



مطالعه تجربی و عددی اثرات تجمع یخ بازگشتی بر روی عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل NACA23012

محمد مهدی ناظمی¹، مسعود میرزایی^{2*}، غلامحسین پوریوسفی³

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

2- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

3- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

* تهران، صندوق پستی 1969764499، mirzaei@kntu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 25 دی 1393

پذیرش: 27 اسفند 1393

ارائه در سایت: 29 فروردین 1394

کلید واژگان:

سوانح هوانوردی

یخزدگی ایرفویل

یخ بازگشتی

ایرفویل NACA23012

چکیده

در این مقاله، اثرات آیرودینامیکی تجمع یخ بازگشتی بر روی ایرفویل NACA 23012 بصورت عددی و تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. در این راستا، آزمایشات در عدد رینولدز $Re = 0.6 \times 10^6$ در محدوده زوایای حمله 0 تا 20 درجه، بر روی ایرفویل یخزده بازگشتی، انجام شد و سپس نتایج آن با نتایج حاصل از ایرفویل بدون یخ مورد مقایسه قرار گرفت. بطور کلی با مطالعه رفتار الگوی جریان و ضرایب آیرودینامیکی برای ایرفویل یخزده و مقایسه نتایج آن با ایرفویل بدون یخ مشخص شد که یخزدگی به دو صورت بر روی عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل تأثیر می‌گذارد. در حالت اول که در زوایای حمله پایین و تا قبل از شروع حالت واماندگی ایرفویل اتفاق می‌افتد، تأثیر یخزدگی موضعی است. در این حالت، تشکیل یخ بر روی ایرفویل، باعث شکل‌گیری یک حباب جدایش جریان پشت توده یخ، در سطح بالایی ایرفویل می‌گردد. با شبیه‌سازی میدان جریان بصورت عددی، حباب جدایش تشکیل شده در پشت یخ، مشاهده شد. اما تأثیر اصلی پدیده یخزدگی، به حالت دوم مربوط می‌شود که در زوایای حمله نزدیک به واماندگی و بعد از آن اتفاق می‌افتد. در این حالت، الگوی جریان اطراف ایرفویل و همچنین ضرایب آیرودینامیکی بصورت اساسی و قابل توجه تغییر می‌کند. بعلاوه، آشکار شد که یخ بازگشتی باعث می‌شود زاویه واماندگی 2 درجه و ضریب برآی بیشینه حدود 8 درصد کاهش یابد.

Experimental and Numerical study of Runback ice accretion effects on aerodynamic performance of NACA23012 airfoil

Mohammad Mahdi Nazemi, Masoud Mirzaei*, Gholamhosein Pouryoussefi

Department of Aerospace Engineering, K.N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran.

* P.O.B. 1969764499 Tehran, Iran, mirzaei@kntu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 15 January 2015
Accepted 18 March 2015
Available Online 18 April 2015

Keywords:
Aviation accidents
Airfoil icing
Runback ice
NACA23012 airfoil

ABSTRACT

In this paper, effects of runback ice accretion on NACA 23012 airfoil have been studied in an experimental and numerical manner. According to this purpose, experiments have been done using runback ice within Reynolds No. 0.6×10^6 over the angle of attack from 0 to 20 degrees and results have been compared with the clean airfoil results. Having examined behavior of the flow pattern and aerodynamic coefficients of the iced airfoil, results were compared with those of the clean airfoil. It can be concluded that icing phenomenon affects aerodynamic performance of the airfoil in two ways; first, it occurs at low angles of attack prior to stalling of the airfoil and the effect is local. In this case ice accretion on the airfoil contributes to formation of a flow separation bubble behind the ice ridge on the upper surface of the airfoil. After numerical simulation of flow field, flow separation bubble behind the ice ridge was observed. The main effect of icing which is related to the second way occurs at angles of attack close to stall and post-stall. In this case flow pattern around the airfoil as well as aerodynamic coefficients undergo fundamental change. In addition, it was clear runback ice causes stall angle to decrease 2 degrees and maximum lift is reduced about 8 percent.

