

بررسی رشد یخ روی بال مستطیلی NACA ۰۰۲۰ بدون بالک و با بالک و تاثیرات آنها بر روی ضرایب آئرو دینامیکی در اعداد رینولدز پایین

سمانه زرگر قوچانی^۱، محمد حسن جوارشکیان^۲

۱- دانشجوی ارشد هوافضا، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

۲- استاد گروه مکانیک، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

(دریافت مقاله: ۱۴۰۳/۰۳/۰۰ تاریخ پذیرش:)

چکیده

در این تحقیق، رشد یخ روی بال پهپاد بدون بالک و بالک و تاثیرات آنها بر روی ضرایب آئرو دینامیکی در اعداد رینولدز پایین توسط یک روش عددی بررسی شده است. پیکربندی بال به صورت مستطیلی بوده و از سطح مقطع ناکا ۰۰۲۰ استفاده شده است. شبیه‌سازی‌ها با روش عددی مبتنی بر روش حجم محدود، الگوریتم فشار مبنا و اسکیم بالادستی مرتبه دو برای محاسبه شار همرفتی انجام شده‌اند. در روش عددی مذکور جریان به صورت آشفته در نظر گرفته شده و از مدل اشفتگی اسپلارت آلماراس استفاده شده است. برای مدل سازی یخ از نرم افزار تجاری فنس‌آپ که سیستم شبیه‌سازی یخ به روش مدولار است استفاده شده است. شبیه‌سازی تجمیع یخ، فرآیندی دارای تکرار است که شامل محاسبات متوالی جریان هوا، مسیر قطرات آب، بازده جمع‌آوری و تعادل انتقال حرارت برای تعیین شکل یخ تجمع یافته است. محاسبات در اعداد رینولدز $10^5 \times 2/34$ در زاویه حمله ۱۰ صورت گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که پروفیل یخ تولید شده روی لبه حمله بالواره به دلیل فرورفتگی‌های بالا و پایین توده یخ، باعث ایجاد یک جریان چرخشی در این ناحیه شده که باعث افزایش ضریب پسا فشاری و کاهش ضریب برآ نسبت به بال بدون یخ می‌شود. قرار دادن وینگلت روی بال با تغییر جریان هوا و کاهش مقاومت هوا از طریق کنترل گردابه‌های القایی که از نوک بال تولید می‌شوند، نیروی لیفت را افزایش و مقاومت هوا را کاهش داده و در نتیجه باعث افزایش سرعت جریان شده و در نهایت به کاهش میزان یخ زدگی و افزایش بهره‌وری آیرودینامیکی بال کمک می‌کنند.

واژه های کلیدی: یخ‌زدگی بال، بال مستطیلی، تجمیع یخ، بالک

Numerical study of the growth of ice on NACA ۰۰۲۰ rectangular wing without winglet and with winglet and their effects on coefficients Aerodynamics at low Reynolds numbers

The research investigates the growth of ice on the wing of a UAV, both with and without a winglet, and its effects on aerodynamic coefficients at low Reynolds numbers using a numerical method. The wing configuration is rectangular, employing the NACA ۰۰۲۰ airfoil cross-section. Simulations were performed using a numerical method based on the finite volume method, a pressure-based algorithm, and second-order upwind scheme for convective flux calculation. Turbulent flow is modeled using the Spalart-Allmaras turbulence model. For ice modeling, the FENSAP-ICE commercial software, a modular ice simulation system, was utilized. The iterative ice accumulation simulation process includes successive calculations of airflow, water droplet paths, collection efficiency, and heat transfer balance to determine the shape of the accumulated ice. Calculations were conducted at Reynolds numbers of 2.34×10^5 at an angle of attack of ۱۰ degrees. Results indicate that the ice profile formed on the leading edge of the airfoil generates a swirling flow in this region due to depressions above and below the ice mass. This swirling flow increases the back pressure coefficient and decreases the drag coefficient compared to the wing without ice. Adding a winglet alters the airflow and reduces air resistance by controlling the induced vortices from the wingtip, thereby increasing lift and reducing drag. Consequently, the airflow speed increases, reducing ice accumulation and enhancing the aerodynamic efficiency of the wing.

Key words: wing icing, rectangular wing, Ice accretion, winglet



همکاران در سال ۲۰۱۸ از همان نتایج تجربی برای اعتبار بخشیدن به کدهای فنس‌آپ^۶ و لیوایس^۷ به عنوان بخشی از مطالعات تجمیع یخ خود بر روی پهپادها استفاده کردند. اشکال یخ پیش‌بینی شده توسط آزمایش‌های تونل یخی و شبیه‌سازی های عددی تا حد زیادی متفاوت است، کدهای عددی ضخامت یخ را کم پیش‌بینی کرده‌اند، و وسعت یخ زدن بیش از پیش-بینی‌های تجربی است [۴]. برای پوشش این شکاف، ویلیامز و همکارانش در سال ۲۰۱۷ مطالعات تجربی بر روی بالواره ۱۵- RG در تونل باد یخی در کانادا انجام دادند [۵]. بعدها ریچارد هان از دانشگاه علم و صنعت نروژ (NTNU)، سه کمپین آزمایشی بزرگ برای تولید داده‌های اشکال یخ برای بالواره‌های پهپادی با عدد رینولدز پایین انجام داد. در ۲۰۱۹، هان آزمایش‌هایی را بر روی بالواره‌های ۱۵- RG و NREL S۸۲۶ در تونل باد یخی کرانفیلد انجام داد که شرایط یخ برای تولید سه مورفولوژیک یخی مختلف روشن، مخلوط و شبنم برای عدد رینولدز ۱۰^۵ انتخاب شد. مطالعات قبلی دو روش ذکر شده را برای گرفتن اشکال یخ در آزمایش‌ها مورد بحث قرار دادند: اسکن سه بعدی و فتوگرامتری^۸ شبیه‌سازی های عددی با استفاده از فنس‌آپ و لیوایس برای اعتبارسنجی نتایج انجام شد، اما تفاوت معناداری در پیش‌بینی اشکال یخ وجود داشت [۶]. در ۲۰۱۹، هان و همکارانش بار دیگر مطالعات تجمیع یخ را بر روی بالواره انجام دادند، آزمایش‌ها برای یخ روشن و شرایط یخ مخلوط انجام تا اشکال یخ را همان‌طور که در شکل ۱ نشان داده شده است بدست آوردند [۷، ۸].

در سال ۲۰۲۰، آن‌ها مطالعات تجربی خود را به بالواره NREL S۸۲۶ برای سه شرایط یخی مختلف روشن، مخلوط و یخ شبنم به ترتیب همان‌طور که در شکل ۲ نشان داده شده بودند، گسترش دادند [۹]. این شکل‌های یخ شبیه‌سازی شده با یک علامت مشخص شده‌اند تا آن‌ها را از اشکال تجربی متمایز کنند.

پهپاد یک هواپیمای بدون خلبان می باشد. کوچکترین پهپادها می توانند در کمتر از ۱۲۰۰ فوت بالاتر از سطح دریا پرواز کنند، در حالی که بزرگترین آن‌ها می توانند تا ۶۰۰۰ فوت نیز پرواز کنند. اندازه و هزینه پهپادها با توجه به کاربرد آن‌ها از میکرو پهپاد به اندازه جیب گرفته تا پهپادهای بزرگ قابل مقایسه در اندازه با هواپیماهای مسافربری می‌باشد. از لحاظ تاریخی، پهپادها منحصرأً برای مقاصد نظامی و دفاعی مورد استفاده قرار می‌گرفتند. با این حال، در طول دهه گذشته، پهپادها پتانسیل خود را برای استفاده در برنامه‌های مختلف، از جمله نقشه‌برداری و عکاسی و غیره نشان داده‌اند. در سال ۲۰۲۱ یک مشاور بازاریابی آلمانی گزارش داد که پهپادها در ۲۳۷ کاربرد مختلف مورد استفاده قرار گرفته است [۱].

