

E-MPS 法を用いた NACA0012 翼に対する着氷条件の影響

Effect of the Icing Conditions for NACA0012 Airfoil using E-MPS Method

- 和田拓也, 東理大, 東京都葛飾区新宿 6-3-1, E-mail: 4518562@ed.tus.ac.jp
 福留功二, 東理大, 東京都葛飾区新宿 6-3-1
 山本誠, 東理大, 東京都葛飾区新宿 6-3-1
 Takuya Wada, Tokyo University of Science, 6-3-1, Nijuku, Katsushika-Ku, Tokyo
 Koji Fukudome, Tokyo University of Science, 6-3-1, Nijuku, Katsushika-Ku, Tokyo
 Makoto Yamamoto, Tokyo University of Science, 6-3-1, Nijuku, Katsushika-Ku, Tokyo

In the present study, numerical simulations of icing phenomenon on an airfoil were carried out using a particle-based method. We focused on some of the important parameters for the icing such as flight speed, liquid water content and angle of attack, and investigated the effect of the icing conditions on the aircraft icing. We employed the explicit moving particle simulation method (so-called E-MPS method), which is based on the Lagrangian approach, to obtain the complex ice shapes such as horn and feather. The results indicated that the icing mass and the maximum ice thickness increase for faster flight speed and larger liquid water content, and the icing mass increases for larger angle of attack, though the maximum ice thickness is not affected by the angle of attack. Moreover, it was confirmed that angle of attack affects the icing limit on the airfoil. Furthermore, the microstructures of icing such as ice ridge and void cavity, which are difficult to obtain by grid-based methods, were reproduced using the particle-based method.

1. 緒言

着氷現象は、大気中の過冷却液滴もしくは氷粒子が固体表面に衝突し、表面上に氷層を形成する現象である。着氷現象は航空機や風車、電線、船舶など様々な箇所で発生することが知られている。中でも、航空機における着氷現象は主に主翼やエンジン、計測器で発生し、それぞれ翼形状の変化に伴う空力性能低下や離脱した氷片の衝突による機械的損傷、計測不良を引き起こすことから航空安全性を脅かすものである。着氷による航空機事故や性能低下を未然に防ぐために、航空機の設計開発段階において様々な気象条件下での着氷形状や着氷箇所及び空力性能の変化等の予測が重要である。そのため、着氷予測のための実験的及び数値的研究が数多く行われてきた⁽¹⁾⁽²⁾。現在、着氷のシミュレーションは、有限差分法や有限体積法といった格子法と液滴粒子軌道を組み合わせた Euler-Lagrange 法を用いた計算が一般的である⁽³⁾。しかし、実際の着氷形状はホーン形状やフェザー形状などの複雑な形状を有し、格子法による形状再現は困難である。一方、MPS (Moving Particle Simulation) 法⁽⁴⁾は、格子を必要としないメッシュレスな数値解析手法であり、格子法では扱いの難しい界面を明瞭に捉えられることや、流体界面の大変形にも対応できることが特徴である。Yuki ら⁽⁵⁾は、E-MPS (Explicit Moving Particle Simulation) 法⁽⁶⁾を用いて、NACA 翼における着氷のフェザー形状を再現した。また、Toba ら⁽⁷⁾は E-MPS 法と有限差分法を結合 (カップリング) させ、着氷形状及び着氷後の翼周りの流れ場を評価した。しかし、種々の着氷条件における空力特性の変化については調査されていない。

本研究では、E-MPS 法を用いて二次元 NACA0012 翼における着氷シミュレーションを行い、重要な着氷条件である飛行速度や水分含有量 (Liquid Water Content, LWC)、迎角 (Angle of Attack, AoA) の着氷に対する影響を調査する。

2. 数値計算手法

本研究では、MPS 法⁽⁴⁾の圧力項を陽的に解くことで計算を高速化させる手法である E-MPS 法⁽⁶⁾を用いる。液滴に対する流れ場の影響は考慮せず、液滴飛翔中の衝突、合体、回転、分裂は無視する。支配方程式は、Navier-Stokes 方程式と連続の式であり、以下のように示される。

