FDC19-00530087

مطالعه عددی تاثیر دو نوع یخ بر روی ضرایب آیرودینامیکی بال هواپیمای بدون سرنشین

فرزان حقیان[1]، محمدحسن جوارشکیان[2]

[1] دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه فردوسی مشهد، farzan.haghian@mail.um.ac.ir
[2]استاد، دانشگاه فردوسی مشهد، javareshkian@um.ac.ir

چکیده

در بسیاری از حالات مانند پرواز در سرعت و ارتفاعات بالا یا فعالیت در شرایط آب و هوایی با دمای کم امکان یخزدگی به وجود می‌آید. تشکیل یخ بر روی هواپیماها و اجسام پرنده می‌تواند بر روی عملکرد و کنترل آن ها اثرات مخربی بگذارد که این موضوع یکی از چالش های بزرگی است که سازمان های هواپیمایی با آن روبه رو هستند. هواپیماهای بدون سرنشین نیز به علت کم بودن سرعت و ارتفاع و محدودیت نصب سیستم های یخ زدا، در معرض یخ زدگی قرار می-گیرند. در این مطالعه رشد دو نوع یخ شبنم و روشن در طول دهانه بال پهپاد و تاثیر آن‌ها بر روی ضرایب آیرودینامیکی مورد مطالعه قرار گرفت. از مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس در یک نرم افزار تجاری استفاده شد. مقطع بال مستطیلی NACA0012 انتخاب شد و محاسبات در رینولدز 3×10^6 صورت گرفت. نتایج حاصل به این صورت بود که روی دهانه بال هرچه از ریشه بسمت نوک حرکت کنیم، رشد یخ افزایش می‌یابد. بررسی ضرایب آیرودینامیکی بیانگر این بود که یخ روشن با ایجاد شکل شاخ در لبه حمله بال باعث جدایش جریان شده و ضریب پسا را حدود 70٪ افزایش و ضریب برآ را به میزان 72٪ کاهش می‌دهد. همچنین یخ شبنم ضریب برآ را حدود 3٪ و ضریب پسا را به میزان ناچیزی کاهش داد. علت تفاوت در دو نوع یخ نیز دمای رشد و نحوه شکل‌گیری آن ها می‌باشد. یخ شبنم در نوک بال ایجاد شده و تیزی بال را افزایش می‌دهد اما یخ روشن شکل شاخ داشته و با عث جدایش جریان می‌شود.

واژه های کلیدی

یخزدگی بال، ضرایب آیرودینامیکی، تجمیع یخ، پرنده های بدون سرنشین

مقدمه

هواپیماهای بدون سرنشین[1] (پهپادها)، که گاهی اوقات سیستم های هوایی بدون سرنشین نیز خوانده می شوند، یک فناوری در حال ظهور است که در حال تبدیل شدن به بخش جدایی ناپذیر از زندگی روزمره ما است. طیف گسترده ای از کاربردهای پهپاد، چه نظامی و چه تجاری، تحت تأثیر خطر یخزدگی قرار می‌گیرند. امروزه در نظر گرفتن تأثیر شرایط آب و هوایی سرد، نقش بسیار حیاتی را در چگونگی طراحی، تحلیل و آزمایش های عملکرد بالهای هواپیما بازی می‌کند [1]. عامل یخ زدگی که در حین پرواز به وجود می‌آید، ذرات ریز یخ درون ابرها و یا قطرات مادون سرد آب[2] هستند که حتی در دماهای کمتر از صفر درجه، در فاز مایع باقی می‌مانند. این قطرات بر روی سطوحی که به سیستم های یخ زدا مجهز نیستند، ممکن است فوری و یا با کمی تاخیر به یخ تبدیل شوند. اطلاعات مربوط به یخ در رینولدزهای پایین، همانطور که در توربین های بادی و هواپیماهای بدون سرنشین مشاهده می شود، کمتر در دسترس است و تعداد کمی از مجموعه داده های تجربی وجود دارد که می‌تواند برای اعتبار سنجی استفاده شود. از آنجا که پهپادها بیشتر توسط نیروهای دفاعی مورد استفاده قرار می‌گرفتند، اطلاعات مربوط به مسائل عملیاتی در ادبیات آزاد نادر است. از زمانی که فناوری پهپاد به طور گسترده‌تری برای برنامه های تجاری در دسترس قرار گرفت، تمرکز تحقیقات آن ها نیز گسترش یافت. در اواخر دهه80، برامبی[2] اثر زبری سطح بال را برروی بیشینه برا و زاویه واماندگی بدست آورد. در سال 2017 ویلیامز و همکاران[3] تأثیر یخزدگی در کاهش عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل RG-15 را در تونل باد یخی شورای تحقیقات ملی کانادا در اعداد رینولدز پایین آزمایش کردند. در سال 2018 ریچارد هان [4] با استفاده از نرم افزار تجاری فنس اپ[3] و کد لیوایس[4]، مطالعه عددی بر روی بالواره NREL S826 برای تجزیه و تحلیل اثرات آیرودینامیکی تجمیع سه نوع یخ شبنم، روشن و مخلوط در رینولدزهای پایین انجام داد. نتایج او نشان داد که همه اشکال یخ منجر به کاهش برآ و افزایش پسا می‌شوند. مقایسه شکل یخ بدست آمده کار او با کارهای تجربی دیگران نشان داد که هر دو کد ذکرشده، در گرفتن هندسه یخ روشن موفق نیستند و شاخ یخ را به خوبی نشان ندادند. لی و براگ[5] آزمایش‌های خود را برروی ایرفویل یخزده ناکا23012 در عددرینولدز $1/8\times10^6$ انجام دادند. آن‌ها دریافتند که با قرارگیری یخ در نقاطی از ایرفویل، حباب جدایش طولانی در پایین‌دست یخ تشکیل می‌شود. همچنین آن‌ها کاهش قابل توجه ضریب برآی بیشینه و تغییرات ضریب پسا را با جابه‌جایی محل

[1] Unmanned aerial vehicle (UAV)

