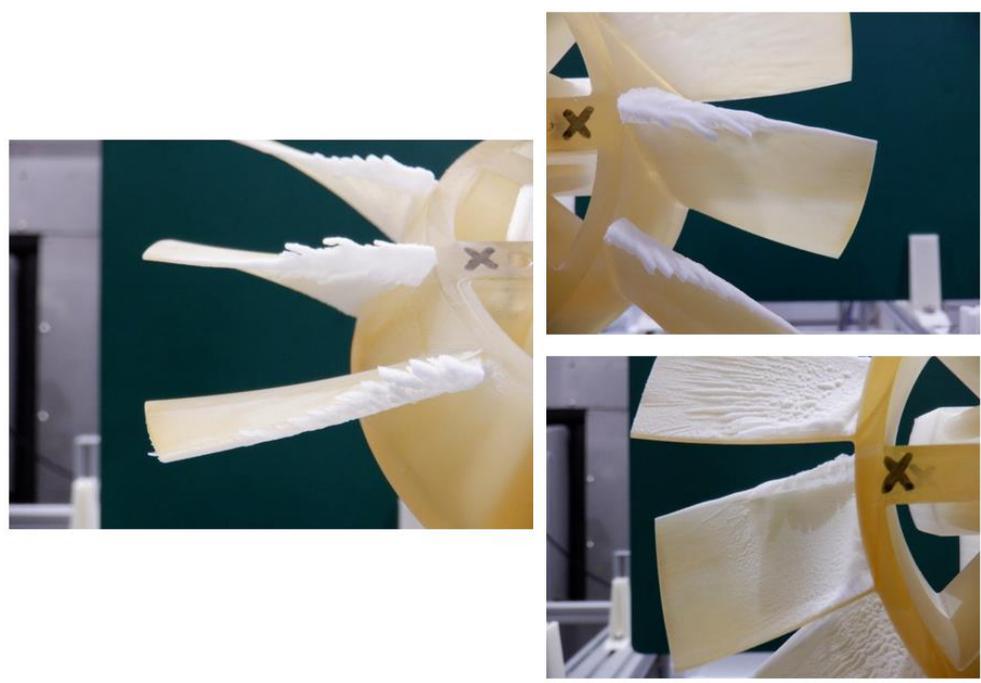


Fig. 4.4.9 着氷形状 (3L/h, 17 μ m, 部分翼, 4500rpm, 45s)

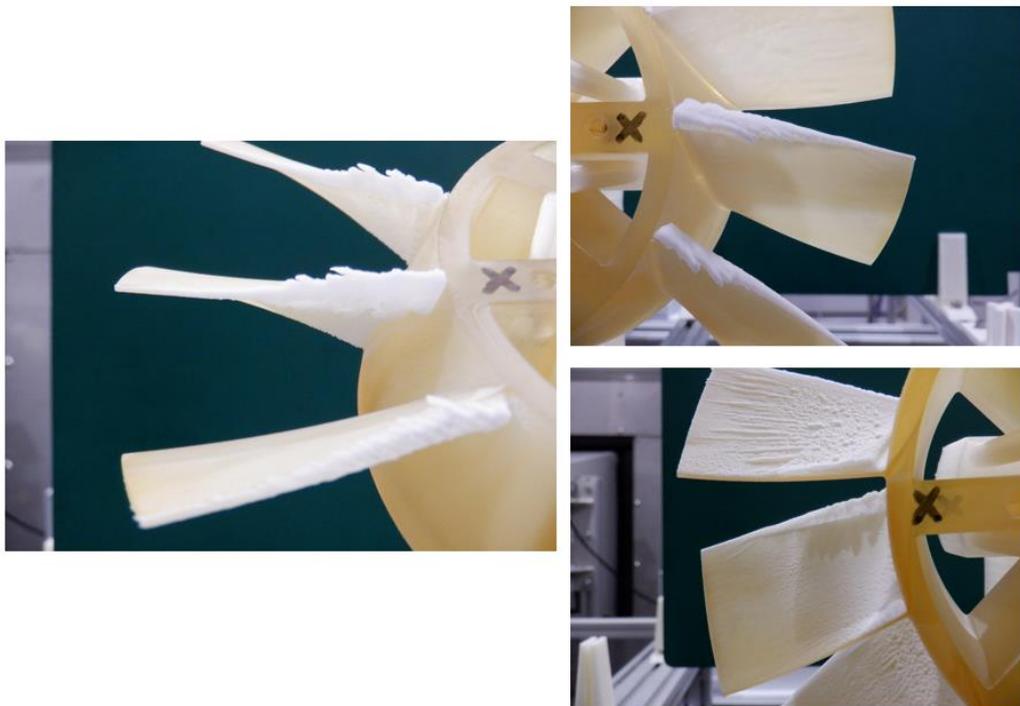


Fig. 4.4.10 着氷形状 (3L/h, 17 μ m, 部分翼, 5000rpm, 45s)

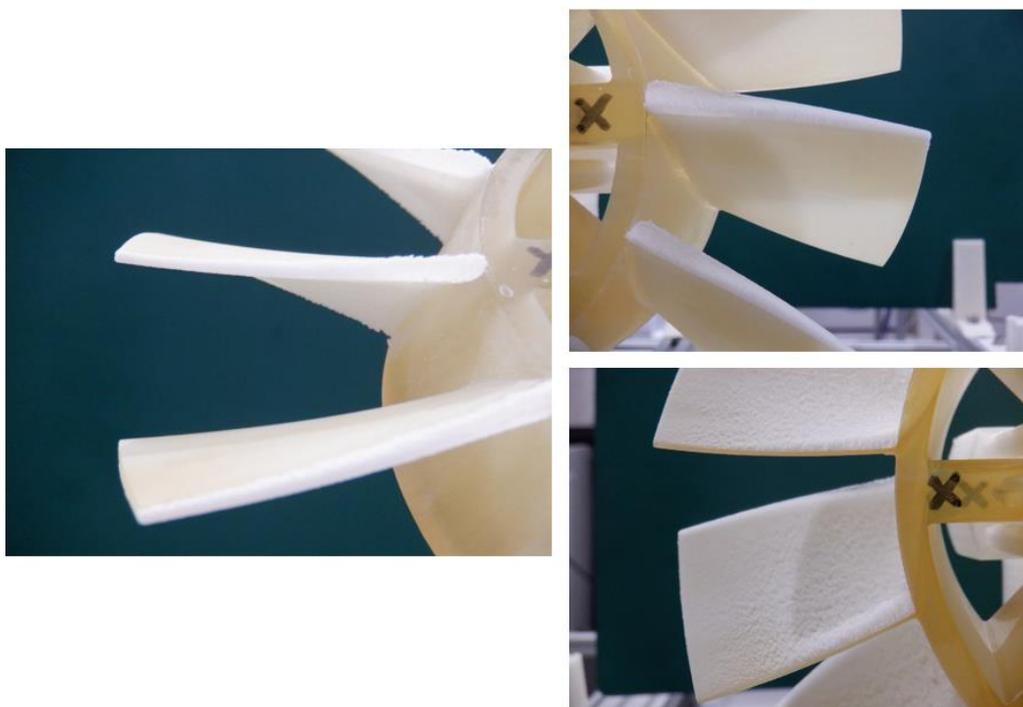


Fig. 4.4.11 着氷形状 (3L/h, 17 μ m, 全周翼, 3000rpm, 60s)

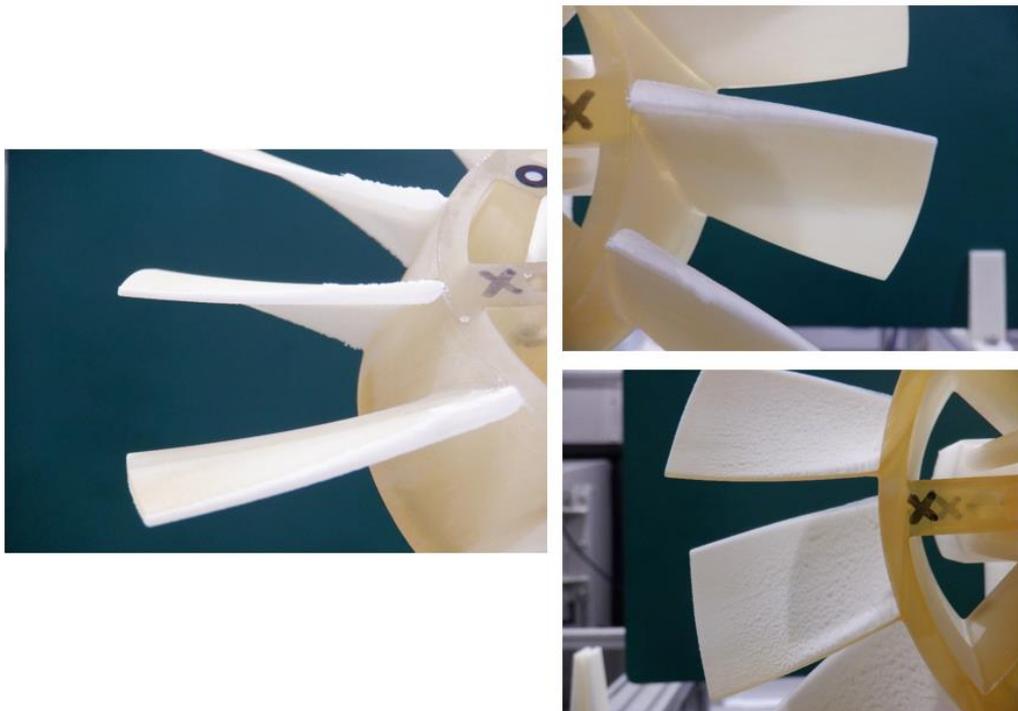


Fig. 4.4.12 着水形状 (3L/h, 17 μ m, 全周翼, 3500rpm, 60s)

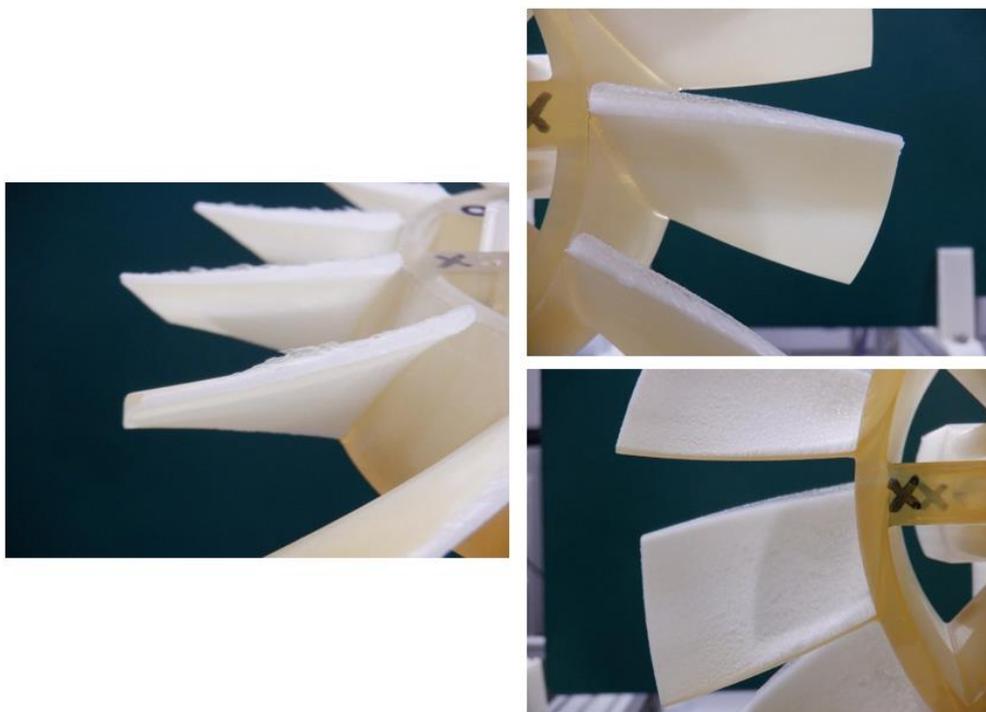


Fig. 4.4.13 着水形状 (3L/h, 17 μ m, 全周翼, 4000rpm, 60s)