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho \nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{D\mathbf{u}}{Dt} = -\frac{1}{\rho} \nabla P + \nu \nabla^2 \mathbf{u} + \mathbf{G} \quad (2)$$

ここで、 ρ は密度、 t は時間、 \mathbf{u} は速度ベクトル、 P は圧力、 ν は動粘度、 \mathbf{G} は外力である。

次に、離散化手法について示す。E-MPS 法においては、微分演算子を 2 粒子間相互作用力の重み付き平均で表現する。重み関数を以下に示す。

$$w(r) = \begin{cases} \frac{r_e - r}{r_e} & (r \leq r_e) \\ 0 & (r > r_e) \end{cases} \quad (3)$$

ここで、 r_e は相互作用領域を定める影響半径、 r は 2 粒子間の距離である。また、粒子 i の粒子数密度は以下のように示される。

$$n_i = \sum_{j \neq i} w(|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_j|) \quad (4)$$

ここで、 \mathbf{r}_i 及び \mathbf{r}_j は粒子 i 及び j の粒子座標である。さらに、圧力項及び粘性項の離散化には、以下に示す勾配モデル及びラプラシアンモデルが用いられる。

$$\langle \nabla_{\phi} \rangle_i = \frac{d}{n_0} \sum_{j \neq i} \left[\frac{\phi_j - \phi_i}{|\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_i|^2} (\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_i) w(|\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_i|) \right] \quad (5)$$

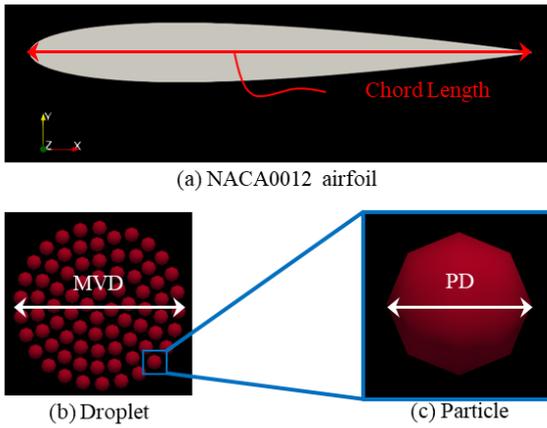


Fig. 1 Computational target.

Table 1 Computational condition.

Exposure Time	[s]	60
Chord Length	[m]	0.53
MVD	[mm]	1.0
Particle Diameter	[mm]	0.1
Inflow Velocity	[m/s]	50 ~ 140
LWC	[g/m ³]	0.2 ~ 1.6
Angle of Attack	[deg.]	-8 ~ 20
Effective Radius	[mm]	0.31

$$\langle \nabla^2 \phi \rangle_i = \frac{2d}{n_0 \lambda} \sum_{j \neq i} [(\phi_j - \phi_i) w(|\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_i|)] \quad (6)$$

ここで、 d は次元数、 n_0 は初期粒子数密度、 r は粒子座標、 w は重み関数である。また、 λ は粒子間距離の重み付き二乗平均であり、以下のように表される。

$$\lambda = \frac{1}{n_0} \sum_{j \neq i} |\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_i|^2 w(|\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_i|) \quad (7)$$

液滴の着氷判定には、粒子間距離と粒子数密度に関する以下の条件を用いる。

- (1) 液体粒子と個体粒子（壁粒子）の粒子間距離が、粒子半径の0.98倍以下である。
- (2) 周囲の個体粒子及び壁粒子を用いた重み関数によって得られた液体粒子の粒子数密度が2.2以上である。