[2] Super cooled Liquid droplet (SLD)
[3] Fensap ice
[4] Lewice code

قرارگیری یخ، گزارش کردند. نتایج آن‌ها نشان داد که باران ریز یخزده شدیدترین افت عملکردی در هواپیما را دارد. یوان و زیلدر[6] از یک مدل شبیه سازی یخ مورفوژنتیک برای بررسی کاهش عملکرد سه ایرفویل مختلف و یک بال سوییپ[1] دار سه بعدی استفاده کردند. زیلدر و مکلوین[7] نیز از همین مدل عددی برای بررسی تأثیر عدد رینولدز بر پیوند یخ استفاده کردند تا تفاوت حاصل از یخ زدگی در پهپادها را در مقایسه با هواپیماهای سرنشین دار نشان دهند. مطالعه ای تجربی توسط بورن و همکاران[8] بر روی چهار نوع یخزدگی ایجاد شده روی ایرفویل ناکا23012 و در زوایای حمله مختلف صورت گرفت. این یخ ها عبارتند از: یخ زبر، یخ شاخی، یخ درراستای جریان و یخ انباشته در راستای دهانه. برای دو یخ شاخی و یخ در راستای دهانه، میدان جریان توسط حباب‌های جدایش بزرگ مشخص شد. این حباب‌ها با افزایش زاویه حمله، رشد می‌کردند و تاثیر غالبی بر واماندگی ایرفویل یخزده داشتند.

همانطور که پیشتر بیان شد، به دلیل سرعت نسبتاً کم و ارتفاع پروازی پایین، پهپادها در مدت طولانی تری در معرض شرایط یخبندان قرار می‌گیرند و همچنین ممکن است راه حل های فنی که برای رفع مشکل یخ زدگی در هواپیماهای بزرگ استفاده می شود، به دلیل نیازهای مختلف طراحی و محدودیت بیش از حد توان، در پهپادهای کوچک قابل استفاده نباشد. مطالعات کمی در زمینه یخ زدگی پهپادها انجام شده و پژوهش های صورت گرفته در این زمینه، بیشتر بر روی پیش بینی یخ توسط روش های عددی مختلف و تاثیر رینولدز بر روی شکل یخ تمرکز دارند. از طرفی، بیشتر مطالعات عددی بر روی بالواره و بصورت دوبعدی انجام شده است. این عوامل سبب این شد که در پژوهش حاضر تاثیر دو نوع یخ شبنم و روشن برروی ضرایب آیرودینامیکی بال یک پهپاد بدون سرنشین مورد بررسی قرار گیرد. شبیه سازی جریان هوا، برخورد قطرات به سطح و تشکیل یخ روی سطح با استفاده از نرم افزار تجاری فنس اپ انجام شد.

2-معادلات

معادلات ناویراستوکس، یک مدل ریاضی کامل برای سیال ارائه می دهند. اصل اساسی که از آن در مکانیک سیالات استفاده می‌شود، اصل بقاء جرم است. برای سیالات تراکم‌ناپذیر آشفته، معادلات پیوستگی و مومنتوم به ترتیب به صورت معادلات 1 و 2 زیر نوشته می‌شوند:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\rho\left[\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j}\right] = B_i - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \rho \bar{u}_i \bar{u}_j\right] \quad (2)$$

[1] Swept wing

مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس به‌علت استفاده از یک معادله انتقال متلاطم، بسیار هزینه محاسباتی کمی دارد. این مدل توربولانسی معادله انتقال را برای ویسکوزیته گردابه اصلاح شده حل می‌کند. همچنین در نزدیکی دیواره نسبت به سایر مدل های آشفتگی، ساده‌تر حل می‌شود. به همین علت مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس بیشتر در رینولدزهای پایین کاربرد دارد. شکل کلی تک‌معادله این مدل بصورت رابطه (3) نوشته می‌شود.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\tilde{v}u_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}}\left[\frac{\partial}{\partial x_i}\left\{(\mu+\rho\tilde{v})\frac{\partial\tilde{v}}{\partial x_j}\right\} + C_{b_2}\rho\left(\frac{\partial\tilde{v}}{\partial x_j}\right)^2\right] - Y_v + S_{\tilde{v}} \quad (3)$$

برای سیالات غیرقابل تراکم، معادله انرژی بصورت زیر تعریف می‌شود:

$$\rho c_v \frac{DT}{Dt} = div\,(k\,grad T) + \tau_{xx}\frac{\partial u}{\partial x} + \tau_{yx}\frac{\partial u}{\partial y} + \tau_{zx}\frac{\partial u}{\partial z} + \tau_{xy}\frac{\partial v}{\partial x} + \tau_{yy}\frac{\partial v}{\partial y} + \tau_{zy}\frac{\partial v}{\partial z} + \tau_{xz}\frac{\partial w}{\partial x} + \tau_{yz}\frac{\partial w}{\partial y} + \tau_{zz}\frac{\partial w}{\partial z} + s_i \quad (4)$$

نرم افزار فنس اپ یک سیستم شبیه‌ساز یخ بوده و به روشی مدولار ساخته شده تا به طور متوالی هر یک از قسمت های جریان، برخورد قطرات و تجمیع یخ را از طریق مدل های میدانی بر اساس معادلات دیفرانسیل جزئی حل کند. فنس اپ فرایند یخ زدن را در غالب مراحل به هم پیوسته زیر انجام می‌دهد:

1- محاسبه بازده جمع آوری[2] با استفاده از روش سه بعدی اولریایی(ماژول دراپلت[3])

2- حل تعادل جرم سه بعدی و انتقال حرارت در سطح، با استفاده از معادلات دیفرانسیل جزئی، برای پیش بینی اشکال یخ (ماژول یخ[4])

رویکردهای فوق مبتنی بر معادلات دیفرانسیل جزئی هستند و ماژولها در یک حلقه تعاملی تنظیم می‌شوند. در ادامه دو حلگر قطرات و یخ نرم افزار فنس اپ شرح داده می‌شود.

