



Research Paper;

Investigation of Ice Growth on a Rectangular NACA0020 Wing Without and With a Winglet and Their Effects on Aerodynamic Coefficients at Low Reynolds Numbers.

Samane Zargar¹, Mohammad Hassan Javareshkian²

¹Master's student of Aerospace Engineering, Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

²Dr. Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

Article Information

Abstract

Accepted:
2024/04/07

Received:
2023/11/22

Keywords:

*wing icing,
rectangular wing,
Ice accretion,
winglet*

Corresponding Author:
Mohammad
Hassan Javareshkian

Email:
javareshkian@um.ac.ir


In this study, the growth of ice on the wing of a UAV (Unmanned Aerial Vehicle) without and with Raked winglets and its effects on aerodynamic coefficients at low Reynolds numbers were investigated using a numerical method. The wing configuration is rectangular and uses the NACA 0020 airfoil. The simulations were conducted using a numerical method based on the finite volume approach, with a pressure-based algorithm and a second-order upwind scheme for convective flux calculations. In the aforementioned numerical method, the flow is considered turbulent, and the Spalart-Allmaras turbulence model is employed. The commercial software FENSAP, which is a modular ice simulation system, is used for ice modeling. The simulation of ice accretion is an iterative process that involves sequential calculations of airflow, water droplet trajectories, collection efficiency, and heat transfer balance to determine the shape of the accumulated ice. The calculations were performed at a Reynolds number of 10^5 at an angle of attack of 10 degrees. The results indicate that the ice profile formed on the leading edge of the winglet, due to the depressions above and below the ice mass, generates a rotational flow in this region, which leads to an increase in the pressure drag coefficient and a decrease in the lift coefficient compared to an ice-free wing. Installing a winglet on the wing modifies the airflow and reduces drag by controlling the induced vortices generated from the wingtip. These increases lift and reduces drag, resulting in higher flow velocity. Consequently, this helps reduce the rate of ice accretion and enhances the aerodynamic efficiency of the wing.



فصلنامه علمی دفاع هوافضایی

دوره ۳، شماره ۱
بهار ۱۴۰۳
صص ۴۷-۱۹

مکانیک

مقاله پژوهشی؛ 

بررسی رشد یخ روی بال مستطیلی NACA0020 بدون بالک و با بالک و تأثیرات آنها

بر روی ضرایب آئرو دینامیکی در اعداد رینولدز پایین

سمانه زرگر قوچانی^۱، محمدحسن جوارشکیان^۲

۱- دانشجوی ارشد هوافضا، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران samanezargar93@gmail.com

۲- استاد گروه مکانیک، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران javarehshkian@um.ac.ir

چکیده

اطلاعات مقاله

در این تحقیق، رشد یخ روی بال پهپاد بدون بالک و با بالک راکتی و تأثیرات 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 مینا 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 آشفتگی اسپلارت آلماراس استفاده شده است. برای مدل‌سازی یخ از نرم افزار تجاری فنس-اپ 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 جمع-آوری و تعادل انتقال حرارت برای تعیین شکل یخ تجمع یافته است. محاسبات در عدد 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 پسی فشاری و کاهش ضریب برآ نسبت به بال بدون یخ می‌شود. قرار دادن بالک راکتی روی بال با تغییر جریان هوا و کاهش مقاومت هوا از طریق کنترل گردابه‌های القایی که از نوک بال تولید می‌شوند، نیروی برآ را افزایش و نیروی پسا 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.

تاریخ دریافت:

۱۴۰۲/۰۹/۰۱

تاریخ پذیرش:

۱۴۰۳/۰۱/۱۹

کلیدواژه‌ها:

یخ‌زدگی
بال،
مستطیلی،
تجمیع یخ
، بالک.

نویسنده مسئول:

محمدحسن جوارشکیان

ایمیل:

javarehshkian@um.ac.ir

استناد: سمانه زرگر قوچانی، محمدحسن جوارشکیان، بررسی رشد یخ روی بال مستطیلی NACA0020 بدون بالک و با بالک و تأثیرات آنها بر روی ضرایب آئرو دینامیکی در اعداد رینولدز پایین، مجله علمی پژوهشی دفاع هوافضایی. دوره ۳، شماره ۱، بهار ۱۴۰۳.

۱- مقدمه

پهپاد یک پرنده بدون خلبان می‌باشد. کوچکترین پهپادها می‌توانند در کمتر از ۱۲۰۰ فوت بالاتر از سطح دریا پرواز کنند، در حالی که بزرگترین آن‌ها می‌توانند تا ارتفاع 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 منحصراً برای مقاصد نظامی و دفاعی مورد استفاده قرار می‌گرفتند. با این حال، در طول دهه گذشته، پهپادها پتانسیل خود را برای استفاده در مأموریت‌های 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 می‌توان در پیشینه بررسی عملکرد آیرودینامیکی هواپیماها تحت شرایط یخ‌زدگی یافت. در جو زمین، جریان‌های دو فازی هوا و قطره‌های آب با اندازه‌های مختلف ممکن است در ابری که حاوی قطره‌های آب فوق سرد است وجود داشته باشد که مستعد یخ‌زدگی باشند [۲]. تشکیل یخ بر روی پهپادها، مشابه یخ‌زدگی در هواپیماهای سرنشین‌دار است، با این تفاوت که برخی اختلافات کلیدی مربوط به اندازه بدنه، پروفیل مأموریت و حساسیت به یخ وجود دارد [۳]. مطالعه تجمیع یخ بر روی پهپادها از ابتدای قرن بیست و یکم مورد توجه قرار گرفته است. تاکنون تعداد کمی از محققان در این زمینه کار کرده‌اند. اولین تحقیقات در مورد ویژگی‌های تجمیع یخ و پیامدهای آن‌رویدینامیکی آن برای پهپادها، در سال ۱۹۹۰ توسط سبکوئیک^۱ منتشر شد [۴]. جذب یخ بر روی هواپیماها می‌تواند 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^۲، روشن^۳، و یخ مخلوط طبقه‌بندی می‌شوند. زیلدر^۴ و همکارانش یک مدل تحلیلی برای یخ‌زدگی ارائه و اعتبارسنجی کد یخ عددی خود را بر اساس مدل رشد یخ مورفوژنتیک^۵ در عدد رینولدز پایین با مقایسه پیش‌بینی‌های آن با نتایج مطالعات آزمایش تونل یخی انجام شده بر روی بالواره^۶ ناکا ۰۰۱۲ در رینولدز 10^{-2} انجام داد [۵]. به دنبال کار زیلدر و همکاران در سال ۲۰۱۸ از همان نتایج تجربی برای اعتبار بخشیدن به کدهای فنس‌آپ^۷ و لیوایس^۱ به

