



Parametric Study of the Effects of Ice Accretion on the Aerodynamic Performance of NACA0012 Airfoil Using FENSAP-ICE

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Fathollahi S.¹ MSc,
Tavakoli M.R.*¹ PhD,
Hoseinzadeh F.² MSc

How to cite this article

Fathollahi S, Tavakoli M.R, Hoseinzadeh F. Parametric Study of the Effects of Ice Accretion on the Aerodynamic Performance of NACA0012 Airfoil Using FENSAP-ICE. Modares Mechanical Engineering, 2019;19(9): 2285-2297.

ABSTRACT

In the present study, a parametric study has been carried out to investigate the influence of ice accretion on the aerodynamic performance of NACA0012 airfoil through numerical simulations using FENSAP-ICE. The results reveal that at zero angle of attack the ice profile created on the leading edge of the airfoil is symmetric. The most dominant feature in the flow-field of an iced airfoil is a recirculation zone that forms due to concavity regions created on both upper and lower surfaces of the airfoil. The numerical simulations show that the appearance of the recirculation zone alters significantly the aerodynamic coefficients. At the angle of attack 12°, lift coefficient decreases by %20.58 and the drag coefficient increases by %15.92 in comparison with the clean airfoil. The effects of temperature and air flow velocity on the ice accretion created on the NACA0012 were investigated for glaze ice and rime ice. The thickness of ice increases with decreasing temperature, and glaze ice with the sharp horn is created at the temperatures ranging from 0°C to -14°C. Making the transition from glaze ice to rime ice occurs at temperatures varied from -14°C to -16°C and at temperatures below -16°C rime ice is created. In order to eliminate the ice accretion, a thermal de-icing system is simulated. By applying a heat power of 30 watts, the melting of 21.41 gr horn ice starts and the created ice on the airfoil surface is completely melted. It should be noted that with the introduction of thermal de-icing system the runback water flow on the airfoil's surface occurs.

Keywords Ice Accretion; Aerodynamic Performance; Rime Ice; Glaze Ice; Thermal De-icing System

CITATION LINKS

[1] Ultrasonic de-icing of wind-tunnel impact icing [2] Investigation of ice shedding properties of superhydrophobic coatings on helicopter blades [3] Water: Ins and outs of ice nucleation [4] Model for aircraft icing with consideration of property-variable rime ice [5] Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed [6] Results of an icing test on a NACA 0012 airfoil in the NASA Lewis icing research tunnel [7] Prediction of ice shapes and their effect on airfoil drag [8] Comparison of predicting drag methods using computational fluid dynamics in 2d/3d viscous flow [9] Computer modeling of atmospheric ice accretion [10] Modeling of ice accretion on a non-rotating cylinder [11] Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics [12] Two-dimensional NACA 23012 airfoil performance degradation by super cooled cloud, drizzle, and rain drop icing [13] Numerical and experimental study of flow field characteristics of an iced airfoil [14] Experimental and numerical study of runback ice accretion effects on aerodynamic performance of NACA23012 airfoil [15] Experimental study of the effect of obstacles (icing) on the leading edge of NACA0015 airfoil [16] Experimental investigation of flowfield over an iced an aerfoil [17] A theoretical framework for Petrov-Galerkin methods with discontinuous weighting functions: Application to the streamline-upwind procedure [18] Development of a shallow-water icing model in FENSAP-ice [19] The density and structure of ice formed by accretion [20] The density of natural ice accretions related to nondimensional icing parameters [21] CFD simulations of an airfoil with leading edge ice accretion [Internet] [22] Theory of wing sections, including a summary of airfoil data [23]. Ice shapes and the resulting drag increase for a NACA 0012 airfoil

¹Department of Mechanical Engineering, Isfahan University of Technology, Isfahan, Iran

²Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Department of Mechanical Engineering, Isfahan University of Technology, Isfahan, Iran. Postal code: 8415683111
Phone: +98 (31) 33919012
Fax: +98 (31) 33912628
mrtavak@cc.iut.ac.ir

Article History

Received: October 16, 2018

Accepted: February 11, 2019

ePublished: September 01, 2019

مطالعه پارامتری اثر تجمع یخ بر عملکرد آرودینامیک ایرفویل NACA0012 با استفاده از FENSAP-ICE

سبحان فتح‌اللهی MSc

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان، اصفهان، ایران

محرم‌رضا توکلی* PhD

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان، اصفهان، ایران

فرید حسین‌زاده MSc

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

چکیده

در این مقاله به مطالعه پارامتری اثر تجمع یخ بر عملکرد آرودینامیک ایرفویل NACA0012، با استفاده از نرم‌افزار FENSAP-ICE پرداخته شده است. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که پروفیل یخ تولیدشده روی لبه حمله ایرفویل با زاویه صفر درجه، تقریباً به صورت متقارن، دارای دو ناحیه فرورفتگی با انحنای مشخص است. فرورفتگی‌های بالا و پایین توده یخ، باعث ایجاد جریان چرخشی در این نواحی شده که این امر سبب افزایش درگ فشاری و کاهش ضریب لیفت به میزان $20/58\%$ و کاهش و ضریب درگ، $10/92\%$ افزایش یافته است. همچنین تأثیر دما و سرعت جریان هوا بر فرآیند تجمع یخ روی ایرفویل NACA0012، در دو رژیم مات و شفاف با جریان برگشتی، مورد مطالعه قرار گرفته است. با کاهش دما از صفر تا -14°C رژیم یخ شفاف با لبه‌های تیز ایجاد شده و ضخامت یخ افزایش می‌یابد. در محدوده دمایی -14°C تا -16°C ، فرآیند گذار از رژیم یخ شفاف به مات اتفاق افتاده و در دماهای کمتر از -16°C یخ مات ایجاد می‌شود. در پایان نیز یک سیستم یخ‌زدای حرارتی به منظور رفع کامل توده یخ، شبیه‌سازی شده است. نتایج نشان می‌دهند که با اعمال توان حرارتی به میزان 30 وات، توسط سیستم یخ‌زدا، فرآیند ذوب توده یخ شاخی $21/41$ گرمی آغاز شده و ضمن تشکیل جریان آب بازگشتی، کل یخ روی سطح ایرفویل به صورت کامل ذوب می‌شود.

کلیدواژه‌ها: تجمع یخ، عملکرد آرودینامیک، یخ مات، یخ شفاف، سیستم یخ‌زدای حرارتی

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۷/۲۴

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۱/۲۳

*نویسنده مسئول: mrtavak@cc.iut.ac.ir

۱- مقدمه

پرواز در شرایط آب و هوایی نامساعد یکی از موضوعات مهم و بحرانی در طراحی سطوح برآزا است. وجود قطرات مافوق سرد آب در ابرها و ارتفاعات بالا، باعث ایجاد تجمع لایه‌های یخ بر روی بال می‌شود. روتورها نسبت به وسایل هوایی با وزن یکسان، بیشتر در معرض تشکیل سطوح یخ بر روی سطح جامد خود هستند. زیرا کارکرد آنها در ارتفاع‌های کم و در شرایطی که اتمسفر زمین حاوی مقادیر زیادی از قطرات مافوق سرد است، احتمال تشکیل لایه‌های یخ بر سطح پره را افزایش می‌دهد^[1]. تجمع لایه‌های یخ روی پره سبب تغییر سطح مقطع ایرفویل و تضعیف عملکرد آن به علت افزایش نیروی پسای اصطکاکی و فشاری و همچنین کاهش نیروی برآ شده و این امر به افزایش گشتاور و لرزش روتور منجر می‌شود. پس از تشکیل لایه یخ روی پره پس از مدتی به علت نیروی گریز از مرکز ناشی از حرکت چرخشی روتور، لایه‌های یخ از سطح جامد ریزش کرده و این امر سبب ایجاد عدم توازن روتور، ایجاد لرزش‌ها و خطرات شدید می‌شود. سیستم‌های الکتروگرماهی به عنوان سیستم‌های یخ‌زدا در لبه جلویی پره به منظور افزایش دمای سطح زیر لایه یخی و ذوب کردن آن استفاده می‌شود. لایه‌های یخ پس از ذوب شدن به علت نیروهای آرودینامیک و

گریز از مرکز، از سطح جدا می‌شوند^[2].

ماهیت تجمع یخ بر سطوح جامد در اثر تماس قطرات مافوق سرد آب، به وسیله تئوری هسته تشریح می‌شود. اگر قطره‌های آب اتمسفریک ابرها به صورت مافوق سرد باقی بمانند، تشکیل هسته‌های کریستالی و رشد آنها، می‌تواند زمان زیادی طول بکشد. اما هنگامی که این قطرات با سطوح جامد تماس یابند، سطح سرد به عنوان بستری مناسب، زمینه را برای تشکیل هسته‌های کریستالی مهیا کرده و رشد آنها را تسریع می‌کند، که این پدیده به عنوان هسته‌زایی ناهمگون شناخته می‌شود. فرآیند تشکیل کریستال در دماهای پایین، سریع‌تر رخ داده و نرخ تشکیل بحرانی هسته، با عکس دما رابطه‌ای نمایی دارد^[3]. پدیده ازدیاد و تجمع یخ را می‌توان به سه گام کلی تقسیم کرد: برخورد ذرات آب به سطح، تجمع آنها و تشکیل یخ. کل فرآیند تولید لایه‌های یخ کاملاً وابسته به زمان است. تجمع و تشکیل لایه یخ را می‌توان به دو رژیم تقسیم کرد: رژیم یخ شفاف و یخ مات. چگونگی شکل‌گیری این دو رژیم به پارامترهای مختلفی از جمله دمای محتوای آب مایع (LWC) و قطر حجمی متوسط (MVD) قطره، بستگی دارد. یخ مات معمولاً در سرعت‌های کم و هنگامی که دمای هوا و میزان فاکتور محتوای آب مایع به اندازه کافی پایین باشد، اتفاق می‌افتد. در این حالت قطرات مافوق سرد آب، هنگامی که به سطح سازه هوایی برخورد می‌کنند، بلافاصله منجمد شده که در اصطلاح به این نوع فرآیند، یخ‌زدگی خشک گفته می‌شود. یخ مات با ویژگی‌هایی از جمله خشک‌بودن و سطح کدر و زبر با رنگ سفید شناخته می‌شود. رژیم یخ شفاف هنگامی تشکیل می‌شود که دمای هوا و مقدار فاکتور محتوای آب مایع، بیشتر باشد. در این رژیم قطره‌ها در محل برخورد به سطح، به تدریج و به مرور زمان یخ بسته و مقداری از آنها نیز در طول سطح ایرفویل، به وسیله جریان هوا منجمد می‌شوند. در اصطلاح به این نوع یخ‌زدگی، که همراه با جریان آب برگشتی است، یخ‌زدگی تر گفته می‌شود. یخ شفاف، صاف و دارای سطح بلوری و بدون رنگ است. این رژیم نسبت به یخ مات، به علت چسبندگی بالا و جریان برگشتی در طول بال، به مراتب خطرناک‌تر بوده و باعث افزایش پسای اصطکاکی و ایجاد نوسانات شدیدتری در جریان پایین‌دستی بال شده و می‌تواند شکل آرودینامیک بال را به طور قابل توجهی تغییر داده و نوسانات شدیدی را در پرواز ایجاد کند^[4].