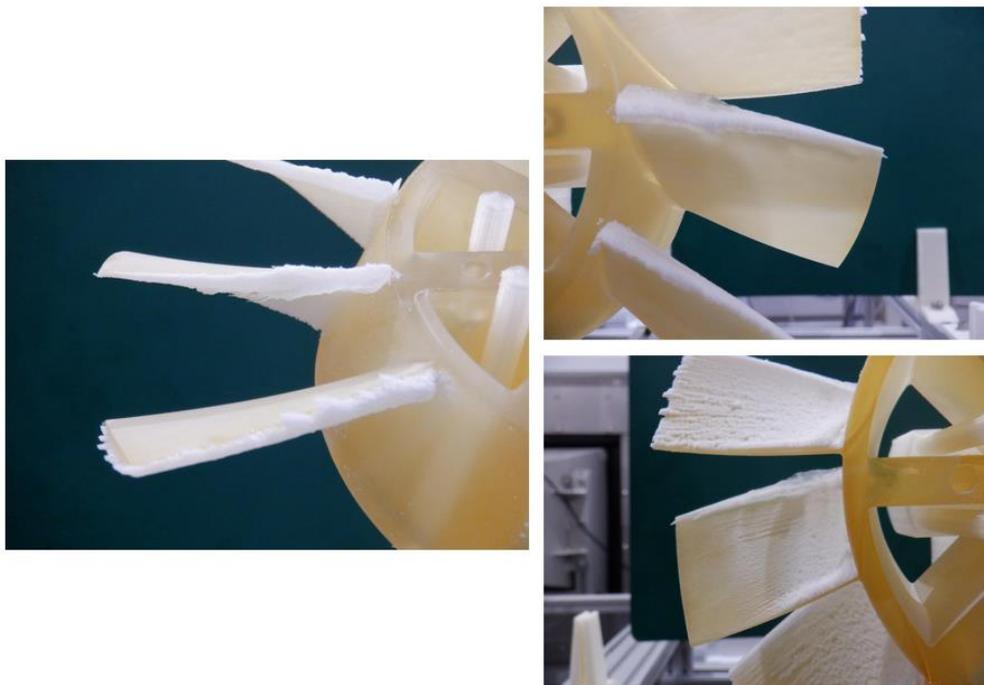


Fig. 4.4.14 着氷形状 (3L/h, 17 μ m, 部分翼, 3500rpm, 60s)

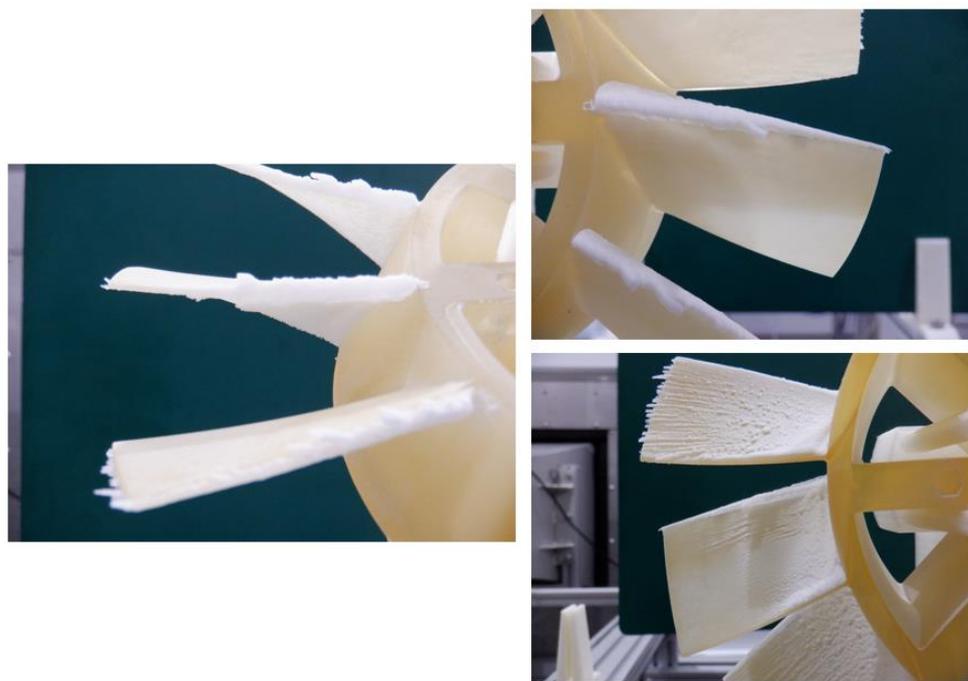


Fig. 4.4.15 着氷形状 (3L/h, 17 μ m, 部分翼, 4000rpm, 60s)

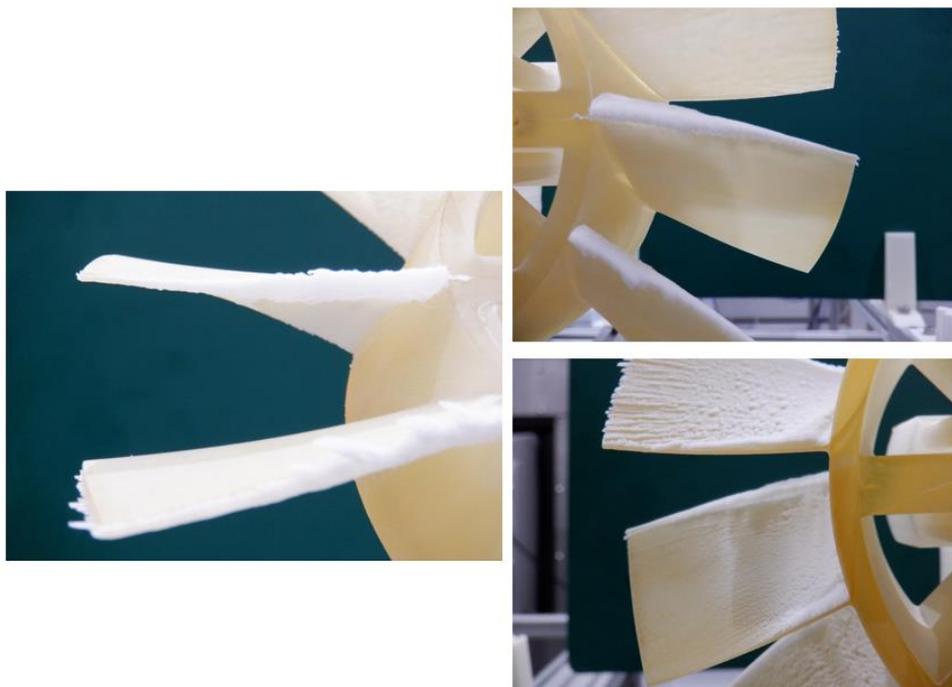


Fig. 4.4.16 着氷形状 (3L/h, 17 μ m, 部分翼, 4500rpm, 60s)

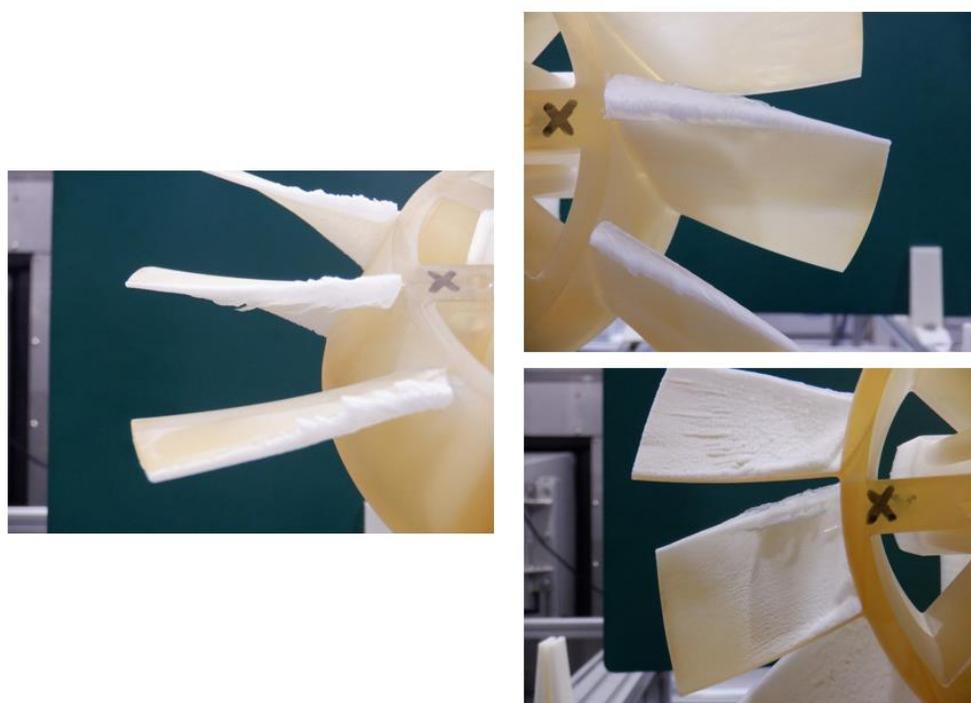


Fig. 4.4.17 着氷形状 (3L/h, 17 μ m, 部分翼, 5000rpm, 60s)

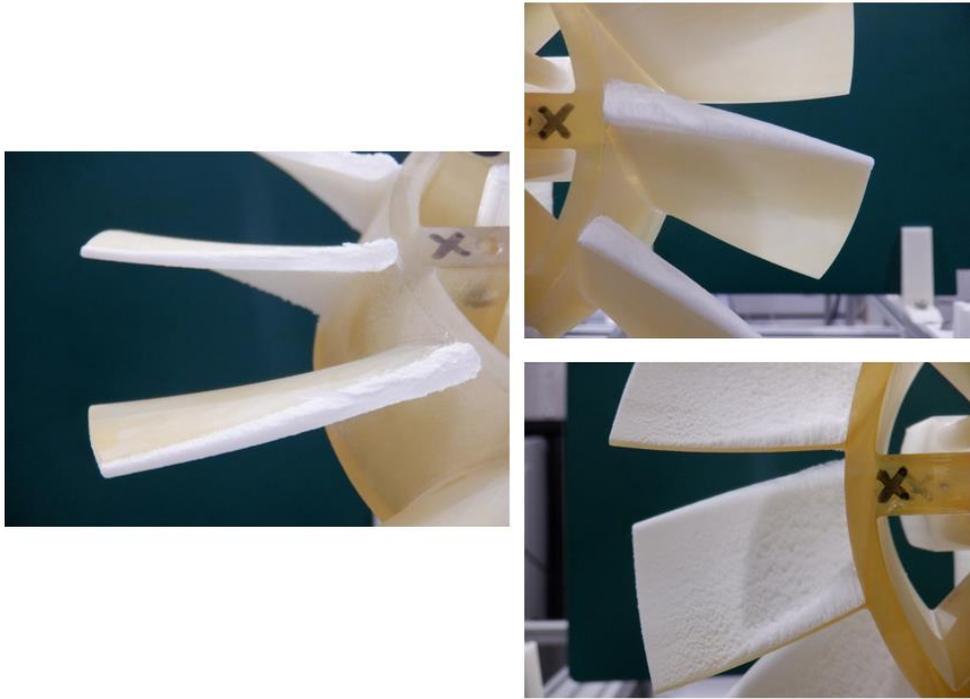


Fig. 4.4.18 着冰形状 (3L/h, 17 μ m, 全周翼, 3000rpm, 90s)