¹Siquic

²Rime

³Glaze

⁴Szilder

⁵MORPHICE

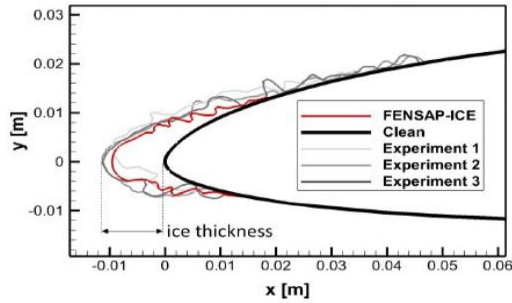
⁶Airfoil

⁷FENSAP

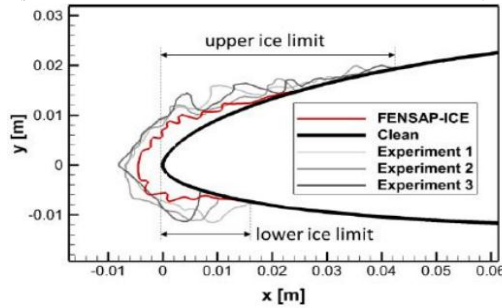
عنوان بخشی از مطالعات تجمیع یخ خود بر روی پهپادها استفاده کردند. اشکال یخ پیش‌بینی شده توسط آزمایش‌های تونل یخی و شبیه‌سازی‌های عددی تا حد زیادی متفاوت است، کدهای عددی ضخامت یخ را کم پیش‌بینی کرده‌اند، و وسعت یخ زدن بیش از پیش‌بینی‌های تجربی است [۶]. برای پوشش این شکاف، ویلیامز و همکارانش در سال ۲۰۱۷ مطالعات تجربی بر روی بالواره ۱۵-RG- در تونل باد یخی در کانادا انجام دادند [۷]. 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 S826 در تونل باد یخی کرانفیلد انجام داد که شرایط یخ برای تولید سه مورفولوژیک یخی مختلف روشن، مخلوط و شبنم برای عدد رینولدز 10^5 انتخاب شد. مطالعات قبلی دو روش ذکر شده را برای گرفتن اشکال یخ در آزمایش‌ها مورد بحث قرار دادند: اسکن سه بعدی و فتوگرامتری شبیه‌سازی‌های عددی با استفاده از فنس‌آپ و لیوایس برای اعتبارسنجی نتایج انجام شد، اما تفاوت معناداری در پیش‌بینی اشکال یخ وجود داشت [۸]. 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 [۹، ۱۰].

در سال ۲۰۲۰، آن‌ها مطالعات تجربی خود را به بالواره NREL S826 برای سه شرایط یخی مختلف روشن، مخلوط و یخ شبنم به ترتیب همان‌طور که در شکل ۲ نشان داده شده بودند، گسترش دادند [۱۱]. این شکل‌های یخ شبیه‌سازی شده با یک علامت مشخص شده اند تا آن‌ها را از اشکال تجربی متمایز کنند.

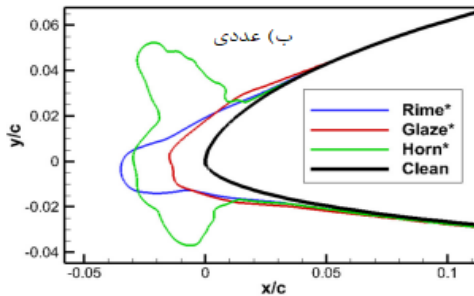
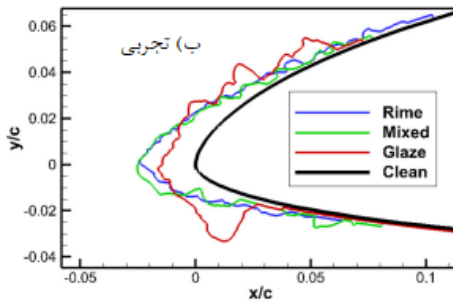
$$V = 25 \frac{m}{s} \quad Re = 8.7 \times 10^5 \quad \alpha = 0^\circ \quad T = -5^\circ C \quad MVD = 26 \mu m \quad LWC = 0.44 \frac{g}{m} \quad t = 20 \text{min}$$



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



شکل ۱. شکل یخ تجربی روی بالواره ۱۵-RG [۱۰].



شکل ۲. شکل یخ پیش‌بینی شده توسط (الف) آزمایش‌ها (ب) عددی بر روی بالواره NREL

هان و همکارانش کدهای یخ لیوایس و فنس اپ را با مقایسه پیش‌بینی‌های آن‌ها با نتایج آزمایش‌های تونل یخی خود اعتبار بخشید [۱۰]. علاوه بر این، هان عملکرد این کدها را در پیش‌بینی تجمع یخ بر روی بالواره‌های ناکا ۰۰۱۲ و NREL S826 مقایسه کرد [۶]. راج و همکاران حساسیت ویژگی‌های فیزیکی یخ را بر پارامترهای مختلف جریان بررسی کردند [۱۲]. بطور کلی پیش‌بینی‌ها برای شرایط یخ شبنم بهتر از یخ‌های روشن است و پیش‌بینی‌های فنس‌اپ 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 فنس‌اپ نسبت به نتایج آزمایشگاهی بهتر از پیش‌بینی لیوایس می‌باشد این ممکن است به دلیل محدودیت‌های روش پانل در پیش‌بینی رفتارهای پیچیده جریان باشد، اما از سوی دیگر فنس‌اپ بر اساس معادله ناویر استوکس دقت بالاتری از خود نشان می‌دهد. کیند و همکاران همچنین مشاهدات مشابهی را برای مطالعات تجمع یخ در هواپیماهای سرشنین‌دار انجام دادند [۱۳]. 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 می‌شود 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 به دست 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 [۸]. (۴) تجمع یخ معمولاً برای مقدار ثابتی از زاویه حمله به دست می‌آید، اما زاویه حمله 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 آزمایش‌های تونل یخ را زیر سوال می‌برد [۱۴]. 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.