対象粒子が上記の2つの条件を同時に満たす場合、その粒子は着氷（即ち、凍結）したと判定され、固体粒子として扱われる。

3. 計算対象及び計算条件

本研究における計算対象は、図1(a)に示すような二次元NACA0012翼であり、計算条件を表1に示す。計算対象の設定値は、先行研究⁹⁾と同様とした。流入速度を10 m/s毎に変化させた10ケース、LWCを0.1 g/m³毎に変化させた15ケース及び迎角を2度毎に変化させた15ケースについて着氷シミュレーションを行った。各着氷条件の基準値は、流入速度が50 m/s、LWCが1.2 g/m³、迎角が4度とした。MVDは1.0 mmであるため、全てのケースにおいて粗大過冷却液滴（Supercooled Large Droplet, SLD）条件であ

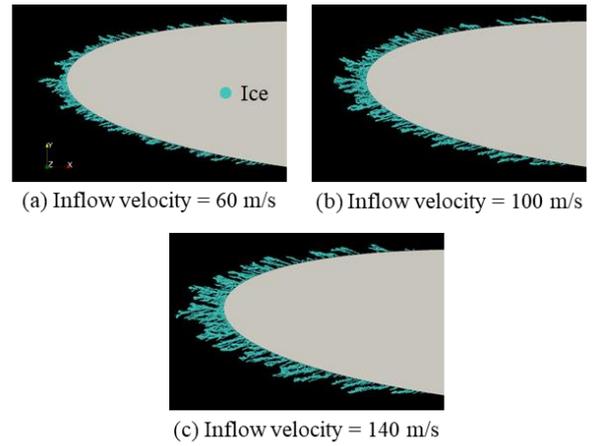


Fig. 2 Ice shapes at different inflow velocities.

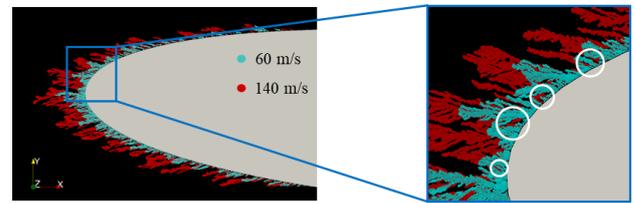


Fig. 3 Comparison of ice shapes for inflow velocity of 60 and 140 m/s.

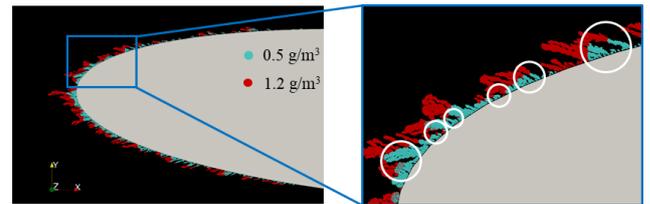


Fig. 4 Comparison of ice shapes for LWC of 0.5 and 1.2 g/m³.

る。過冷却液滴は、図1(b)に示されるように78の粒子から構成されており、約4%コード長上流から、 y 軸方向に約24%コード長の範囲でランダムに投入される。また、本研究では、液滴が壁面衝突時に瞬時に凍結する霧氷条件における着氷の再現を行った。

4. 結果と議論

流入速度が60, 100及び140 m/sにおける着氷形状を図2に示す。流入速度が増加するにつれ、氷がアイスリッジ（氷柱）を形成しながら上流方向に成長していることが分かる。これらのアイスリッジは、フェザー形状と呼ばれ、霧氷条件下における着氷形状の特徴の一つである。過冷却液滴は壁面衝突と同時に凍結するため、下流方向に流れることなくアイスリッジを形成しながら成長していることが分かる。流入速度が60及び140 m/sにおける着氷形状の比較を図3に示す。流入速度が140 m/sのケースと比較すると、60 m/sのケースの方が、翼表面付近におけるボイド（空洞）が多く確認される（図3中の白丸参照）。これは、流入速度が大きいほど液滴の運動エネルギーが大きくなり、液滴が空洞の内部まで侵入していくためである。したがって、流入速度が大きいほど空洞は少なくなると考えられる。

LWCが0.5及び1.2 g/m³における着氷形状の比較を図4に示す。流入速度を変化させたケースとは異なり、LWCの増加に伴ってより多くの空洞を確認することができる（図4中の白丸参照）。これは、LWCが増加しても液滴の運動エネルギーは増加せず、液滴が