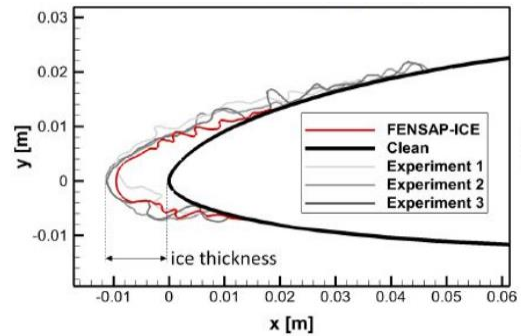
مطالعات متعددی را می توان در ادبیات بررسی عملکرد آیرودینامیکی هواپیماها تحت شرایط یخ‌زدگی یافت. مطالعه تجمیع یخ بر روی پهپادها از ابتدای قرن بیست و یکم مورد علاقه قرار گرفته و محققان کمی در این زمینه علمی کار کرده اند تا آنجا که در آثار قبلی که برای یخ‌زدگی روی پهپادها توسط سیکوئیک^۱ در سال ۱۹۹۰ منتشر شد را می توان اولین اثر گزارش شده در مورد ویژگی های تجمیع یخ و پیامدهای آیرودینامیکی مرتبط با پهپادها در نظر گرفت [۲]. جذب یخ بر روی هواپیماها می تواند وزن آن را تغییر دهد که به نوبه خود مرکز گرانش نیز تغییر می‌کند و به این ترتیب باعث زوال عملکرد و ثبات وسیله پرنده می‌شود. یخ زدن در ابر بر روی سازه‌ها عمدتاً به شبنم، روشن^۲، و یخ مخلوط طبقه‌بندی می شوند. زیلد^۳ و همکارانش اعتبارسنجی‌هایی در گذشته با مقایسه پیش‌بینی‌های روش‌های عددی با نتایج آزمایشگاهی در عدد رینولدز پایین انجام دادند. در سال ۲۰۱۱ اعتبارسنجی کد یخ عددی خود را بر اساس مدل رشد یخ مورفوزنتیک^۴ در عدد رینولدز پایین با مقایسه پیش‌بینی‌های آن با نتایج مطالعات آزمایش تونل یخی انجام شده بر روی بالواره^۵ ناکا ۰۰۱۲ در رینولدز ۱۰^۵ انجام داد [۳]. به دنبال کار زیلد^۳، هان و

^۱ Siquic^۲ Rime^۳ Szilder^۴ MORPHICE^۵ Airfoil^۶ FENSAP^۷ LEWICE^۸ Photogrammetry

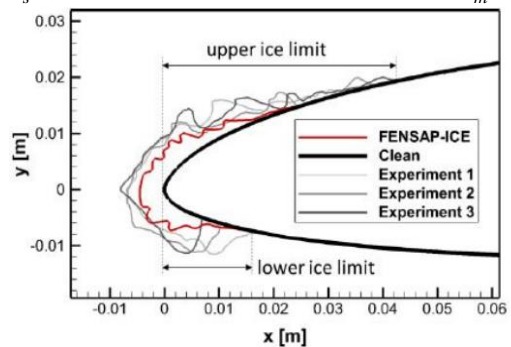
بخشید [۸]. علاوه بر این، همان عملکرد این کدها را در پیش‌بینی
تجمع یخ بر روی بالواره‌های ناکا ۰۰۱۲ و NREL S۸۲۶
مقایسه کرد [۴]. به طور کلی پیش‌بینی‌ها برای شرایط یخ‌شبنم
بهرتر از یخ‌های روشن است و پیش‌بینی‌های فنس‌آپ به نتایج
آزمایشی نزدیک‌تر بود. با این حال، کدهای عددی ضخامت یخ و
محدودیت‌های یخ، به ویژه در سمت مکش را کمتر پیش‌بینی
می‌کنند. شکل یخ پیش‌بینی شده توسط لیوایس در مقابل
سطح یخ ناهموار در نتایج تجربی صاف‌تر به نظر می‌آید. برای
یخ روشن، پیش‌بینی فنس‌آپ نسبت به نتایج آزمایشگاهی بهتر
از پیش‌بینی لیوایس می‌باشد این ممکن است به دلیل
محدودیت‌های روش پانل^۹ در پیش‌بینی رفتارهای پیچیده
جریان باشد، اما از سوی دیگر فنس‌آپ بر اساس معادله ناویر
استوکس دقت بالاتری از خود نشان می‌دهد. این مطالعات
اعتبارسنجی، توانایی کدها در روش‌های عددی موجود را برای
پیش‌بینی اشکال یخ برای شرایط مختلف هواشناسی نشان می
دهد. بنابراین، کدهای عددی می‌توانند به طور قابل اعتمادی
تجمعات یخ شبنم را پیش‌بینی کنند، اما به دلیل فیزیک
پیچیده درگیر، از پیش‌بینی دقیق یخ روشن ضعیف عمل می-
کنند. کیند و همکاران همچنین مشاهدات مشابهی را برای
مطالعات تجمع یخ در هواپیماهای سرنشین‌دار انجام
دادند [۱۰]. تفاوت در شکل یخ پیش‌بینی شده توسط کدهای
عددی و آزمایش‌ها را می‌توان به محدودیت‌های مدل عددی یا
عدم قطعیت‌های تجربی نسبت داد. عدم قطعیت‌های تجربی
عمدتاً شامل محدودیت تکنیک‌های موجود و احتمال خطا می-
شود که برخی از آنها در اینجا ذکر شده است :

(۱) تجمع یخ یک فرآیند پویا است و شکل یخ تجمع یافته با
گذشت زمان در حال تغییر است. بنابراین، اشکال یخی به‌دست
آمده با بررسی دستی با شکل یخ در یک لحظه خاص مطابقت
دارد. بنابراین تکنیک‌های پیشرفته بررسی شکل یخ باید توسعه
یابد تا شکل یخ را در لحظه‌های مختلف بدست آورد (۲)
کالیبراسیون مناسب محتوای آب مایع و قطر حجم میانه با
توزیع دقیق قطرات برای به دست آوردن شرایط تجربی واقعی‌تر
ضروری است. (۳) تغییر چگالی یخ در طول شبیه‌سازی تونل
چالش دیگری برای آزمایش است [۶]. (۴) تجمع یخ معمولاً
برای مقدار ثابتی از زاویه حمله به‌دست می‌آید، اما زاویه حمله

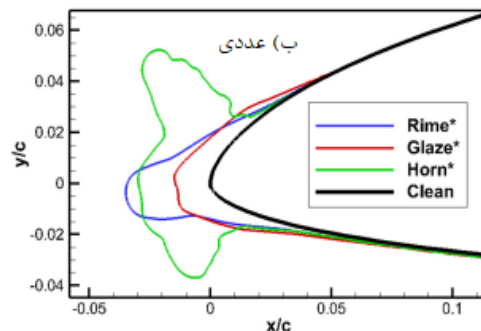
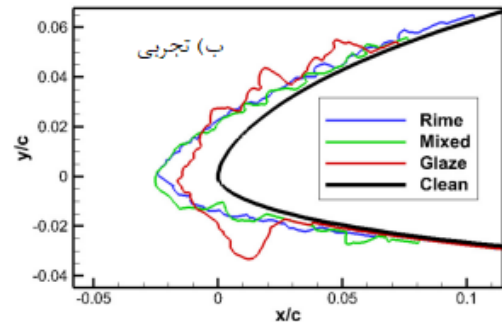
$$V = 25 \frac{m}{s} \quad Re = 8.7 \times 10^5 \quad \alpha = 0^\circ \quad T = -5^\circ C \quad MVD = 26 \mu m \quad LWC = 0.44 \frac{g}{m} \quad t = 20 \text{min}$$



$$V = 25 \frac{m}{s} \quad Re = 8.6 \times 10^5 \quad \alpha = 0^\circ \quad T = -2^\circ C \quad MVD = 26 \mu m \quad LWC = 0.44 \frac{g}{m} \quad t = 20 \text{min}$$



شکل ۱. شکل یخ تجربی روی بالواره ۱۵-RG [۸].