2-1ماژول قطرات

مدل اولرین برخورد قطرات بر اساس یک مدل دو فازی شامل مجموعه معادلات اویلر (غیرلزج) و ناویراستوکس (متلاطم لزج) برای هوای خشک است که توسط معادلات پیوستگی و مومنتوم زیر نوشته می‌شوند:

2- Collection efficiency
3-Drop 3D
4 - Ice 3D

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha \mathbf{u}_d) = 0 \tag{5}$$

$$\frac{D\mathbf{u}_d}{Dt} = \frac{C_D \operatorname{Re}_d}{24K}(\mathbf{u}_a - \mathbf{u}_d) + \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_w}\right)\frac{1}{Fr^2}\mathbf{g} + + \frac{\rho_a}{\rho_w}\frac{D_a \mathbf{u}_a}{Dt} \tag{6}$$

که متغیرهای α و $\mathbf{u}_d$ به ترتیب مقادیر میانگین کسر حجم آب بی بعد و سرعت قطره بر روی یک عنصر سیال کوچک در موقعیت x در زمان t هستند. معادله تجربی زیر ضریب درگ (به معادله **6** نگاه کنید) اطراف کره را به عنوان تابعی از عدد رینولدز ارائه می‌دهد:

$$\begin{aligned} C_D &= (24/\operatorname{Re}_d)\times \\ &\times(1+0.15\operatorname{Re}_d^{0.687}) \quad \text{for } \operatorname{Re}_d \le 1300 \\ C_D &= 0.4 \qquad \text{for } \operatorname{Re}_d > 1300 \end{aligned} \tag{7}$$

سرعت بی بعد هوا $\mathbf{u_a}$، که در معادلات 5 و 6 مشاهده می‌شود، از حل معادلات ناویر استوکس بدست می‌آید و فقط سرعت هوا را شامل می‌شود. به دلیل غلظت کم آب مایع، اثر قطرات بر جریان هوا نادیده گرفته می‌شود.

3-2ماژول رشد یخ

مدل تعادل مبتنی بر معادله دیفرانسیل جزئی سه بعدی معرفی شده توسط بلگارت و همکاران[9]، بر اساس مدل مسینجر[1] [10] استخراج شده است که برای پیش بینی جمع شدن یخ و جاری شدن آب روی سطح بهبود یافته است[11] یک فرض ساده شامل فرض سرعت خطی برای $\mathbf{u}_f(\mathbf{x},y)$ با اعمال سرعت صفر در دیواره بصورت زیر است:

$$\mathbf{u}_f(\mathbf{x},y) = \frac{y}{\mu_w}\tau_{wall}(\mathbf{x}) \tag{8}$$

که u_f سرعت فیلم آب بوده و تابعی از مختصات x_1, x_2روی سطح و عمود بر سطح است و τ_{wall} تنش برشی جریان است که نیروی اصلی برای حرکت فیلم آب است. با میانگین گیری از ضخامت فیلم آب، سرعت متوسط فیلم آب در ضخامت متوسط بدست می آید:

$$\bar{\mathbf{u}}_f(\mathbf{x}) = \frac{1}{h_f}\int_0^{h_f}\mathbf{u}_f(\mathbf{x},y)dy = \frac{h_f}{2\mu_w}\tau_{wall}(\mathbf{x}) \tag{9}$$

بنابراین سیستم حاصل از معادلات دیفرانسیل جزئی، به ترتیب، معادلات بقای جرم و انرژی زیر است:

$$\begin{aligned} &\rho_w \left[\frac{\partial h_f}{\partial t} + div\left(\overline{\mathbf{u}_f}\, h_f\right)\right] = \\ &U_\infty LWC\,\beta - \dot{m}_{evap} - \dot{m}_{ice} \end{aligned} \tag{10}$$

$$\begin{aligned} &\rho_w \left[\frac{\partial h_f C_w T}{\partial t} + + div\left(\overline{\mathbf{u}_f}.h_f.C_w.T\right)\right] = \\ &\left[C_w.T_{d,\infty} + \frac{\mathbf{u}_d^2}{2}\right]\times U_\infty.LWC.\beta - \\ &-0.5\left(L_{evap} + L_{subl}\right)\dot{m}_{evap} + \\ &+\left(L_{fusion} - C_{ice}.T\right)\dot{m}_{ice} + \\ &+\varepsilon\sigma\left((T_\infty + 273.15)^4 - (T + 273.15)^4\right) + \dot{Q}_h \end{aligned} \tag{11}$$

که ترم های سمت راست تساوی معادله 10 به ترتیب مربوط به انتقال جرم به وسیله قطرات آب(چشمه برای فیلم)، تبخیر و رشد یخ(چاه برای فیلم آب) است. همچنین سه ترم اول سمت راست معادله 11 به ترتیب انتقال حرارت ناشی از برخورد قطرات آب فوق العاده سرد به سطح، تبخیر و تجمیع یخ و سه مورد آخر عبارتند از انتقال حرارت تابشی[2]، جابجایی[3] و رسانا[4] است. انتقال حرارت جابه‌جایی با ثابت گرفتن دمای سطح ایرفویل بالاتر از دمای جریان بالادست بدست می‌آید. شار حرارتی، قبل از محاسبات پیوند یخ، به ضریب انتقال حرارت تبدیل می‌شود. زیرا ضریب انتقال حرارت کمی به توزیع دمای سطح بستگی دارد. ضرایب $\rho_w,\ C_w,\ C_{ice}, L_{evap},\ L_{subl},\ L_{fusion}$خواص فیزیکی آب را بیان می‌کنند در حالی که $T_{d,\infty}\ U_\infty,$ LWC, T_∞ , پارامترهای جریان هوا و قطرات هستند که توسط کاربر مشخص می‌شوند. ماژول اولین حلگر قطرات مقادیر محلی برای کارایی جمع آوری و سرعت برخورد قطره($\mathbf{u}_d$) را فراهم می‌کند. حلگر جریان، تنش برشی دیواره و شار گرمای همرفت $\dot{Q}_h$ را فراهم می کند. سه پارامتر ناشناخته باقی می‌ماند که شامل ضخامت فیلم h_f، دمای تعادل T رابط بین هوا، فیلم آب، یخ و سطح داخلی دیواره و تجمع جرم آنی از یخ $\dot{m}_{ice}$ است. روابط سازگاری برای بستن سیستم مورد نیاز است و یکی از روش های نوشتن آنها به شرح زیر است:

$$h_f \ge 0 \tag{12}$$

$$\dot{m}_{ice} \ge 0 \tag{13}$$

$$h_f T \ge 0 \tag{14}$$

$$\dot{m}_{ice} T \le 0 \tag{15}$$

برخلاف دو ماژول قبل، گسسته سازی این معادلات از طریق حجم محدود[5] است[12]. پس از آن که زمان رشد یخ تعیین شد، یک توزیع دما روی سطح و جابه جایی گره ها روی سطح به کاربر داده می‌شود که از آن ها می‌توان بعنوان مقادیر اولیه برای حلگر جریان جدید و سیکل جدید استفاده کرد.