1- مقدمه

کلی یخزدگی یکی از خطرات بسیار جدی برای انواع هواپیماها به شمار می‌رود. عامل این یخزدگی که در حین پرواز به وجود می‌آید، ذرات ریز یخ درون ابرها و یا قطرات مادون سرد آب هستند که حتی در دماهای پایین‌تر از صفر درجه، در فاز مایع باقی می‌مانند. این قطرات در روی سطوحی که به سیستم‌های ضد یخزدگی و یا یخزدایی مجهز نیستند، ممکن است فوری و یا با کمی تأخیر به یخ تبدیل شوند. یخزدگی ممکن است در دماهای نزدیک به صفر

امروزه در نظر گرفتن تأثیر شرایط آب و هوایی سرد، نقش بسیار حیاتی را در چگونگی طراحی، تحلیل و آزمایشات عملکرد بال‌های هواپیماها، بازی می‌کند [1]. تنها از سال 1990 تا سال 2006 میلادی به تعداد 240 مورد حادثه هوایی مربوط به یخزدگی در پروازهای روزانه گزارش شده است که بسیاری از آن‌ها مربوط به پدیده یخزدگی بر روی بال هواپیما بوده است [2]. به طور

Please cite this article using:

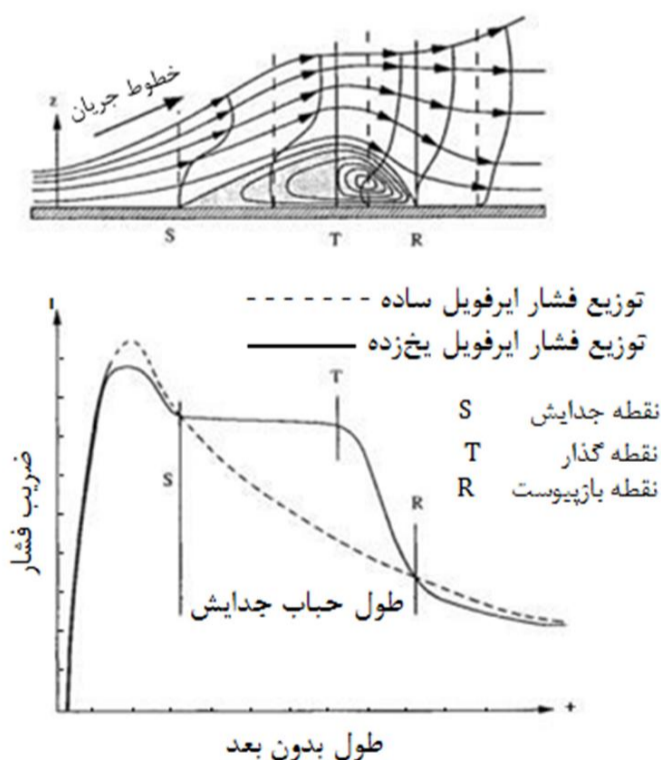
M.M. Nazemi, M. Mirzaei, G. Pouryoussefi, Experimental and Numerical study of Runback ice accretion effects on aerodynamic performance of NACA23012 airfoil, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 6, pp. 7-15, 2015 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

مومنوم بالاست (بیرون حباب جدایش)، با جریان کم سرعت زیرین آن (درون حباب جدایش)، با هم ترکیب شوند (پدیده اختلاط).

معمولاً در زوایای حمله پایین، این اختلاط جریان با فرآیند گذار لایه برشی همزمان و کوپل می شود و از طریق تقویت و انرژی کردن لایه برشی جدا شده، به بازیابی فشار کمک کرده و جریان به سطح ایرفویل مجدداً می چسبد (در نقطه R). این نقطه اتصال دوباره جریان به سطح ایرفویل، ناپایدار و ناپایا می باشد و فاصله بین نقطه S تا نقطه R بعنوان طول حباب جدایش شناخته می شود. این در حالی است که در زوایای حمله بالاتر، به دلیل افزایش گرادیان فشار معکوس در سطح بالایی (طرف مکشی) ایرفویل، فرآیند بازیابی فشار (بازیابی جریان) بخوبی انجام نمی شود و لایه برشی جدا شده، دیگر به سطح ایرفویل نمی چسبد. این فرآیند باعث می شود که حالت واماندگی برای ایرفویل یخ زده، زودتر رخ بدهد و زاویه استال ایرفویل یخ زده کاهش یابد.