شکل ۲. شکل یخ پیش‌بینی شده توسط (الف) آزمایش‌ها (ب)

عددی بر روی بالواره NREL S۸۲۶ [۹].

هان و همکارانش کدهای یخ لیوایس و فنس‌آپ را با مقایسه
پیش‌بینی‌های آن‌ها با نتایج آزمایش‌های تونل یخی خود اعتبار

^۹ Panel

در طول مسیر پرواز واقعی تغییر می‌کند. (۵) فرض مفهوم بال نامتناهی در بیشتر مطالعات نیز با محدود کردن ابعاد جریان به دوبعدی، دقت را محدود می‌کند. (۶) تغییرات مکانی و زمانی نتایج آزمایش تجمع یخ پدیده دیگری است که صحت آزمایش - های تونل یخ را زیر سوال می‌برد [۱۱]. مدل‌های عددی معمولاً بر اساس ساده‌سازی‌ها و مفروضات مختلف ساخته می‌شوند و همیشه اختلافاتی در اعتبار مدل‌های عددی مورد استفاده وجود دارد. بر خلاف شبیه‌سازی جریان سیال، مدل‌سازی افزایش یخ شامل جفت شدن یک حل‌کننده جریان سیال، ماژول مسیر قطرات و ماژول انتقال حرارت است. بنابراین، در هر سه مرحله تقریبی وجود دارد که می‌تواند به طور قابل توجهی بر دقت نتایج تأثیر بگذارد. علاوه بر این، مدل‌سازی دقیق لایه مرزی، اثرات زبری و ویژگی‌های جریان آشفته باید در نظر گرفته شود. علاوه بر این، تکنیک‌های عددی موجود و مدل‌های مرتبط برای تجمع یخ با عدد رینولدز بالا توسعه داده شده‌اند. بنابراین، لازم است که این مدل‌ها با اعداد رینولدز پایین اعتبارسنجی شوند یا رویکردها و مدل‌هایی به‌طور خاص برای موقعیت‌های با رینولدز پایین ایجاد شوند.

جذب یخ بر روی یک پهناد را می‌توان با استفاده از چهار روش مختلف مورد مطالعه قرار داد: (۱) روش‌های تحلیلی (۲) اندازه‌گیری میدان (۳) آزمایش‌های آزمایشگاهی (۴) شبیه‌سازی عددی. شبیه‌سازی‌های عددی یخ دارای چهار ماژول عمده هستند: (۱) شبیه‌سازی‌های آیرودینامیکی برای تعیین میدان جریان هوا، (۲) تعیین مسیر قطره آب با استفاده از یک حل‌کننده قطره، (۳) فرایند رشد یخ با استفاده از یک مدل ترمودینامیکی و (۴) ماژول بازسازی. شرح مفصلی از فیزیک درگیر در این فرآیندها را می‌توان در پارامترهای جوی مانند سرعت باد، دمای محیط، محتوای آب مایع^{۱۰}، قطر حجم میانه^{۱۱}، یا توزیع اندازه قطره و مدت زمان رویداد یخ‌زدگی به عنوان ورودی به حل‌کننده عددی داده می‌شود [۱۲].

مطالعات کمی در زمینه یخ‌زدگی پهنادها انجام شده و پژوهش‌های صورت گرفته در این زمینه، بیشتر بر روی پیش-بینی یخ توسط روش‌های عددی مختلف و تأثیر رینولدز بر

روی شکل یخ تمرکز دارند. از طرفی، بیشتر مطالعات عددی بر روی بالواره و بصورت دوبعدی انجام شده و شکل یخ در قسمت‌های مختلف دهانه بال تحلیل نشده است. این عامل سبب این شد که در پژوهش حاضر شبیه‌سازی جریان هوا، برخورد قطرات به سطح و تشکیل یخ روی سطح یک بال در حالت بدون بالک (وینگلت) و با بالک با استفاده از نرم افزار تجاری فنس‌آپ انجام شود. شرایط عددی به کار رفته در این پژوهش برای رشد این دو نوع یخ، در جدول ۲ مشاهده می‌شود. شدت آشفستگی مطابق با نتایج شین و باند برابر با ۰/۰۱ در نظر گرفته شد. همچنین زبری سطح برای یخ با استفاده از همبستگی‌های تجربی شین و باند تقریب زده شد ما در این پژوهش تأثیرات اعداد رینولدز را مورد بررسی قرار می‌دهیم که عدد رینولدز با تغییر مقادیر سرعت ورودی تغییر می‌کند. ماهیت یخ از شبیم به مخلوط و سپس به روشن با افزایش محتوای آب برای رینولدزهای پایین بررسی می‌شود. ماهیت یخ برای تمام مقادیر محتوای آب مایع در رینولدزهای بالا به صورت یخ روشن می‌باشد. علاوه بر نوع یخ، ضخامت یخ در اعداد رینولدز پایین مورد بررسی قرار می‌گیرد.

۲- معادلات

روابط حاکم بر مسئله عبارتند از:

۲-۱-۱ ماژول FENSAP

میدان جریان هوا به وسیله معادلات دیفرانسیل پارای بقای جرم، اندازه حرکت و انرژی مدل‌سازی می‌شود.

۲-۱-۱-۱ معادلات پیوستگی و مومنتوم

برای جریان تراکم پذیر معادله بقای جرم به شکل زیر بوده که در این معادله ρ_a چگالی هوا بوده که تابعی از فشار و سرعت هوا V_a است:

$$\frac{\partial \rho_a}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho_a \vec{V}_a) = 0 \quad (1)$$

شکل برداری معادله مومنتوم یا نویراستوکس برای سیال

نیوتنی به صورت زیر است:

^{۱۰} LWC

^{۱۱} MVD

۲-۲- مدل سازی زبری سطح

اثرات زبری دیواره، برای شبیه‌سازی یخ‌زدگی ضروری است که به صورت زیر بیان می‌شود:

$$d_s = d + 0.03k_s \quad (۷)$$

که این مدل زبری نیازمند تعریف شرایط مرزی خاص، بر اساس ضریب ویسکوزیته توربولانس دیواره $\tilde{\nu}$ بوده که به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial n} = \frac{\tilde{\nu}}{d} \quad (۸)$$

۲-۳ ماژول DROP^{۳D}

این کد بر اساس روش اویلری سه بعدی برای جریان دو فازی به منظور شبیه‌سازی جریان هوای حاوی قطرات آب است. از امتیازهای این روش می‌توان دقت بالای حل و دقت بالای محاسبات و محدودیت برخورد قطرات و محاسبه نواحی سایه یا نواحی بدون برخورد است. در این ماژول شرط مرزی ورودی سرعت قطرات، محتوای آب مایع^{۱۳} و شرایط جریان آزاد است. سرعت قطره‌ها روی تمام دیواره‌ها در ابتدای محاسبات صفر در نظر گرفته می‌شود. هیچ شرط مرزی ورودی با توجه به این که معادلات هذلولوی هستند لازم نیست. از روش المان محدود برای گسسته‌سازی معادلات استفاده می‌شود. روش اویلر که برای محاسبه برخورد قطره‌ها با سطح استفاده می‌شود، ابتدا توسط بورگارت و همکاران مطرح شد [۱۳]. این مدل دوفازی شامل معادلات نویر استوکس و اویلر برای هوا بوده، که معادلات پیوستگی و مومنتوم مربوط به قطرات نیز به آنها اضافه شده است:

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha u_d) = 0 \quad (۹)$$

$$\frac{\partial \rho_a \overline{V_a}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_a \overline{V_a V_a}) = \nabla \cdot \sigma^{ij} + \rho_a \overline{g} \quad (۲)$$

تانسور تنش σ^{ij} به شکل زیر می‌باشد:

$$\begin{aligned} \sigma^{ij} &= -\delta^{ij} p_a + \mu_a \\ &\left[\delta^{jk} \nabla_{kv}^i + \delta^{ik} \nabla_{kv}^j - \frac{2}{3} \delta^{ij} \nabla_{kv}^k \right] \\ &= -\delta^{ij} p_a + \tau^{ij} \end{aligned} \quad (۳)$$

$$\begin{aligned} \tau^{ij} &= \mu_a \left[\delta^{jk} \nabla_{kv}^i + \delta^{ik} \nabla_{kv}^j \right. \\ &\left. - \frac{2}{3} \delta^{ij} \nabla_{kv}^k \right] \end{aligned} \quad (۴)$$

که در این رابطه p_a و μ_a به ترتیب فشار استاتیک و ویسکوزیته دینامیکی هوا هستند.

۲-۱-۲ معادلات انرژی

معادله انرژی مربوط به قانون بقای انرژی است که به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho_a E_a}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_a \overline{V_a H_a}) \\ = \nabla \cdot \left(k_a (\nabla T_a) + v_i \tau^{ij} \right) + \rho_a \overline{g V_a} \end{aligned} \quad (۵)$$

که در این رابطه H و E به ترتیب آنتالپی و انرژی داخلی بوده است. k نیز ضریب رسانش هوا بوده که به صورت تابعی از دما یا ویسکوزیته دینامیکی است.

$$k = \frac{C_1 T^2}{(T+133.7)} \quad (۶)$$

در این رابطه دما بر حسب کلوین و ثابت C_1 برابر ۰/۰۰۲۱۶۱۷۶ است.

$$u(x, y) = \left(\frac{\tau_{wall}}{\mu_w} - \frac{hf}{\mu_w} \frac{dp}{ds} \right) y(x) \quad (12)$$

که در این رابطه τ_{wall} تنش برشی هوا بوده که عامل اصلی حرکت لایه‌های آب بر روی سطح جامد بوده و همچنین hf ضخامت لایه است. از طرفی نیروهای فشاری به جز در ناحیه نزدیک به نقطه سکون، در بقیه نواحی صرف‌نظر می‌شود. گرادیان فشار دوبعدی نیز در نقطه سکون به صورت زیر بوده که در این رابطه سرعت در خارج لایه مرزی و s فاصله از نقطه سکون است:

$$-\frac{s}{\rho u_c^2} \frac{dp}{ds} \quad (13)$$

نیروهای فشاری اگر شرط زیر برقرار باشد قابل صرف‌نظر کردن هستند:

$$\tau_{wall} \geq hf \frac{dp}{ds} \quad (14)$$

اگر از تعریف ضریب اصطکاک استفاده شود این شرط به صورت زیر است:

$$0.5 C_f \geq \frac{hf}{s} \quad (15)$$

گرادیان فشار فقط می‌تواند نزدیک نقطه سکون یا نزدیک به ناحیه جدایش تاثیر داشته باشد و به طور مشابه می‌توان گفت که نیروی گرانش نیز جز در نزدیکی نقطه سکون و جدایش، در بقیه نواحی قابل صرف‌نظر است. با میانگین‌گیری از سرعت در طول ضخامت لایه آب می‌توان سرعت میانگین را به صورت زیر محاسبه کرد:

$$\bar{u}(x, y) = \frac{1}{h_f} \int_0^{h_f} u(x, y) dy = \frac{h_f}{2\mu_w} \tau_{wall}(x) \quad (16)$$

به این علت که ضخامت لایه آب بسیار کم است، تغییرات دما در جهت عمود بر دیوار قابل صرف‌نظر بوده و بنابراین از یک مقدار ثابت میانگین در طول ضخامت لایه استفاده می‌شود.

$$\frac{\partial u_d}{\partial t} + u_d \cdot \nabla u_d = \frac{C_D \text{Re}_d}{24K} (u_a - u_d) \quad (10)$$

$$+ \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_w} \right) \frac{1}{Fr^2} g$$

جمله اول سمت راست این معادله، نیروی پسا هوا بر قطره‌ها را نشان داده و جمله دوم بیانگر نیروهای گرانش و شناوری است. همچنین u_a سرعت بدون بعد هوا بوده که از حل معادلات نویر استوکس یا اویلر در کد فنس‌آپ بدست می‌آیند. C_D ضریب پسا برای قطرات کروی شکل آب بوده و به فرم زیر مدل‌سازی می‌شود:

$$C_D = \frac{\text{Re}_d}{24K} \left(1 + 0.15 \text{Re}_d^{0.687} \right) \quad (11)$$

$$\text{Re}_d \leq 1300$$

$$C_D = 0.4 \quad \text{Re}_d > 1300$$

که در این رابطه Re عدد رینولدز جریان قطرات است.

۴-۲- مازول ICE³D

تشکیل یخ در ICE³D با بکارگیری نیروهای اصطکاکی و شارهای حرارتی به دست آمده از حل معادلات جریان هوای توربولانسی از کد فنس‌آپ و نرخ جرمی آب برخورد کرده به سطح به دست آمده از کد DROP³D مدل‌سازی می‌شود. این مدل فیزیکی از تبدیل معادلات کلاسیک مسینجر به معادلات دیفرانسیل پاره‌ای بقای جرم و مومنتوم، تشکیل شده است [۱۴]. در این مدل گسسته‌سازی معادلات بر اساس روش حجم‌محدود انجام شده و فرمت شبکه‌بندی مورد قبول به صورت سه‌بعدی بوده، که محاسبات پارامترها در مرکز سلول‌ها انجام می‌شود. سرعت آب u در یک لایه، تابعی از $X = (X_1, X_2)$ روی سطح و Y بردار نرمال بر سطح است. با در نظر گرفتن پروفیل خطی سرعت و اعمال شرط عدم لغزش بر روی دیواره، توزیع سرعت لایه آب به صورت زیر تعریف می‌شود:

۲-۵- مدل‌های چگالی یخ

معمولا در محاسبات ماژول ICE۳D چگالی یخ به صورت ثابت و برابر ۹۱۷ کیلوگرم بر مترمکعب در نظر گرفته می‌شود. اما مدل‌های دیگری نیز از جمله مدل مک‌کلین [۱۵] و مدل جونز [۱۶] نیز افزوده شده است که در زیر هستند:

مدل مک‌کلین

$$\rho_s = 378 + 452 \log_{10} R_M - 82.3 (\log_{10} R_M)^2 \quad (17)$$

$$0.2 \leq R_M \leq 170$$

$$R_M = \frac{d - \bar{V}}{2\bar{T}_{wall}} \quad (18)$$

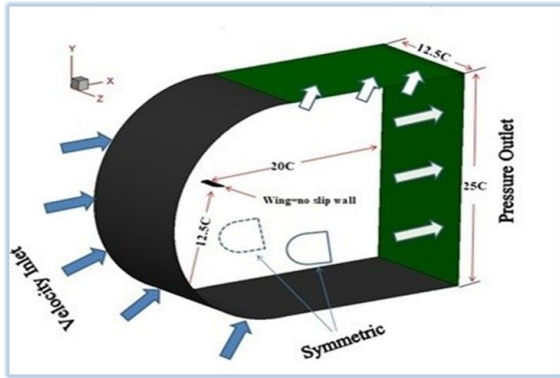
در این روابط d قطر قطرات بر حسب میکرون، \bar{V}_d سرعت برخورد قطرات و T_{wall} دمای دیواره بر حسب درجه سلسیوس، هستند.