توسعه مدل‌های تئوری برای یخ‌زدگی هواپیماها و هلیکوپترها، می‌تواند به بهبود و افزایش دقت پیش‌بینی فرآیند تجمع یخ کمک کرده و با شناخت هرچه بیشتر این فرآیند، می‌توان راهکارهای عملی موثرتری برای رفع این مشکل ارائه داد. بیشترین مدل‌های تئوری و عددی در این زمینه مربوط به مدل یخ‌زدگی مسینجر است^[5]. در سال ۱۹۹۰، ناسا مجموعه‌ای از آزمایش‌ها را در این زمینه انجام داد که نتایج آنها هم‌خوانی خوبی با مدل‌های عددی داشتند^[6]. در دهه‌های اخیر استفاده از کدهای CFD نقش بسیار مهمی را در شبیه‌سازی پرواز در شرایط نامساعد جوی و تجمع یخ روی صفحه ایرفویل ایفا کرده‌اند. شین و همکاران^[7] با استفاده از کدهای عددی و بررسی اثر تجمع رژیم‌های مختلف یخ بر افزایش درگ ایرفویل پرداختند. نتایج آنها با در نظر گرفتن طیف گسترده‌ای از پارامترها، شامل سرعت هوا، درجه حرارت، اندازه قطره و محتوای آب مایع، و زاویه حمله ایرفویل و با ترکیب کد LEWICE و کدهای مربوط به معادلات لایه مرزی برای حل جریان هوا به دست آمدند. در همه موارد، نتایج محاسبه‌شده هم‌خوانی خوبی با داده‌های آزمایشگاهی داشته و نشان می‌دهند که نیروی پسا با

یخ، در نزدیکی پیک مکش ایرفویل بدون یخ است. هنگامی که توده یخ در این مکان بحرانی قرار می‌گیرد، این قله مکش حذف می‌شود و یک ناحیه فشار ثابت جای آن را می‌گیرد.

در مطالعات قبلی، با بهره‌گیری از کد LEWICE و در نظر گرفتن معادلات جریان پتانسیل برای حل جریان هوا، به شبیه‌سازی پدیده‌ی تجمع یخ پرداخته‌اند، که این کد پیش‌بینی دقیقی را از پروفیل یخ ارائه نمی‌کند. لذا نیاز به مطالعات بیشتر برای استفاده از ابزار عددی جدید احساس می‌شود. کد FENSAP با بهره‌گیری از معادلات نویر- استوکس بجای معادلات جریان پتانسیل، به حل واقعی‌تر جریان هوا می‌پردازد. در مطالعه‌ی حاضر با بهره‌گیری از سه ماژول FENSAP، Drop3D و ICE3D، به منظور حل معادلات جریان هوا، حل معادلات مربوط به قطره و تولید یخ، به شبیه‌سازی پدیده‌ی تجمع یخ روی ایرفویل NACA0012 در شرایط مختلف پرواز پرداخته شده است. همچنین با توجه به عدم وجود اطلاعات کافی در زمینه مطالعه اثر عوامل مختلفی همچون دما و سرعت جریان هوا بر تشکیل رژیم‌های مختلف یخ، در این مقاله به بررسی اثر این عوامل پرداخته شده است. از دیگر نوآوری‌های مطالعه حاضر، می‌توان به شبیه‌سازی یک سیستم یخ‌زدا، به منظور ارائه راهکاری برای رفع کامل توده‌ی یخ، اشاره کرد.

۲- تعریف مسئله و نحوه شبیه‌سازی یخ

در حالت کلی شبیه‌سازی تشکیل یخ شامل چهار مرحله است: (۱) حل میدان جریان هوا، (۲) محاسبات مربوط به قطره، (۳) ارزیابی ویژگی‌های لایه مرزی، (۴) ارزیابی مقدار یخ با استفاده از مدل‌های ترمودینامیک. محاسبه میدان جریان هوا می‌تواند با استفاده از روش پنل (حل معادلات جریان پتانسیل) و یا حل مستقیم معادلات نویر- استوکس به دست آید. جریان پتانسیل در کدهای LEWICE، MULTIICE و TRAJICE2 حل شده‌اند، در حالی که معادلات نویر- استوکس و اوپلر به ترتیب در کدهای FENSAP-ICE و CAPTA حل شده‌اند. در مطالعه حاضر شبیه‌سازی فرایند تجمع یخ با استفاده از نرم‌افزار ANSYS FENSAP-ICE نسخه ۱۸.۲ در سه مرحله انجام شده است: (۱) حل جریان هوا بر اساس معادلات نویر- استوکس تراکم‌ناپذیر با استفاده از ماژول FENSAP، (۲) محاسبه بازده تجمع یخ برخورد قطرات به وسیله روش اوپلر در ماژول DROP3D، (۳) حل معادلات سه‌بعدی انتقال جرم و گرما در سطوح آئرو دینامیک با استفاده از معادلات دیفرانسیل پارهای، به منظور پیش‌بینی شکل تولید شده بر سطح ایرفویل با استفاده از ماژول ICE3D. شکل ۱ الگوریتم حل و ارتباط بین این سه ماژول را در یک حلقه نشان می‌دهد. هر کدام از این کدها به صورت مستقل از هم حل شده و خروجی هر کدام می‌تواند ورودی کد دیگر باشد. کدهای FENSAP و DROP3D از روش المان محدود گالرکین ضعیف با به کارگیری مش‌های هیبرید، سازمان‌یافته و غیرسازمان‌یافته، بهره می‌برند. در حالی که کد ICE3D از روش حجم محدود استفاده می‌کند.

در این مقاله با در نظر گرفتن شرایط خاص پرواز در نوار غربی کشور و در ارتفاع ۱۰ هزار پایی و همچنین مطالعه پارامتری دما و سرعت، به بررسی اثرات تشکیل یخ مات و شفاف روی یک ایرفویل NACA0012 پرداخته شده و سپس به بررسی اثر استفاده از سیستم یخ‌زدای حرارتی بر کاهش تشکیل لایه‌های یخ پرداخته شده است. برای مدل‌سازی جریان تراکم‌ناپذیر روی ایرفویل در دو حالت بدون یخ و یخ‌زده، از مدل توربولانسی اسپالارت‌الامراس (S.A)، که برای کاربردهای آئرو دینامیکی نتایج مناسبی را ارائه داده

افزایش تجمع یخ افزایش می‌یابد. ژرو و همکاران^[8] با استفاده از شبیه‌سازی‌های CFD به مقایسه روش‌های مختلف پیش‌بینی نیروی پسا هنگام تجمع یخ روی ایرفویل پرداختند. نتایج عددی آنها نشان می‌دهد که با استفاده از ابزار مهندسی و شبیه‌سازی‌های عددی می‌توان پیش‌بینی دقیقی از نیروی پسا وارد بر پیکربندی‌های پیچیده هواپیما ارائه داد. /کلی و تمپلتون^[9] و آرنولد و همکاران^[10] به صورت مفصل به تشریح پارامترهای مدل‌سازی تولید یخ پرداختند. آنها با بررسی عواملی همچون زبری و شکل سطح، به ارائه ضخامت و جرم یخ تولید شده به صورت تابعی از زمان پرداختند. هم‌خوانی خوبی بین نتایج شبیه‌سازی آنها با داده‌های آزمایشگاهی گزارش شده است. لینچ و خد/دوست^[11] کارهای گذشته انجام شده در زمینه آئرو دینامیک ایرفویل را مرور کردند. آنها به بررسی تاثیر پارامترهای یخ‌زدگی بر نیروی برآ و پسای بال پرداختند. نتایج آنها نشان داد که با افزایش ارتفاع زبری ناشی از اثرات یخ‌زدگی نیروی برآ کاهش و نیروی پسا افزایش پیدا می‌کند. /شندن و همکاران^[12] آزمایش‌های پروازی زیادی را برای بررسی تاثیر شرایط مختلف یخ‌زدگی بر کارایی هواپیما انجام دادند. نتایج آنها نشان داد که قطره‌های ریز یخ‌زده‌ی باران، شدیدترین افت کارایی را در هواپیما موجب می‌شود. همچنین در نتایج آنها تاثیر تغییر پارامترهای مختلف یخ‌زدگی به خوبی قابل مشاهده است. در تحقیقی که توسط میرزایی و همکارانش^[13] بر روی مدل ایرفویل NLF0414 انجام شد، نتایج عددی و تجربی نشان دادند که یخ‌زدگی سبب تغییر کارایی آئرو دینامیکی بال می‌شود. یخ تشکیل شده در لبه حمله باعث کاهش نیروی لیفت بیشینه و افزایش نیروی درگ، کاهش زاویه واماندگی و افزایش ارتعاشات در بال هواپیما می‌شود، که این امر موجب پایین آمدن میزان کنترل هواپیما شده و خطر جدی را برای پرواز به همراه دارد. ناظمی و همکاران^[14] به مطالعه آئرو دینامیکی تجمع یخ بازگشتی بر روی ایرفویل NACA23012 به صورت عددی و تجربی پرداختند. آزمایش‌های آنها در عدد رینولدز 0.6×10^6 در محدوده زاویه حمله صفر تا ۲۰ درجه انجام شده است. نتایج آنها نشان می‌دهد که در زوایای حمله پایین و تا قبل از شروع واماندگی، تاثیر یخ‌زدگی موضعی است. در این حالت تشکیل یخ سبب شکل‌گیری یک حباب جدایش جریان پشت توده یخ می‌شود. اما تاثیر اصلی یخ‌زدگی در زوایای نزدیک به واماندگی و بعد از آن اتفاق می‌افتد. در این حالت ضرایب آئرو دینامیکی و الگوی جریان اطراف ایرفویل بشدت تغییر می‌کند. کفاش و همکاران^[15] به بررسی تجربی و عددی اثر موانع (یخ‌زدگی) بر روی لبه حمله ایرفویل NACA0015 پرداختند. ساخت نمونه ایرفویل و تست آن در زوایای حمله صفر و ۱۰ درجه در تونل باد دانشگاه فردوسی مشهد انجام شده است. نتایج حاصل از به کارگیری جریان‌سنج سیم داغ نشان می‌دهند که موقعیت و شکل یخ تاثیر زیادی بر ضریب درگ و جریان پشت ایرفویل دارد. دهقان‌منشادی و کاظمی/سفه^[16] به شبیه‌سازی جریان روی یک ایرفویل دارای توده‌های یخ با نسبت ارتفاع به وتر 0.02 و 0.0433 در مکان‌های مختلف ایرفویل، به کمک آزمایش‌های مرئی‌سازی، در تونل باد دانشگاه صنعتی مالک اشتر اصفهان پرداختند. نتایج آنها نشان می‌دهد که به علت وجود گردان‌های شدید فشار نامطلوب، جریان هوا از نوک توده یخ جدا می‌شود. لایه برشی ایجاد شده در ناحیه جدایش با حرکت به سمت پایین دست ایرفویل، شروع به چرخش کرده و گردابه‌هایی با مقیاس‌های مختلف تشکیل می‌شود. همچنین آنها در تحلیل ضرایب فشار نشان دادند که بحرانی‌ترین مکان برای تشکیل توده

و سازگار با مسائل نزدیک دیواره‌های جامد است، استفاده شده است.