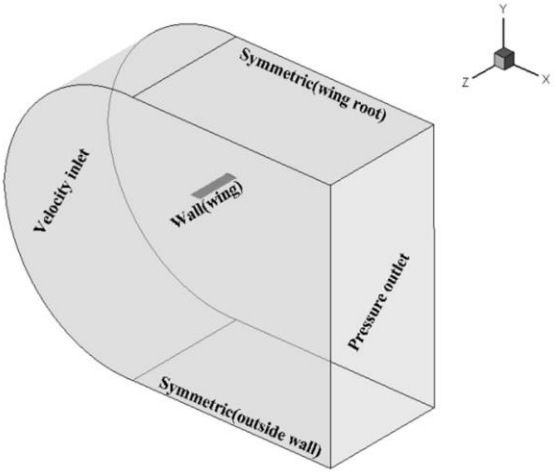
---

[1] Messinger

[2] radiative
[3] convective
[4] conductive
[5] Finite Volume Method

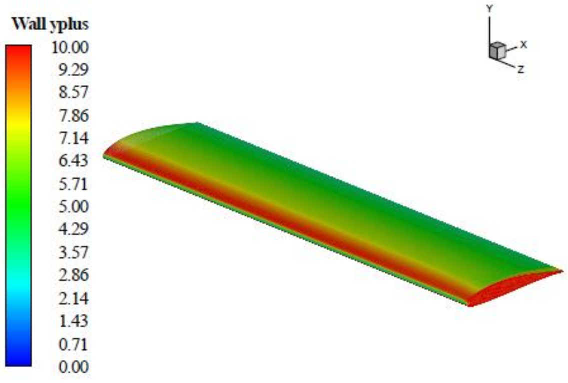
3-حل عددی

در پژوهش حاضر از بال مستطیلی با بالواره ناکا0012 به طول وتر 0/54 متر و دهانه 1/82 متر استفاده شده است. مطابق شکل **1** شبکه مورد استفاده در این پژوهش از نوع C-H بوده و محدوده حل و مرزهای آن به اندازه ۱۲ و ۲۰ برابر طول وتر از مرز جامد توسعه داده شده‌اند. شرایط مرزی نیز در شکل 1 مشاهده می‌شود.



شکل1: محدوده حل و شرایط مرزی

به جهت دست‌یابی به مقدار مجاز وای پلاس در مدل آشفتگی، شبکه به گونه ای تولید شده است که مقدار آن روی بال از 10 فراتر نرود. توزیع وای پلاس در شکل **2** نشان داده شده است.



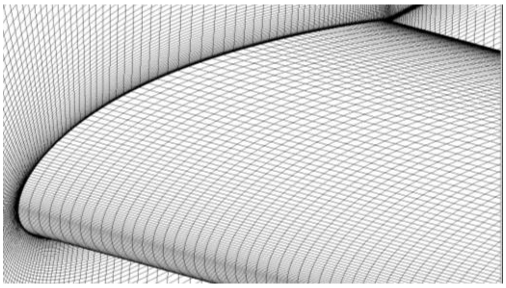
شکل2 : وای پلاس دیواره حول بال

همچنین به جهت دست‌یابی به تعداد سلول بهینه، چند شبکه در زاویه حمله صفر و با نسبت رشد 1/5 ایجاد گردید. در جدول **1** مقادیر این شبکه ها مشاهده می‌شود.

جدول 1: نتایج حاصل از اندازه شبکه برروی ضریب برآ

شبکه	تعداد سلول	ضریب برآ
1	225707	0/76123
2	338560	0/85151
3	507840	0/90938
4	772960	0/92153
5	1173760	0/92145
6	1760640	0/92123

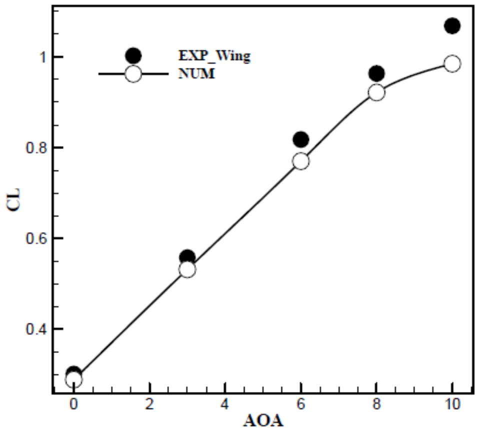
باتوجه به مقادیر فوق، به علت اینکه پس از شبکه شماره 5 ضریب برآ تغییرات اندکی دارد، شبکه شماره 5 با تعداد 1173760 سلول مبنای محاسبات این پژوهش قرار گرفت. شکل 3 نمایی از شبکه و لایه مرزی حول بال را نشان می‌دهد.