مدل جونز

$$\rho_s = \begin{cases} 0.21R_M^{0.53} & R_M \leq 10 \\ R_M / (1.15R_M + 2.94) & 10 \leq R_M \leq 60 \left(\frac{g}{cm^3}\right) \\ 0.84 & R_M \geq 60 \end{cases} \quad (19)$$

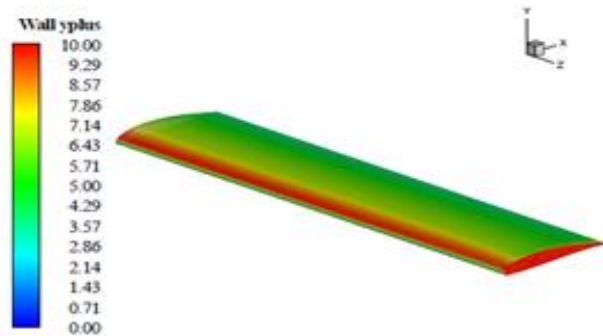
۳- حل عددی

در این پژوهش از بال مستطیلی با مقطع ناکا ۰۰۲۰ به طول وتر ۰/۱۴۴ متر و بالک با طول وتر ۰/۷۵ متر استفاده شده است. جریان به صورت پایا و به صورت لزج در نظر گرفته شده است. از آنجا که پهنادهای معمولاً در اعداد رینولدز پایین کار می‌کنند در ورودی سرعت جریان (جدول ۲) و در خروجی فشار ثابت (۱۰۱۳۲۵ پاسگال) در نظر گرفته می‌شود. در شرایط با زاویه حمله، دیواره بالایی به عنوان مرز خروجی و دیوار زیرین به عنوان مرز ورودی برای شبیه‌سازی جریان استفاده شده است. دیواره‌های مجاور نیز از شرط تقارن استفاده شده است.



شکل ۳- شرایط مرزی و میزان فواصل مرزهای اطراف بال مستطیلی

به جهت دستیابی به مقدار مجاز وای پلاس در مدل آشفتگی، شبکه به گونه‌ای تولید شده است که مقدار آن روی بال از ۱۰ فراتر نرود. توزیع وای پلاس در شکل ۴ نشان داده شده است.

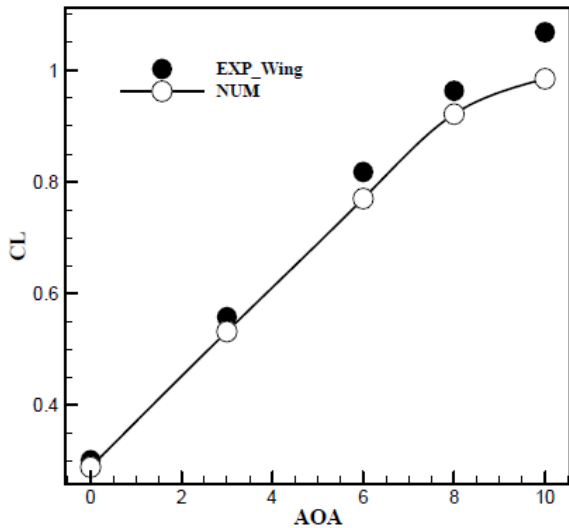


شکل ۴- وای پلاس دیواره حول بال

همچنین به جهت دستیابی به تعداد سلول بهینه، چند شبکه در زاویه حمله صفر و با نسبت رشد ۱/۵ ایجاد گردید. در جدول ۱ مقادیر این شبکه‌ها مشاهده می‌شود. با توجه به مقادیر فوق، به علت اینکه پس از شبکه شماره ۴ ضریب برآ تغییرات چشم‌گیری ندارد بنابراین شبکه شماره ۴ با تعداد ۱۱۷۳۷۶۰ سلول مبنای محاسبات این پژوهش قرار گرفت. شکل ۵ نمایی از شبکه و لایه مرزی حول بال بدون بالک و شکل ۶ نمایی از شبکه و لایه مرزی حول بال با بالک را نشان می‌دهد.

جدول ۱: نتایج حاصل از اندازه شبکه بر روی ضریب برآ

شبهه	تعداد سلول	ضریب برآ
۱	۳۳۸۵۶۰	۰/۸۵۱۵۱
۲	۵۰۷۸۴۰	۰/۹۰۹۳۸
۳	۷۷۲۹۶۰	۰/۹۲۱۵۳
۴	۱۱۷۳۷۶۰	۰/۹۲۱۴۵
۵	۱۷۶۰۶۴۰	۰/۹۲۱۳۳



شکل ۷- اعتبارسنجی ضریب برآ

۴- نتایج

در این قسمت شرایط جریان حول بال برای یخ روشن تعیین می‌شود. جدول ۲ شرایط جریان و جدول ۳ زبری سطح را برای این یخ نشان می‌دهد.

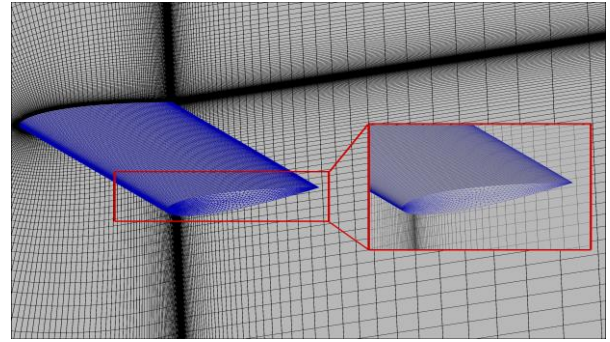
جدول ۲: شرایط جریان حول بال

نوع یخ	سرعت جریان آزاد (m/s)	دمای جریان آزاد (K)	محتوای آب (g/m^3)	میانگین قطر حجمی قطره (μm)
روشن	۲۲	۲۶۸	۱	۲۰

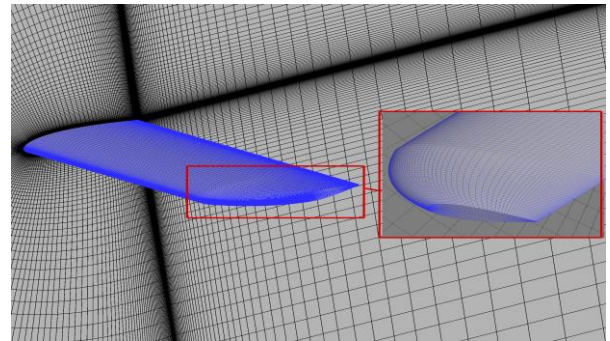
جدول ۳: زبری سطح برای یخ شبنم

نوع یخ	زبری سطح (میلیمتر)
روشن	۱

از آنجا که نیروی وارد بر بالواره از دو منبع توزیع فشار و توزیع تنش برشی بر روی سطح جسم اثر می‌پذیرد بنابراین با استفاده از این دو عامل به بررسی اثر یخ‌زدگی و تاثیرات آن بر عملکرد آئروپنایمیکی بال با بالک و بدون بالک با توجه به جریان اطراف آن‌ها و دنباله سرعت و در نتیجه ضرایب آئروپنایمیکی پرداخته شده است. دنباله سرعت با افزایش زاویه حمله و تغییر موقعیت یخ افزایش پیدا می‌کند، اما تغییر موقعیت یخ به مراتب تاثیرات بیشتری نسبت به زاویه حمله دارد بنابراین در این پژوهش زاویه حمله را ثابت ($\alpha = 10$) در نظر گرفتیم و تغییر موقعیت یخ را که عامل مهمی در جدایش جریان دارد را مورد بررسی قرار