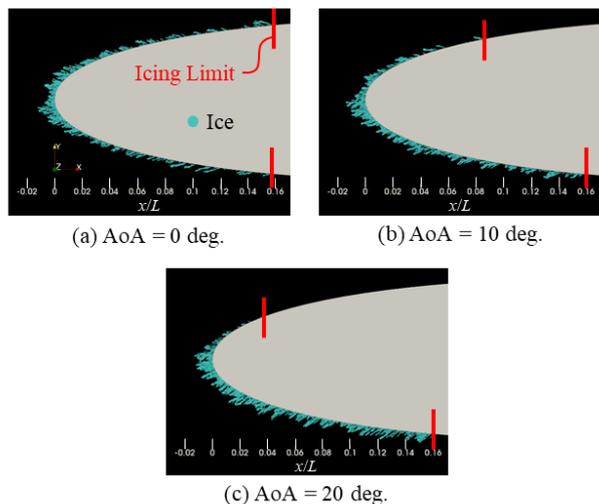


Fig. 5 Ice shapes at different AoAs.

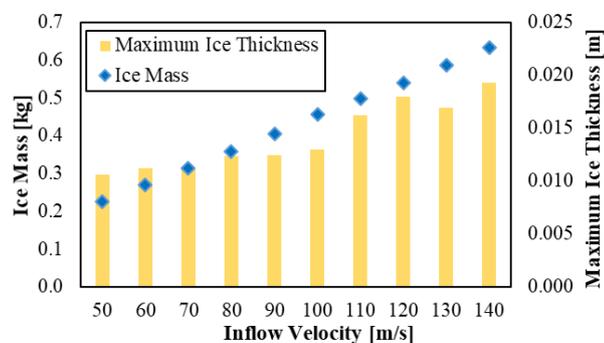


Fig. 6 Ice mass and maximum ice thickness for each inflow velocity.

空洞を埋めるように内部まで侵入することなく凍結するためであると考える。

迎角が 0, 10, 20 度における着氷形状を図 5 に示す。図中の赤線は、翼表面において着氷が確認されなくなる位置（着氷限界）を示す。図 5 より、迎角が増加するにつれ、翼上面における着氷領域が狭まることが分かる。これは、本研究においては液滴に対する流れ場の影響を考慮しておらず、液滴軌道がほとんど直線的になるためである。迎角が負のケースについては、翼下面の着氷領域が狭まった。そのため、迎角の絶対値が大きいケースでは液滴が翼表面に衝突する領域が小さくなり、着氷限界が前縁に近づくことが確認された。

各着氷条件を変化させた際の着氷質量及び最大氷層厚さを図 6-8 に示す。図 6 より、流入速度が増加するにつれて着氷質量が線形的に増加し、それに伴って最大氷層厚さも増加傾向にあることが分かる。これは、流入速度が大きいケースでは、同時間内により多くの液滴が投入され、翼表面に衝突する質量が増加するためである。その結果、図 2 に示すように氷が成長し、最大氷層厚さも増加している。図 7 から同様の傾向を確認することができる。これは、LWC が増加するにつれ、大気中に含まれる液滴の質量が増加し、流入速度が増加する場合と同様の影響を及ぼすためである。一方、図 8 より、正の迎角のケースにおいては、迎角の増加に伴って着氷質量は増加するが、最大氷層厚さは迎角の影響を受けていないことが分かる。これは、今回の研究における迎角の範囲においては、氷層厚さは衝突角が直角に近い点、すなわち翼の先端付近で最大になるためである。そのため、迎角は最大氷層厚さよりも着氷の平均厚さに影響を及ぼしており（図 5 参照）、

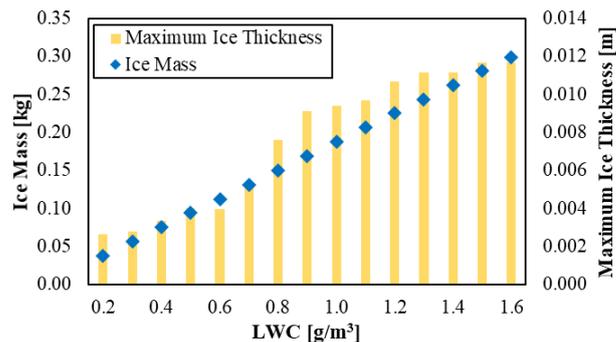


Fig. 7 Ice mass and maximum ice thickness for each LWC.