شکل 3: شبکه حول بال

1-3 اعتبارسنجی

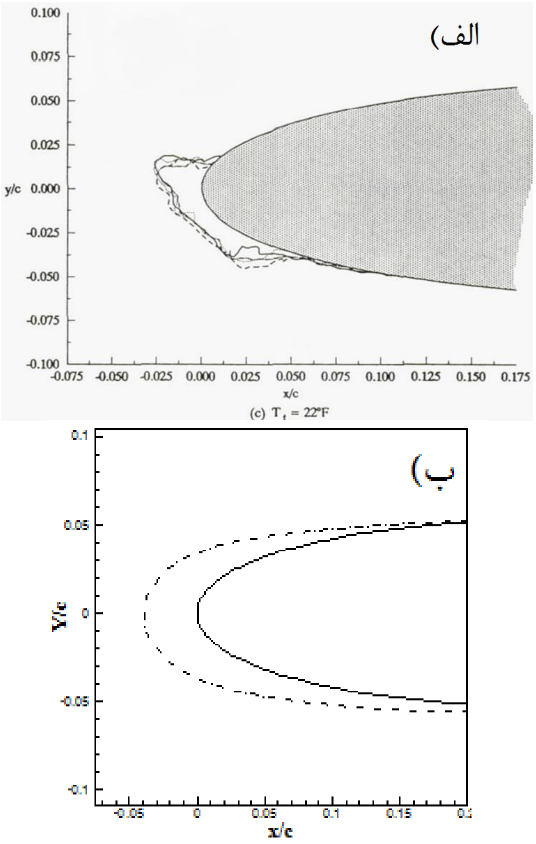
اعتبارسنجی برای بال بدون یخ مطابق با داده های تجربی لینچ [13]، در رینولدز $1/8\times10^{6}$ و در زوایای حمله مختلف انجام شد. نتایج حاصل از مقایسه ضریب برآ در شکل 4 ثبت گردید. همانطور که در شکل مشاهده می‌شود در زاویه حمله های پایین، نتایج از دقت خوبی برخوردار هستند و با افزایش زاویه حمله، دقت کاهش یافته است.



شکل 4: اعتبارسنجی ضریب برآ

3-2 اعتبارسنجی ماژول رشد یخ

در این قسمت، باتوجه به کار تجربی شین و باند [14]، رشد یخ شبنم روی بال در شرایط جریان با سرعت 67/06 متربرثانیه، دمای 268کلوین، زاویه حمله 4 درجه و زمان 6 دقیقه بررسی شد. مقایسه نتایج شکل یخ در حالت دوبعدی و در قسمت میانی بال انجام شد. این اشکال در شکل 5 ثبت شدند. هردو نتیجه بیشترین ضخامت یخ را حدود دو سانتی متر بدست آوردند. بطور کلی در حالت واقعی ترکیبی از یخ شبنم و روشن به وجود می‌آید که به آن یخ مرکب[1] می‌گویند. روش عددی قادر به شبیه سازی یخ مرکب نیست و یکی از دو حالت یخ شبنم یا روشن را می‌تواند تشکیل دهد. همین علت باعث ایجاد اختلاف در شکل یخ حاصل بین دو کار عددی و تجربی شده است. مشاهده می‌شود که در حالت تجربی، شکل شاخ روی بالای یخ ایجاد شده ولی نرم افزار نتوانسته این شاخ را ایجاد کند. این موضوع سبب رشد مقدار بیشتر یخ در پایین دست شده است. این نتیجه در کار زیلدر و مکلوین[7] نیز ثبت شده است.



شکل5: یخ دوبعدی روی سطح بال الف)مطالعه تجربی شین و باند[14] ب)کار عددی حاضر

4-بحث و نتیجه گیری

در این قسمت شرایط جریان حول بال برای دو نوع یخ شبنم و روشن تعیین می‌شود. این شرایط در جدول 2 ثبت شدند. عدد رینولدز و ماخ برای یخ شبنم به ترتیب برابر با 3×10^6 و 0/21 و برای یخ روشن به ترتیب برابر $2/8\times10^6$ و 0/205 می‌باشد.

جدول 2: شرایط جریان حول بال

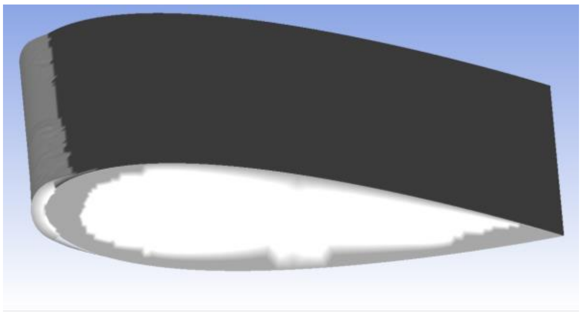
میانگین قطر حجمی قطره (μm)	زمان رشد یخ (min)	محتوای آب (g/m^3)	دمای جریان آزاد (K)	سرعت جریان آزاد (m/s)	نوع یخ
20	6	1	255/93	67/06	شبنم
20	6	1	268	67/06	روشن

زبری سطح برای هر نوع یخ با استفاده از همبستگی های تجربی شین و باند[15] تقریب زده شد (جدول 3). همچنین در تمامی حالت ها زاویه حمله بال برابر با 4 درجه در نظر گرفته شد.

جدول3: زبری سطح برای انواع یخ

زبری سطح (میلیمتر)	نوع یخ
1	شبنم
0/6	روشن

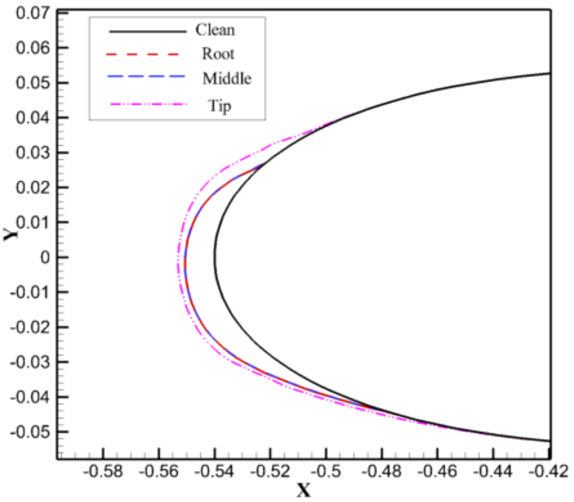
باتوجه به جدول فوق، زبری سطح برای یخ شبنم برابر 1 میلیمتر و برای یخ روشن برابر با 0/6 میلیمتر در نظر گرفته شد. ابتدا یخ شبنم بررسی شد. شکل یخ شبنم پس از 6 دقیقه بر روی بال در شکل 6 مشاهده می‌شود.