که این مدل زبری نیازمند تعریف شرایط مرزی خاص، بر اساس ضریب ویسکوزیته توربولانس دیواره V'' بوده که به صورت زیر تعریف می‌شود:

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

۳-۳- مازول DROP3D

این کد براساس روش اویلری سه‌بعدی برای جریان دو فازی به‌منظور شبیه‌سازی جریان هوای حاوی قطرات آب است. متغیرهای حجم کسری آب و سرعت قطرات در هر نقطه از میدان حل محاسبه می‌شوند. از جمله امتیازهای این روش، کیفیت بالای حل، دقت بالای محاسبات محدودیت‌های برخورد قطرات و محاسبه نواحی سایه یا نواحی بدون برخورد است. همچنین در این مازول، شرط مرزی ورودی سرعت قطرات، محتوای آب مایع LWC و شرایط جریان آزاد است. سرعت قطره‌ها روی تمامی دیواره‌ها نیز در ابتدای محاسبات صفر در نظر گرفته می‌شود. با توجه به ماهیت هذلولوی معادلات، هیچ شرایط مرزی خاصی برای خروجی نیاز نیست. برای گسسته‌سازی معادلات، روش المان محدود، همراه با یک عبارت پایدارکننده پترو-گالریکین به کار رفته است، که جزئیات آن در مرجع [17] به تفصیل بیان شده است. روش اویلر که برای محاسبه برخورد قطره‌ها با سطح استفاده می‌شود، ابتدا توسط بورگال و همکاران [18] مطرح شد. 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. ترکیب این معادلات به شکل زیر است:

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

$$\frac{\partial u_d}{\partial t} + u_d \cdot \nabla u_d = \frac{C_D Re_d}{24K} (u_a - u_d) + \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_w}\right) \frac{1}{Fr^2} g \quad (۱۰)$$

جمله اول سمت راست این معادله، نیروی درگ 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 FENSAP به دست می‌آیند. C_D ضریب پسا برای قطرات کروی شکل آب بوده و به فرم زیر مدل‌سازی می‌شود:

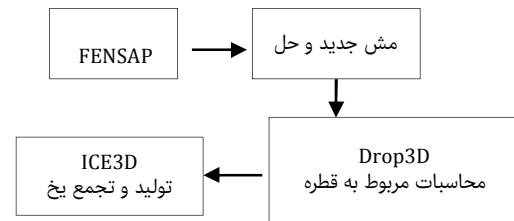
$$C_D = \frac{24}{Re_d} (1 + 0.15 Re_d^{0.687}) \quad Re_d \leq 1300$$

$$C_D = 0.4 \quad Re_d > 1300 \quad (۱۱)$$

که در این رابطه Re_d عدد رینولدز جریان قطرات است.

۳-۴- مازول ICE3D

تشکیل یخ در ICE3D با به کارگیری نیروهای اصطکاکی و شارهای حرارتی به دست آمده از حل معادلات جریان هوای توربولانسی-ویسکوزی از کد FENSAP و نرخ جرمی آب برخورد کرده به سطح به دست آمده از کد DROP3D مدل‌سازی می‌شود. این مدل فیزیکی از تبدیل معادلات کلاسیک مسینجر [5] به معادلات دیفرانسیل پاره‌ای بقای جرم و مومنتوم، تشکیل شده است. در این مدل گسسته‌سازی معادلات بر اساس روش حجم محدود انجام شده و فرمت شبکه‌بندی مورد قبول به صورت سه‌بعدی بوده، که محاسبات پارامترها در مرکز سلول‌ها انجام می‌شود. همچنین



شکل ۱) ارتباط بین مازول‌های FENSAP-ICE

۳- روابط حاکم بر مسئله

۳-۱- مازول FENSAP

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

۳-۱-۱- معادلات پیوستگی و مومنتوم

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

$$\frac{\partial \rho_a}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_a \vec{V}_a) = 0 \quad (۱)$$

برای سیالات نیوتنی شکل‌برداری معادله انتقال مومنتوم یا نویر-استوکس به صورت زیر است:

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

تانسور تنش σ^{ij} به شکل عمومی زیر تعریف می‌شود:

$$\sigma^{ij} = -\delta^{ij} p_a + \mu_a [\delta^{jk} \nabla_k v^i + \delta^{ik} \nabla_k v^j - \frac{2}{3} \delta^{ij} \nabla_k v^k] = -\delta^{ij} p_a + \tau^{ij} \quad (۳)$$

$$\tau^{ij} = \mu_a \left[\delta^{jk} \nabla_k v^i + \delta^{ik} \nabla_k v^j - \frac{2}{3} \delta^{ij} \nabla_k v^k \right] \quad (۴)$$

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

۳-۱-۲- معادله انرژی

سومین مدل فیزیکی که مربوط به قانون بقای انرژی است، به عنوان معادله انرژی شناخته شده و به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\frac{\partial \rho_a E_a}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_a \vec{V}_a H_a) = \nabla \cdot (k_a (\nabla T_a) + v_i \tau^{ij}) + \rho_a \vec{g} \cdot \vec{V}_a \quad (۵)$$

که در این رابطه H و E به ترتیب انتالپی و انرژی داخلی بوده و γ نسبت گرمای ویژه هوا و به عنوان یک گاز کامل $1/4$ است. k نیز ضریب رسانش هوا بوده که به صورت تابعی از دما یا ویسکوزیته دینامیکی است:

$$k = \frac{C_1 T^{2/3}}{(T + 133.7)} \quad (۶)$$

در این رابطه دما برحسب کلوین و ثابت C_1 برابر 0.00216176 است.

۳-۲- مدل‌سازی زبری سطح

اثرات زبری دیواره، به خصوص اینکه برای شبیه‌سازی یخ‌زدگی ضروری است، در این کد در نظر گرفته شده است. مدل زبری نیکاراتزه به صورت تابعی از ضریب زبری و فاصله از دیوار بیان می‌شود:

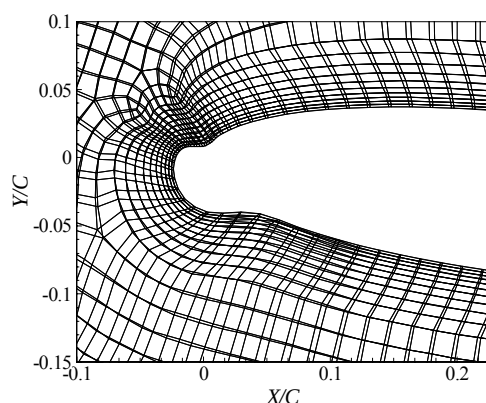
$$d_s = d + 0.03 k_s \quad (۷)$$

مدل جونز^[20]

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

۴- مطالعه شبکه

برای اطمینان حاصل کردن از صحت نتایج و استقلال آنها از تغییر شبکه، نیازمند بررسی نتایج در چند نمونه شبکه با تعداد سلول‌های متفاوت هستیم. در مسائل آئرو دینامیک، از نتایجی که حساسیت بسیار زیادی به شبکه‌بندی مسئله نشان می‌دهند، ضرایب درگ و لیفت هستند. به منظور اطمینان حاصل کردن از عدم وابستگی حل به میزان ریزی شبکه مورد استفاده، تغییرات این دو پارامتر بر اساس تعداد سلول‌های شبکه مورد بررسی قرار گرفته است. از آنجا که هندسه مربوط به ایرفویل یخ‌زده پیچیده‌تر از حالت بدون یخ بوده و احتمال اینکه نتایج در این حالت حساسیت بیشتری به تغییرات شبکه داشته باشند، مطالعه شبکه برای یک نمونه یخ تشکیل‌شده روی ایرفویل NACA0012 با زاویه حمله ۶ درجه به وسیله جریان هوای مافوق سرد دارای سرعت ۵۰ سانت، دمای ۱۹°C- فشار استاتیک ۵۸/۲۴ کیلو پاسکال، فاکتورهای LWC و MVD، به ترتیب برابر ۱g/m³ و ۲۰ μm انجام گرفته است. شبکه‌بندی در محیط نرم‌افزار ANSYS-MESHING نسخه ۱۸.۲ انجام شده است. شبکه‌بندی ایرفویل و نواحی اطراف آن از نوع مش غیر سازمان‌یافته بوده و روش شبکه‌زنی به کاررفته در آن از نوع سوپ سه‌لایه‌ای است. لایه ابتدایی به منظور اعمال هر چه بهتر اثرات لایه مرزی ناشی از جریان لزج در نزدیک دیواره جامد، از نوع مش لایه مرزی ۱۰ لایه‌ای، با نرخ رشد ۱/۲ در نظر گرفته شده است. لایه‌های دوم و سوم نیز شامل نواحی داخلی و خارجی احاطه‌کننده ایرفویل هستند، که شبکه مورد استفاده در لایه داخلی ۱۰ برابر ریزتر از ناحیه خارجی است. از طرفی مطالعه جریان حول ایرفویل دارای یخ نیازمند ایجاد شبکه ریزتر و کارآمدتر است. بدین منظور همانند ایرفویل ساده، نواحی نزدیک سطح یخ و دیواره ایرفویل دارای مش لایه مرزی ۱۰ لایه‌ای، با نرخ رشد ۱/۲ بوده که در شکل ۲ شمای این شبکه نشان داده شده است. حل جریان نیز با استفاده از مدل توربولانسی (S.A) انجام شده است. همان طور که در نمودارهای ۱ و ۲ نشان داده شده است، از شبکه هفتم که دارای ۳۲۶۵۲۰ سلول است، ضرایب لیفت و درگ، به میزان قابل قبولی از اندازه شبکه مستقل می‌شوند. لذا برای شبیه‌سازی از این شبکه استفاده شده است.



شکل ۲) شبکه‌بندی نواحی اطراف ایرفویل دارای یخ

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:

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

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

$$-\frac{s}{\rho u_e^2} \frac{dp}{ds} = 1 \quad (13)$$

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

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

که 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 تأثیر 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 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 صرف نظر بوده و بنابراین از یک مقدار ثابت میانگین در طول ضخامت لایه استفاده می‌شود.

۳-۵- مدل‌های چگالی یخ

معمولاً در محاسبات ماژول ICE3D چگالی یخ به صورت ثابت و برابر ۹۱۷ kg/m³ در نظر گرفته می‌شود. اما مدل‌های دیگری نیز از جمله مدل مک‌کلین^[19] و مدل جونز^[20] نیز افزوده شده است. که به شرح زیر هستند:

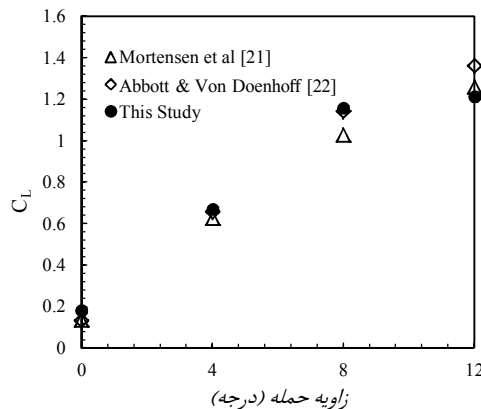
مدل مک‌کلین^[19]

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

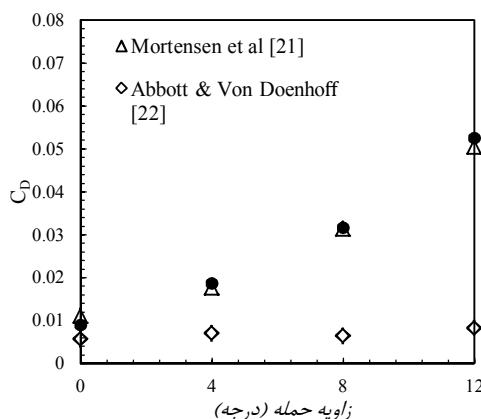
$$R_M = -\frac{d \cdot \vec{V}_d}{2 \bar{T}_{wall}} \quad (18)$$

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

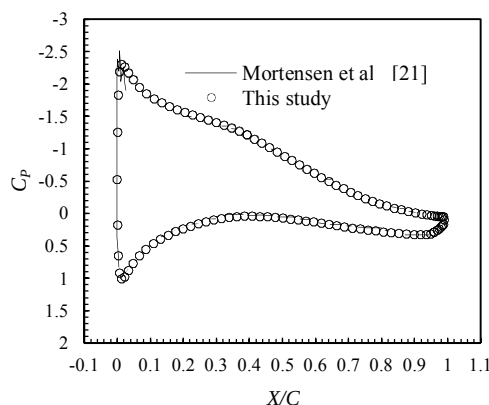
شبیه‌سازی و نتایج آزمایشگاهی وجود دارد. لازم به ذکر است که ضرایب درگ در نتایج آزمایشگاهی مرجع [22] با افزایش زاویه حمله تغییری نکرده و ثابت مانده‌اند که این امر فیزیکی نیست. با این حال در حل عددی مرجع [21] و مطالعه حاضر، ضریب درگ با افزایش زاویه حمله افزایش پیدا کرده که این روند به‌درستی پیش‌بینی شده است. نمودار ۵ نیز تغییرات ضریب فشار را برای زاویه حمله ۸ درجه در طول ایرفویل نشان می‌دهد. نتایج نشان می‌دهند که نواحی کم‌فشار و پرفشار ایرفویل به خوبی پیش‌بینی شده و هم‌خوانی بسیار خوبی با نتایج عددی مرجع [21] دارد.