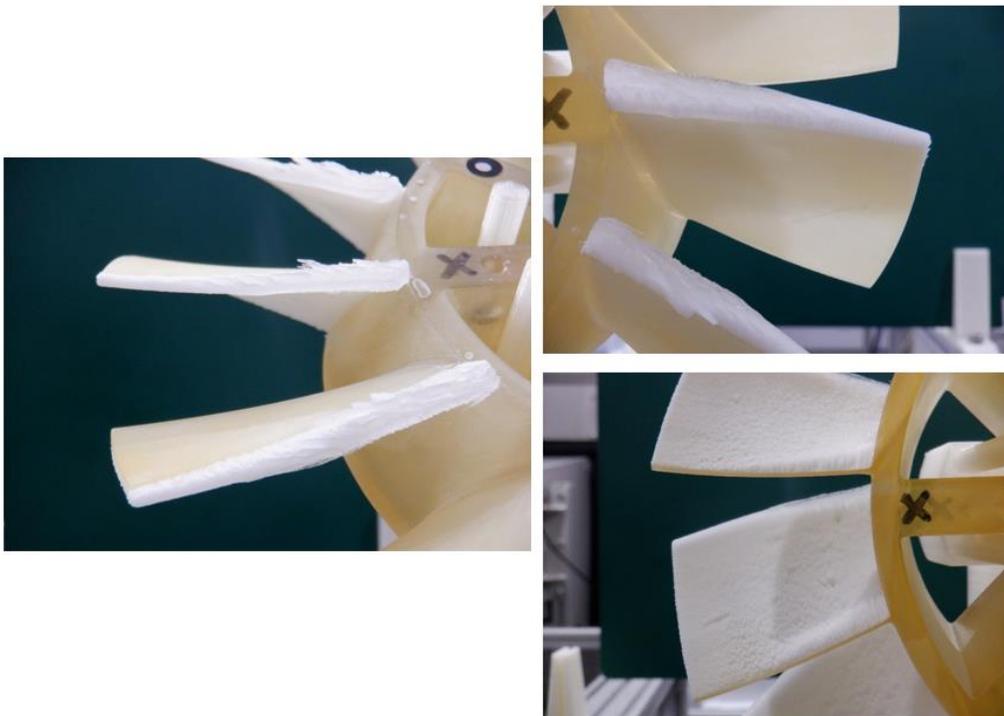


Fig. 4.4.19 着冰形状 (3L/h, 17 μ m, 全周翼, 3500rpm, 90s)

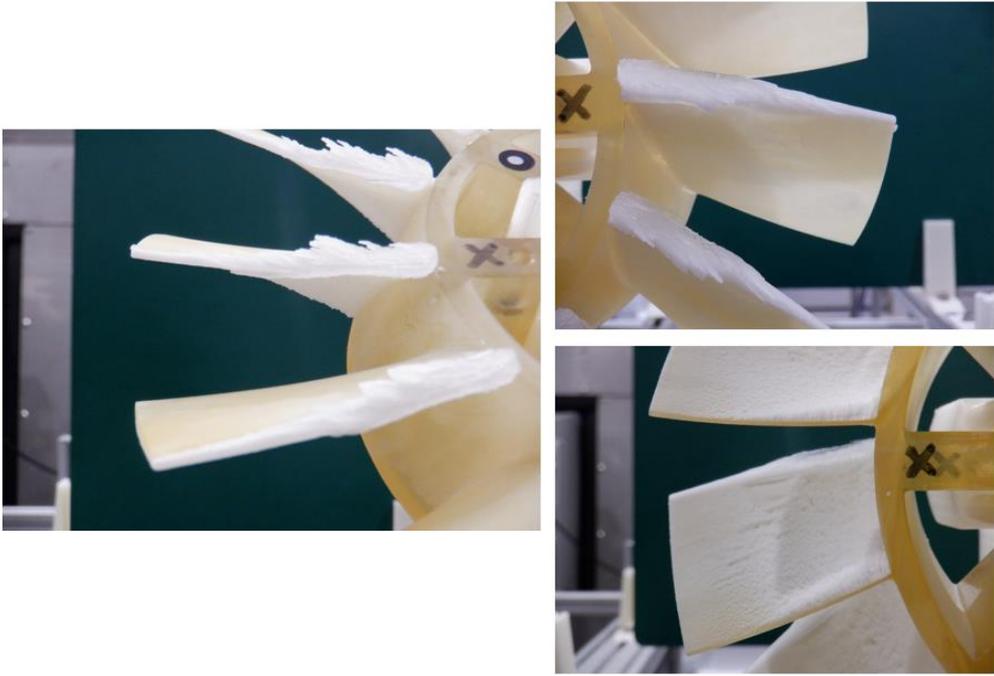


Fig. 4.4.20 着水形状 (3L/h, 17 μ m, 全周翼, 4000rpm, 90s)

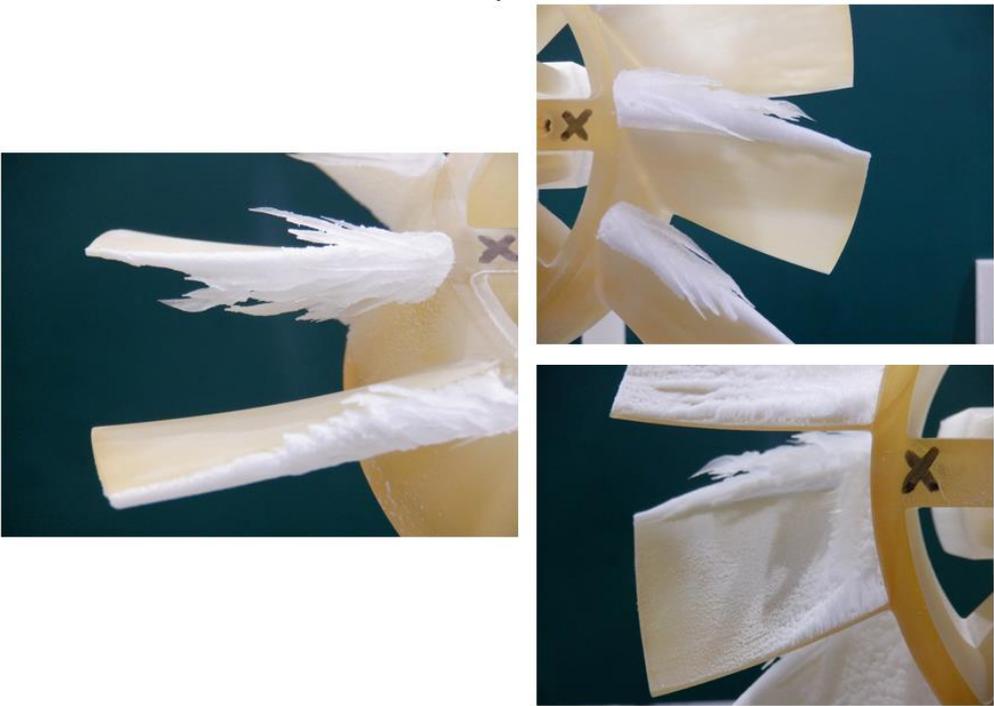


Fig. 4.4.21 着水形状 (3L/h, 17 μ m, 部分翼, 3500rpm, 90s)

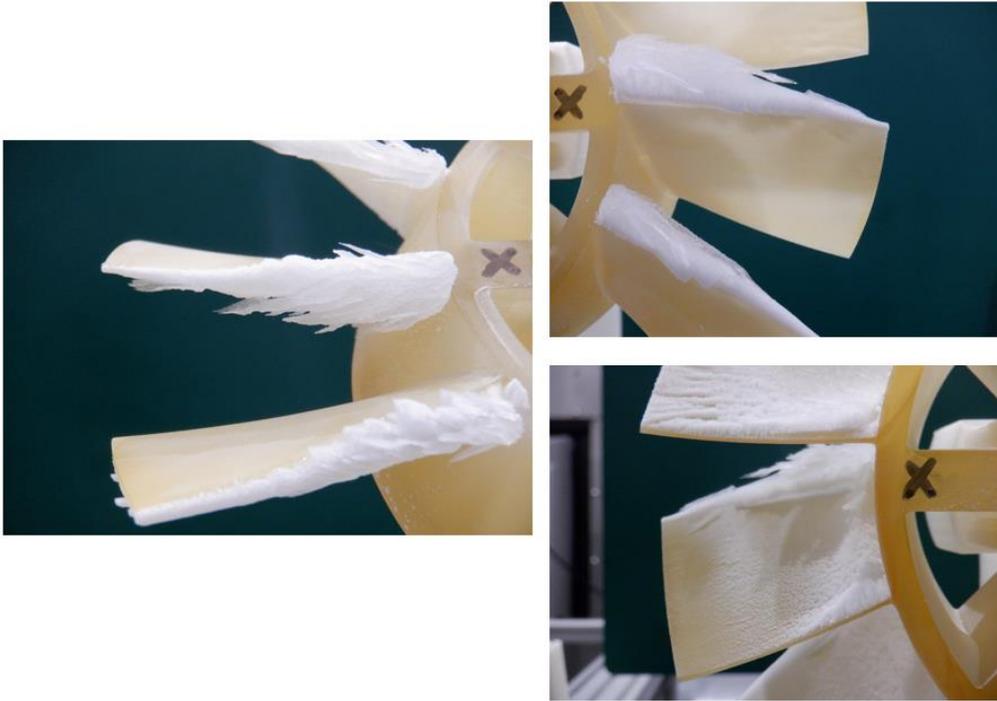


Fig. 4.4.22 着冰形状 (3L/h, 17 μ m, 部分翼, 4000rpm, 90s)

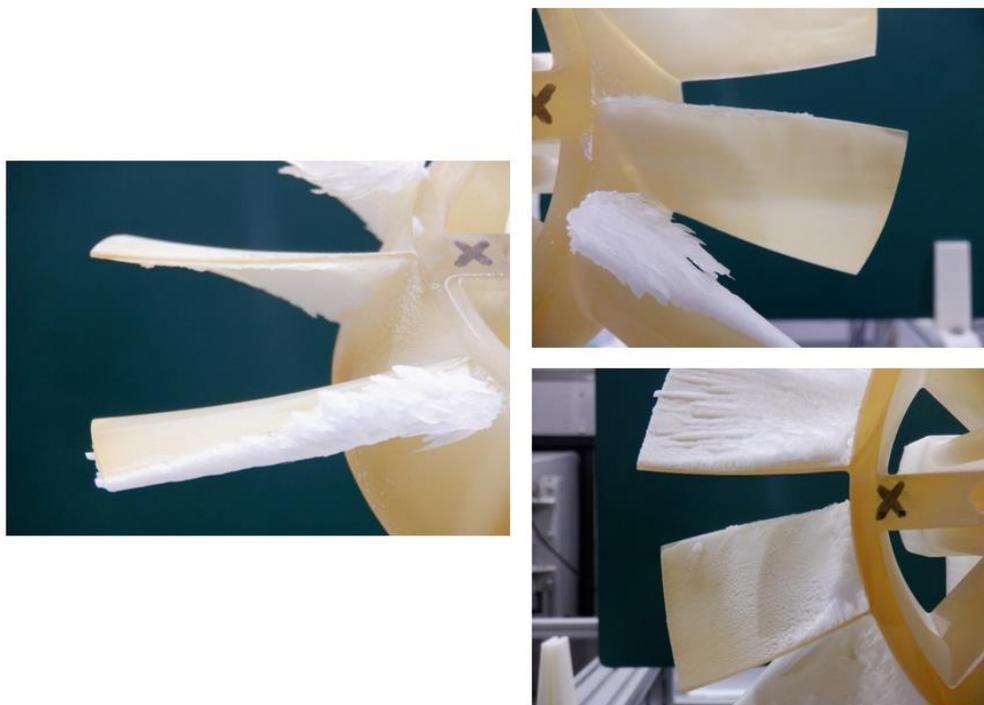


Fig. 4.4.23 着冰形状 (3L/h, 17 μ m, 部分翼, 4500rpm, 90s)