شکل 6: یخ شبنم تشکیل شده روی سطح بال

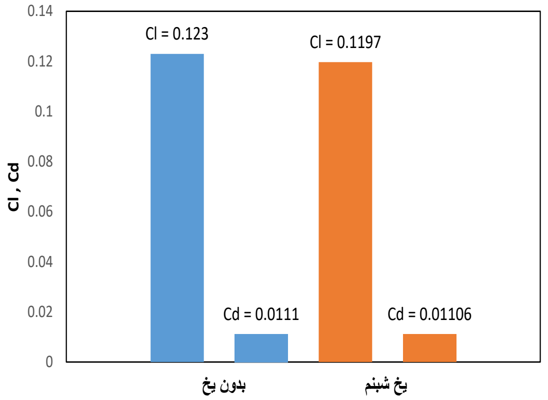
همانطور که در شکل فوق مشاهده می‌شود، در نزدیکی نوک بال رشد یخ افزایش یافته است. در مقطع بیرونی نوک بال نیز یخ تشکیل شده که مقدار آن بسیار ناچیز است. علت آن نیز جدایش و جریان القایی نوک بال می‌باشد. تغییرات دوبعدی شکل یخ شبنم در طول دهانه بال بعد از 6 دقیقه در شکل 7 مشاهده می‌شوند.

[1] Mix ice



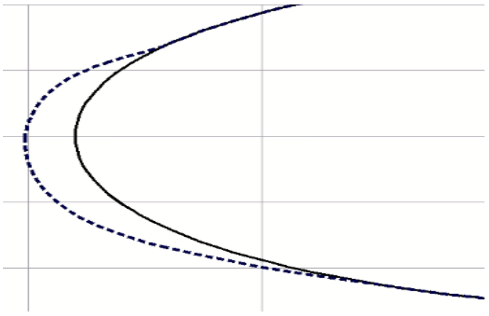
شکل 7: شکل یخ شبنم دوبعدی در طول دهانه بال در سه ناحیه ریشه، میانه و نوک بال

همانگونه که در شکل فوق ملاحظه می‌شود، یخ شبنم به علت اینکه در دمای بسیار پایین رشد می‌کند، در لبه حمله بال تمامی قطرات تبدیل به یخ شده اند و تیزی نوک بال را افزایش داده اند. از طرفی هرچه از سمت ریشه بال به سمت نوک بال حرکت کنیم، مقدار ضخامت یخ شبنم افزایش می‌یابد. در مرحله بعد پس از انجام محاسبات، ضرایب آیرودینامیکی در حالت بدون یخ و یخ شبنم بدست آمد که در شکل 8 مشاهده می‌شود.

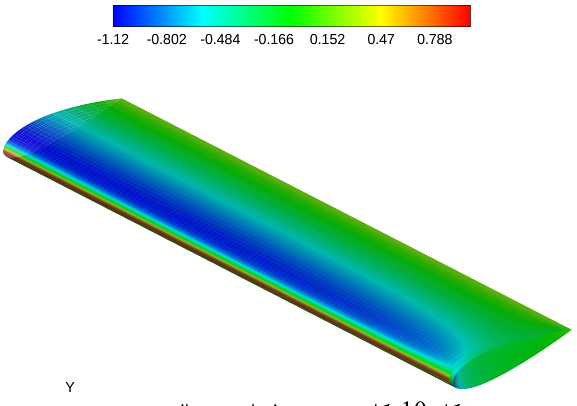


شکل 8: ضرایب آیرودینامیکی روی بال برای یخ شبنم

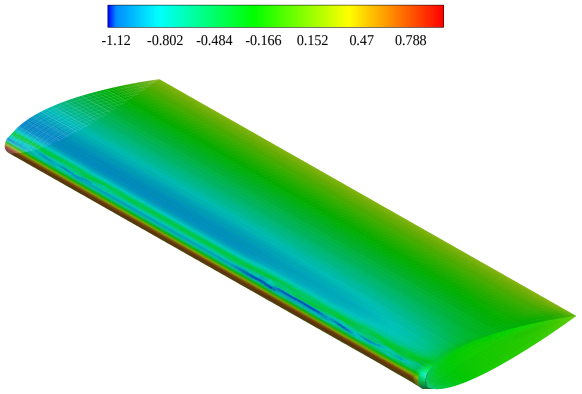
نتیجه بالا بیانگر این است که تحت شرایط فوق، یخزدگی باعث کاهش ضریب برآی بال شده است. همچنین بال یخزده ضریب پسای کمتری دارد. برای یافتن علت این موضوع باید به شکل یخ تشکیل شده برروی بال نگاه کنیم. در شکل 9 یخ تشکیل شده برروی مقطع میانی بال مشاهده می‌شود. همانطور که پیداست، در این حالت شکل یخ باعث تغییر شکل لبه حمله بال شده که تیزی بال را افزایش و بعلاوه مقداری از زبری سطح لبه حمله را نیز کاهش داده است. طبیعی است که در این حالت پسای اصطکاکی کاهش یابد و همین موضوع سبب کاهش ضریب پسای بال شده است.


شکل 9: رشد یخ شبنم روی مقطع میانی بال

همچنین از دیدگاه فیزیکی نیز می‌توان این پدیده را مورد بررسی قرار داد. شکل های 10 و 11 نمایانگر ضریب فشار بال در حالت بدون یخ و یخ زده هستند. همانگونه که پیداست، یخ زدگی باعث کاهش ناحیه کم فشار، باتوجه به ناچیز بودن تغییرات ناحیه پرفشار، شده است. این موضوع باعث کاهش اختلاف فشار ناحیه بالا و پایین بال شده و در نتیجه ضریب برآ کاهش می‌یابد. همانطور که پیشتر بیان شد، بیشترین رشد یخ در قسمت نوک بال است. بنابراین بیشترین کاهش فشار روی سطح بالای بال نیز در نزدیکی نوک اتفاق افتاده است.