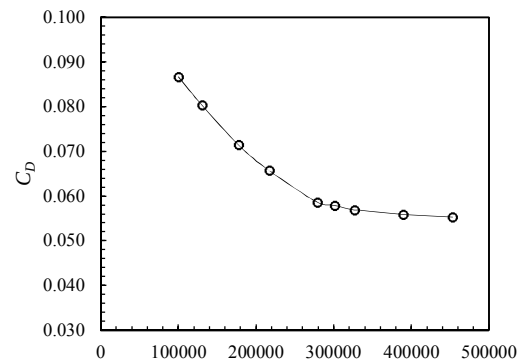
نمودار ۳) مقایسه ضریب لیفت به‌دست آمده با نتایج عددی و آزمایشگاهی (ایرفویل بدون یخ NACA63418)



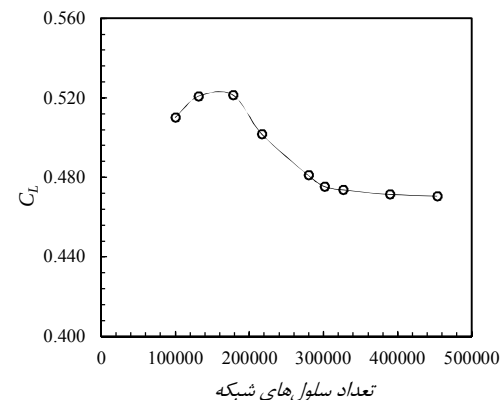
نمودار ۴) مقایسه ضریب درگ به‌دست آمده با نتایج عددی و آزمایشگاهی (ایرفویل بدون یخ NACA63418)



نمودار ۵) مقایسه ضریب فشار به‌دست آمده با نتایج عددی و آزمایشگاهی (ایرفویل بدون یخ NACA63418، زاویه حمله ۸ درجه)



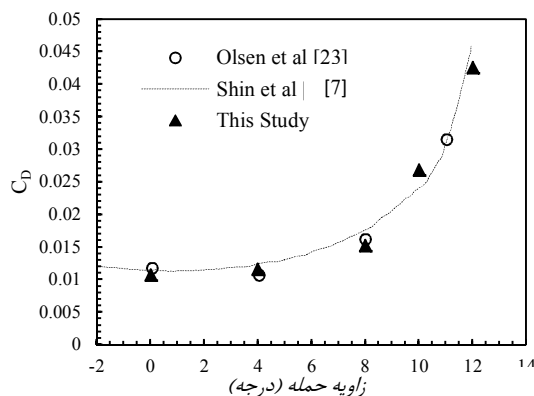
نمودار ۱) بررسی تأثیر تعداد سلول‌های شبکه بر ضریب درگ



نمودار ۲) بررسی تأثیر تعداد سلول‌های شبکه بر ضریب درگ

۵- اعتبار سنجی

در تحلیل عددی یک موضوع، ابتدا معادلات حاکم با استفاده از روش‌های عددی مناسب به‌صورت یک کد عددی در می‌آیند. سپس فرآیند حل از شرایط اولیه شروع شده و معمولاً از طریق تکرارهای پیاپی به حل نهایی همگرا می‌شود. هر کدام از مراحل فوق ممکن است با ضعف‌هایی همراه باشد که حل نهایی را از فیزیک واقعی جریان منحرف کند. بنابراین قبل از هر چیز اعتبار و صحت نتایج یک کد عددی بایستی مورد بررسی قرار گیرد. به این منظور می‌توان از داده‌های آزمایشگاهی و حل‌های تحلیلی و یا حل‌های عددی مشابه که صحت آنها به تأیید رسیده است، استفاده نمود. به‌منظور اعتبارسنجی حل، ضرایب درگ، لیفت و همچنین ضریب فشار، با نتایج حل عددی مرتنسن و همکاران [21] و نتایج آزمایشگاهی آبوت و فون‌دانهاف [22] مقایسه شده است. حل جریان تراکم‌ناپذیر هوا با سرعت ۳۳ متر بر ثانیه روی یک نمونه ایرفویل NACA63418 برای زوایای حمله مختلف انجام گرفته است. نمودارهای ۳ و ۴ به ترتیب تغییرات ضرایب لیفت و درگ را بر اساس زوایای حمله مختلف نشان می‌دهند. همان‌طور که از نتایج مشاهده می‌شود، ضریب لیفت هم‌خوانی بسیار خوبی با نتایج عددی و آزمایشگاهی دارد. با افزایش زاویه حمله به علت افزایش اختلاف فشار در بالا و پایین ایرفویل و ایجاد نواحی کم‌فشار و پرفشار، ضریب لیفت افزایش پیدا کرده که نتایج شبیه‌سازی و آزمایشگاهی بخوبی این موضوع را نشان می‌دهند. اما مدل توربولانسی، در مقایسه با مقادیر آزمایشگاهی، ضریب درگ را بیشتر حد مورد انتظار پیش‌بینی کرده و اختلاف زیادی بین نتایج



نمودار ۷) مقایسه ضریب درگ به دست آمده با نتایج عددی و آزمایشگاهی (ایرفویل یخ زده NACA0012)

۶- تحلیل نتایج

در این بخش ابتدا نتایج حاصل از شبیه سازی جریان تراکم ناپذیر هوا حول ایرفویل NACA0012 در دو حالت ساده و دارای یخ، در زوایای حمله مختلف، ارائه و نتایج با هم مقایسه شده اند. سپس به مطالعه پارامتری پروفیل یخ تولید شده بر اساس دما و سرعت جریان هوای مافوق سرد در شرایط آب و هوایی مختلف پرداخته شده است.

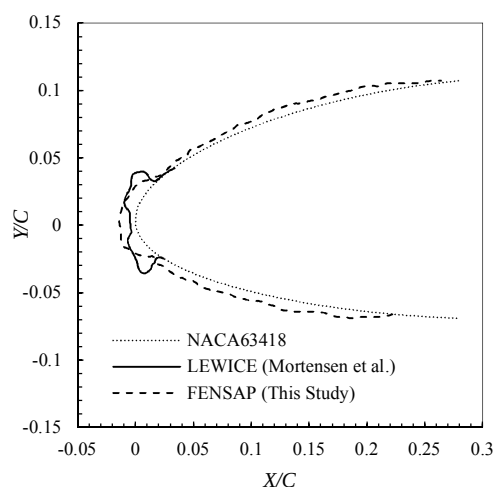
۶-۱- مقایسه عملکرد آئرو دینامیک ایرفویل بدون یخ و یخ زده

جریان آزاد هوا به صورت تراکم ناپذیر و آشفته روی ایرفویل NACA0012 در حالت بدون یخ و دارای یخ، با در نظر گرفتن شرایط آب و هوایی نوار غربی کشور و پرواز در ارتفاع ۱۰ هزار پایی، عبور کرده و حل جریان با استفاده از مدل توربولانسی (S.A) در سه زاویه حمله صفر، ۶ و ۱۲ درجه انجام شده است. سرعت جریان آزاد ۵۰ نات (۲۵/۷۲ متر بر ثانیه) و مقادیر ماخ و رینولدز جریان به ترتیب ۰/۸۰۵ و 1.0×10^6 هستند. پروفیل یخ مات در شرایط جدول ۲ با استفاده از نرم افزار FENSAP-ICE روی ایرفویل NACA0012 در سه زاویه حمله صفر، ۶ و ۱۲ درجه ایجاد شده است. نتایج ارائه شده با نتایج حالت بدون یخ مقایسه شده و تأثیر پدیده یخ زدگی بر ضرایب آئرو دینامیک بررسی شده است. گفتنی است که فشار استاتیک هوا بر اساس شرایط پرواز در ارتفاع ۱۰ هزار پایی از سطح زمین، ۵۸۲۴۳ پاسکال در نظر گرفته شده است. نمودارهای ۸ تا ۱۰ پروفیل یخ تولید شده را در شرایط جدول ۲ بر لبه حمله نشان می دهند. همان طور که در نمودار ۸ دیده می شود، پروفیل یخ تولید شده در زاویه حمله صفر درجه تقریباً به صورت متقارن با ماکزیمم ضخامت ۲/۵ سانتی متر و جرم ۷/۲ گرم، بر لبه حمله تشکیل شده است. از آنجا که دمای استاتیک هوا 19°C است، رژیم یخ از نوع مات، بدون لبه تیز و دارای زبری نسبتاً بزرگ است. همچنین در این زاویه حمله، توده یخ دارای دو ناحیه فرورفتگی با انحنای مشخص بوده که احتمال ایجاد جریان چرخشی را افزایش می دهد. نمودارهای ۹ و ۱۰ نشان می دهند که برای زوایای حمله ۶ و ۱۲ درجه، حالت تقارن پروفیل یخ بهم خورده و رشد توده یخ به سمت ناحیه پایین لبه جلویی ایرفویل تمایل پیدا می کند. همچنین در این دو زاویه حمله، ناحیه فرورفتگی تنها در قسمت بالای لبه جلویی ایرفویل ایجاد شده است. بیشترین ضخامت یخ نسبت به لبه حمله ایرفویل و همچنین جرم توده یخ، برای زوایای حمله ۶ و ۱۲ درجه به ترتیب ۲/۲ و ۱/۹ سانتی متر و ۷/۷۷ و ۶/۸۸ گرم است. نمودار ۱۱ پروفیل نرخ جرمی توده یخ تشکیل شده بر واحد سطح را برای سه زاویه حمله صفر، ۶ و ۱۲ درجه

به منظور اعتبار سنجی نتایج مربوط به تشکیل پروفیل یخ توسط کد FENSAP که در این پروژه مورد استفاده قرار گرفته، شکل و ضخامت یک نمونه یخ، با نتایج مرتسن و همکاران^[21] مقایسه شده است (نمودار ۶). کد عددی مورد استفاده توسط آنها، LEWICE بوده که قبل تر در مورد آن توضیحاتی ارائه شد. پروفیل یخ بر روی ایرفویل NACA63418 بر اساس پارامترهای گزارش شده در جدول ۱ تولید شده است. همان طور که نمودار ۶ نشان می دهد، کد LEWICE یخ شفاف را روی لبه جلویی ایرفویل به صورت دو لبه تیز متقارن در بالا و پایین نقطه سکون پیش بینی نموده، اما جریان بازگشتی و نتیجتاً ایجاد رگه های یخ و افزایش زبری سطح ایرفویل، که معمولاً در دماهای بین صفر تا 14°C رخ می دهد، را پیش بینی نکرده است. در صورتی که پروفیل یخ شفاف غیر متقارن همراه با رگه های یخ توسعه یافته روی سطح ایرفویل، در این مطالعه توسط FENSAP-ICE به خوبی پیش بینی شده است.