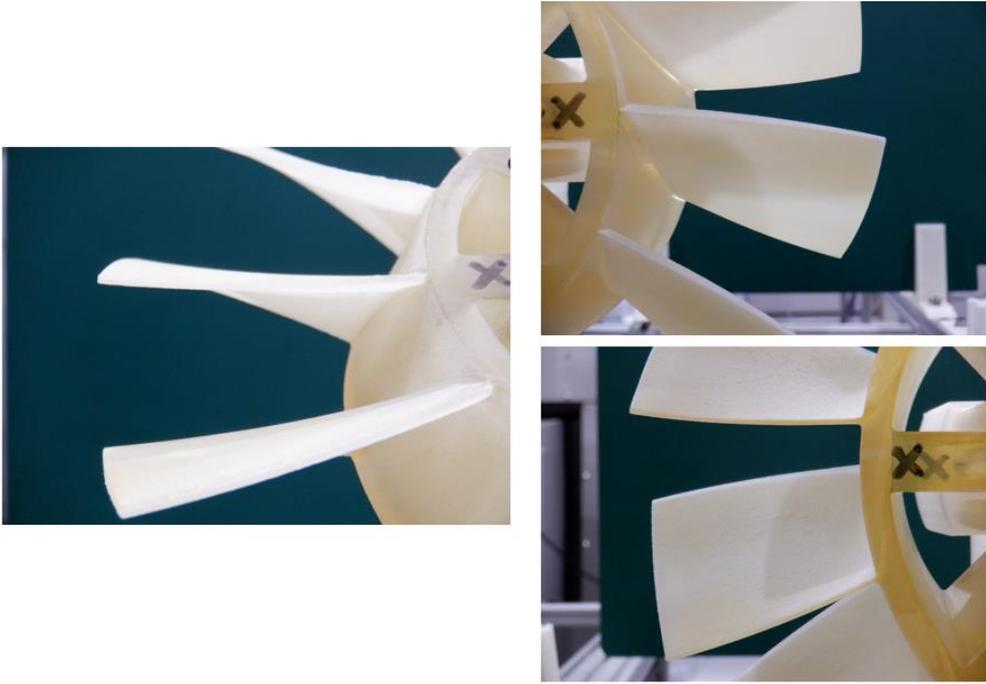


Fig. 4.4.24 着氷形状 (3L/h, 33 μ m, 全周翼, 4000rpm, 15s)

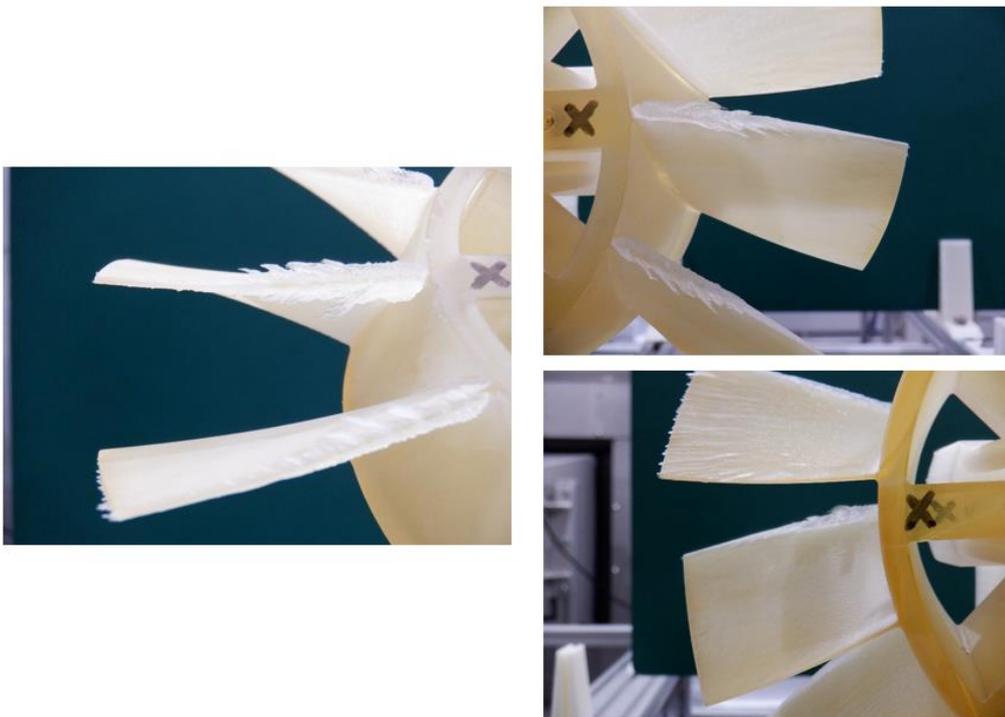


Fig. 4.4.25 着氷形状 (3L/h, 33 μ m, 部分翼, 4500rpm, 15s)

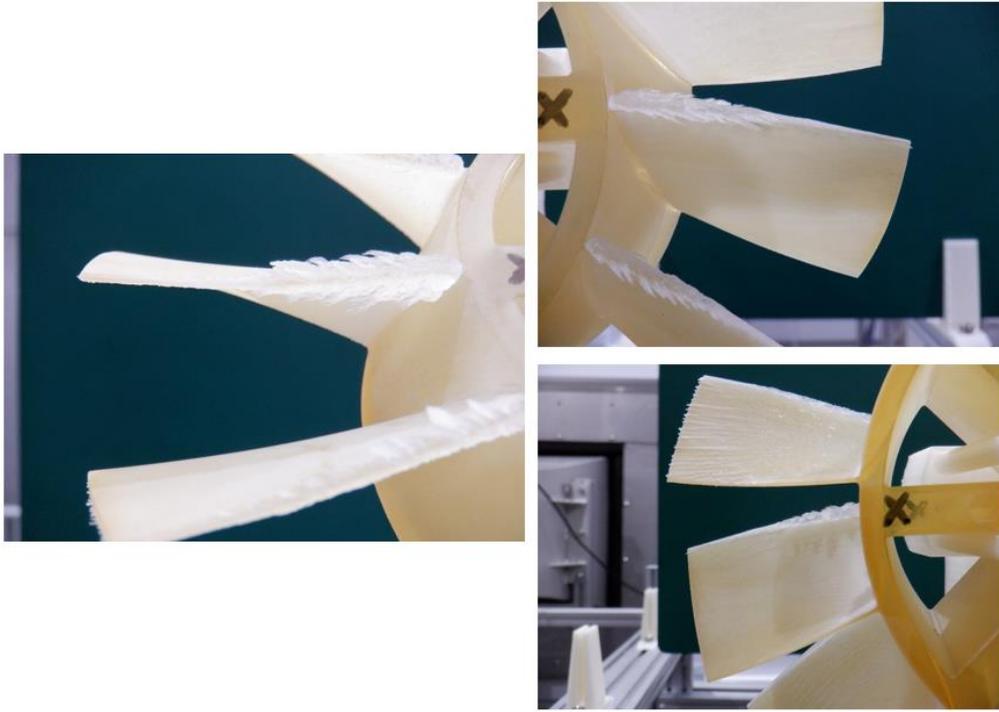


Fig. 4.4.26 着氷形状 (3L/h, 33 μ m, 部分翼, 5000rpm, 15s)

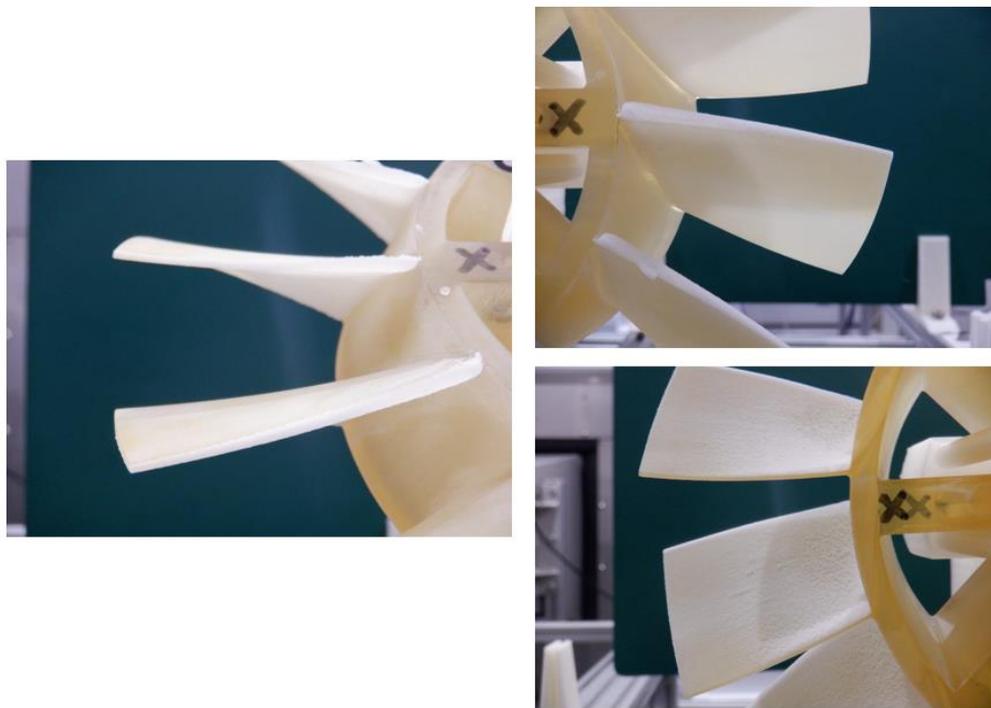


Fig. 4.4.27 着氷形状 (3L/h, 33 μ m, 全周翼, 3000rpm, 30s)

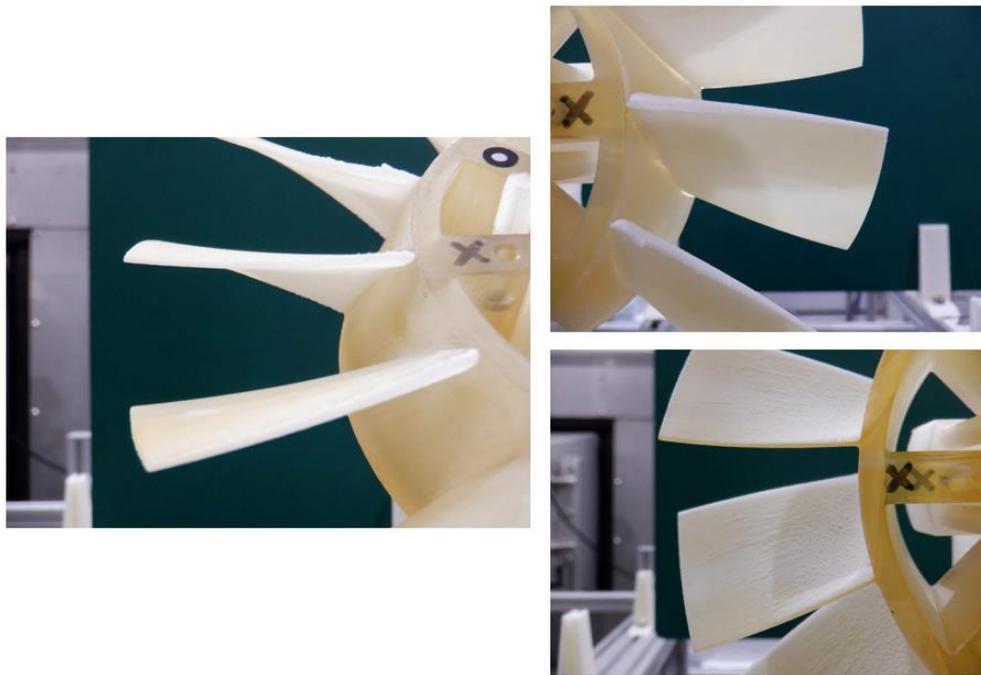


Fig. 4.4.28 着冰形状 (3L/h, 33 μ m, 全周翼, 3500rpm, 30s)

