

## 表面加熱をした NACA0012 翼の防氷性能に関する数値的調査

### Numerical Investigation of Anti-icing Performance for NACA0012 Airfoil with Heating Surface

- 浦内 捷, 東理大, 東京都葛飾区新宿 6-3-1, E-mail: 4517609@ed.tus.ac.jp  
 福留 功二, 東理大, 東京都葛飾区新宿 6-3-1, E-mail: kfukudome@rs.tus.ac.jp  
 守 裕也, 電通大, 東京都調布市調布ヶ丘 1-5-1, E-mail: mamori@uec.ac.jp  
 福島 直哉, 東海大, 神奈川県平塚市北金目 4-1-1, E-mail: fukushima@tsc.u-tokai.ac.jp  
 山本 誠, 東理大, 東京都葛飾区新宿 6-3-1, E-mail: yamamoto@rs.kagu.tus.ac.jp  
 Sho Uranai, Tokyo University of Science, 6-3-1 Nijuku, Katsushika-ku, Tokyo, 125-8585, Japan  
 Koji Fukudome, Tokyo University of Science, 6-3-1 Nijuku, Katsushika-ku, Tokyo, 125-8585, Japan  
 Hiroya Mamori, The University of Electro-Communications, 1-5-1 Chofugaoka, Chofu, Tokyo  
 182-8585, Japan  
 Naoya Fukushima, Tokai University, 4-1-1 Kitakaname, Hiratsuka-shi, Kanagawa 259-1292, Japan  
 Makoto Yamamoto, Tokyo University of Science, Nijuku 6-3-1, Katsushika-ku, Tokyo, 125-8585,  
 Japan

In this study, we developed an icing model to consider heating from an airfoil surface. We add the heat conduction term between water and wall into icing model. We carried out icing simulations for some different heating conditions. Particularly, we focused on the effect of heating area in the present study. By icing simulations, we discussed the aerodynamic and anti-icing performance of NACA0012 airfoil with heating. From the results of the streamline around the airfoil without heating, flow separation occurs near the leading edge by adhering ice. On the other hand, due to the surface heating completely suppresses the flow separation around the airfoil. Moreover, the surface heating prevents from reduction of lift coefficient.

#### 1. 緒言

着氷現象とは、大気中の過冷却液滴が固体表面に衝突し、氷層を形成する現象である。航空分野において、この現象は事故を起こしうる重要因子の一つとして注目されている。特に航空機翼では、着氷によって翼の形状が変化し、空力性能の低下を招く。これを防ぐために、エンジン内の高温空気を利用した Bleed-air や翼周りを膨らまして氷を除去する De-icer boots などの着氷対策装置が開発されている。その中でも、近年では航空装備の電動化から、電熱ヒーターが多く採用されている。この装置は、設置が容易である一方、その消費電力量が課題として挙げられている。この消費電力量を抑えるためには、周囲環境に応じた適切な加熱条件を設定することが求められている。よって、この電熱ヒーターが関連する着氷研究はこれまでに多く行われてきた。例えば、翼模型表面の加熱温度が異なる複数の条件での着氷試験<sup>1)</sup>や翼面からの熱流束を考慮した着氷シミュレーション<sup>2)</sup>が行われ、翼面の加熱による着氷への影響が調査されてきた。しかし、過去の研究では電熱ヒーターの加熱範囲に対する調査が不十分であり、周囲環境に合わせた加熱条件の最適化までには至っていない。さらに、従来の着氷シミュレーションで多く用いられている Extended Messenger モデル<sup>3)</sup>では、翼面からの熱輸送を考慮できていない。

本研究では、電熱ヒーターを想定した翼面からの熱輸送も考慮した着氷計算モデルを開発する。また、NACA0012 翼を対象とし、翼面における電熱ヒーターを有する着氷シミュレーションを行い、加熱範囲の影響による空力特性や消費電力への影響を調査する。

#### 2. 数値計算

着氷シミュレーションを行う前に、NACA 翼周りの流れ場計算を行い、速度分布や温度分布などを求める。流れ場は二次元圧縮性乱流場を仮定し、支配方程式は連続の式、ナビエ・ストークス方程式、エネルギー方程式である。これらの支配方程式の離散化には、非粘性項に二次精度風上型 TVD スキーム、粘性項に二次精度中心差分を用いた。乱流モデルは Kato-Laundar による  $k-\epsilon$  モデ