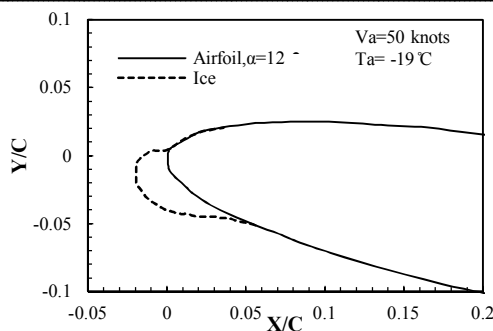
جدول ۱) پارامترهای مورد استفاده در اعتبار سنجی تشکیل یخ

پارامتر مورد استفاده	مقدار
زمان تشکیل یخ (hr)	۳
قطر حجمی متوسط قطره، MVD (μm)	۲۰
زاویه حمله (درجه)	۰
سرعت هوا (m/s)	۹۰
فاکتور محتوی آب مایع، LWC (g/m^3)	۰/۶
دمای هوا (k)	۲۶۷/۶۱
رطوبت نسبی (%)	۱۰۰
فشار استاتیک (pa)	۱۰۱۳۲۵

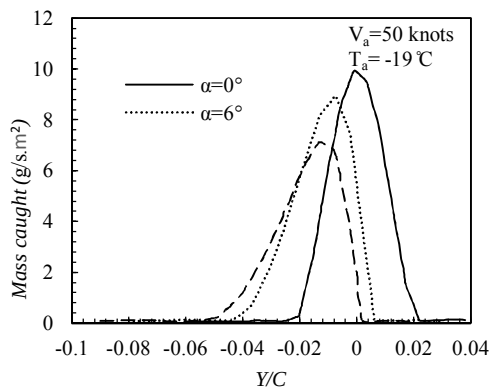


نمودار ۶) مقایسه پروفیل یخ به دست آمده از مطالعه حاضر (FENSAP) با نتایج عددی (LEWICE)^[21]

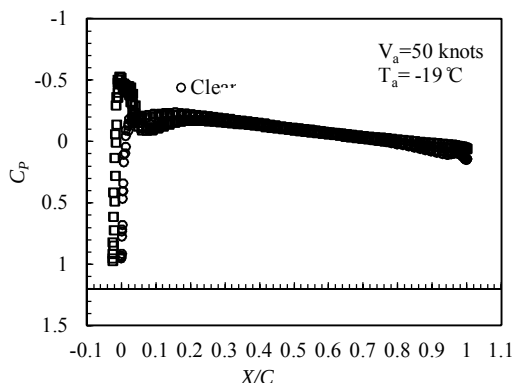
در پایان این بخش تغییرات ضریب درگ بر اساس افزایش زاویه حمله ایرفویل NACA0012، در حالت یخ زده، با نتایج عددی شین و همکاران^[7] و نتایج آزمایشگاهی اولسن و همکاران^[23]، در نمودار ۷ مقایسه شده است. شبیه سازی در سرعت جریان آزاد ۵۸ متر بر ثانیه و دمای $27/8^{\circ}\text{C}$ انجام شده و مدت زمان تشکیل یخ ۵ دقیقه در نظر گرفته شده است. همچنین فاکتورهای LWC و MVD، به ترتیب $1\text{g}/\text{m}^3$ و $20\mu\text{m}$ هستند. نتایج شبیه سازی مطالعه حاضر، هم خوانی بسیار خوبی با نتایج عددی و آزمایشگاهی ایرفویل NACA0012 داشته و روند افزایش ضریب درگ با افزایش زاویه حمله به خوبی مشهود است.



نمودار ۱۰) پروفیل یخ تولیدشده روی ایرفویل با زاویه حمله ۱۲ درجه



نمودار ۱۱) توزیع نرخ جرمی توده یخ تشکیل‌شده بر واحد سطح، برای سه زاویه حمله صفر، ۶ و ۱۲ درجه



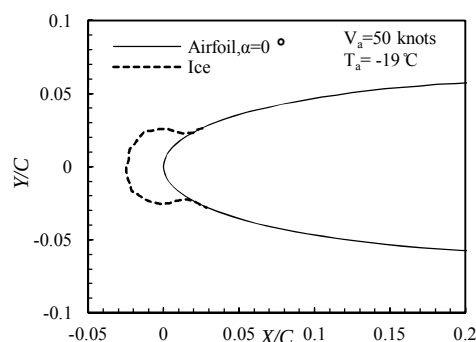
نمودار ۱۲) مقایسه توزیع ضریب فشار برای ایرفویل بدون یخ و دارای یخ در زاویه حمله صفر درجه

نمودارهای ۱۳ و ۱۴ توزیع ضریب فشار را به ترتیب برای زوایای حمله ۶ و ۱۲ درجه، در دو حالت بدون یخ و دارای یخ، نشان می‌دهند. با افزایش زاویه حمله، اختلاف فشار بین سطوح بالا و پایین ایرفویل افزایش یافته و ناحیه فشار منفی (مکشی) در سطح بالا ایجاد می‌شود که این امر به افزایش ضریب لیفت کمک می‌کند. در لبه جلویی ایرفویل نوسانات فشار بزرگتر و در راستای طول وتر تا انتها، اختلاف فشار کمتر می‌شود. در لبه انتهایی، ضریب فشار به‌طور ناگهانی کاهش پیدا کرده و گرادیان فشار معکوس حاصله سبب ایجاد یک ناحیه جدایی در لبه فرار ایرفویل می‌شود. با افزایش زاویه حمله تا ۱۲ درجه، به علت افزایش شدیدتر اختلاف فشار بین سطوح بالا و پایین ایرفویل، طول ناحیه جدایش بزرگتر است. حال وجود توده یخ روی لبه حمله ایرفویل باعث جریان چرخشی در فرورفتگی بالای آن شده و این جریان چرخشی بر نقطه پیک مکش، قرار گرفته و همین امر باعث کاهش پیک مکش نسبت به ایرفویل بدون یخ می‌شود. این اثر در مرجع [15] نیز

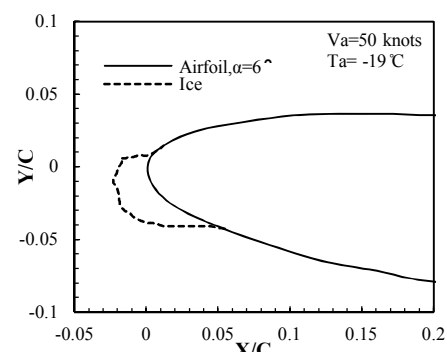
نشان می‌دهد. همان طور که نتایج نشان می‌دهند، پیک نرخ جرمی توده یخ تولیدشده با افزایش زاویه حمله، به سمت پایین لبه جلویی ایرفویل جابجا شده و از ضخامت توده یخ کاسته شده است. نمودار ۱۲ توزیع ضریب فشار را برای ایرفویل با زاویه حمله صفر درجه، در دو حالت بدون یخ و دارای یخ، نشان می‌دهد. همان طور که نتایج نشان می‌دهند، در ایرفویل بدون یخ پیک گرادیان فشار مطلوب بر نقطه سکون در لبه جلویی ایرفویل بوده و توزیع فشار روی سطوح بالا و پایین ایرفویل تقریباً یکسان است. نقطه پیک مکش در طول بی بعد $X/C=0.15$ بوده و مقدار ضریب فشار برابر 0.24 است. از نقطه پیک مکش تا دم ایرفویل، فشار نسبی افزایش پیدا کرده و در انتهای ایرفویل، ضریب فشار به مقدار 0.145 می‌رسد. در حالی که در ایرفویل دارای یخ به علت وجود توده یخ روی لبه حمله ایرفویل و ایجاد جریان چرخشی کوچک در ناحیه فرورفتگی یخ، ضریب فشار نسبت به حالت بدون یخ به‌صورت موضعی دچار نوسان شده و یک پیک مکش در بالا و پایین توده یخ بوجود آمده است. با حرکت به سمت لبه فرار، اثرات وجود توده یخ روی توزیع فشار از بین رفته و نمودارهای ضریب فشار ایرفویل بدون یخ و دارای یخ، بجز در ناحیه دم ایرفویل، بر هم منطبق می‌شوند.

جدول ۲) فرضیات مورد استفاده برای تولید پروفیل یخ مات در شرایط پرواز در ارتفاع ۱۰ هزارپایی

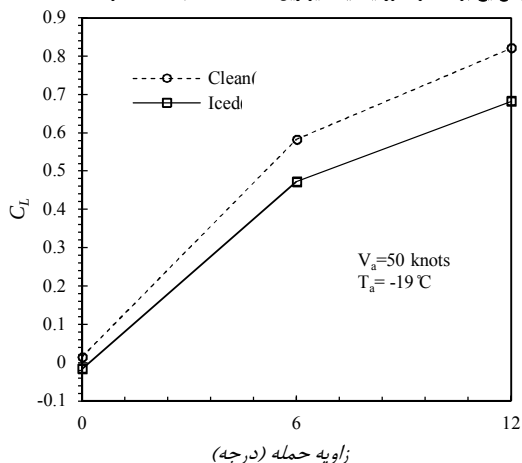
پارامتر مورد استفاده	مقدار
زمان تشکیل یخ (s)	۲۷۰۰
قطر حجمی متوسط قطره، MVD (μm)	۲۰
سرعت هوا (knots)	۵۰
عدد ماخ	0.804
عدد رینولدز	1.266×10^6
فاکتور محتوی آب مایع، LWC (g/m^3)	۱
دمای هوا ($^{\circ}\text{C}$)	-۱۹
رطوبت نسبی (%)	۱۰۰
فشار استاتیک (pa)	۵۸۲۴۳



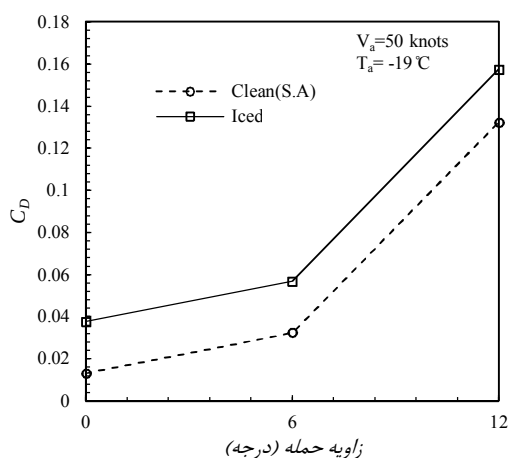
نمودار ۸) پروفیل یخ تولیدشده روی ایرفویل با زاویه حمله صفر



نمودار ۹) پروفیل یخ تولیدشده روی ایرفویل با زاویه حمله ۶ درجه



نمودار ۱۵) مقایسه تغییرات ضریب لیفت با افزایش زاویه حمله برای ایرفویل بدون یخ و دارای یخ