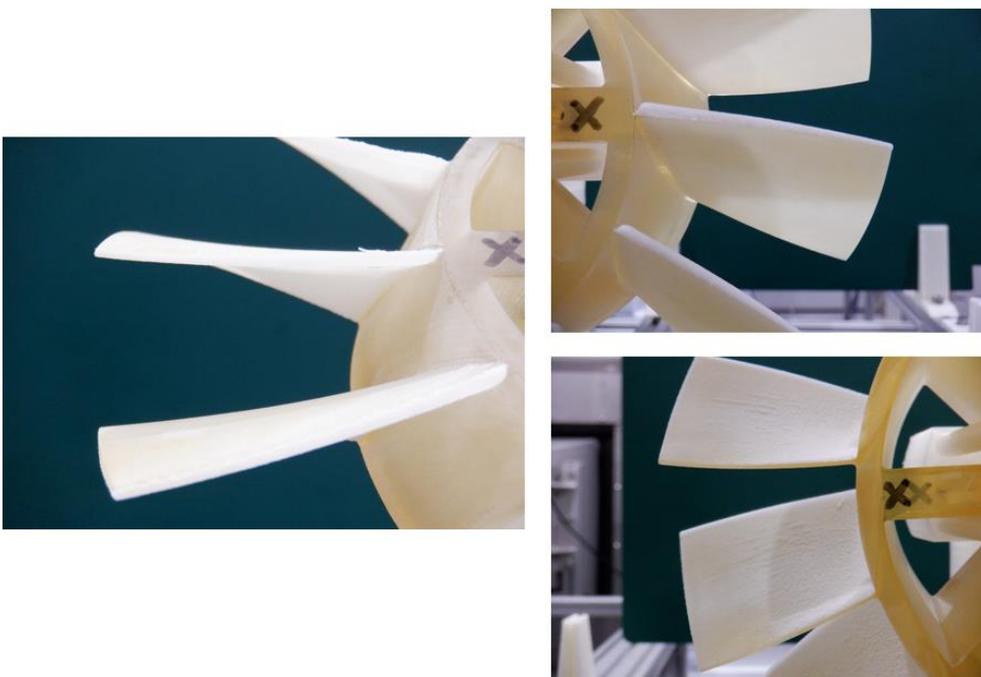


Fig. 4.4.29 着冰形状 (3L/h, 33 μ m, 全周翼, 4000rpm, 30s)

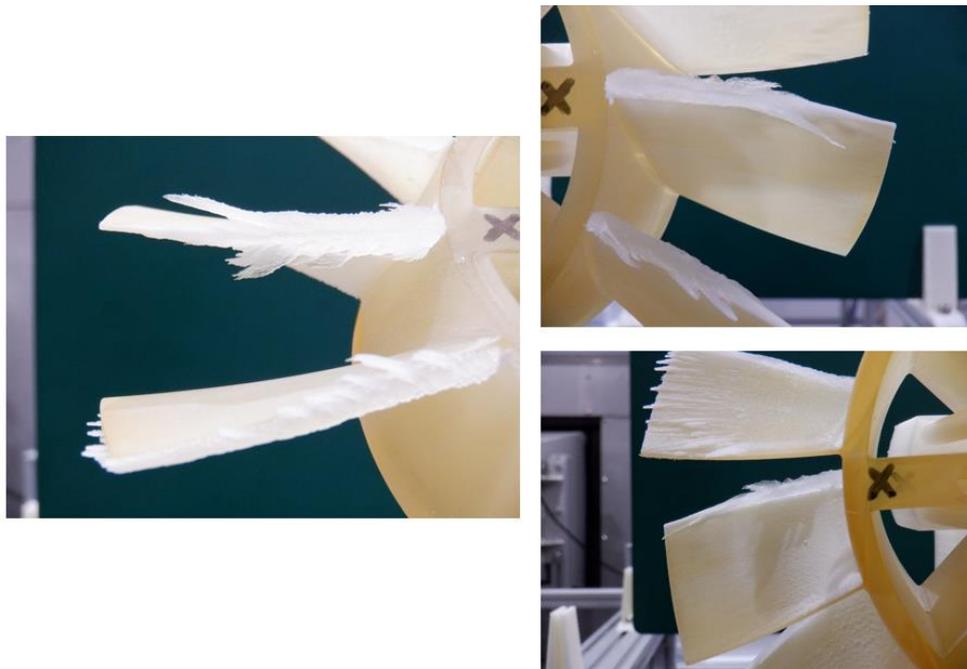


Fig. 4.4.30 着氷形状 (3L/h, 33 μ m, 部分翼, 3500rpm, 30s)

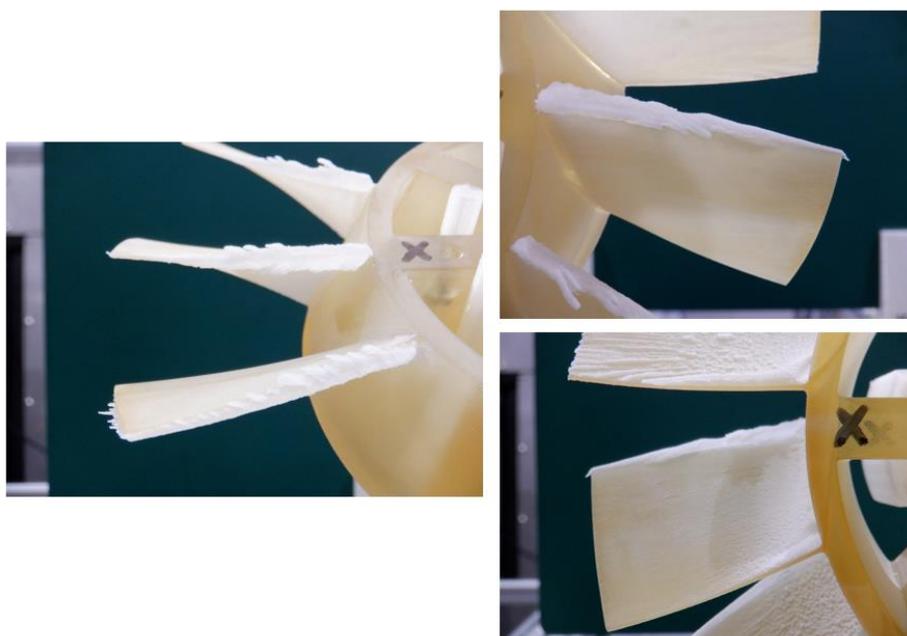


Fig. 4.4.31 着氷形状 (3L/h, 33 μ m, 部分翼, 4000rpm, 30s)

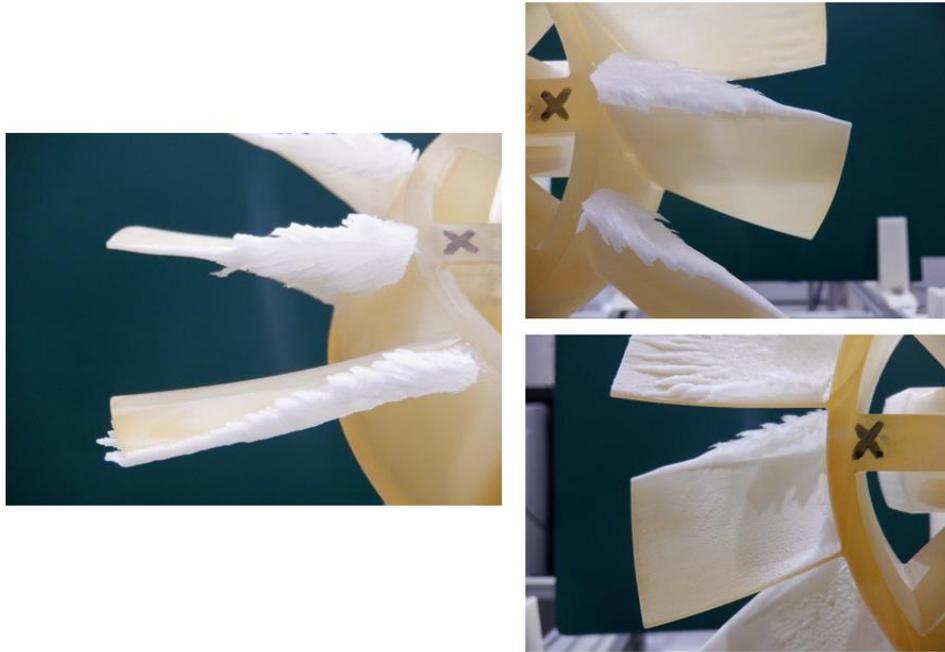


Fig. 4.4.32 着冰形状 (3L/h, 33 μ m, 部分翼, 4500rpm, 30s)

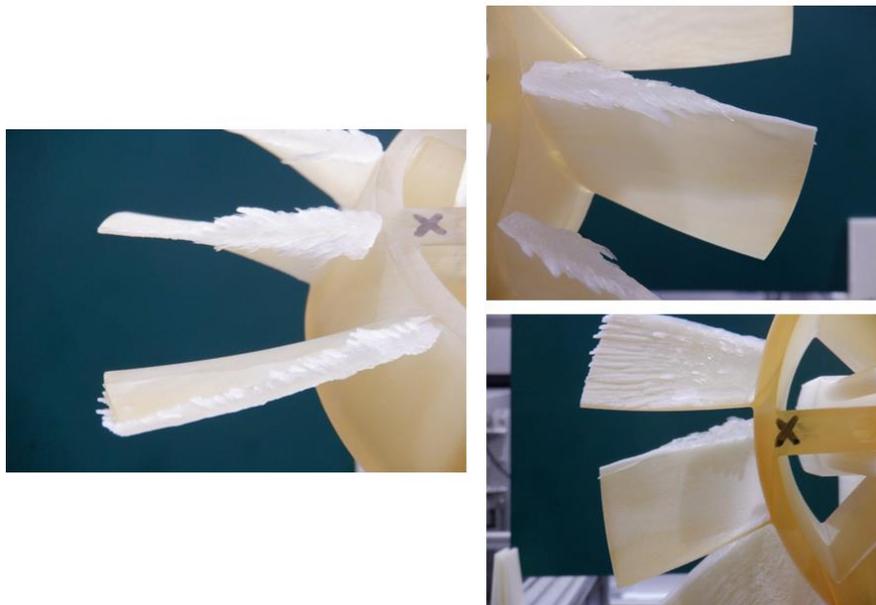


Fig. 4.4.33 着冰形状 (3L/h, 33 μ m, 部分翼, 5000rpm, 30s)