شکل ۵- شبکه حول بال بدون بالک

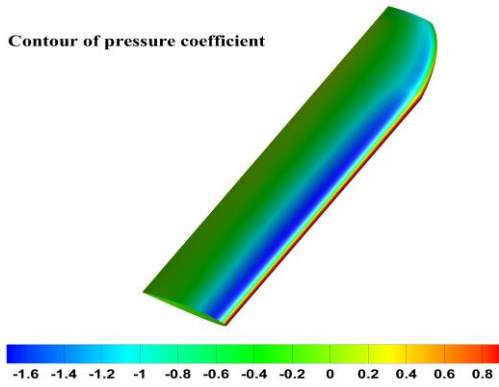


شکل ۶- شبکه حول بال با بالک

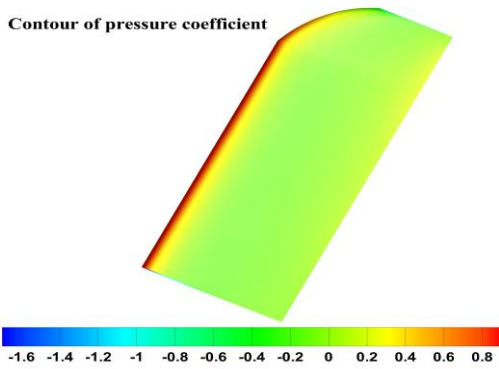
۳-۱ اعتبارسنجی

اعتبارسنجی برای بال بدون یخ مطابق با داده‌های تجربی لینچ، در رینولدز $1/8 \times 10^6$ و در زوایای حمله مختلف انجام شد [۱۷]. نتایج حاصل از مقایسه ضریب برآ در شکل ۷ نشان داده شده است. همانطور که در شکل مشاهده می‌شود در زاویه حمله‌های پایین، نتایج از دقت خوبی برخوردار هستند و با افزایش زاویه حمله، دقت کاهش یافته است.

می‌دهیم. تشکیل یخ روی بال و بالک باعث تولید گرادیان فشار منفی و افزایش سرعت می‌گردد و در نهایت باعث ایجاد گردابه می‌شود، گردابه باعث ایجاد ناحیه کم‌فشار شده و اختلاف فشار ناحیه کم‌فشار پشت یخ و ناحیه پرفشار جلوی یخ باعث ایجاد نیروی پسای اضافی می‌گردد. هرچه گردابه‌ها بزرگتر، اختلاف فشار بیشتر و پسای بیشتری تولید می‌شود. یخ‌زدگی میزان ضریب برآ را کاهش و واماندگی در زاویه کمتری رخ می‌دهد. کانتور فشار بال بدون بالک شکل ۸ و با بالک در شکل ۹ و نمایی از یخ‌زدگی روی بال بدون بالک شکل ۱۰ و بال با بالک در شکل ۱۱ نمایش داده شده است.

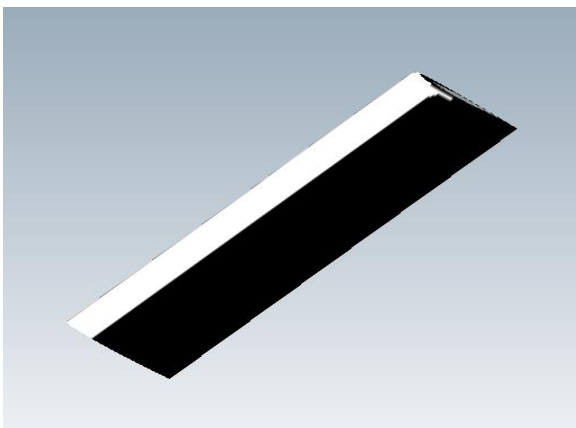


الف : ناحیه کم فشار روی بال

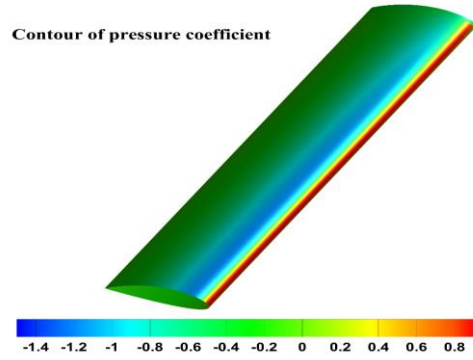


ب : ناحیه پرفشار روی بال

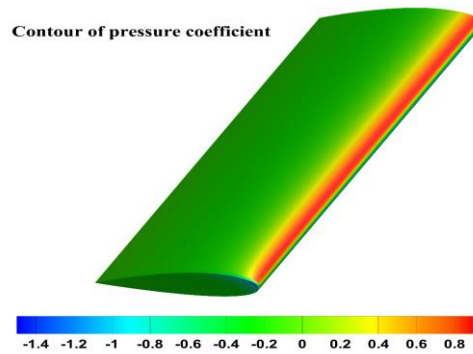
شکل ۹ : کانتور ضریب فشار برای بال با بالک بدون یخ الف: کم فشار بال ب: پر فشار بال



الف



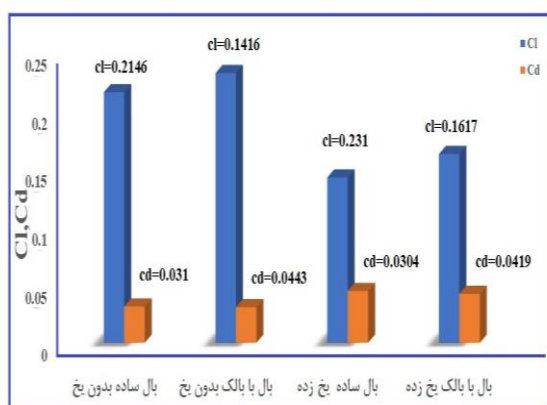
الف : ناحیه کم فشار روی بال



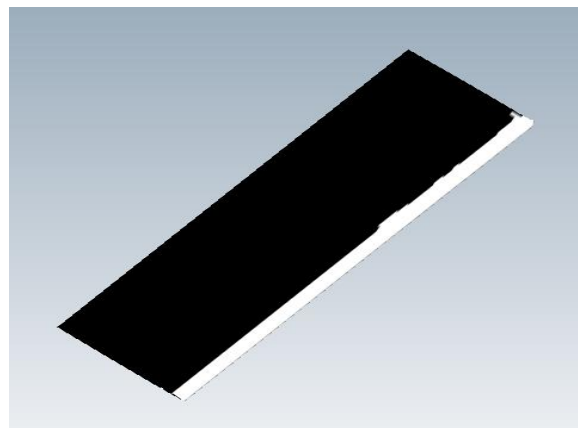
ب : ناحیه پرفشار روی بال

شکل ۸ : کانتور ضریب فشار برای بال بدون بالک بدون یخ الف: کم فشار بال ب: پر فشار بال

دلیل اختلاف فشار و پراکندگی خطوط جریان متأثر از بالک ضریب برای بال با بالک نسبت به بال بدون بالک در حالت بدون یخزدگی به میزان ۶/۱ درصد افزایش داشته و ضریب پسا به میزان حدود ۲ درصد کاهش یافته است بنابراین عملکرد آیرودینامیکی بال با بالک نیز به میزان ۹/۸ درصد افزایش می-یابد که نتایج در جدول شماره ۴ نشان داده شده است. در بررسی بال با بالک نسبت به بال بدون بالک در حالت یخزده که ضرایب در شکل ۱۲ آورده شده ضریب برآ به میزان حدود ۱۴ درصد افزایش و ضریب پسا به میزان ۵/۴ درصد کاهش یافته است. بنابراین عملکرد آیرودینامیکی بال با بالک به میزان حدود ۲۰/۶ درصد افزایش یافته است که نتایج در جدول شماره ۵ آورده شده است. در بررسی بال ساده در حالت یخ زده نسبت به بال ساده بدون یخ ضریب برآ به میزان حدود ۳۴ درصد کاهش و ضریب پسا حدود ۴۳ درصد افزایش یافته است. عملکرد آیرودینامیکی در حالت بال یخزده به میزان ۵۳/۸ درصد کاهش یافته است که نتایج در جدول شماره ۶ ثبت شده است. در بررسی بال با بالک در حالت یخزده نسبت به بال بالکدار بدون یخ نیز ضریب برآ به میزان حدود ۳۰ درصد کاهش و ضریب پسا به میزان حدود ۳۸ درصد افزایش داشته است که باعث شده عملکرد آیرودینامیکی در حالت یخ زده به میزان حدود ۴۹/۳ درصد کاهش داشته باشد که نتایج در جدول شماره ۷ ثبت شده است، که این نشان می‌دهد بال با بالک نسبت به بال ساده کاهش عملکرد کمتری را تجربه می-کند.