ル<sup>4)</sup>を採用し、時間積分は LU-ADI 法を用いた。

次に過冷却液滴の液滴軌道計算を行い、NACA 翼に衝突する位置や衝突量を算出する。液滴は翼先端からコード長の 7 倍の上流位置から投入した。液滴はラグランジュ的に取り扱い、次の三つの仮定を課した。①液滴による流れ場への影響を考慮しない (One-Way Coupling)。②働く力は抗力のみである。③液滴の変形や分裂は考慮しない。これらの仮定のに基づき、液滴の運動方程式は次式で与えられる。

$$\frac{d\vec{U}_d}{dt} = \frac{3}{4} C_D \frac{\rho_g}{\rho_d} \frac{1}{d_d} \vec{U}_r |\vec{U}_r| \quad (1)$$

ここで、 $\vec{U}_d$  は液滴の速度、 $t$  は時間、 $C_D$  は抗力係数、 $\rho_g$ 、 $\rho_d$  は周囲流体および液滴の密度、 $d_d$  は液滴の直径、 $\vec{U}_r$  は液滴と周囲流体との相対速度である。なお、抗力係数  $C_D$  は Schiller らが提案したモデル<sup>5)</sup>を用い、次式で与えられる。

$$C_D = \frac{24}{\text{Re}} (1 + 0.15 \text{Re}^{0.687}) \quad (2)$$

最後に、翼周りの着氷形状を求めるために、熱力学計算及び氷層厚さの計算を行う。本研究では、加熱の影響を考慮するため、Extended Messenger モデル<sup>6)</sup>に対して、以下の 2 つの工程を計算手順に追加した。①ランバックする水の温度も考慮して熱流束を計算する。②氷の温度が 0°C より高くなった場合は水膜として扱う。これらの計算手順を追加した上で、以下の流れで熱力学計算を行った。まず、衝突時の液滴の温度を計算し、そのモデルで考慮する各熱流束の値を計算する。次に、そのモデルにおける各条件式から衝突後に形成される氷あるいは水膜の温度および厚さを計算する。

表 1 に、本研究での計算条件を示す。本計算条件は、Olsen らによる実験的研究<sup>6)</sup>での条件を参照して設定し、計算対象は NACA0012 翼とする。翼面における境界条件は、温度が一定の範囲 (以下、加熱範囲) と断熱条件の範囲 (以下、非加熱範囲) に分

けて設定する。本研究では、表 2 に示すような 4 ケースの加熱範囲について計算を行い、それらの結果を比較した。ここで、加熱範囲における  $x$  は翼の前縁からの距離、 $c$  は翼弦長である。

計算格子には、流れ場と液滴衝突特性を詳細に解析するために重合格子法を用いた。図 1 に示す計算格子は、翼周り全体の流れ場計算のために配置する Main Grid (赤線) と翼前縁付近 (特に、着氷形状) を詳細に解像する Sub Grid (青線) からなる。総格子点数は約 26,000 点とした。

### 3. 計算結果と考察

図 2 に翼周りの着氷形状を示す。ここで黒線が NACA0012 翼、赤線が本研究における着氷モデル、青点が Olsen らの実験結果<sup>6)</sup>を示す。翼の下面側の着氷範囲が実験結果よりも狭くなっている。これは、翼面に沿ってランバックする水の量を過小評価しているためであると考えられる。しかしながら、本研究における着氷モデルによる着氷形状は実験結果と全体的に良い一致をしていることが分かる。したがって、本研究での着氷モデルによる着氷予測は概ね妥当であるといえる。

表 2 に本研究における加熱条件を示す。ここで、加熱範囲における  $x$  は翼の前縁からの距離、 $c$  は翼弦長である。よって Chord 長に対する翼先端から距離の割合で加熱範囲を設定した。図 3, 4 に着氷後の翼周りの流線を示す。ここで、図 3 が加熱無し、図 4 が加熱範囲 1.0% の場合をそれぞれ示す。加熱の有無による流線を比較すると、加熱無し (図 3) では、着氷部の後方で流れがはく離していることが分かる。一方、加熱範囲 1.0% (図 4) では、着氷部の後方ではく離は生じない。これは、加熱によって翼先端での着氷を防ぎ、同様に後方での着氷量を低減させたためであると考えられる。