در سال های گذشته، تحقیقات زیادی در زمینه مطالعه اثرات یخ زدگی، بر روی ایرفویل های مختلف انجام گرفته است. لی و براگ [8] در سال 1999 آزمایشات خود را بر روی ایرفویل یخ زده NACA23012 در $Re = 1.8 \times 10^6$ انجام دادند. آن ها دریافتند که با قرارگیری یخ در نقاطی از ایرفویل، حباب جدایش طولانی در پایین دست یخ تشکیل می شود. بعلاوه، آن ها کاهش قابل توجه ضریب برای بیشینه و همچنین تغییرات زیاد در ضریب پسا را، با جابجایی توده یخ، گزارش کردند. در سال 2009، میرزایی و همکارانش [9] با مطالعه مشخصات میدان جریان اطراف ایرفویل یخ زده NLF-0414، تغییرات طول حباب جدایش را بر حسب زاویه حمله، گزارش کردند. در سال 2010، اثرات تشکیل یخ بازگشتی بر روی ایرفویل NACA23012 توسط بروارن و همکارانش [5] مورد بررسی قرار گرفت. همچنین در همین سال دوست محمودی و همکارانش [10] به بررسی پارامترهای آیرودینامیکی ایرفویل یخ زده نوع NLF-0414، پرداختند. در سال 2011، در تونل انجماد دانشگاه کرنفیلد، آزمایشاتی بوسیله الگری و هاموند [11] در مورد اثر یخ بازگشتی، روی ایرفویل B737/700، که بر روی لبه حمله به یک گرمکن الکتریکی مجهز بود، انجام شد. هدف آن ها بررسی شکل یخ بازگشتی و ارزیابی مشخصه های آیرودینامیکی آن بود. در سال 2013، کریشان پارمار [12]، اثرات آیرودینامیکی یخ بازگشتی، را بصورت عددی و تجربی مورد بررسی قرار داد.



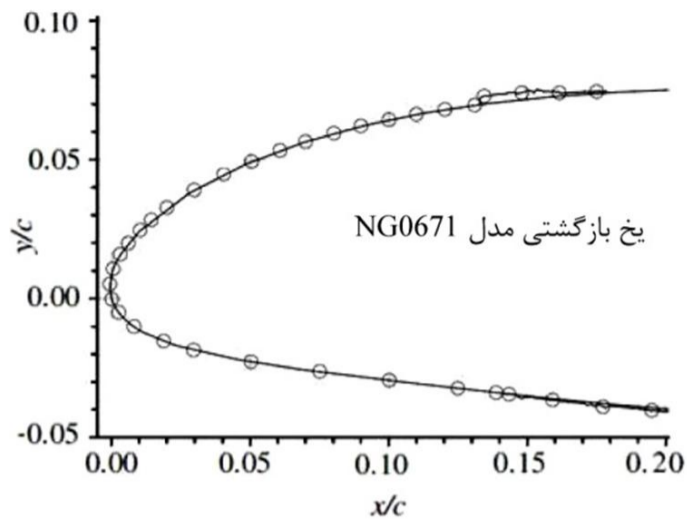
شکل 1 تحلیل میدان جریان و توزیع فشار برای حباب جدایش آرام لبه حمله بر روی ایرفویل یخ زده [6]

شروع شود و یا حتی تا دمای 40- درجه سانتیگراد به تأخیر افتد [3]. این پدیده معمولاً در ارتفاعات 22000 پا و بالاتر که امکان وجود قطرات مادون سرد می باشد، رخ می دهد [2]. این در حالی است که بر اساس برخی گزارش ها، یخ زدگی در فصل زمستان معمولاً در ارتفاع بین 7000 تا 9000 پا از سطح دریا جدی است و در ارتفاع بالای 20000 پا به ندرت اتفاق می افتد [3]. بطور کلی، یخ زدگی هواپیما به شرایطی اطلاق می شود که ذرات مادون سرد آب بر روی بال و بدنه، موتورها، ملخ ها و غیره یخ بزنند و باعث اختلال در جریان هوای عبوری شوند. بر اساس تعریف آژانس هوانوردی فدرال، یخ زدگی در شرایطی ایجاد می شود که رطوبت قابل مشاهده وجود داشته باشد و دمای سطح، کمتر از دمای انجماد باشد. این در حالی است که میزان، نرخ و شکل یخ زدگی به عواملی چون مقدار آب، اندازه قطرات، دمای سطح هواپیما، سرعت، مدت زمان یخ زدگی، زبری سطح و غیره بستگی دارد. یخ زدگی به نوع ابرها و هواپیما، شرایط پروازی و همچنین عملکرد سیستم های ضد یخ زدگی نیز وابسته است [3].