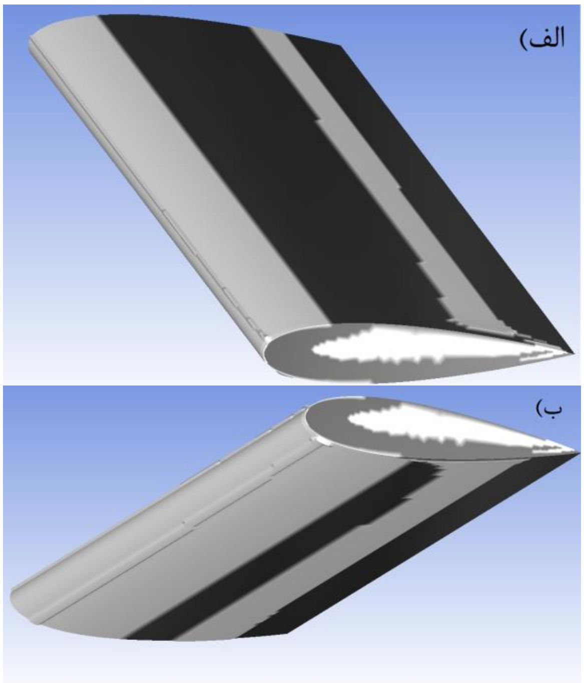
شکل 10: کانتور ضریب فشار روی بال بدون یخ



شکل 11: کانتور ضریب فشار روی بال یخ زده

در مرحله بعد، یخ روشن بررسی شد. پس از طی مراحل حل، شکل یخ شبنم بدست آمد. همانطور که در شکل 12 مشاهده می‌شود، قسمتی از قطرات در لبه حمله تبدیل به یخ شده اند و مقداری از آنها روی هم انباشته شده به شکل شاخ در در آمده اند. بقیه قطرات روی سطح بال جاری شده و در نزدیکی لبه فرار مجددا یخ زده اند. در

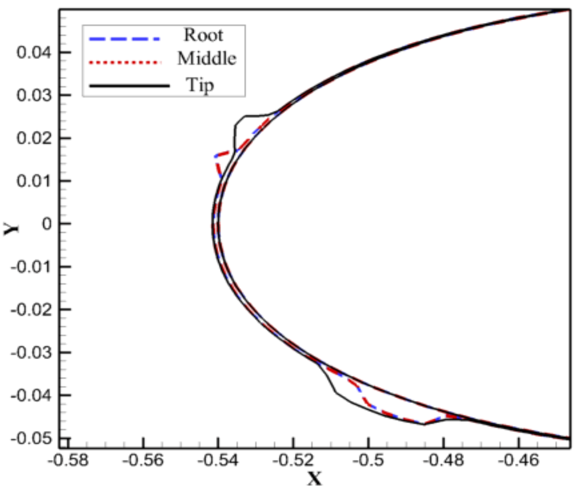
قسمت پرفشار بال نیز به علت کم بودن سرعت نسبت به قسمت کم-فشار، مقدار یخ بیشتری نسبت به قسمت کم‌فشاررشد کرده است.



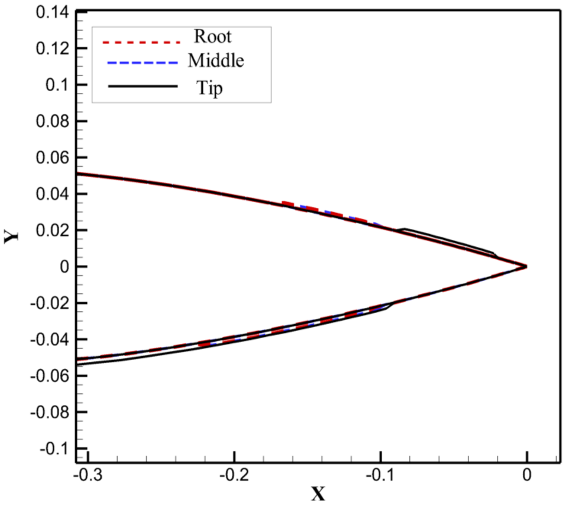
شکل 12: یخ روشن روی قسمت الف) کم فشار بال و ب) پرفشار بال

تغییرات شکل یخ روشن دوبعدی در سه ناحیه ریشه، میانه و نوک بال بدست آمد (به شکل13 نگاه کنید). در هر دو قسمت لبه حمله و فرار بال، یخ تشکیل شده روی ریشه و میانه تفاوت زیادی ندارند و تقریبا در یک ناحیه قرار گرفته اند. اما یخی که در نوک بال رشد کرده، دارای ضخامت بیشتری بوده و در قسمت کم فشار بال، به سمت پایین دست منتقل شده است. این به این معناست که هرچه به سمت نوک بال حرکت کنیم، ضخامت یخ افزایش می‌یابد.

الف)



ب)



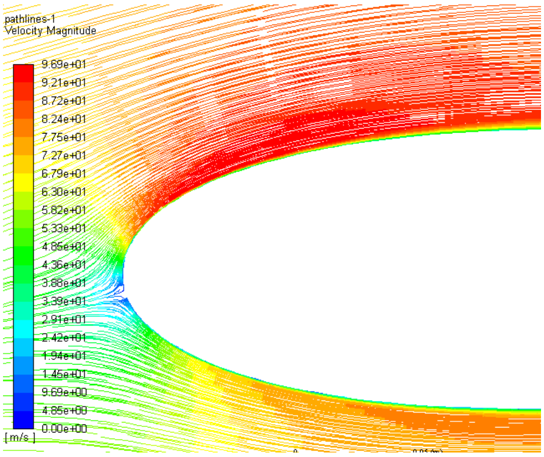
شکل 13: یخ روشن در سه ناحیه ریشه، میانه و نوک بال در قسمت الف) لبه حمله و ب) لبه فرار

سپس ضرایب برآ و پسا حول بال یخ زده و بدون یخ با یکدیگر مقایسه شدند. این ضرایب در جدول 4 مشاهده می‌شوند.

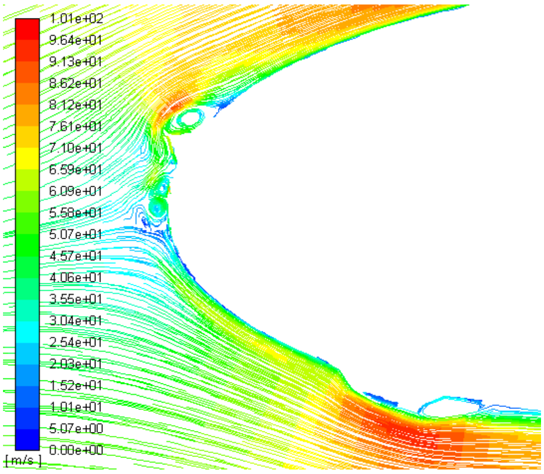
جدول 4: ضرایب آیرودینامیکی روی بال برای یخ روشن

بال	C_D	C_L
بدون یخ	0/010887	**0/1237**
یخ روشن	0/0391	**0/0708**

همانگونه که مشاهده می‌شود، ضریب برآ، کاهش و ضریب پسا افزایش یافته است. برای بررسی علت این موضوع نیز به فیزیک جریان نگاه می‌کنیم. در شکل 12 و 13 به ترتیب خطوط دوبعدی جریان اطراف مقطع میانی بال بدون یخ و یخ زده آورده شده اند. همانطور که ملاحظه می‌شود، در قسمت هایی که یخ تشکیل شده جدایش جریان اتفاق افتاده که پدیده خوبی نیست. از طرفی تشکیل یخ در قسمت پرفشار بال باعث افزایش سرعت جریان و کاهش فشار در آن ناحیه شده که برآیند همه این ها منجر به کاهش برآ و افزایش پسا شده اند.