図 5 は迎角に対する翼の揚力係数の変化を示す。ここで、○は加熱無しの場合、□は加熱範囲 1.0% の場合、◇は加熱範囲が 2.0% の場合をそれぞれ示している。図 5 より、加熱によって着氷による揚力係数の低下を抑えられていることが分かる。ここで加熱無しに比べ、迎角が 4.0 度・加熱範囲が 2.0% の場合、揚力係数が低下していることが分かる。これは、着氷部がやや後方に移動することで流れのはく離が生じたためであると考えられる。このことから、適切な加熱範囲を設定することが空力性能の低下を抑えるために必要であると考えられる。

### 4. 結論

本研究では、翼面からの加熱を考慮した着氷モデルを用いて、翼面に加熱条件を与えた NACA 翼周りの着氷シミュレーションを行い、加熱範囲の違いによる着氷特性の変化を調査した。本研究によって得られた知見を以下に記す。

- 着氷が流れ場に与える影響として、加熱が無い場合、翼先端で氷が形成されるため、剥離が生じる。
- 加熱範囲が適切で無い場合、揚力係数の低下を招く可能性がある。

Table 2 Heating conditions

Case	Heating Area $x/c$ [%]	Heat Temperature [°C]	Angle of Attack [deg.]
A	0.0	5.0	0.0
B	1.0		
C	2.0		
D	0.0		2.0
E	1.0		
F	2.0		
G	0.0		4.0
H	1.0		
I	2.0		

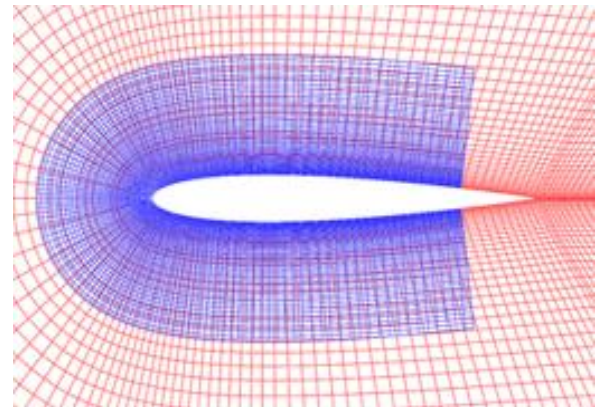


Fig. 1 Computational grid for flow around NACA0012 airfoil: red, main grid; blue, sub grid.

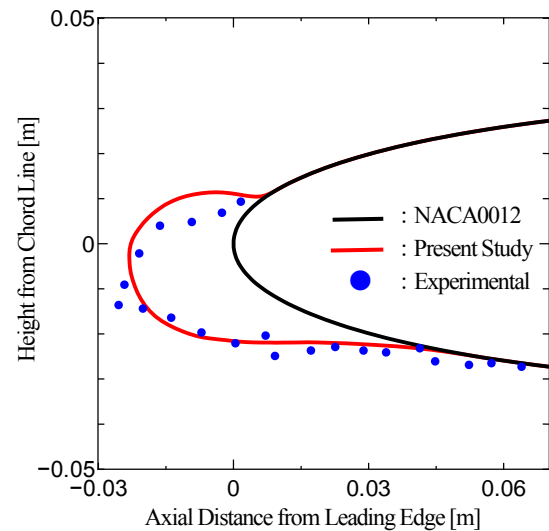


Fig. 2 Comparison of Ice Shape

Table 1 Computational conditions

Static Temperature	[°C]	-27.8
Accretion Time	[sec.]	480
Inflow Velocity	[m/s]	50.93
MVD (Median Volume Diameter)	[ $\mu$ m]	20
LWC (Liquid Water Content)	[g/m <sup>3</sup> ]	1.3
Chord Length	[m]	0.53
Angle of Attack	[deg.]	4.0
Ambient Pressure	[Pa]	95610