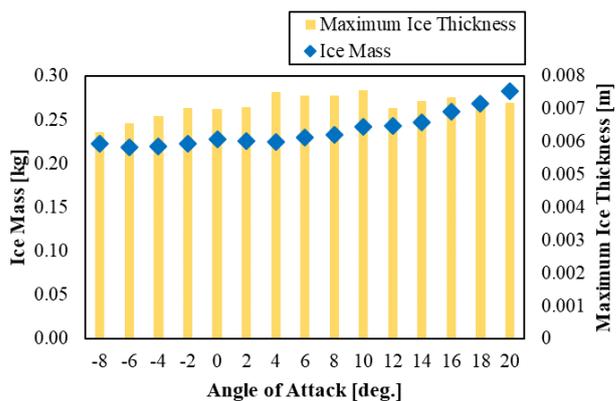


Fig. 8 Ice mass and maximum ice thickness for each AoA.

着氷平均厚さが増加するにつれて着氷質量も増加することを示している。負の迎角のケースにおいても同様の傾向が確認された。

5. 結言

本研究では、E-MPS 法を用いて NACA0012 翼における着氷シミュレーションを行い、SLD 着氷条件下における様々な着氷条件（飛行速度、LWC、迎角）の影響を調査した。得られた知見は以下の通りである。

- 飛行速度の増加に伴い、着氷質量及び最大氷層厚さは増加し、翼表面付近における空洞は減少した。
- LWC の増加に伴い、着氷質量、最大氷層厚さ及び翼表面付近における空洞は増加した。
- 迎角が増加するにつれ、負圧面側の着氷限界は前縁に近づき、着氷領域は狭まった。
- 迎角の増加は、最大氷層厚さに対する影響は小さいが、平均氷層厚さを増加させることで着氷質量を増加させる。

参考文献

- (1) Yang, L., Cem, K., Xuanshi, M. and Hui, H., "An Experimental Study on the Thermal Effects of Duty-Cycled Plasma Actuation Pertinent to Aircraft Icing Migration," International Journal of Heat and Mass Transfer, 136 (2019), pp. 864-876.
- (2) Chauvin, R., Bennani, L., Trontin, P. and Villedieu, P., "An Implicit Time Marching Galerkin Method for the Simulation of Icing Phenomena with a Triple Layer Mode," Finite Elements in Analysis and Design, 150 (2018), pp. 20-33.
- (3) Sang, L. and Eric, L., "Simulation of Icing on a Cascade of Stator Blades," Journal of Propulsion and Power, 24 (2008), pp. 1309-1316.

- (4) Koshizuka, S., Tamako, H. and Oka, Y., “A Particle Method for Incompressible Viscous Flow with Fluid Fragmentation,” *Journal of Computational Fluid Dynamics*, 4 (1995), pp. 29-46.
- (5) Yuki, K. and Yamamoto, M., “SLD Icing Simulation on NACA Airfoil using MPS Method,” *Proc. of 11th World Congress on Computational Mechanics*, Paper No. 245 (2014), 7 pages.
- (6) 山田, 酒井, 水谷, 大地, “Explicit-MPS 法による三次元自由液面流れの数値解析,” *日本原子力学会和文論文誌*, 10 (2011), pp. 185-193.
- (7) Toba, D., Mamori, H. and Yamamoto, M., “Icing Study of Super Cooled Water Droplet Impingement on Airfoil using E-MPS Method,” *Proc. of 3rd Thermal and Fluids Engineering Conf.*, 21654 (2018), 7 pages.