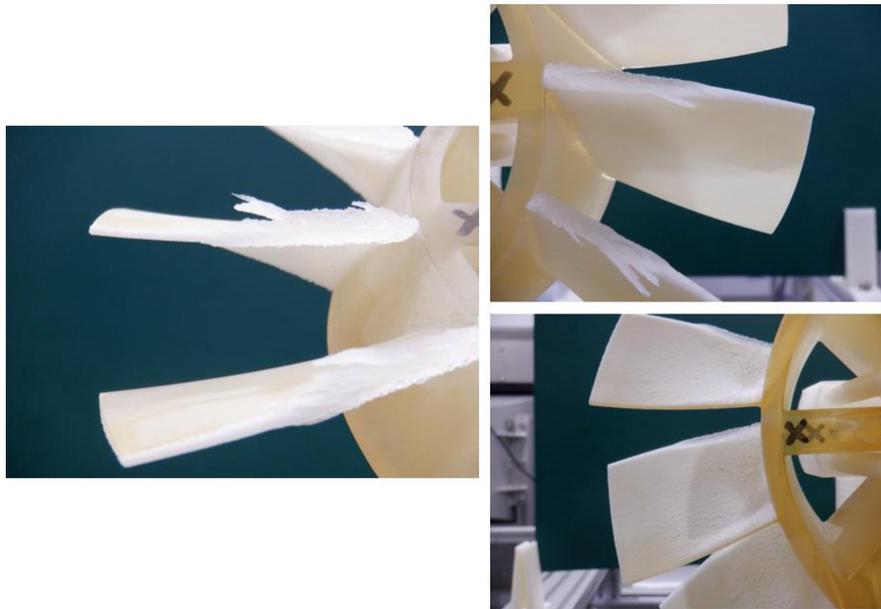


Fig. 4.4.34 着水形状 (3L/h, 33 μ m, 全周翼, 3000rpm, 45s)

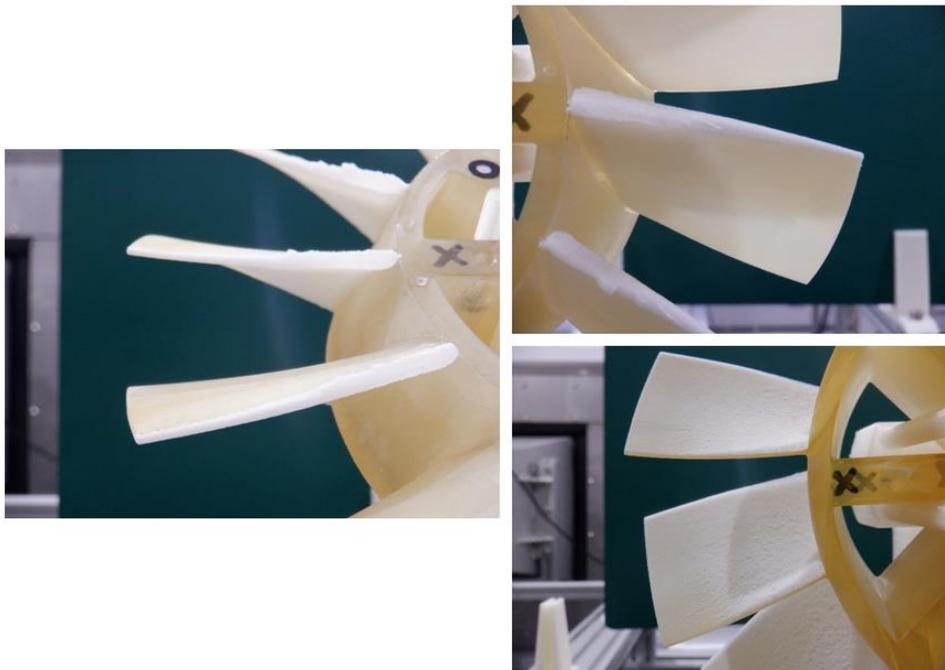


Fig. 4.4.35 着水形状 (3L/h, 33 μ m, 全周翼, 3500rpm, 45s)

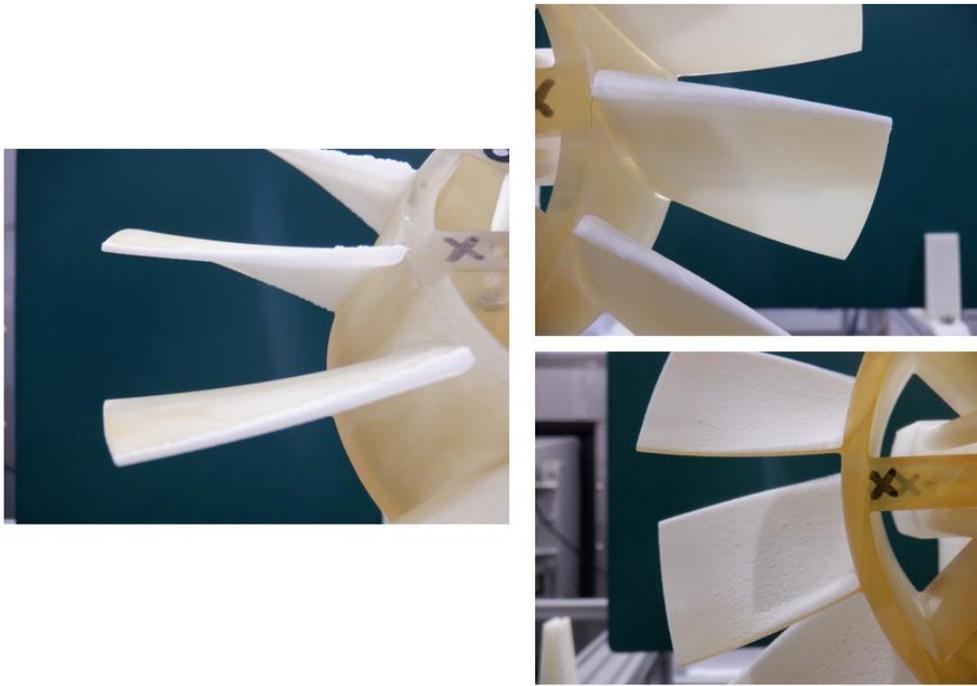


Fig. 4.4.36 着氷形状 (3L/h, 33 μ m, 全周翼, 4000rpm, 45s)

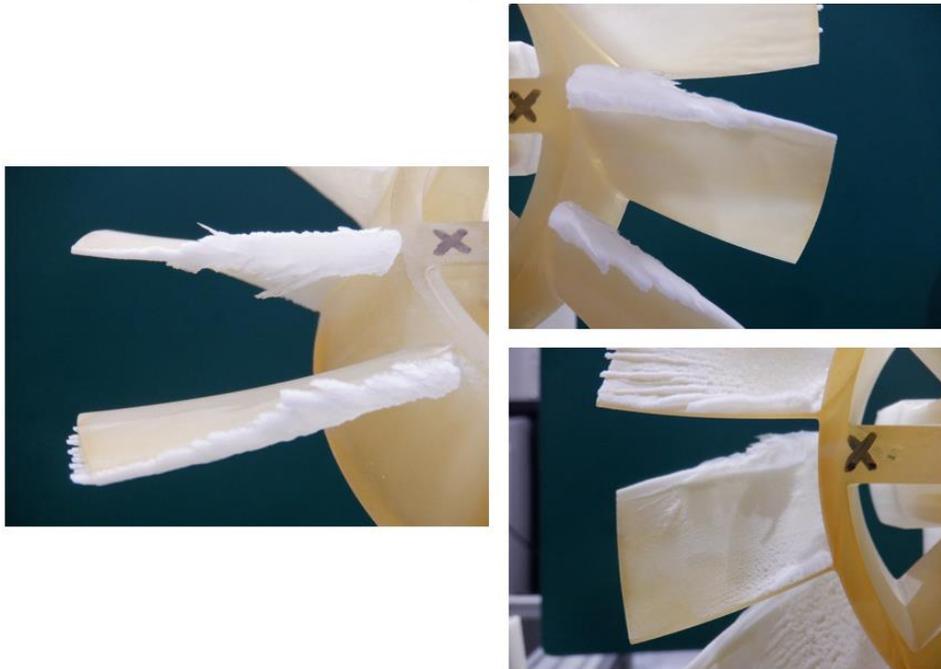


Fig. 4.4.37 着氷形状 (3L/h, 33 μ m, 部分翼, 3500rpm, 45s)

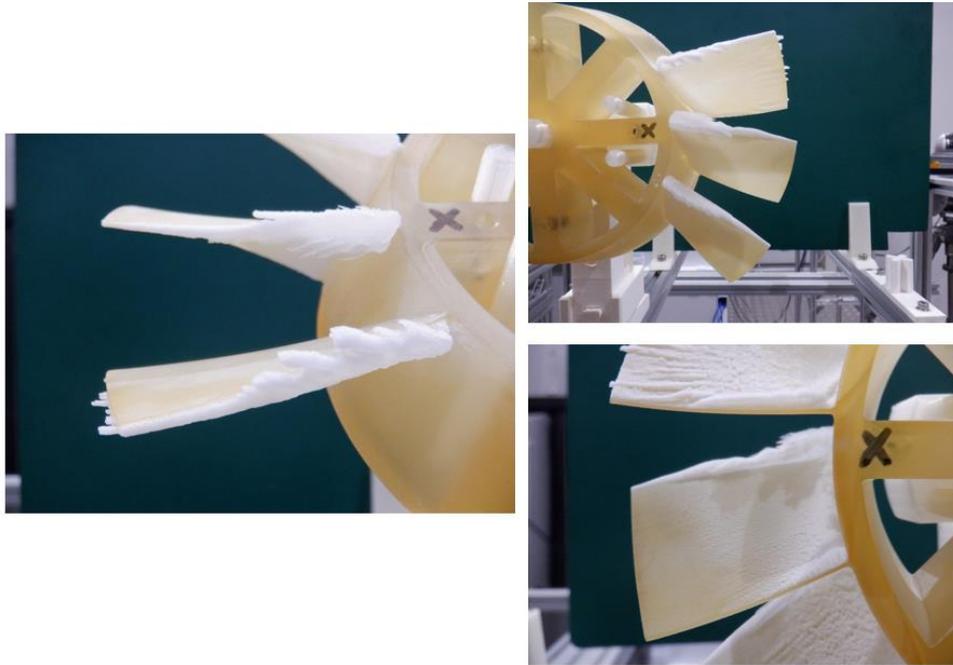


Fig. 4.4.38 着氷形状 (3L/h, 33 μ m, 部分翼, 4000rpm, 45s)

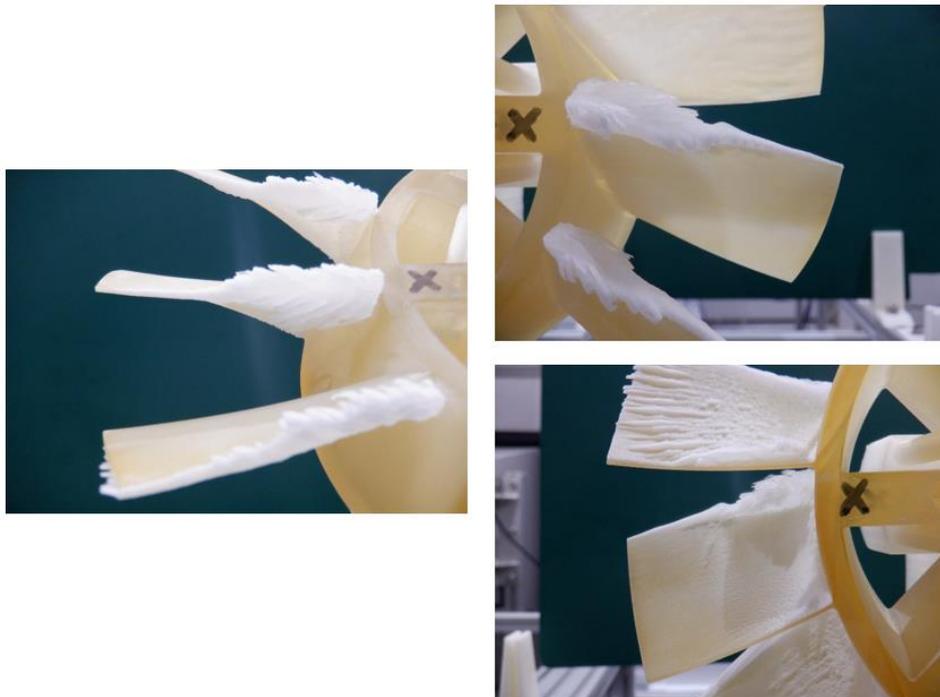


Fig. 4.4.39 着氷形状 (3L/h, 33 μ m, 部分翼, 4500rpm, 45s)