نمودار ۱۶) مقایسه تغییرات ضریب درگ با افزایش زاویه حمله برای ایرفویل بدون یخ و دارای یخ

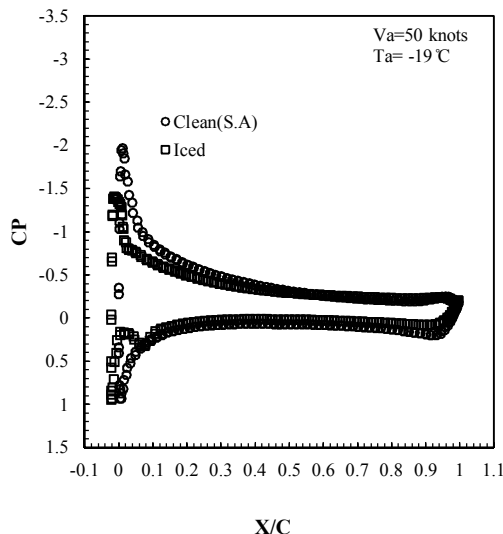
۲-۶- مطالعه پارامتری تشکیل یخ

در این بخش به بررسی تأثیر عوامل مختلف از جمله دما و سرعت جریان هوا بر تشکیل یخ، در دو رژیم یخ مات و یخ شفاف همراه با جریان برگشتی روی ایرفویل NACA0012 با زاویه حمله ۶ درجه پرداخته شده است. به منظور شبیه سازی جریان هوای تراکم ناپذیر در ماژول FENSAP، از مدل توربولانسی (S.A) با نرخ ویسکوزیته اددی ۱۰ استفاده شده است. به منظور تولید پروفیل یخ نیز از ماژول ICE3D استفاده شده است. تغییرات چگالی یخ بر اساس مدل جونز^[20] که در بخش ۳-۵ به آن پرداخته شد، در نظر گرفته شده است.

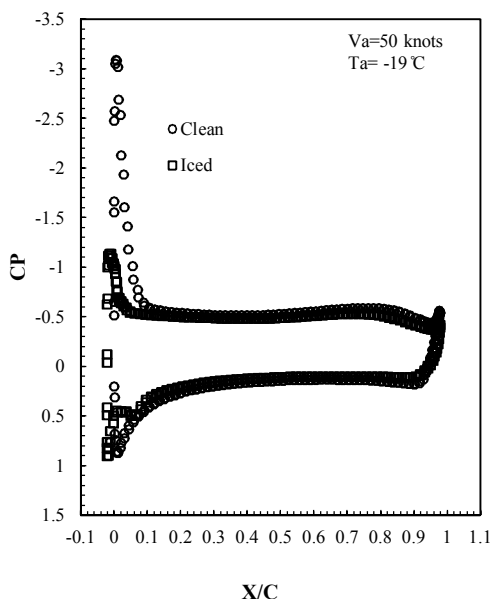
۲-۶-۱- بررسی اثر دما

فاکتور دما یک عامل بسیار مهم در زمینه یخ زدگی است. در حالت کلی احتمال وقوع یخ زدگی در بازه دمایی صفر تا -20°C است. با اینکه دمای هوا، حالت ذرات موجود در آن را مشخص می کند، اما چگونگی وقوع رژیم های یخ شفاف و مات بر روی سطح ایرفویل به دمای سطح بستگی دارد. اگر دمای سطح نزدیک به دمای انجماد باشد، لایه های یخ شفاف پدید آمده و اگر دما خیلی کمتر از دمای انجماد باشد، یخ مات تشکیل می شود. فرایند یخ زدگی ثر و تشکیل یخ شفاف همراه با جریان برگشتی، در دماهای کمتر از -15°C اتفاق افتاده و با کاهش دما، گذار به رژیم یخ مات رخ می دهد. لذا

گزارش شده است. با حرکت به سمت لبه فرار ایرفویل و کاهش اثرات وجود یخ، اختلاف فشار بالا و پایین سطح ایرفویل یخ زده و بدون یخ تقریباً یکسان است.

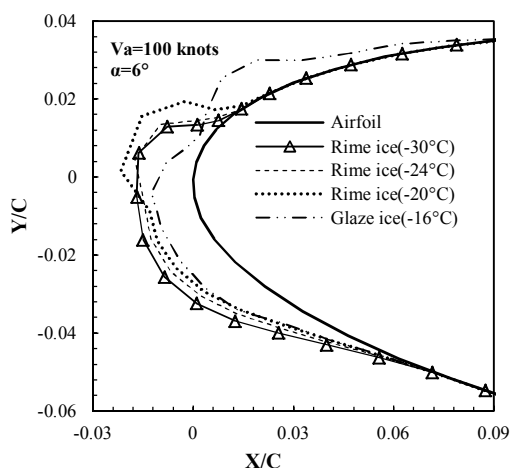


نمودار ۱۷) مقایسه توزیع ضریب فشار برای ایرفویل بدون یخ و دارای یخ در زاویه حمله ۶ درجه

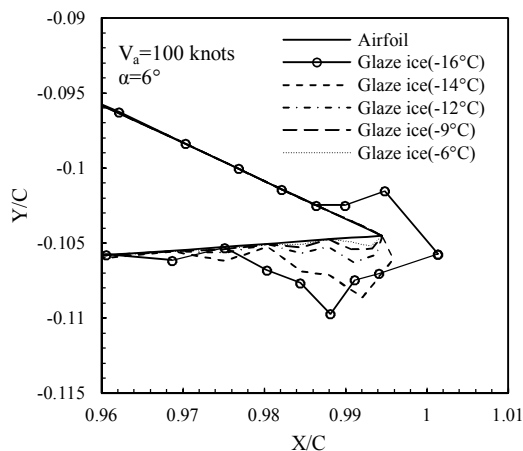


نمودار ۱۸) مقایسه توزیع ضریب فشار برای ایرفویل بدون یخ و دارای یخ در زاویه حمله ۱۲ درجه

نمودارهای ۱۵ و ۱۶ به ترتیب ضرایب لیفت و درگ را در حالت بدون یخ و با تجمع یخ بر اساس زوایای حمله مختلف نشان می دهند. همان طور که گفته شد، ایجاد این نواحی چرخشی در قسمت های فرورفتگی توده یخ تشکیل شده در لبه حمله ایرفویل، ضرایب درگ و لیفت را تحت تأثیر قرار داده و به علت ایجاد درگ فشاری قوی، ضریب درگ نسبت به حالت بدون یخ افزایش می یابد. همین امر نیز باعث کاهش ضریب لیفت می شود. همان طور که نتایج نشان می دهند، برای یک زاویه حمله خاص (مثلاً ۱۲ درجه) ضریب لیفت در حالت وجود یخ نسبت به حالت بدون یخ، به میزان ۲۰/۵۸٪، کاهش و ضریب درگ، ۱۵/۹۲٪ افزایش یافته است.



نمودار ۱۸) تأثیر کاهش دما بر شروع گذار یخ از رژیم شفاف به رژیم مات

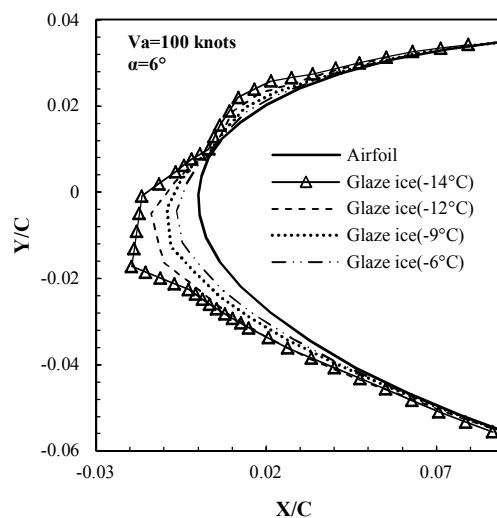


نمودار ۱۹) تأثیر کاهش دما بر تغییرات پروفیل یخ شفاف تولیدشده بر فرار ایرفویل

۴-۲-۲-۲-۶- بررسی اثر سرعت جریان

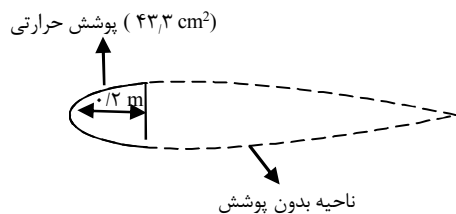
در بخش قبلی با بررسی بازه‌های دمایی مختلف، نشان داده شد که دمای 16°C ، نقطه آغاز فرآیند از بین رفتن لایه‌های تیز و رشد توده یخ پیوسته (یخ مات) در پایین لایه حمله ایرفویل بوده و به عبارت دیگر، این دما، دمای گذار از رژیم یخ شفاف به رژیم یخ مات است؛ و به علت ماکزیمم بودن جرم لایه یخ برگشتی، یک دمای بحرانی در تحلیل پارامتری تشکیل یخ است. لذا در این بخش بررسی اثرات سرعت جریان هوا بر تغییر ضخامت و جرم پروفیل یخ تولیدی بر ایرفویل در زوایه حمله 6° و در دمای بحرانی 16°C پرداخته شده است. نمودار ۲۰ تغییرات پروفیل یخ ایجادشده بر لایه حمله ایرفویل NACA0012 را با تغییرات سرعت نشان می‌دهد. در سرعت 120 انات لایه تیز یخ پایینی در موقعیت $Y/C = -0.029$ دارای ماکزیمم ضخامت 2.02 سانتی‌متر بوده و در این سرعت، بیشترین میزان توده یخ بازگشتی بر روی سطح بالا در موقعیت $X/C = 0.244$ با ضخامت 1.4 سانتی‌متر تشکیل می‌شود. شکل کلی یخ نشان می‌دهد که با افزایش سرعت، ضخامت یخ افزایش پیدا کرده و رشد لایه تیز به سمت پایین لایه حمله تمایل پیدا می‌کند. همچنین میزان ضخامت لایه برگشتی یخ در زیر لایه حمله ایرفویل افزایش پیدا کرده است. نمودار ۲۱ تغییرات جرم یخ تولیدشده در دمای 16°C را بر اساس تغییرات سرعت نشان می‌دهد. با افزایش سرعت، میزان جرم یخ بیشتری روی لایه حمله ایرفویل تشکیل شده و همچنین میزان جرم لایه یخ برگشتی تشکیل‌شده در زیر لایه