مدل‌سازی عددی تجمع یخ نیازمند دانش عمیق در فیزیک یخ‌زدگی، تکنیک‌های ریاضی کارآمد و قدرت محاسباتی کافی است. این فرآیند با پیش‌بینی میدان جریان، مدل‌سازی برخورد قطره‌ها و استفاده از مدل ترمودینامیکی برای پیش‌بینی تجمع یخ و جریان آب سطحی انجام می‌شود [۱۵]. 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، قطر حجم میانه، یا توزیع اندازه قطره و مدت زمان رویداد یخ‌زدگی به عنوان ورودی به حل‌کننده عددی داده می‌شود [۱۶].

مطالعات کمی در زمینه یخ‌زدگی پهنادها انجام شده و پژوهش‌های صورت گرفته در این زمینه، بیشتر بر روی پیش‌بینی 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 شد که در پژوهش حاضر شبیه‌سازی جریان هوا، برخورد قطرات به سطح و تشکیل یخ روی سطح یک بال در حالت بدون بالک و با بالک راکتی با استفاده از نرم افزار تجاری فنس‌آپ انجام شود. در این پژوهش شدت آشفته‌گی مطابق با نتایج شین و باند برابر با ۰/۰۱ در نظر گرفته شده است [۱۷]. زبری سطح برای یخ با استفاده از همبستگی‌های تجربی شین و باند تقریب زده شده و تأثیرات عدد رینولدز مورد بررسی قرار گرفته است [۱۸]. عدد رینولدز با تغییر مقادیر سرعت ورودی تغییر می‌کند. ماهیت یخ از شبنم 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 حاکم

روابط حاکم بر مسئله عبارتند از:

۲-۱- مازول FENSAP

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

۲-۱-۱ معادلات پیوستگی و مومنتوم

برای جریان تراکم‌پذیر 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:

$$\frac{\partial \rho_a \vec{V}_a}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho_a \vec{V}_a \vec{V}_a) = \vec{\nabla} \cdot \sigma^{ij} + \rho_a \vec{g} \quad (2)$$

تانسور تنش σ^{ij} به شکل زیر می‌باشد:

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

$$\tau^{ij} = \mu_a \left[\delta^{jk} \nabla_{kv}^i + \delta^{ik} \nabla_{kv}^j - \frac{2}{3} \delta^{ij} \nabla_{kv}^k \right] \quad (4)$$

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 می شود:

$$\frac{\partial \rho_a E_a}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho_a \vec{V}_a H_a) = \vec{\nabla} \cdot (k_a (\vec{\nabla} T_a) + v_i \tau^{ij}) + \rho_a g V_a \quad (5)$$

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.

$$k = \frac{C_1 T^2}{(T+133.7)} \quad (6)$$

در این رابطه دما بر حسب کلونین و ثابت C_1 برابر 0.0216176 است.

۲-۲-۲ مدل سازی زبری سطح

اثرات زبری دیواره، برای شبیه سازی یخ زدگی ضروری است که به صورت زیر بیان می شود:

$$d_s = d + 0.03 k_s \quad (7)$$

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

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial n} = \frac{\tilde{\nu}}{d} \quad (8)$$

۲-۳-۲ ماژول DROP3D

این کد بر اساس روش اویلری سه بعدی برای جریان دو فازی به منظور شبیه سازی جریان هوای حاوی قطرات آب است. از امتیازهای این روش می توان 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 ۱ 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 [۱۹]. 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:

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha u_d) = 0 \quad (9)$$

$$\frac{\partial u_d}{\partial t} + u_d \cdot \nabla u_d = \frac{C_D Re_d}{24K} (u_a - u_d) + \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_w}\right) \frac{1}{Fr^2} g \quad (10)$$

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:

$$C_D = \frac{Re_d}{24K} \left(1 + 0.15 Re_d^{0.687}\right) \quad Re_d \leq 1300 \quad (11)$$

$$C_D = 0.4 \quad Re_d > 1300$$

که در این رابطه Re عدد رینولدز جریان قطرات است.

۲-۴- مازول ICE3D

تشکیل یخ در ICE3D با بکارگیری نیروهای اصطکاکی و شارهای حرارتی به دست آمده از حل معادلات جریان هوای توربولانسی از کد فنس اپ و نرخ جرمی آب برخورد کرده به سطح به دست آمده از کد DROP3D مدل سازی می شود. این مدل فیزیکی از تبدیل معادلات کلاسیک مسینجر به معادلات دیفرانسیل پاره ای بقای جرم و مومنتوم، تشکیل شده است [۲۰]. در این مدل گسسته سازی معادلات بر اساس روش حجم محدود انجام شده و فرمت شبکه بندی مورد قبول به صورت سه بعدی بوده، که محاسبات پارامترها در مرکز سلول ها انجام می شود. 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 می شود:

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

که در این رابطه τ_{wall} تنش برشی هوا بوده که عامل اصلی حرکت لایه های آب بر روی سطح جامد بوده و همچنین h_f ضخامت لایه است. از طرفی نیروهای فشاری به جز در ناحیه نزدیک به نقطه سکون، در بقیه نواحی صرف نظر می شود. 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:

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

نیروهای فشاری اگر شرط زیر برقرار باشد قابل صرف نظر کردن هستند:

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

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

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

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 صرف نظر است. با میانگین گیری از سرعت در طول ضخامت لایه آب می‌توان سرعت میانگین را به صورت زیر محاسبه کرد:

$$\bar{u}(x, y) = \frac{1}{h_f} \int_0^{h_f} u(x, y) dy = \frac{h_f}{2\mu_w} \tau_{wall}(x) \quad (۱۶)$$

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

۲-۵- مدل‌های چگالی یخ

در محاسبات ماژول ICE3D چگالی یخ به صورت ثابت و برابر ۹۱۷ کیلوگرم بر مترمکعب در نظر گرفته می‌شود. اما مدل‌های دیگری نیز از جمله مدل مک کلین [۲۱] و مدل جونز [۲۲] نیز افزوده شده است که در زیر هستند:

مدل مک کلین

$$\rho_s = 378 + 452 \log_{10} R_M - 82.3 (\log_{10} R_M)^2 \quad 0.2 \leq R_M \leq 170 \quad (۱۷)$$

$$R_M = \frac{d - \bar{V}}{2\bar{T}_{wall}} \quad (۱۸)$$

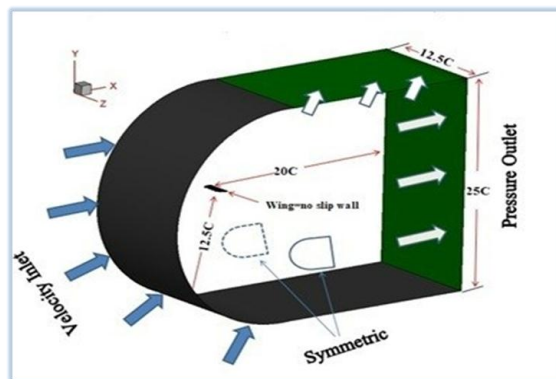
در این روابط d قطر قطرات بر حسب میکرون، \bar{V}_d سرعت برخورد قطرات و T_{wall} دمای دیواره بر حسب درجه سلسیوس، هستند.

مدل جونز

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

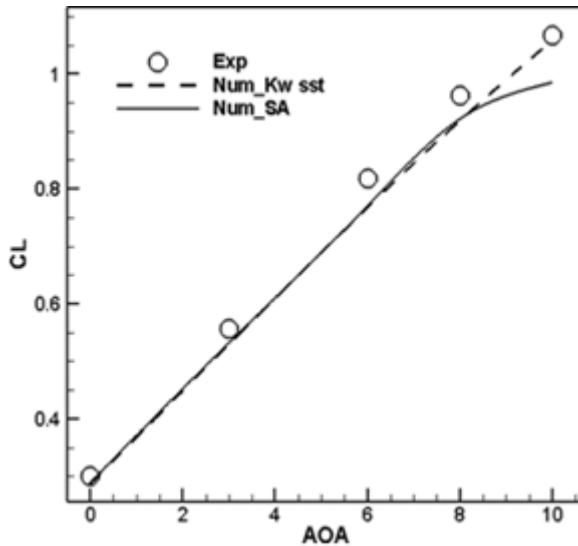
۳- حل عددی

در این پژوهش از بال مستطیلی با مقطع ناکا ۰۰۲۰ به طول وتر ۰/۱۴۴ متر و بالک راکتی با طول وتر ۰/۰۷۵ متر استفاده شده است. جریان به صورت پایا و به صورت لزج در نظر گرفته شده است. از آنجا که پهنی‌ها معمولاً در اعداد رینولدز پایین کار می‌کنند در ورودی سرعت جریان ۲۲ متربرثانی و در خروجی فشار ثابت (۱۰۱۳۲۵ پاسگال) در نظر گرفته می‌شود. در شرایط با زاویه حمله، دیواره بالایی به عنوان مرز خروجی و دیواره 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

از حالت توسعه یافته مدل اسپالارت-آلماراس ارائه شده در نرم افزار فلوئنت می توان برای محدوده وای پلاس بین ۱ و ۳۰ (لایه حائل) استفاده کرد [۲۳]. بر همین اساس، برای قرار داشتن وای پلاس در محدوده مورد نظر و شبیه سازی صحیح تنش ها روی سطح دیواره، فاصله اولین سلول تا سطوح بال ۰/۲ میلی متر در نظر گرفته شده است. برای اطمینان از عملکرد مدل آشفتگی، عملکرد دو مدل $k-\omega$ SST و اسپالارت-آلماراس از نظر آیرودینامیکی با یکدیگر مقایسه شده است که نتایج در شکل ۴ آورده شده است.

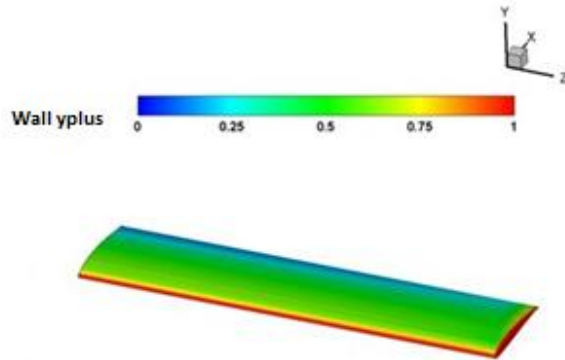


شکل ۴ - مقایسه عملکرد مدل های آشفتگی

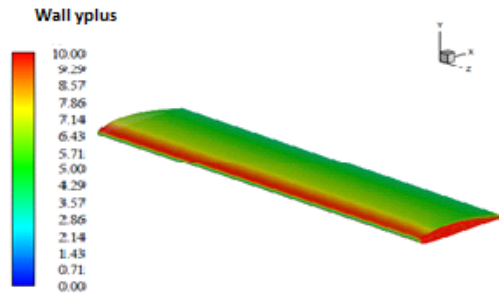
با توجه به وابستگی شبکه به مقدار وای پلاس برای مدل های اشاره شده، از دو شبکه متفاوت استفاده شده است. هر دو شبکه تولید شده از نظر ابعاد محدوده حل و شرایط مرزی یکسان بوده و تنها فاصله اولین سلول از سطح بال تغییر داده شده است. این فاصله برای مدل $k-\omega$ SST برابر با $2 \times 10^{-6} \times 1/6$ میلی متر و برای مدل اسپالارت-آلماراس ۰/۲ میلی متر در نظر گرفته شده است. به دلیل کاهش مقدار وای پلاس در مدل $k-\omega$ SST، تعداد سلول های شبکه تولید شده برای این مدل شش برابر نسبت به شبکه استفاده شده در مدل اسپالارت آلماراس بیشتر شده است. این در حالی است که اختلاف دو مدل نسبت به داده های تجربی به صورت میانگین در کلیه زوایای حمله ۲ درصد بوده است. با توجه به موارد اشاره شده، برای کاهش هزینه محاسباتی و قابل قبول بودن نتایج حاصل، از مدل اسپالارت-آلماراس استفاده شده است.

بررسی رشد یخ روی بال مستطیلی NACA0020 بدون بالک و با بالک و تأثیرات آنها بر روی ضرایب ...

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 بر روی هر دو مدل آشفتگی در شکل ۵ نشان داده شده است.