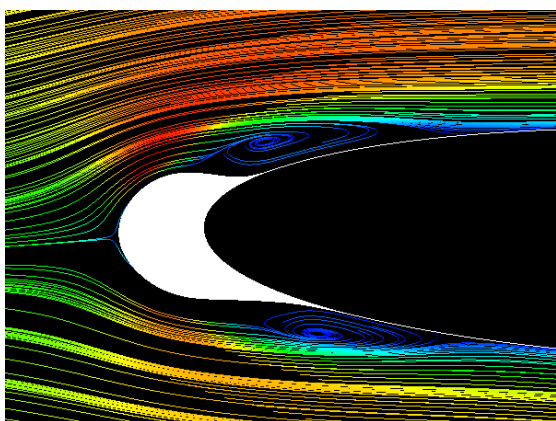


Fig. 3 Streamlines around Airfoil (w/o heating)

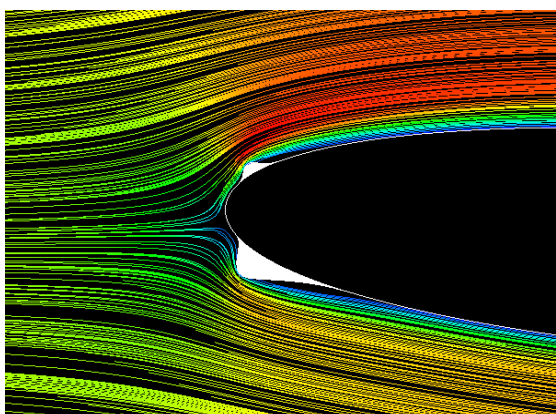


Fig. 4 Streamlines around Airfoil (Heat Area = 1.0%)

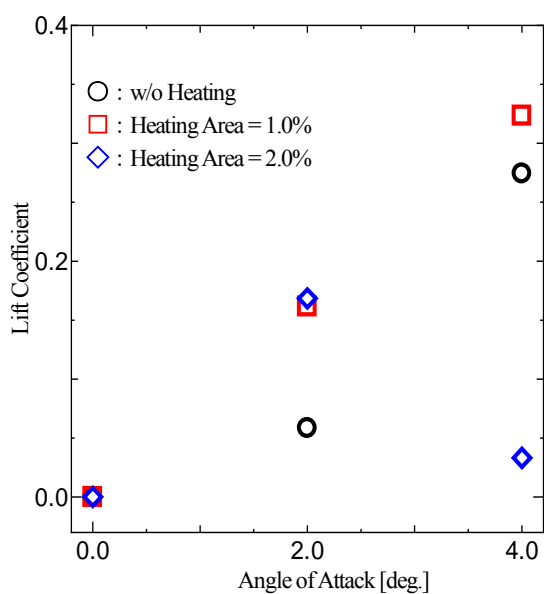


Fig. 5 Lift Coefficient as a function of AOA

参考文献

- [1] K. M. Al-Khalil et al., "Validation of NASA thermal ice protection computer codes part 3: the validation of ANTICE," *NASA TM-2001-210907*, pp. 1-12, 2001.
- [2] X. Bu, G. Lin, S. Yang, and X. Song, "Numerical simulation of an airfoil electrothermal anti-icing system," *Aerospace Eng.*, vol. 227, no. 10, pp. 1608-1622, 2013.

- [3] S. Özgen and M. Canibek, "Ice accretion simulation on multi-element airfoils using extended Messinger model," *J. Heat Mass Transfer*, vol. 45, no. 3, pp. 305-322, 2009.
- [4] M. Kato and B. E. Launder, "The modeling of turbulent flow around stationary and vibrating square cylinder", *Proc. 9th Symp. Turbul. Shear Flows*, (1993), pp. 10-4-1-10-4-6.
- [5] L. Schiller and A. Naumann, "A drag coefficient correlation", *Z. Ver. Deutsch*, Vol. 77 (1935), pp. 318-320.
- [6] W. Olsen, R. J. Shaw, J. Newton, "Ice shapes and the resulting drag increase for a NACA 0012 airfoil", *NASA-TM-83556, E-1935*, (1994), pp. 1-30.