با در نظر گرفتن بازه دمایی 4°C تا 14°C ، به بررسی اثر دما بر نحوه تشکیل یخ شفاف همراه با لایه برگشتی و همچنین در بازه دمایی 16°C تا 30°C ، به بررسی اثر دما بر نحوه تشکیل یخ مات و تغییر جرم و ضخامت آن پرداخته شده و فرآیند گذار از رژیم شفاف به مات تحلیل شده است. خواص جریان هوا در بررسی پارامتری اثر دما، بر اساس مقادیر گزارش شده در جدول ۲ بوده، با این تفاوت که در این حالت، سرعت 100 انات، عدد ماخ 0.1597 و عدد رینولدز 2.462×10^6 بوده و دما متغیر است. نمودار ۱۷ نحوه تغییر پروفیل یخ شفاف بر لایه حمله ایرفویل را با کاهش دما نشان می‌دهد. همان طور که مشاهده می‌شود، در سرعت ثابت، با کاهش دما در محدوده تشکیل رژیم یخ شفاف، ضخامت یخ تشکیل‌شده، افزایش یافته و لایه‌های تیز پروفیل یخ در سمت بالا و پایین لایه فرار ایرفویل رشد می‌کنند. ضخامت لایه تیز پایین ایرفویل بیشتر بوده به طوری که در دمای 14°C و در موقعیت $Y/C = -0.108$ دارای مقدار ماکزیمم 2.18 سانتی‌متر است. احتمال می‌رود که با کاهش بیشتر دما گذار به رژیم مات ایجاد شود. نمودار ۱۸ تغییرات پروفیل یخ در محدوده دمایی شروع گذار و تشکیل یخ مات را نشان می‌دهند. از مقایسه نمودارهای ۱۷ و ۱۸ نتیجه می‌شود که با کاهش دما تا 20°C از ضخامت لایه تیز پایینی کاسته شده و در عوض لایه تیز بالای نقطه انتهایی ایرفویل در موقعیت $Y/C = -0.0038$ تا ماکزیمم مقدار 2.18 سانتی‌متر رشد می‌کند. با کاهش بیشتر دما از ضخامت لایه تیز بالایی نیز کاسته شده و به سمت پایین حرکت می‌کند. در نهایت با کاهش بیشتر دما تا 30°C ، همان طور که پروفیل‌های ضخامت یخ نشان می‌دهند، لایه‌های تیز به طور کامل از بین رفته و رشد توده یخ مات به صورت پیوسته و به سمت پایین لایه حمله ایرفویل تمایل پیدا می‌کند. نکته حائز اهمیت این است که در شروع فرآیند گذار به رژیم یخ مات با کاهش دما از 14°C تا 16°C ضخامت لایه تیز پایینی نقطه انتهایی ایرفویل بسیار کم شده و در عوض ماکزیمم میزان لایه یخ برگشتی در سطح بالایی و لایه فرار ایرفویل در دمای 16°C ایجاد می‌شود. به نوعی این دما، یک دمای بحرانی و تأثیرگذار است. تغییرات پروفیل یخ برگشتی در لایه فرار ایرفویل با کاهش دما، در نمودار ۱۹ نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود در دمای بحرانی 16°C بیشترین ضخامت یخ برگشتی بر روی لایه فرار ایرفویل تشکیل شده است.



نمودار ۱۷) تأثیر کاهش دما بر تغییرات پروفیل یخ شفاف تولیدشده بر لایه حمله ایرفویل

شرایط پرواز در ارتفاع ۱۰ هزار پایی از سطح زمین، 58243 pa و 10°C است. پارامترهای مورد استفاده در شبیه سازی سیستم یخ زدای حرارتی در جدول ۳ به طور کامل ارائه شده است.

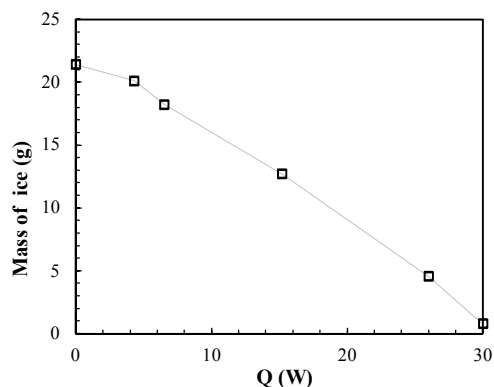


شکل ۳) شماتیک پوشش حرارتی نصب شده روی دماغه ایرفویل

جدول ۳) فرضیات مورد استفاده در شبیه سازی سیستم یخ زدای حرارتی

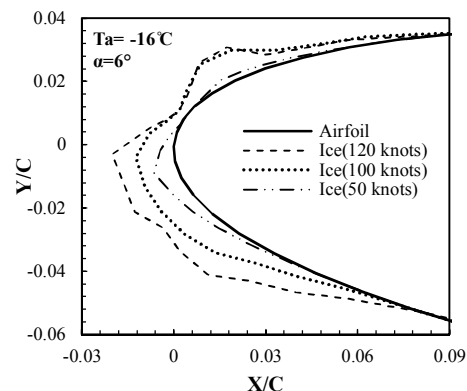
مقدار	پارامتر مورد استفاده
۲۷۰۰	زمان تشکیل یخ (s)
۴۳/۳	مساحت سطح پوشش حرارتی (cm^2)
۱	طول وتر ایرفویل (متر)
صفر	زاویه حمله (α)
۲۰	قطر حجمی متوسط قطره، MVD (μm)
۱۰۰	سرعت هوا (knots)
۱	فاکتور محتوی آب مایع، LWC (g/m^3)
-۱۰	دمای هوا ($^\circ\text{C}$)
۱۰۰	رطوبت نسبی (%)
۵۸۲۴۳	فشار استاتیکی (pa)

همان طور که در نمودار ۲۲ نشان داده شده است، جرم یخ ایجاد شده بر سطح ایرفویل ابتدا $21/41$ گرم است. با روشن شدن سیستم یخ زدا و افزایش توان حرارتی، فرآیند ذوب توده یخ آغاز شده و جرم آن کاهش می یابد. نحوه کاهش پروفیل یخ ایجاد شده روی لبه حمله و سطوح بالا و پایین ایرفویل در توان های حرارتی مختلف در شکل ۴ نشان داده است. همان طور که پروفیل های یخ نشان می دهند، ابتدا قسمت اعظم جرم یخ بر سطح جلویی ایرفویل متمرکز بوده که با افزایش توان حرارتی اعمال شده توسط سیستم یخ زدا، از ضخامت توده یخ ایجاد شده روی لبه حمله ایرفویل به تدریج کاسته می شود. در نتیجه ذوب یخ، جریان آب بازگشتی به سمت سطح پشتی ایرفویل حرکت کرده و باعث بوجود آمدن لایه های یخ بازگشتی می شود که با افزایش توان حرارتی پوشش تا ۳۰ وات کل یخ روی سطح ایرفویل به صورت کامل ذوب می شود.

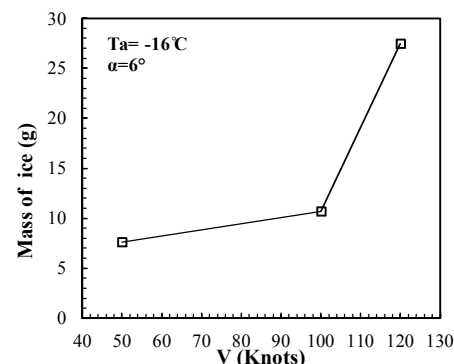


نمودار ۲۲) کاهش جرم یخ تولید شده با افزایش توان حرارتی اعمال شده توسط پوشش حرارتی

حمله افزایش پیدا می کند. بیشترین میزان جرم یخ تولید شده در سرعت ۱۲۰ ناتی و برابر $27/47$ گرم است.



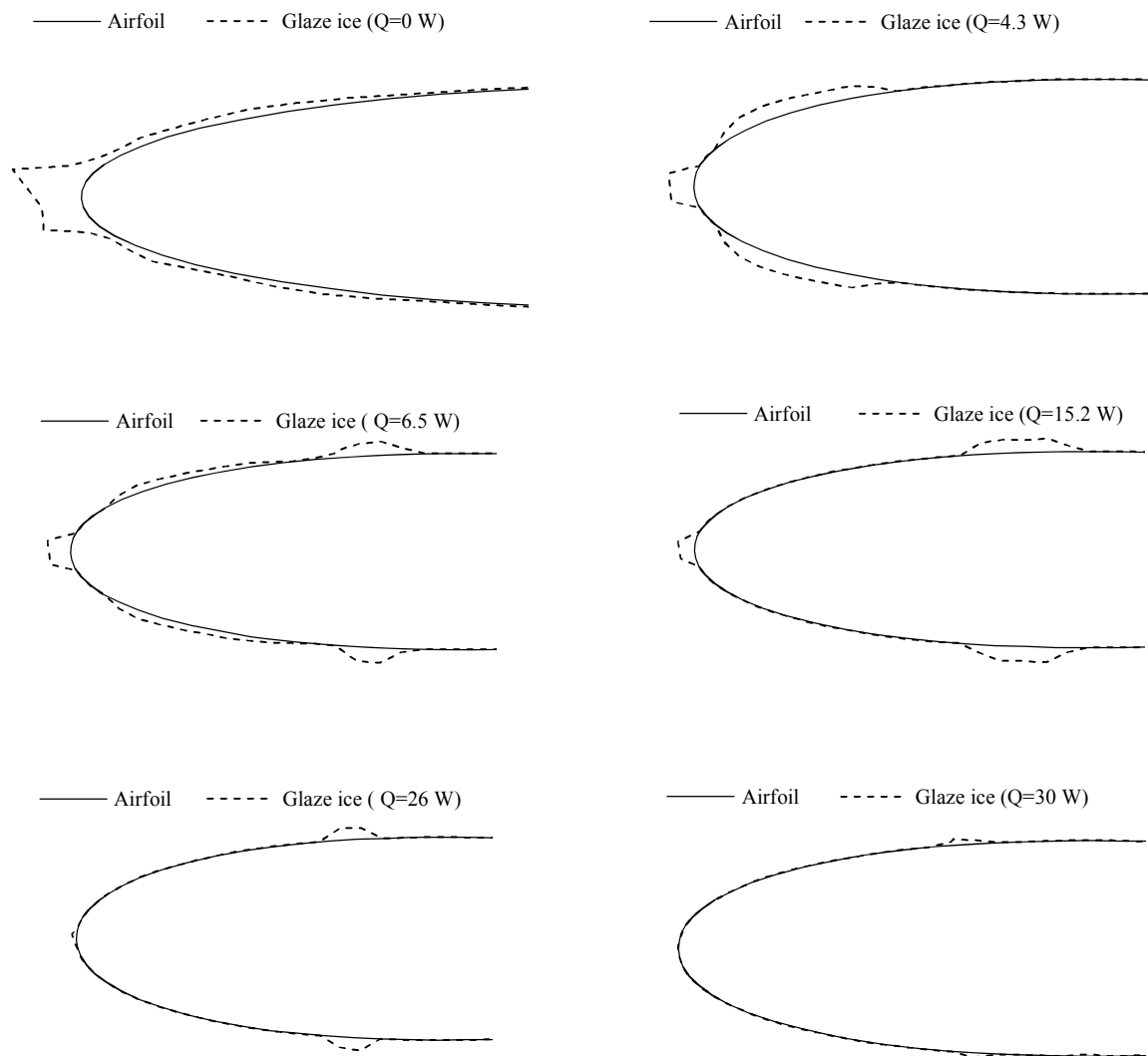
نمودار ۲۰) تغییرات پروفیل یخ تولید شده روی لبه جلویی ایرفویل با افزایش سرعت