الف



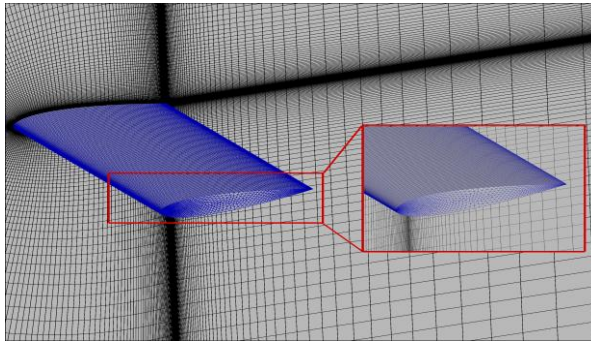
ب

شکل ۵ - توزیع وای پلاس حول بال ساده الف: مدل SST k- ω ب: اسپالارت آلماراس

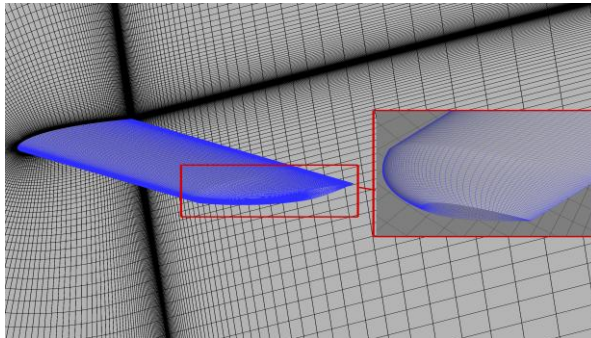
همچنین به جهت دستیابی به تعداد سلول بهینه، چند شبکه در زاویه حمله صفر و با نسبت رشد ۱/۵ ایجاد گردید. در جدول ۱ مقادیر این شبکه‌ها مشاهده می‌شود. با توجه به مقادیر فوق، به علت اینکه پس از شبکه شماره ۴ ضریب برآ تغییرات چشم‌گیری ندارد بنابراین شبکه شماره ۴ با تعداد ۱۱۷۳۷۶۰ سلول مبنای محاسبات این پژوهش قرار گرفت. شکل ۶ نمایی از شبکه و لایه مرزی حول بال بدون بالک و شکل ۷ نمایی از شبکه و لایه مرزی حول بال با بالک راکتی را نشان می‌دهد.

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

ضریب برآ	تعداد سلول	شبکه
۰/۸۵۱۵۱	۳۳۸۵۶۰	۱
۰/۹۰۹۳۸	۵۰۷۸۴۰	۲
۰/۹۲۱۵۳	۷۷۲۹۶۰	۳
۰/۹۲۱۴۵	۱۱۷۳۷۶۰	۴
۰/۹۲۱۲۳	۱۷۶۰۶۴۰	۵



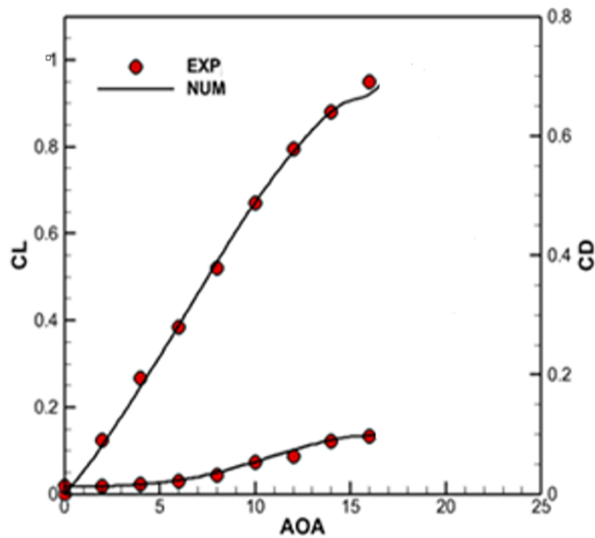
شکل ۶ - شبکه حول بال بدون بالک



شکل ۷ - شبکه حول بال با بالک راکتی

۳-۱-۱ اعتبارسنجی

در این قسمت بمنظور اعتبار سنجی، نتایج شبیه سازی جریان روی یک بال مستطیلی با سرعت ۲۱ متر بر ثانیه و شدت آشفتگی ۰/۱۵ تحت زاویه حمله های مختلف با دادهای تجربی [۲۴] مقایسه شده است. این نتایج تطابق خوبی را بین داده های تجربی و عددی نشان می دهند البته با افزایش زاویه حمله دقت نتایج کمی کاهش می یابد.



شکل ۸- مقایسه ضرایب پسا و برآ با داده های تجربی [۲۱]

۳- 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

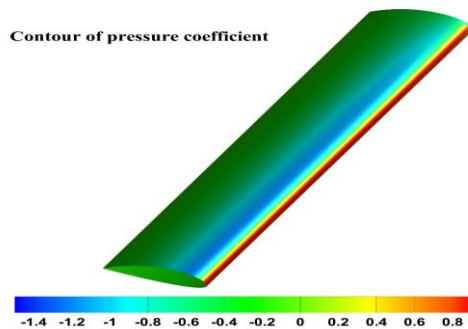
نوع یخ	سرعت جریان آزاد (m/s)	دمای جریان آزاد (K)	محتوای آب (g/m^3)	میانگین قطر حجمی قطره (μm)
روشن	۲۲	۲۶۸	۱	۲۰

جدول ۳: زبری سطح برای یخ شبنم

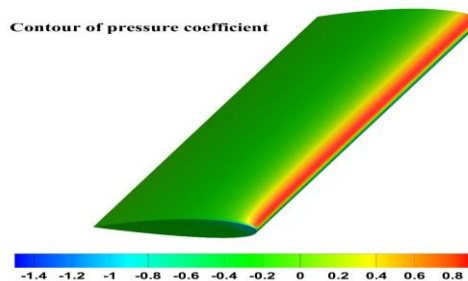
نوع یخ	زبری سطح (میلیمتر)
روشن	۱

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 تأثیرات آن بر عملکرد آئروپدینامیکی بال با بالک راکتی و بدون بالک با توجه به جریان اطراف آن‌ها و دنباله