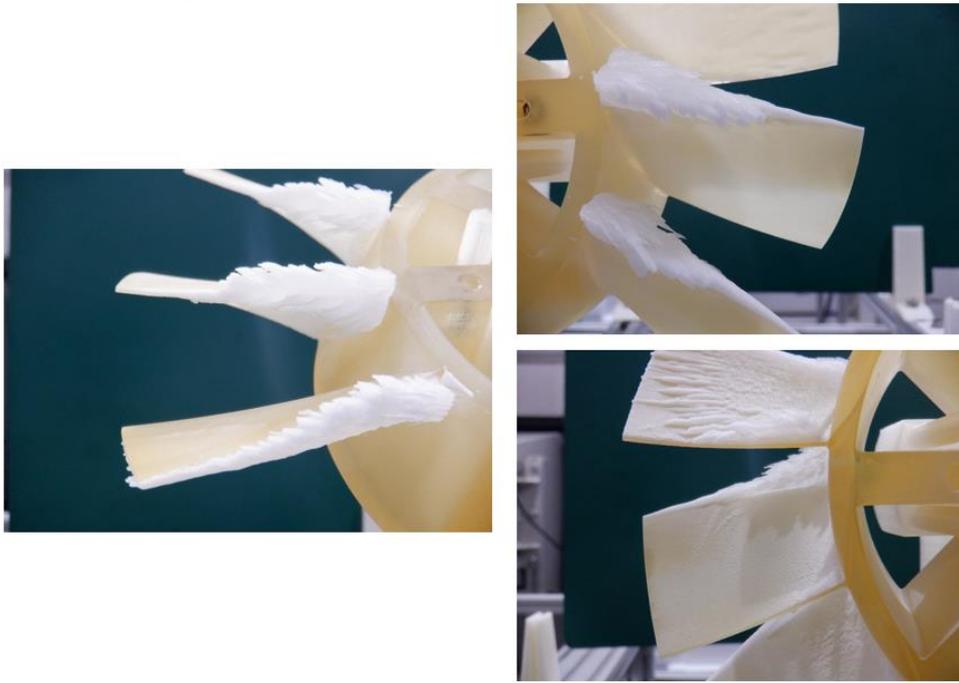


Fig. 4.4.40 着氷形状 (3L/h, 33 μ m, 部分翼, 5000rpm, 45s)



Fig. 4.4.41 着氷形状 (3L/h, 33 μ m, 全周翼, 3000rpm, 60s)

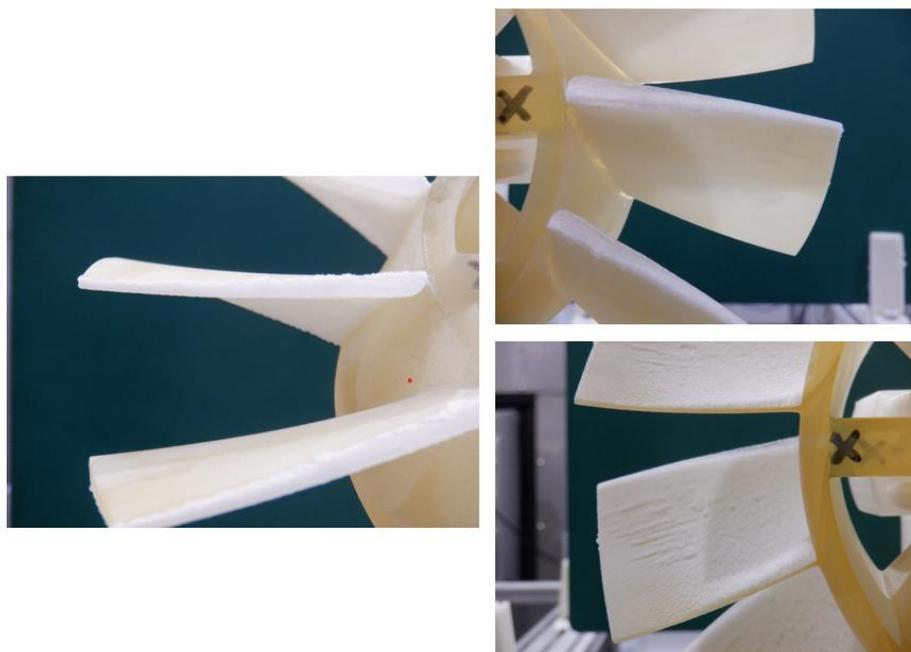


Fig. 4.4.42 着冰形状 (3L/h, 33 μ m, 全周翼, 3500rpm, 60s)

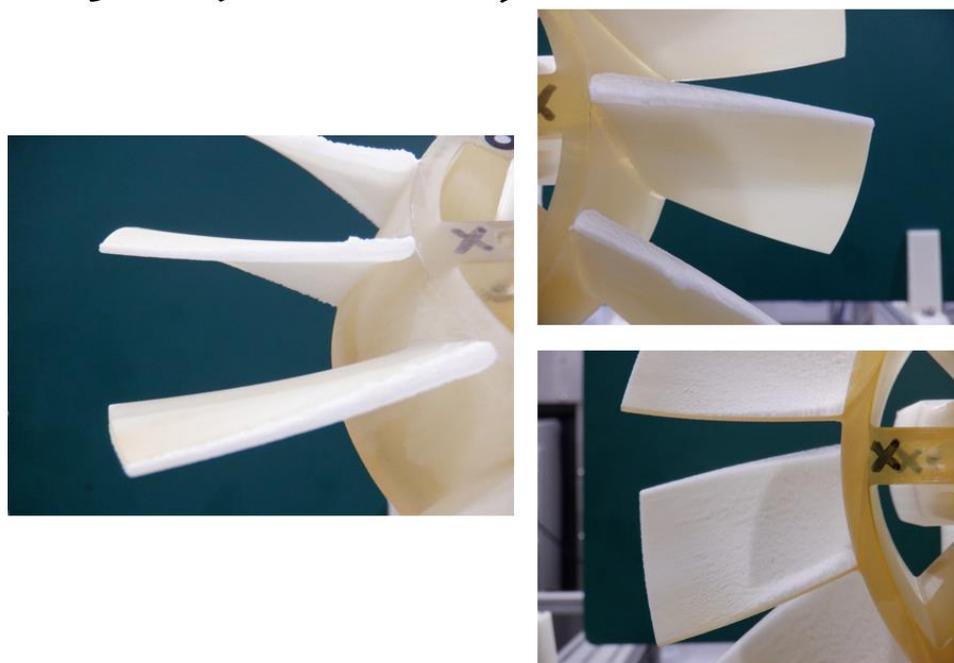


Fig. 4.4.43 着冰形状 (3L/h, 33 μ m, 全周翼, 4000rpm, 60s)



Fig. 4.4.44 着氷形状 (3L/h, 33 μ m, 部分翼, 3500rpm, 60s)

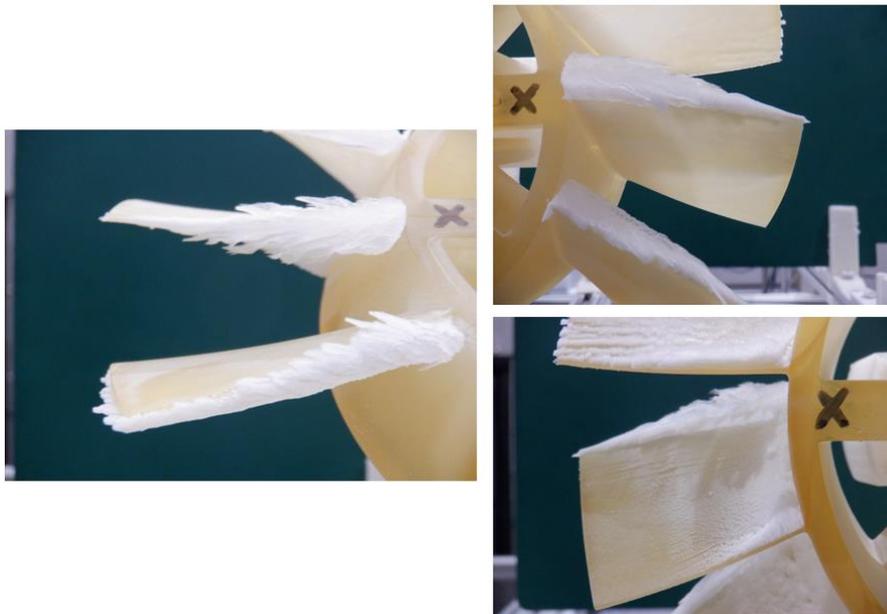


Fig. 4.4.45 着氷形状 (3L/h, 33 μ m, 部分翼, 4000rpm, 60s)

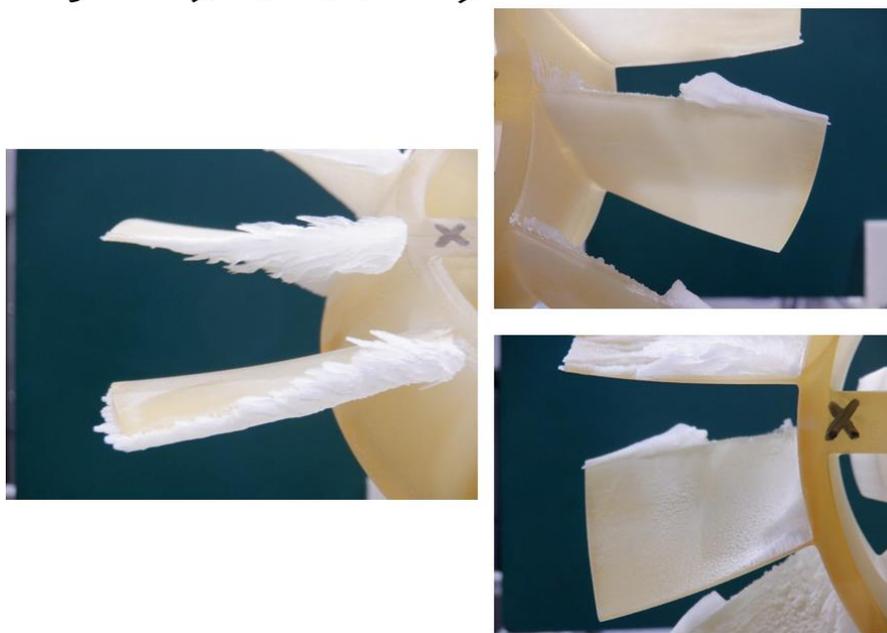


Fig. 4.4.46 着氷形状 (3L/h, 33 μ m, 部分翼, 4500rpm, 60s)

第5章 オープンロータ形態と動静翼形態での着氷試験の比較

オープンロータ形態と動静翼形態の違いが着氷特性に与える影響を調査した。Fig. 4.1 に s 示すオープンロータ形態に加え、Fig. 5.1 に示す動静翼形態でも着氷試験を行い、結果を比較した。