در سال های اخیر حوادث زیادی بر اثر یخ زدگی به وقوع پیوسته است و شبیه سازی های زیادی برای تحقیقات عددی و آزمایشگاهی در زمینه رشد یخ بر روی هواپیما انجام شده است. امروزه نیز تحقیقات بسیاری برای درک یخ زدگی در هواپیماها در جریان است تا بتوان سیستم های یخ زدایی بهتری را طراحی نمود [4]. بر اساس هندسه های مختلف، یخ ها را می توان در پنج گروه طبقه بندی کرد: 1) یخ زبری (2¹) یخ شاخی (3²) یخ در راستای جریان (4³) یخ انباشته در راستای دهانه (5⁴) و 5) یخ بازگشتی [5]. معمولاً در سیستم های ضد یخ زدگی، از گرما برای جلوگیری از یخ زدن قطرات مادون سرد آب استفاده می شود. در مورد بال ها، سیستم ضد یخ زدگی معمولاً در لبه حمله بال و در جایی که ذرات آب به بال برخورد می کنند نصب می شود. اگر چه می توان به وسیله این سیستم ها، لبه حمله را از یخ زدن دور کرد، اما گاهی اوقات مقداری از این قطرات آب ممکن است در پایین دست لبه حمله (پشت سیستم ضد یخ زدگی) مجدداً دچار یخ زدگی بشوند، که معمولاً منجر به تشکیل یخ بازگشتی می شوند. به دلیل اثرات کاهش کارایی هواپیما در شرایط یخ زدگی، بر روی امنیت پرواز، درک صحیح از فیزیک میدان جریان اطراف ایرفویل یخ زده و پیش بینی رفتار آیرودینامیکی بال، از اهمیت بالایی برخوردار است.

روبرتز [6] و براگ و همکارانش [7]، مکانیزم حاکم بر میدان جریان اطراف ایرفویل یخ زده را اینگونه توضیح دادند که جریان آرام و یا در حال گذار، به دلیل وجود گرادیان فشار معکوس شدید، از نوک توده یخ جدا می شود. متعاقباً، یک لایه برشی ناپایدار و ناپایا مابین جریان پرسرعت بالایی آن و جریان کم سرعت زیرین آن، تشکیل می شود که به آن لایه برشی جدا شده گفته می شود که نهایتاً منجر به تولید، رشد و ریزش متناوب گردابه می گردد. در واقع، ابتدا ورتیسیتی در لایه برشی می پیچد که منجر به تشکیل گردابه می شود و سپس گردابه های مجاور هنگامی که به طرف پایین دست حرکت می کنند، در جهت تشکیل گردابه های بزرگتر (که دارای ساختار منسجم هستند) درون لایه برشی می پیچند و ادغام می شوند. ناحیه ای با مقدار فشار نسبتاً ثابت (ناحیه مکشی) بعد از جدایش جریان (نقطه S) به وجود می آید و بازیافت فشار در این ناحیه تا تغییر رژیم جریان به جریان مغشوش (یعنی تا حوالی نقطه گذار T) به تأخیر می افتد (شکل 1 را ببینید). حرکت گردابه ها درون لایه برشی جدا شده باعث می شود که جریان بالایی آن که دارای

- 1- Roughness
- 2- Horn ice
- 3- Streamwise ice
- 4- Spanwise-ridge ice
- 5- Runback ice