سرعت و در نتیجه ضرایب آئرو دینامیکی پرداخته شده است. دنباله سرعت با افزایش زاویه حمله و تغییر موقعیت یخ افزایش پیدا می کند، اما تغییر موقعیت یخ تأثیرات بیشتری نسبت به زاویه حمله دارد. بنابراین، در این پژوهش زاویه حمله ثابت در نظر گرفته شده ($\alpha = 10$) و تغییر موقعیت یخ که عامل مهمی در جدایش جریان است، مورد بررسی قرار گرفته است. تشکیل یخ روی بال و بالک راکتی باعث تولید گرادیان فشار منفی و افزایش سرعت می-گردد و در نهایت باعث ایجاد گردابه می شود، گردابه باعث ایجاد ناحیه کم فشار شده و اختلاف فشار ناحیه کم فشار پشت یخ و ناحیه پر فشار جلوی یخ باعث ایجاد نیروی پسای اضافی می گردد. هرچه گردابه ها بزرگتر، اختلاف فشار بیشتر و پسای بیشتری تولید می شود. یخ زدگی میزان ضریب برآ را کاهش و واماندگی در زاویه کمتری رخ می دهد. کانتور ضریب فشار بال بدون بالک شکل ۹ و با بالک راکتی در شکل ۱۰ و نمایی از یخ زدگی روی بال بدون بالک شکل ۱۱ و بال با بالک راکتی در شکل ۱۲ نمایش داده شده است.



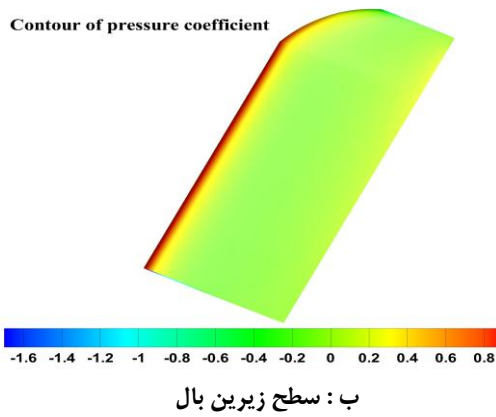
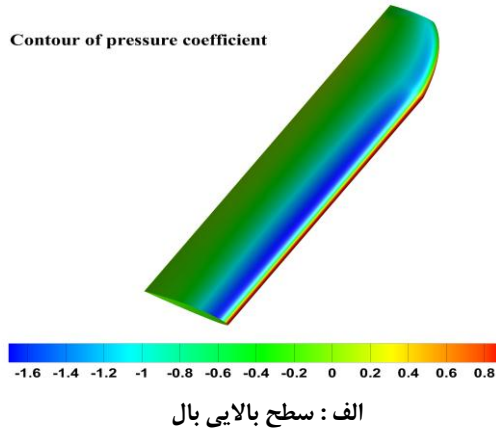
الف : سطح بالایی بال



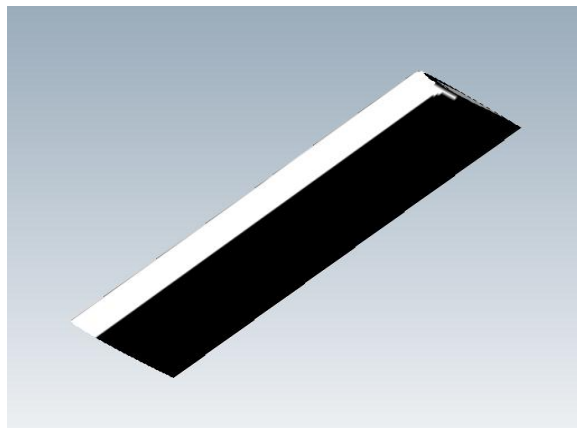
ب : سطح زیرین بال

۳۷/ بررسی رشد یخ روی بال مستطیلی NACA0020 بدون بالک و با بالک و تأثیرات آنها بر روی ضرایب ...

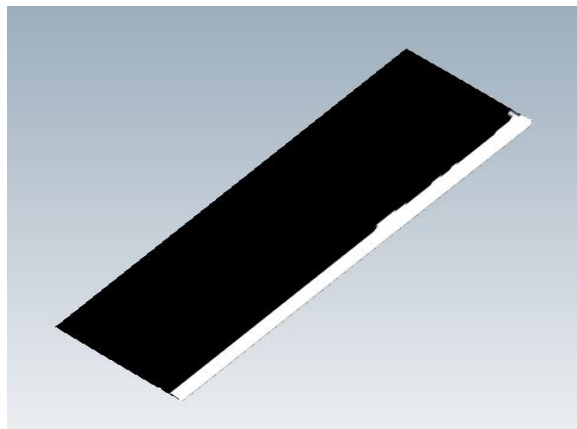
شکل ۹: کانتور ضریب فشار برای بال بدون بالک بدون یخ الف: سطح بالای بال ب: سطح زیرین بال



شکل ۱۰: کانتور ضریب فشار برای بال با بالک راکتی بدون یخ
الف: سطح بالایی بال ب: سطح زیرین بال



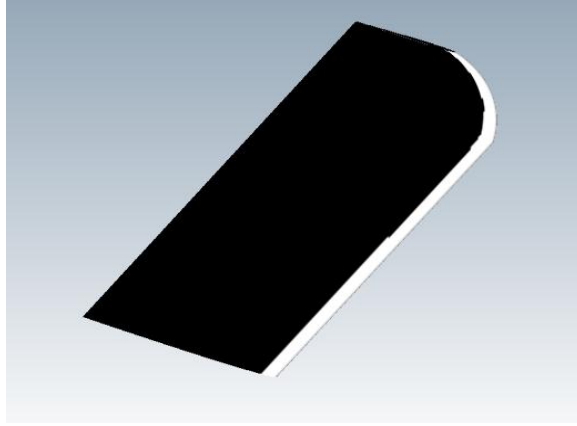
الف



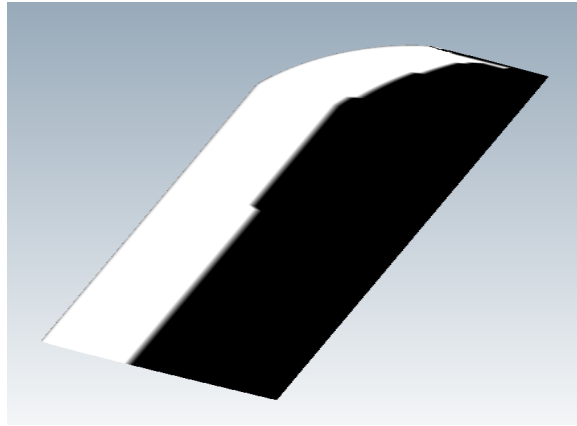
ب

شکل ۱۱- یخ زدگی بال بدون بالک الف : سطح بالای بال ب: سطح
زیرین بال

۳۹/ بررسی رشد یخ روی بال مستطیلی NACA0020 بدون بالک و با بالک و تأثیرات آنها بر روی ضرایب ...