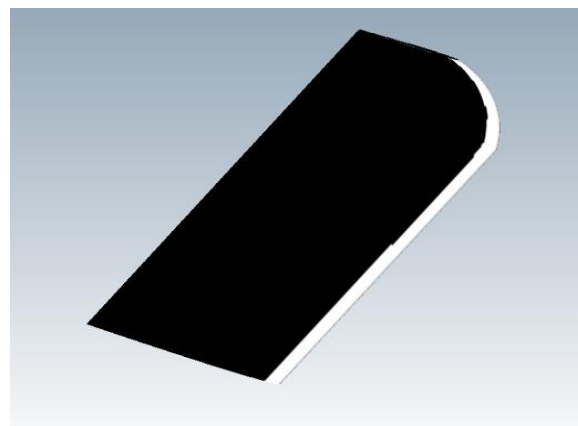


شکل ۱۲- ضرایب آیرودینامیکی بال بدون بالک و با بالک در حالت یخ زده و بدون یخ

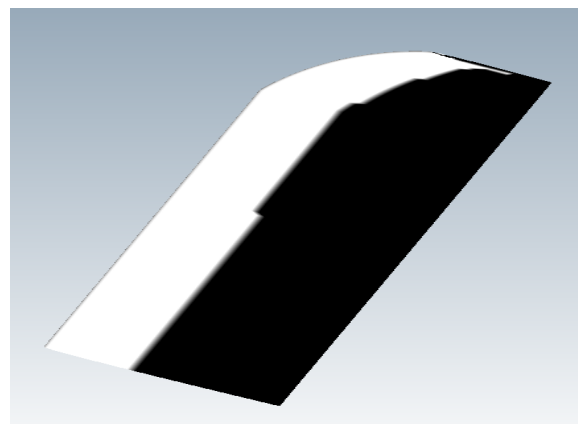


ب

شکل ۱۰- یخزدگی بال بدون بالک الف : ناحیه کم فشار ب: ناحیه پرفشار



الف

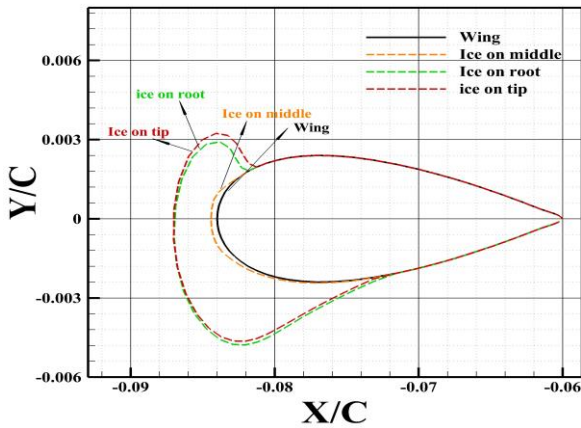


ب

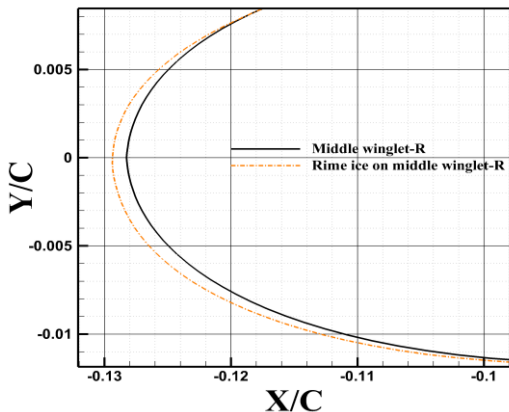
شکل ۱۱- یخزدگی بال با بالک الف : ناحیه کم فشار ب: ناحیه پرفشار

در بررسی ضرایب آیرودینامیکی که نتایج در شکل ۱۲ آمده به

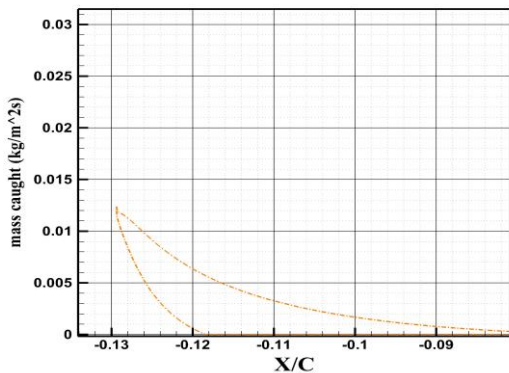
رخ دهد که در شکل ۱۱ قابل مشاهده می‌باشد. در شکل ۱۴ رشد و جرم یخ در میانه بالک نمایش داده شده است.



شکل ۱۳: الف: رشد یخ در ریشه، میانه و نوک بال با بالک



الف: رشد یخ در میانه بالک



ب: جرم یخ در میانه بالک

شکل ۱۴: الف: رشد یخ در میانه بالک ب: جرم یخ در میانه بالک

وجود یخ بر روی بال با بالک باعث تغییرات قابل توجهی در کانتور سرعت و تشکیل گردابه‌ها در ناحیه فرار شده است. در شرایط بدون یخ، جریان هوا یکنواخت‌تر و گردابه‌ها وجود ندارد،

جدول ۴: مقایسه نرخ تغییرات ضریب برآ به پسا برای بال مستطیلی با بالک و بدون بالک در حالت بدون یخ‌زدگی

نوع هندسه بال	نرخ Cl/Cd
بال ساده	۶/۹۲
بال با بالک	۷/۵۹

جدول ۵: مقایسه نرخ تغییرات ضریب برآ به پسا برای بال مستطیلی با بالک و بدون بالک در حالت یخ‌زدگی

نوع هندسه بال	نرخ Cl/Cd
بال ساده	۳/۱۹
بال با بالک	۳/۸۵

جدول ۶: مقایسه نرخ تغییرات ضریب برآ به پسا برای بال مستطیلی ساده در حالت یخ‌زده و بدون یخ

نوع هندسه بال	نرخ Cl/Cd
بال ساده بدون یخ	۶/۹۲
بال ساده یخ‌زده	۳/۱۹

جدول ۷: مقایسه نرخ تغییرات ضریب برآ به پسا برای بال با بالک در حالت یخ‌زده و بدون یخ