نمودار ۲۱) تغییرات جرم یخ تولید شده روی سطح ایرفویل با افزایش سرعت

۶-۳- شبیه سازی سیستم یخ زدای حرارتی

در بخش های قبلی به شبیه سازی پدیده تجمع یخ بر روی یک ایرفویل NACA0012 در شرایط آب و هوایی پرواز در ارتفاعات بالا پرداخته شده و اثر پارامترهای مختلف همانند دمای هوا و سرعت پرواز بر ایجاد رژیم های مختلف یخ بررسی شد. همچنین اثرات منفی ازدیاد یخ بر عملکرد آئرو دینامیک پره، از جمله ضرایب درگ، لیفت و ضریب فشار بررسی شده و این موضوع به خوبی روشن شد که پدیده ایجاد یخ روی سطح بال یک سازه هوایی به شدت موجب کاهش عملکرد و همچنین در مواردی سبب ایجاد پدیده واماندگی شده و در نتیجه سبب رخ دادن سوانح هوایی می شود. لذا در این بخش به ارائه یک راهکار به منظور حل این مشکل می پردازیم. یکی از سیستم های مفید به منظور جلوگیری از تجمع یخ روی سطح لبه حمله ایرفویل، استفاده از یک پوشش حرارتی با تولید توان حرارتی بهینه به منظور ذوب کامل یخ ایجاد شده است. پوشش حرارتی شبیه سازی شده به صورت شماتیک در شکل ۳ نشان داده شده است. همان طور که در بخش های قبلی مشاهده شد، قسمت اعظم پروفیل یخ تولید شده، روی لبه حمله ایرفویل ایجاد می شود. لذا به منظور کارایی هر چه بهتر، بصره بودن و جلوگیری از افزایش هزینه ساخت، سیستم یخ زدای شبیه سازی شده مورد نظر، پوشش حرارتی با مساحت $43/3 \text{ cm}^2$ روی لبه حمله ایرفویل نصب شده و تنها ۲۰٪ طول وتر آن را پوشش می دهد. جریان هوای سرد حاوی قطرات آب به صورت تراکم ناپذیر، مادون صوت و آشفته، روی ایرفویل با زاویه حمله صفر عبور کرده و حل جریان با استفاده از مدل توربولانسی (S.A) در زاویه حمله صفر درجه انجام شده است. سرعت جریان ۱۰۰ ناتی بوده و فشار استاتیکی و دمای هوا بر اساس



شکل ۴) فرآیند ذوب شدن یخ روی پوشش حرارتی با اعمال توان‌های حرارتی مختلف

۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله ابتدا به معرفی پدیده یخ‌زدگی و بیان معادلات حاکم بر آن، پرداخته شده است. سپس با در نظر گرفتن شرایط خاص پرواز در نوار غربی کشور در ارتفاع ۱۰ هزار پایی با استفاده از نرم‌افزار FENSAP-ICE، شبیه‌سازی فرآیند تشکیل یخ روی ایرفویل NACA0012 انجام شده و عملکرد آنرودینامیک ایرفویل در دو حالت بدون یخ و یخ‌زده با استفاده از مدل توربولانسی (S.A)، در سه زاویه حمله صفر، ۶ و ۱۲ درجه، با هم مقایسه شده است. پروفیل یخ تولید شده در زاویه حمله صفر درجه تقریباً به صورت متقارن با ماکزیمم ضخامت ۲/۵ سانتی‌متر و جرم ۷/۲ گرم، بر لبه جلویی تشکیل شده است. همچنین توده یخ دارای دو ناحیه فرورفتگی با انحنای مشخص بوده که احتمال ایجاد جریان چرخشی را افزایش می‌دهد. با افزایش زوایای حمله تا ۶ و ۱۲ درجه، حالت تقارن پروفیل یخ بهم خورده و رشد توده یخ به سمت ناحیه پایین لبه حمله ایرفویل تمایل پیدا می‌کند. در این دو زاویه حمله، ناحیه فرورفتگی تنها در قسمت بالای لبه حمله ایرفویل ایجاد شده است. در نواحی فرورفتگی بالا و پایین توده یخ، دو ناحیه کم‌فشار با گرادیان فشار معکوس بزرگ ایجاد شده و یک ناحیه چرخشی

کوچک را بوجود می‌آورند. این ناحیه چرخشی باعث افزایش درگ فشاری و کاهش ضریب لیفت نسبت به حالت بدون یخ می‌شود. در بخش بعد مطالعه پارامتریک فرآیند تجمع یخ برداشته شده و تأثیر دما و سرعت جریان هوا بر تشکیل یخ، در دو رژیم یخ مات و یخ شفاف همراه با جریان برگشتی بر ایرفویل NACA0012 با زاویه حمله ۶ درجه بررسی شده است. با کاهش دما، در حالت کلی، ضخامت یخ افزایش یافته و در محدوده دمایی صفر تا 14°C - رژیم یخ شفاف ایجاد می‌شود. محدوده دمایی 14°C - تا 16°C -، شروع فرایند گذار از رژیم یخ شفاف به مات بوده و در دمای 16°C - ماکزیمم میزان لایه یخ برگشتی در سطح بالایی و لبه فرار ایرفویل ایجاد می‌شود. با افزایش سرعت، ضخامت یخ افزایش پیدا کرده و رشد لبه تیز به سمت پایین لبه حمله تمایل پیدا می‌کند. همچنین با افزایش سرعت، میزان جرم یخ بیشتری بر لبه حمله ایرفویل تشکیل می‌شود، به طوری که بیشترین میزان جرم یخ تولید شده در سرعت ۱۲۰ انات و برابر ۲۷/۴۷ گرم است. در بخش پایانی نیز به شبیه‌سازی یک سیستم یخ‌زدای حرارتی به منظور رفع کامل توده یخ پرداخته شده و فرآیند ذوب یخ با افزایش توان حرارتی صادر شده، مورد تحلیل قرار گرفته است. پوشش حرارتی مورد

9- Ackley SF, Templeton MK. Computer modeling of atmospheric ice accretion. CRRL Report. Hanover: Cold Regions Research and Engineering Lab; 1979 May. Reprt No: 79-4.

10- Arnold K, Tetzlaff G, Raabe A. Modeling of ice accretion on a non-rotating cylinder. Meteorologische Zeitschrift. 1997;6(3):120-129.

11- Lynch FT, Khodadoust A. Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics. Progress in Aerospace Sciences. 2001;37(8):669-767.

12- Ashenden R, Lindberg W, Marwitz JD. Two-dimensional NACA 23012 airfoil performance degradation by super cooled cloud, drizzle, and rain drop icing. 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 15-18 January 1996, Reno, NV, USA. Reston VA: AIAA; 1996.

13- Mirzaei M, Ardekani MA, Doosttalab M. Numerical and experimental study of flow field characteristics of an iced airfoil. Aerospace Science and Technology. 2009;13(6):267-276.

14- Nazemi MM, Mirzaei M, Pouryoussefi GH. Experimental and numerical study of runback ice accretion effects on aerodynamic performance of NACA23012 airfoil. Modares Mechanical Engineering. 2015;15(6):7-15. [Persian]

15- Kaffash HR, Ajam H, Teimourtash AR. Experimental study of the effect of obstacles (icing) on the leading edge of NACA0015 airfoil. 1st International Conference on Mechanical Engineering and Aerospace, Tehran, Iran. Tehran: Baqer al-Ulum Research Organization; 2016. [Persian]

16- Manshadi MD, Esfeh MK. Experimental investigation of flowfield over an iced an aerfoil. The Aeronautical Journal. 2016;120(1227):735-756.

17- Hughes TJR, Brooks A. A theoretical framework for Petrov-Galerkin methods with discontinuous weighting functions: Application to the streamline-upwind procedure. In: Gallagher RH, editor. Finite elements in fluids. 4th Volume. Hoboken: Wiley; 1982. pp. 47-63.

18- Bourgault Y, Beaugendre H, Habashi WG. Development of a shallow-water icing model in FENSAP-ice. Journal of Aircraft. 2000;37(4):640-646.

19- Macklin WC. The density and structure of ice formed by accretion. Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society. 1962;88(375):30-50.

20- Jones KF. The density of natural ice accretions related to nondimensional icing parameters. Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society. 1990;116(492):477-496.

21- Mortensen K, Sørensen JN, Thomsen K. CFD simulations of an airfoil with leading edge ice accretion [Internet]. Lyngby: Technical University of Denmark; 2008 [cited 2017 Oct 12]. Available from: <http://bit.ly/2Xvh7wk>

22- Abbott IH, Von Doenhoff AE. Theory of wing sections, including a summary of airfoil data. New York: Courier Corporation; 1959.

23- Olsen W, Shaw RJ, Newton J. Ice shapes and the resulting drag increase for a NACA 0012 airfoil. 22nd Aerospace Sciences Meeting, 9-12 January 1984, Reno, NV, USA. Reston VA: AIAA; 1984.

استفاده دارای مساحت $43/3 \text{ cm}^2$ بوده و سرعت و زمان پرواز به ترتیب ۱۰۰ نان و ۲۷۰۰ ثانیه است. ابتدا جرم یخ ایجادشده بر سطح ایرفول، ۲۱/۴۱ گرم بوده که با روشن شدن سیستم یخ زدا و افزایش توان حرارتی، فرآیند ذوب توده یخ آغاز می شود. قسمت اعظم جرم یخ روی سطح جلویی ایرفویل متمرکز بوده، که با افزایش توان حرارتی اعمال شده توسط سیستم یخ زدا، از ضخامت توده یخ شاخی ایجادشده روی نوک ایرفویل به تدریج کاسته می شود. در نتیجه ذوب یخ، جریان آب بازگشتی به سمت سطح پشتی ایرفویل حرکت کرده و باعث بوجود آمدن لایه های یخ بازگشتی می شود که با افزایش توان حرارتی پوشش تا ۳۰ وات کل یخ روی سطح ایرفویل به صورت کامل ذوب می شود.

تشکر و قدردانی: موردی توسط نویسندگان بیان نشده است.

تأییدیه اخلاقی: این مقاله در نشریه دیگری به چاپ نرسیده است و ضمناً محتویات علمی مقاله منتج از فعالیت های علمی خود نویسندگان بوده و مسئولیت صحت و اعتبار نتایج بر عهده نویسندگان است.

تعارض منافع: هیچ گونه تعارض منافعی برای این اثر وجود ندارد.

سهم نویسندگان: سبحان فتح اللهی (نویسنده اول)، نگارنده مقدمه/پژوهشگر اصلی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (۵۰٪)؛ محمدرضا توکلی (نویسنده دوم)، روش شناس/پژوهشگر کمکی (۲۰٪)؛ فرید حسین زاده (نویسنده سوم)، روش شناس/پژوهشگر کمکی/نگارنده بحث (۳۰٪)

منابع مالی: این تحقیق با حمایت مالی دانشگاه صنعتی اصفهان انجام شده است.

منابع

- Palacios J, Smith E, Rose J, Royer R. Ultrasonic de-icing of wind-tunnel impact icing. Journal of Aircraft. 2011;48(3):1020-1027.
- Tarquini S, Antonini C, Amirfazli A, Marengo M, Palacios J. Investigation of ice shedding properties of superhydrophobic coatings on helicopter blades. Cold Regions Science and Technology. 2014;100:50-58.
- Sastry S. Water: Ins and outs of ice nucleation. Nature. 2005;438(7069):746-747.
- Zhang X, Min J, Wu X. Model for aircraft icing with consideration of property-variable rime ice. International Journal of Heat and Mass Transfer. 2016;97:185-190.
- Messinger BL. Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed. Journal of the Aeronautical Sciences. 1953;20(1):29-42.
- Shin J, Bond TH. Results of an icing test on a NACA 0012 airfoil in the NASA Lewis icing research tunnel. 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 6-9 Jan 1992, Reno, NV, US. Reston VA: AIAA; 1992.
- Shin J, Berkowitz B, Chen HH, Cebeci T. Prediction of ice shapes and their effect on airfoil drag. Journal of Aircraft. 1994;31(2):263-270.
- Zhu ZQ, Wang XL, Liu J, Liu Z. Comparison of predicting drag methods using computational fluid dynamics in 2d/3d viscous flow. Science in China Series