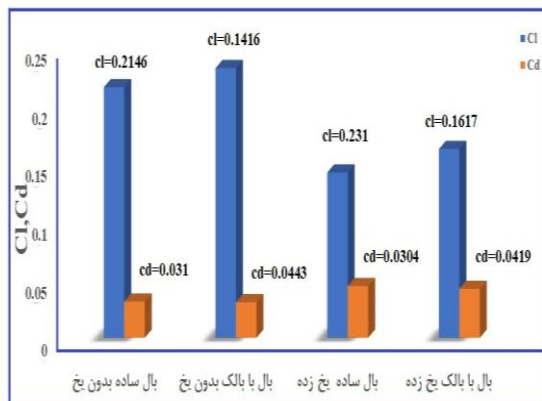
الف



ب

شکل ۱۲- یخ زدگی بال با بالک راکتی الف : سطح بالایی بال ب: سطح زیرین بال

در بررسی ضرایب آیرودینامیکی که نتایج در شکل ۱۳ آمده به دلیل اختلاف فشار و پراکندگی خطوط جریان متأثر از بالک ضریب برآی بال با بالک راکتی 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 راکتی نیز به میزان ۹/۸ درصد افزایش می‌یابد که نتایج در جدول شماره ۴ نشان داده شده است. در بررسی بال با بالک راکتی نسبت به بال بدون بالک در حالت یخ‌زده که ضرایب در شکل ۱۳ 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 راکتی 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 راکتی 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 راکتی نسبت به بال ساده کاهش عملکرد کمتری را تجربه می‌کند.



شکل ۱۳- ضرایب آیرودینامیکی بال بدون بالک و با بالک راکتی در

حالت یخ زده و بدون یخ

بررسی رشد یخ روی بال مستطیلی NACA0020 بدون بالک و با بالک و تأثیرات آنها بر روی ۴۱/ ضرایب ...

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

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

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

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

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

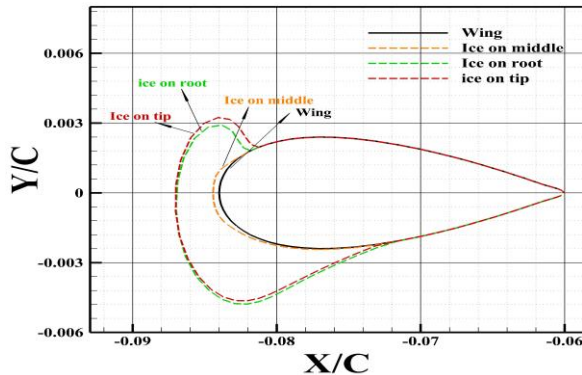
نرخ Cl/Cd	نوع هندسه بال
۶/۹۲	بال ساده بدون یخ
۳/۱۹	بال ساده یخ‌زده

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

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

در بررسی رشد یخ بر روی بال با بالک راکتی ، همان طور که از شکل ۱۴ 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 راکتی 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 تأثیرات 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

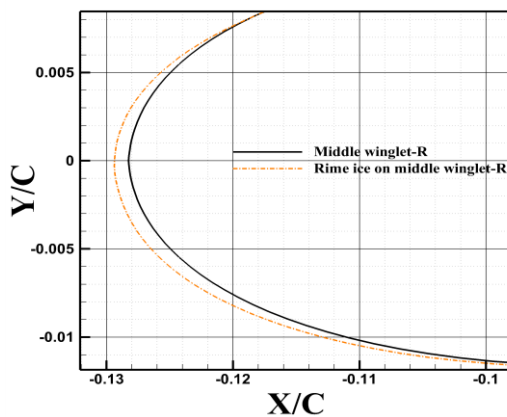
هوا، توربولانس‌های بیشتر، تغییرات بیشتر فشار و دما، سرعت بالاتر جریان هوا و تبادل حرارتی کمتر است. این عوامل باعث می‌شوند که نوک بال مستعدتر به یخ‌زدگی باشد و تجمع یخ در این ناحیه بیشتر رخ دهد که در شکل ۱۲ قابل مشاهده می‌باشد. در شکل ۱۵ رشد و جرم یخ در میانه بالک راکتی نمایش داده شده است.



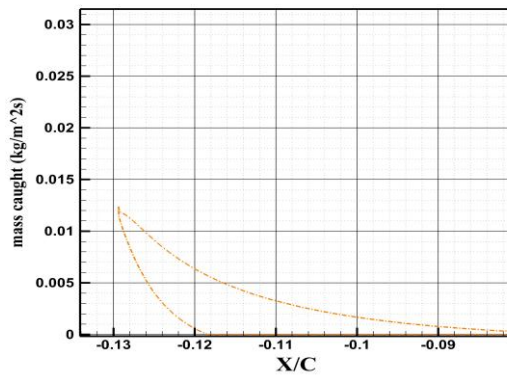
شکل ۱۴-رشد یخ در ریشه، میانه و نوک بال با بالک راکتی

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، 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 ۱۶ نشان داده شده است.

۴۳/ بررسی رشد یخ روی بال مستطیلی NACA0020 بدون بالک و با بالک و تأثیرات آنها بر روی ضرایب ...