نوع هندسه بال	نرخ Cl/Cd
بال با بالک بدون یخ	۷/۵۹
بال با بالک یخ‌زده	۳/۸۵

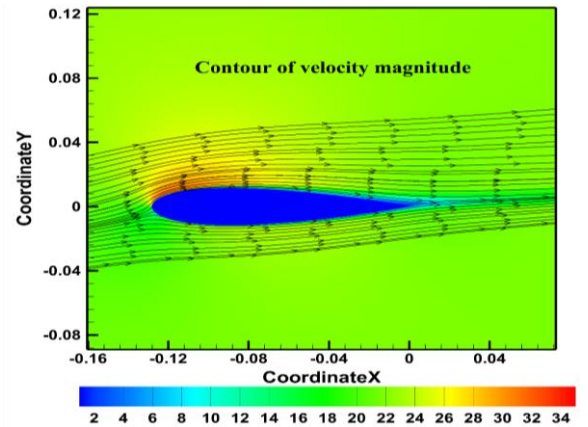
در بررسی رشد یخ بر روی بال با بالک، همان‌طور که از شکل ۱۳ پیداست یخ‌زدگی در میانه بال نسبت به ریشه و نوک بال به دلیل ترکیبی از جریان هوای یکنواخت‌تر، توزیع فشار و دمای متعادل‌تر، کاهش توربولانس‌ها به کمک بالک و کاهش جریان‌های ثانویه کمتر است. این عوامل باعث می‌شوند که میانه بال در مقابل یخ‌زدگی مقاومت بیشتری داشته باشد و میزان تجمع یخ در این ناحیه کمتر باشد. ریشه بال به دلیل نزدیکی به بدنه هواپیما، پایداری جریان هوا، کاهش تاثیرات توربولانس، توزیع متفاوت فشار و دما، تبادل حرارتی بیشتر و الگوهای جریان هوای متفاوت، نسبت به نوک بال کمتر دچار یخ‌زدگی شده است. بیشتر بودن یخ‌زدگی در نوک بال نسبت به ریشه و میانه بال به دلیل پیچیدگی جریان هوا، توربولانس‌های بیشتر، تغییرات بیشتر فشار و دما، سرعت بالاتر جریان هوا و تبادل حرارتی کمتر است. این عوامل باعث می‌شوند که نوک بال مستعدتر به یخ‌زدگی باشد و تجمع یخ در این ناحیه بیشتر

به کاهش گردابه‌های نوک بال و بهبود نسبی عملکرد آیرودینامیکی کمک کند، به طوری که عملکرد آیرودینامیکی بال (نسبت نیروی برآ به پسا) بدون بالک در حالت یخ‌زدگی نسبت به حالت بدون یخ‌زدگی به میزان حدود ۵۳ درصد کاهش داشته است در حالی که بال به همراه بالک در حالت یخ‌زدگی نسبت به حالت بدون یخ‌زدگی حدود ۴۹ درصد کاهش یافته است، بنابراین بال با بالک نسبت به بال بدون بالک توانسته کاهش عملکرد را تا میزان حدود ۴ درصد بهبود بخشد، این امر نشان می‌دهد که بالک راکتی می‌تواند تاثیرات منفی یخ‌زدگی را تا حدی کاهش دهد و عملکرد کلی بال‌ها را بهبود بخشد. همچنین نشان داده شد که رشد یخ در میانه بال نسبت به ریشه کمتر بوده و بیشترین یخ‌زدگی در نوک بال مشاهده گردیده است.

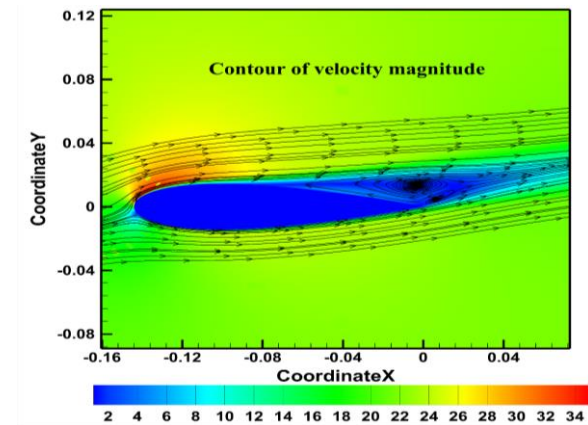
مراجع

- [۱] E. Alvarado, ۲۳۷ ways drone applications revolutionize business, *Drone Industry Insights*, Vol. ۵۴۰, ۲۰۲۱.
- [۲] R. Siquig, Impact of icing on unmanned aerial vehicle (UAV) operations, *Naval environmental prediction research facility report*, ۱۹۹۰.
- [۳] R. Kind, N. RESEARCH and T. O. NEUILLY-SUR-SEINE, Ice Accretion Simulation Evaluation Test (Essai d'évaluation de la simulation de l'accumulation de glace), 2001., ۲۰۰۱.
- [۴] R. Hann, UAV icing: Comparison of LEWICE and FENSAP-ICE for ice accretion and performance degradation, in *Proceeding of*, ۲۸۶۱.
- [۵] N. Williams, A. Benmeddour, G. Brian and M. Ol, The effect of icing on small unmanned aircraft low Reynolds number airfoils, in *Proceeding of*, Engineers Australia, Royal Aeronautical Society Barton, ACT, pp. ۱۹-۲۵.
- [۶] R. Hann, *Uav icing: ice accretion experiments and validation*, ۰۱۴۸-۷۱۹۱, SAE Technical Paper, ۲۰۱۹.
- [۷] R. Hann and T. A. Johansen, UAV icing: The influence of airspeed and chord length on performance degradation, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. ۹۳, No. ۵, pp. ۸۳۲-۸۴۱, ۲۰۲۱.

در حالی که در شرایط با یخ، ناپایداری‌ها و توربولانس‌ها افزایش یافته است که منجر به کاهش کارایی آیرودینامیکی و کاهش نیروی برآ و افزایش پسا در حالت یخ‌زده شده است که در شکل شماره ۱۵ نشان داده شده است.



الف: بدون یخ



ب: یخ زده

شکل ۱۵: کانتور سرعت دو بعدی یخ در میانه بالک راکتی الف: بدون یخ ب: یخ زده

نتیجه گیری:

در این تحقیق، تاثیر یخ‌زدگی بر ضرایب آیرودینامیکی و عملکرد بال با مقطع بالواره ناکا ۰۰۲۰ مجهز به بالک راکتی با استفاده از مدل اسپالارت آلماراس و در زاویه حمله ۱۰ درجه، بررسی گردید. نتایج نشان داد که یخ‌زدگی باعث افزایش نیروی پسا و کاهش کاهش نیروی برآ می‌شود و در شرایط یخ‌زدگی، نصب بالک راکتی تاثیرات مثبتی بر کاهش برخی از اثرات منفی یخ‌زدگی داشته است. با وجود افزایش زبری سطح و آشفتنگی های ناشی از وجود یخ روی بال، بالک راکتی توانست

- [⁸] R. Hann, Atmospheric ice accretions, aerodynamic icing penalties, and ice protection systems on unmanned aerial vehicles, 2020.
- [⁹] R. Hann, R. J. Hearst, L. R. Sætran and T. Bracchi, Experimental and numerical icing penalties of an S⁸²⁶ airfoil at low Reynolds numbers, *Aerospace*, Vol. 9, No. 8, pp. 47, 2020.
- [¹⁰] R. Kind, M. Potapczuk, A. Feo, C. Golia and A. Shah, Experimental and computational simulation of in-flight icing phenomena, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 34, No. 5-6, pp. 207-240, 1998.
- [¹¹] *AC-9C Aircraft Icing Tecnologe Committe. Icing Wind Tunnel Interfacility Comparison Test; Aerospace Information Report, AIR5666, SAE Aerospace; SAE International: , Warrendale, PA, USA, 2012.*
- [¹²] F. T. Lynch and A. Khodadoust, Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 37, No. 8, pp. 779-777, 2001.
- [¹³] 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. 740-747, 2000.
- [¹⁴] 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.
- [¹⁵] W. Macklin, The density and structure of ice formed by accretion, *Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society*, Vol. 88, No. 370, pp. 30-50, 1962.
- [¹⁶] K. F. Jones, The density of natural ice accretions related to nondimensional icing parameters, *Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society*, Vol. 116, No. 492, pp. 477-496, 1990.
- [¹⁷] M. K. Lynch, *Bio-inspired adaptive wingtip devices for low Reynolds number operation*, Thesis, Dept, University of Illinois at Urbana-Champaign, 2017.