شکل 12: خطوط جریان حول بال بدون یخ



شکل 13: خطوط جریان حول بال یخ زده

4- نتایج

در این پژوهش تاثیر رشد دو نوع یخ شبنم و روشن بر روی ضرایب برآ و پسای بال یک پهپاد مورد مطالعه قرار گرفت. بطور کلی می‌توان تفاوت اصلی این دو نوع یخ را در دمای رشد آن ها نام برد. نتایج حاصله بدین صورت بود که یخ شبنم که باعث افزایش تیزی نوک بال می‌شود، باعث کاهش ضرایب شد. علت آن هم کاهش زبری سطح ناشی از یخ و افزایش تیزی نوک بال می‌توان ذکر کرد. همچنین تشکیل یخ روشن باعث ایجاد دو شاخ در نزدیکی لبه حمله بال می-شود. این شاخ ها عامل جدایش جریان هستند که این جدایش نیز می‌تواند ضریب برآ را کاهش و ضریب پسا را افزایش دهد. بعلاوه مقادیر نشان داد که تاثیر یخ روشن روی افت عملکرد بیشتر از یخ شبنم است.

فهرست علائم

b دهانه بال، m
c طول وتر، m
C_L ضریب نیروی برا
C_D ضریب نیروی پسا
C_{ice} گرمای مخصوص یخ
C_w گرمای مخصوص آب
D نیروی پسا، $kg.m/s^2$
Fr عدد فرود، ($U_\infty/\sqrt{Lg_0}$)
g بردار گرانش
h_f ضخامت فیلم
k پارامتر اینرسی قطره، $(\rho_w d^2 U_\infty/18L\mu_w)$
L نیروی برا، $kg.m/s^2$
L_{evap} گرمای نهان تبخیر
LWC محتوای آب
MVD میانگین حجم آب
$\dot{m}_{ice}$ جرم یخ
$\dot{m}_{evap}$ جرم بخار آب
PDE معادلات دیفرانسیل جزیی
$\dot{Q}_h$ شار حرارتی همرفتی
Re_d رینولدز قطره
S مساحت بال، m^2
SLD قطرات آب مافوق سرد
T دما در دیواره، هوا، آب، یخ، (کلوین)
T_∞ دمای جریان آزاد، (کلوین)
$\tilde{T}_{d,\infty}$ دمای قطرات جریان آزاد، (سانتیگراد)
UAV هواپیماهای بدون سرنشین
U_∞ سرعت جریان آزاد
u_a سرعت هوا
u_d سرعت قطره
u_f سرعت فیلم آب
t زمان، s

علائم یونانی

α زاویه حمله
β بازده جمع آوری
ρ_a چگالی هوا، kg/m^3
ρ_w چگالی آب، kg/m^3
μ ویسکوزیته دینامیکی

مراجع و منابع

[1] K. Venkataramani, L. McVey, R. Holm, and K. Montgomery, "Inclement weather considerations for aircraft engines." p. 695.

[2] M. Bragg, A. Broeren, and L. Blumenthal, *Iced-airfoil and wing aerodynamics,* 0148-7191, SAE Technical Paper, 2003.

[3] N. Williams, A. Benmeddour, G. Brian, and M. Ol, "The effect of icing on small unmanned aircraft low Reynolds number airfoils." pp. 19-25.

[4] R. Hann, "UAV icing: Comparison of LEWICE and FENSAP-ICE for ice accretion and performance degradation." p. 2861.

[5] S. Lee, and M. B. Bragg, “Experimental investigation of simulated large-droplet ice shapes on airfoil aerodynamics,” *Journal of Aircraft,* vol. 36, no. 5, pp. 844-850, 1999.

[6] K. Szilder, and W. Yuan, “In-flight icing on unmanned aerial vehicle and its aerodynamic penalties,” *Progress in Flight Physics–Volume 9,* vol. 9, pp. 173-188, 2017.

[7] K. Szilder, and S. McIlwain, *In-flight icing of UAVs-the influence of Reynolds number on the ice accretion process,* 0148-7191, SAE Technical Paper, 2011.

[8] A. P. Broeren, E. A. Whalen, G. T. Busch, and M. B. Bragg, “Aerodynamic simulation of runback ice accretion,” *Journal of Aircraft,* vol. 47, no. 3, pp. 924-939, 2010.

[9] Y. Bourgault, H. Beaugendre, and W. G. Habashi, “Development of a shallow-water icing model in FENSAP-ICE,” *Journal of Aircraft,* vol. 37, no. 4, pp. 640-646, 2000.

[10] B. L. Messinger, “Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed,” *Journal of the aeronautical sciences,* vol. 20, no. 1, pp. 29-42, 1953.

[11] H. Beaugendre, F. Morency, and W. G. Habashi, “FENSAP-ICE's three-dimensional in-flight ice accretion module: ICE3D,” *Journal of aircraft,* vol. 40, no. 2, pp. 239-247, 2003.

[12] H. Beaugendre, F. Morency, and W. G. Habashi, “Development of a second generation in-flight icing simulation code,” 2006.

[13] M. K. Lynch, “Bio-inspired adaptive wingtip devices for low Reynolds number operation,” 2017.

[14] J. Shin, and T. BOND, "Results of an icing test on a NACA 0012 airfoil in the NASA Lewis icing research tunnel." p. 647.

[15] J. Shin, and T. H. Bond, *Experimental and computational ice shapes and resulting drag increase for a NACA 0012 airfoil*: Citeseer, 1992.