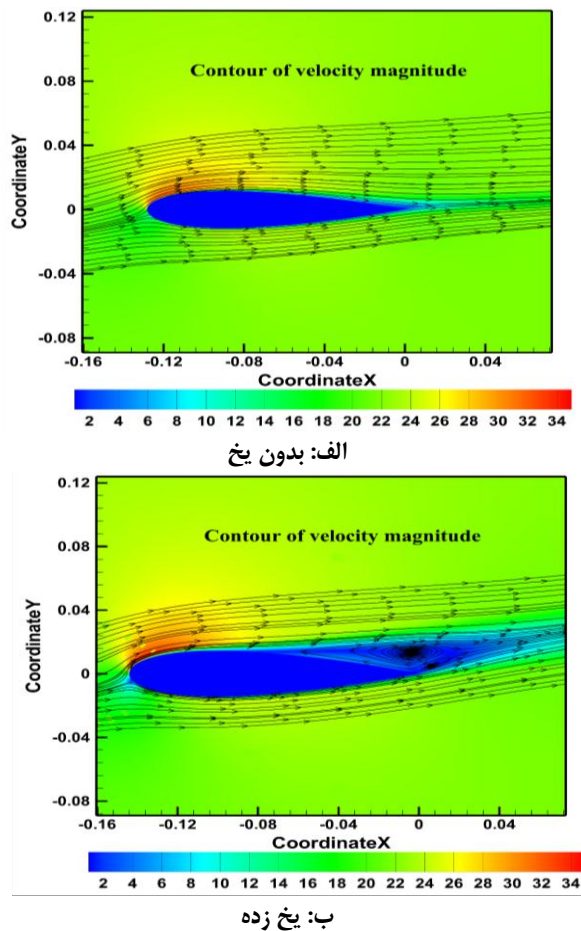


الف: رشد یخ در میانه بالک راکتی



ب: جرم یخ در میانه بالک راکتی

شکل ۱۵- الف: رشد یخ در میانه بالک راکتی ب: جرم یخ در میانه بالک



شکل ۱۶: کانتور سرعت دو بعدی یخ در میانه بالک راکتی الف: بدون یخ ب: یخ زده

۴- نتیجه گیری

در این تحقیق، تاثیر یخ زدگی بر ضرایب آیرودینامیکی و عملکرد بال با مقطع بالواره ناکا ۰۰۲۰ مجهز به بالک راکتی با استفاده از مدل اسپالارت آماراس و در زاویه حمله ۱۰ درجه، بررسی شده است. نتایج نشان می دهد که یخ زدگی باعث افزایش نیروی پسا و کاهش نیروی برآ می شود و در شرایط یخ زدگی، نصب بالک راکتی تاثیرات مثبتی بر کاهش برخی از اثرات منفی یخ زدگی داشته است. با وجود افزایش زبری سطح و آشفستگی های ناشی از وجود یخ روی بال، بالک راکتی توانست به کاهش گردابه های 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 حالیکه بال به همراه بالک در حالت یخزدگی نسبت به حالت بدون یخزدگی حدود ۴۹ درصد کاهش یافته است، بنابراین بال با بالک راکتی نسبت به بال بدون بالک توانسته کاهش عملکرد را تا میزان حدود ۴ درصد بهبود بخشد، این امر نشان می‌دهد که بالک راکتی می‌تواند تأثیرات 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.

۵- منابع

- [1] E. Alvarado, 237 ways drone applications revolutionize business, Drone Industry Insights, Vol. 540, 2021.
- [2] J. Bae and K. Yee, Numerical investigation of droplet breakup effects on droplet-wall interactions under SLD conditions, International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Vol. 22, No. 5, pp. 1005-1018, 2021.
- [3] R. Hann and T. A. Johansen, Unsettled topics in unmanned aerial vehicle icing, 2020.
- [4] R. Siquig, Impact of icing on unmanned aerial vehicle (UAV) operations, Naval environmental prediction research facility report, 1990.
- [5] K. Szilder and S. McIlwain, In-flight icing of UAVs-the influence of Reynolds number on the ice accretion process: SAE International Warrendale, PA, USA, 2011.
- [6] R. Hann, UAV icing: Comparison of LEWICE and FENSAP-ICE for ice accretion and performance degradation, Atmospheric and Space Environments Conference, pp. 2861, 2018.
- [7] N. Williams, A. Benmeddour, G. Brian and M. Ol, The effect of icing on small unmanned aircraft low Reynolds number airfoils, Australian International Aerospace Congress (17th: 2017: Melbourne, Vic.), pp. 19-25, 2017.
- [8] R. Hann, Uav icing: ice accretion experiments and validation, 0148-7191, SAE Technical Paper, 2019.
- [9] R. Hann and T. A. Johansen, UAV icing: The influence of airspeed and chord length on performance degradation,

Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 93, No. 5, pp. 832-841, 2021.

[10] R. Hann, Atmospheric ice accretions, aerodynamic icing penalties, and ice protection systems on unmanned aerial vehicles, 2020.

[11] 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. 7, No. 4, pp. 46, 2020.

[12] L. P. Raj, K. Yee and R. Myong, Sensitivity of ice accretion and aerodynamic performance degradation to critical physical and modeling parameters affecting airfoil icing, Aerospace Science and Technology, Vol. 98, pp. 105659, 2020.

[13] 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. 257-345, 1998.

[14] AC-9C Aircraft Icing Tecnologe Committe. Icing Wind Tunnel Interfacility Comparison Test; Aerospace Information Report, AIR5666, SAE Aerospace; SAE International: , Warrendale, PA, USA, 2012.

[15] L. Prince Raj, E. Esmailifar, H. Jeong and R. S. Myong, Computational simulation of glaze ice accretion on a rotorcraft engine intake in large supercooled droplet icing conditions, AIAA SCITECH 2022 Forum, pp. 0447, 2022.

[16] F. T. Lynch and A. Khodadoust, Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics, Progress in Aerospace Sciences, Vol. 37, No. 8, pp. 669-767, 2001.

[17] J. Shin and T. Bond, Results of an icing test on a NACA 0012 airfoil in the NASA Lewis icing research tunnel, 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, pp. 647, 1992.

[18] J. Shin and T. H. Bond, Experimental and computational ice shapes and resulting drag increase for a NACA 0012 airfoil, California State Univ., The Fifth Symposium on Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows, 1992.

[19] 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.

- [20] 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.
- [21] W. Macklin, The density and structure of ice formed by accretion, *Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society*, Vol. 88, No. 375, pp. 30-50, 1962.
- [22] 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.
- [23] S. Aftab, N. Razak, A. M. Rafie and K. Ahmad, Mimicking the humpback whale: An aerodynamic perspective, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 84, pp. 48-69, 2016.
- [24] M. K. Lynch, Bio-inspired adaptive wingtip devices for low Reynolds number operation, Thesis, Dept, University of Illinois at Urbana-Champaign, 2017.