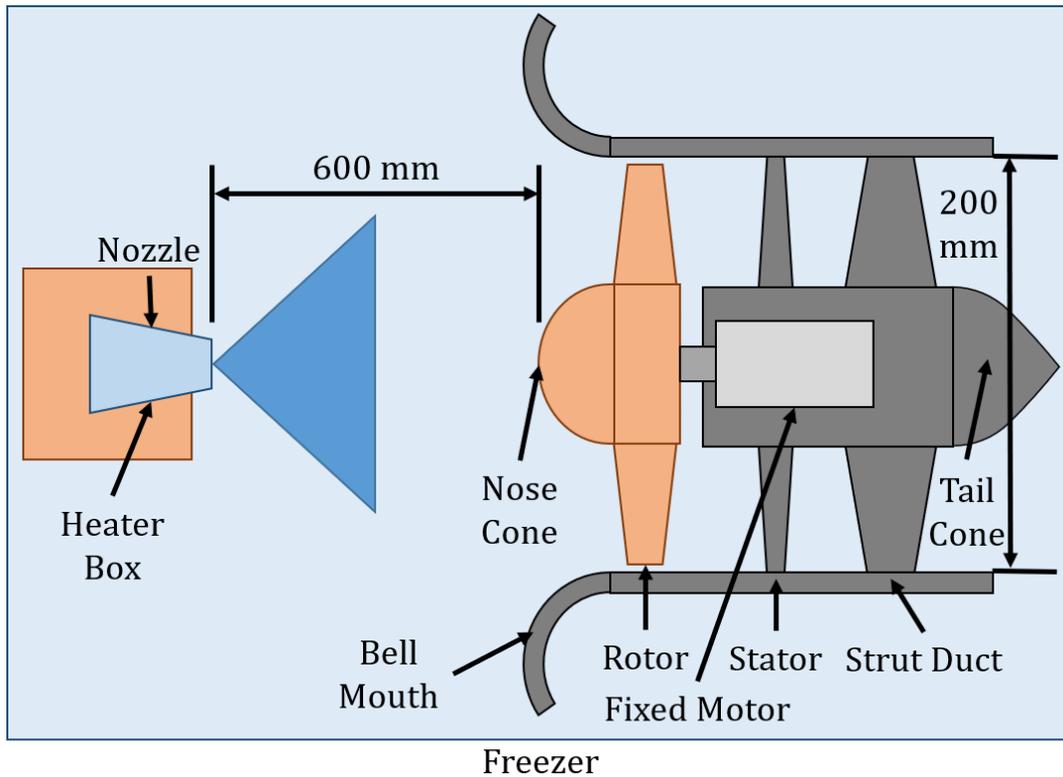


Fig. 5.1 動静翼形態

5.1 試験方法

Fig. 4.1 に示すオープンロータ形態と Fig. 5.1 に示す動静翼形態で試験を行った。試験条件を Table 5.1.1, 試験ケースを Table 5.1.2 に示す。試験方法は 4.1 章と同様である。

Table 5.1.1 試験条件

Rotor	Full	Partial
Droplet Flow Rate [L/h]	3	
Median Volume Diameter [μm]	17	
Number of Rotation [rpm]	3000- 4000	3500- 5000
Spraying Time [s]	60	
Room Temperature [$^{\circ}\text{C}$]	-18.5	

Table 5.1.2 試験ケース

Configuration	Rotor	Case
Open Rotor	Full	7A
	Partial	7B
Rotor-Stator	Full	7C
	Partial	7D

5.2 結果・考察

Fig. 5.1.1 に回転数 5000rpm 時の Case 7B, 7D それぞれの着氷形状, Fig. 5.1.2 に動翼 1 枚当たりの着氷重量を示す.

着氷形状に着目すると, 動静翼形態は前縁, 正圧面ともに翼根側に着氷が集中していることが分かる. これは, ファンケースの有無により, オープンロータ形態では動翼が吸い込む空気は周方向に流れてしまうことが原因であると考えられる.

着氷重量では, 全周翼, 部分翼に共通する傾向が見られなかった. 他条件でも着氷重量が 1g を超えたあたりからシェディングの効果で着氷重量が増減する傾向が見て取れるので, シェディングが起こらない条件で, 試行回数を増やし確認を行う必要がある.

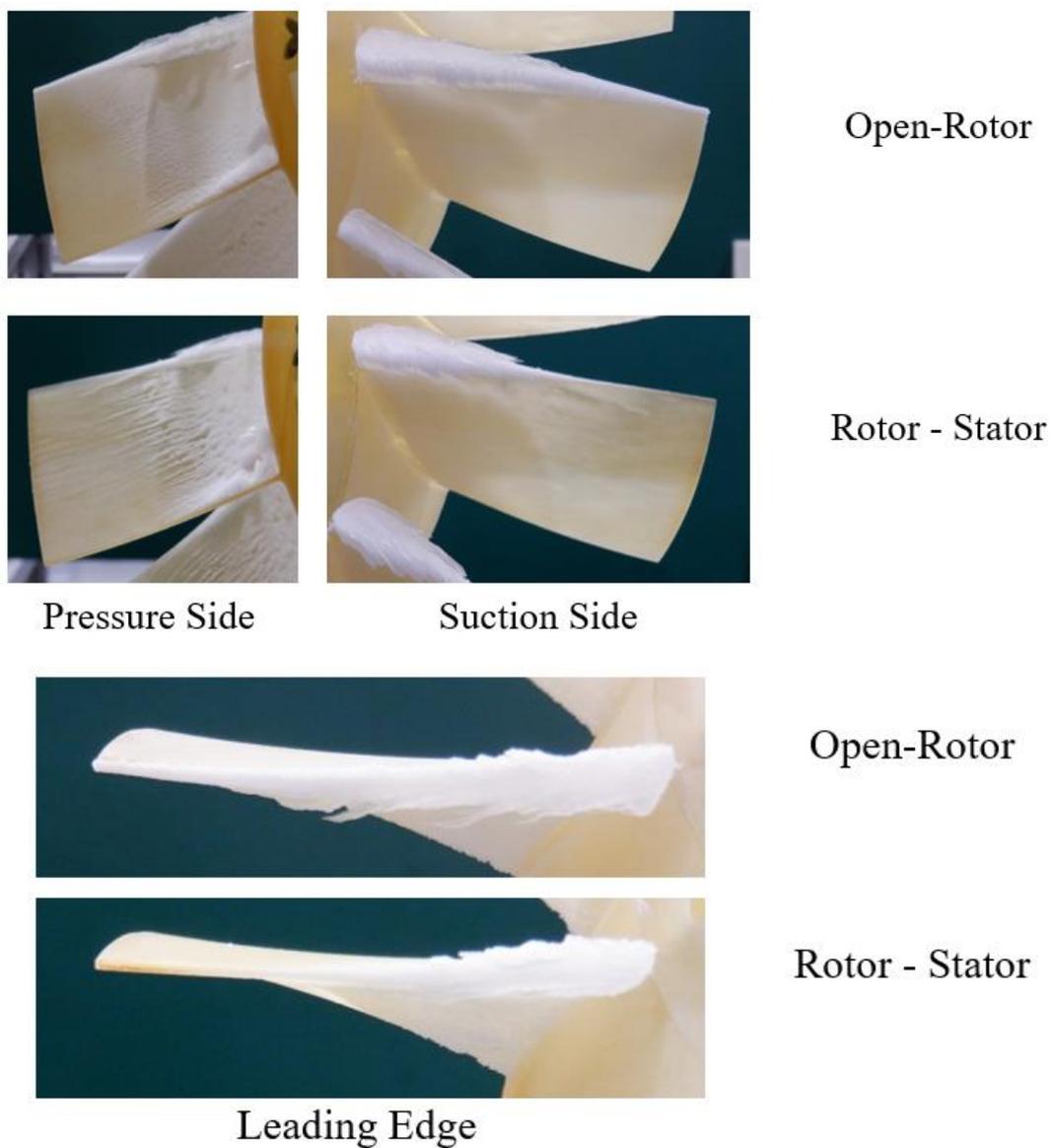


Fig. 5.1.1 着氷形状 (左：7B 右：7D)

第6章 結言

回転供試体を用いた電熱防除氷システム検証に向けたきそデータ取得のため、回転供試体の空力計測、着氷試験を行った。得られた知見は以下のとおりである。

- 1) 全周翼，部分翼ともにファンの仕事は行われていることを確認した。部分翼では翼端付近で仕事量が低下し速度の低下が起こっていると考えられる。
- 2) 全体的な着氷形状の傾向はおおよそ一致し，部分翼は今後の防除氷試験に使用できると

考えられる。ただし、部分翼の評価対象となる中央の翼以外では、全周翼と異なる部分があった。全周翼と部分翼は、前縁の着氷量は部分翼が多く、正圧面側は全周翼が多くなり、1枚当たりの着氷重量では部分翼が重い結果となった。

- 3) 液滴径を大きくすると、Stokes 数の関係から慣性の影響が大きくなり、着氷量が増加した。
- 4) 液滴の噴霧時間を増加することで、着氷重量は増加するが、一定以上の重量になるとシェディングが発生する。
- 5) モータの回転数を増加することでは、着氷重量に大きな影響はなかった。これは細かなシェディングが起こっているからだと考えられる。ただし、高回転数では遠心力の影響を大きく受け、大規模なシェディングが確認された
- 6) 動静翼形態の着氷形状は、オープンロータ形態と比較し翼根側に着氷が集中した。

第7章 今後の方向性

本研究により得られた知見から考えられる今後の方向性は以下の通りである。

- 1) 着氷特性のさらなる明確化を行う。
- 2) 防除氷試験時にノイズとならないよう、シェディングの起こらない条件だしを行う
- 3) CFRP 製の回転翼供試体を製作し、防除氷試験を行う。

参考文献

- [1] NASA, “Icing Research | Glenn Research Center”,
https://www1.grc.nasa.gov/wp-content/uploads/C95_03918-300x300.jpg
- [2] 雲仙の霧氷を楽しむには・・・いま!,
https://www.nagasaki-bus.co.jp/kataru_news/img/s_1462image1_20191213171350.jpg
- [3] BAE SYSTEMS, “Think Ice!”, p. 13, 2014.
- [4] Shawn from Airdrie, “Canada - Some Ice on the boots”, CC BY-SA 2.0,
<https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=31604840>.
- [5] ATSB Transport Safety Report, “Stall warning event involving a Raytheon B200, VH-ZCO”, Australian Transport Safety Bureau, Darwin Airport, Northern Territory, pp.3, 2015.
- [6] ROOLS ROYCE, “The Jet Engine”.
- [7] https://www.mst.or.jp/Portals/0/case/img/img_c0538_2.jpg
- [8] <https://www.geaviation.com/commercial/engines/ge90-engine>
- [9] 岩間輝佳, 有賀寛純, 水野拓哉, 鈴木正也, 賀澤順一, 野崎理, 着氷風洞を用いた CFRP 電熱防氷に関する研究, 第 48 回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集 (2020), B-14

[10] 西山和希, 岩間輝佳, 水野拓哉, 鈴木正也, 賀澤順一, 野崎理, CFRP 電熱防氷システムの加熱効率化に向けた電流印加手法の検討, 第 49 回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集(2021), B-13

謝辞

本試験結果は宇宙航空研究開発機構が所有する着氷実験設備を利用し得られたものである。受諾指導学生として受け入れてくださいました水野拓哉様, 鈴木正也様, 谷和夫様をはじめ、職員の皆様には, 多大なるご指導と知識を頂戴し感謝申し上げます。また, 著者の指導教官である野崎理教授, 荻野要介講師には, 研究活動のうえで多くのご指導をいただき感謝申し上げます。