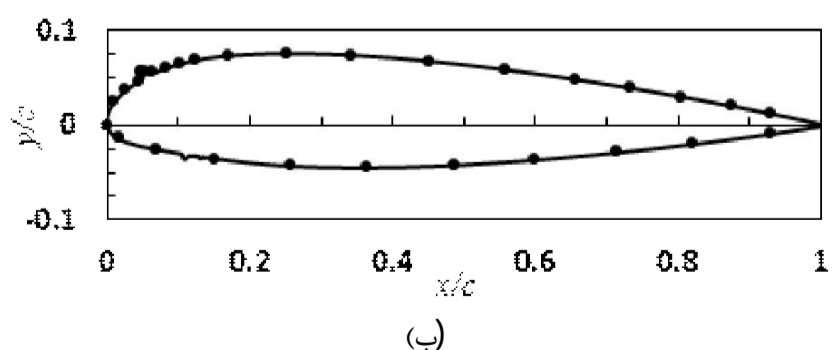
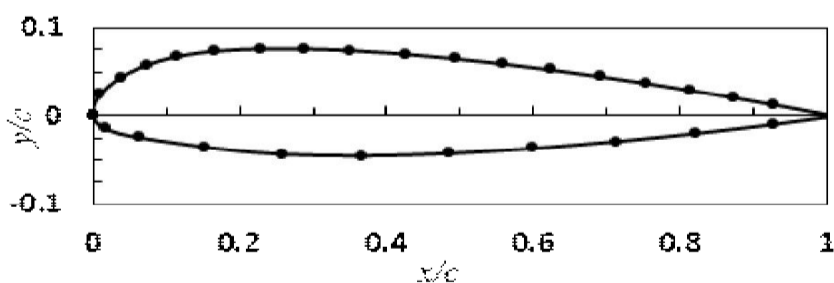


شکل 3 نمای شماتیک از هندسه ایرفویل یخزده NACA23012 [5]

مدل ایرفویل از جنس پلکسی گلاس ساخته شد و طول وتر و دهانه آن نیز به ترتیب $35/4$ cm و 75 cm می باشد (نسبت منطری مدل تقریباً برابر 2 است). سطح مدل ابتدا صیقلی و سپس رنگ و پولیش شد تا زبری سطح برابر $0.05 \approx Ra$ (μm) حاصل گردد. بعلاوه، مطابق شکل 4 در راستای اندازه-گیری فشار روی سطح ایرفویل، بر سطح بالایی مدل 18 حفره فشار و بر سطح پایینی آن 10 حفره فشار به قطر $0/6$ mm، اطراف میانه دهانه ایرفویل (به صورت متوالی زیگزاگ) ایجاد شد. همانگونه که در شکل 5 مشاهده می-شود به دلیل مطالعه دقیق پدیده جدایش جریان بر روی سطح بالایی ایرفویل، تعداد حفره های فشار روی این سطح، بیشتر در نظر گرفته شد.



شکل 4 نمایی از مدل ایرفویل و ایجاد حفره های فشار روی آن



شکل 5 مختصات حفره های فشار برای ایرفویل بدون یخ (شکل الف) و ایرفویل یخزده NACA23012 (شکل ب)

وی آزمایشات خود را بر روی سه ایرفویل مختلف B737-700، B737-200ADV، NACA23012 انجام داد. پارامتر شبکه بندی مورد نیاز را در محیط نرم افزاری انسیس¹ ICEMCFD ایجاد کرد و از آن در بهینه سازی و اعتبارسنجی اطلاعات بدست آمده استفاده کرد. در سال 2014 پوریوسفی و همکارانش [13] اثرات یخ-زدگی را بر روی پارامترهای آیرودینامیکی ایرفویل NACA 23012 مورد مطالعه قرار دادند. آن ها آزمایشات خود را بصورت تجربی و بر روی دو نوع یخ شاخی و یخ انباشته شده در راستای دهانه انجام دادند. در سال 2015 نیز مانجینی و همکاران [14] مکانیزم تشکیل یخ بازگشتی را بر روی سطوح هیدروفیلیک (آبدوست) و سوپرهیدروفیلیک مورد بررسی قرار دادند.

همانگونه که پیشتر بیان شد با وجود پیشرفت و ارتقای سیستم های ضد یخ زدگی و یخ زدایی بر روی هواپیماهای جدید، سوانح هوانوردی که در سال های اخیر در اثر یخ زدگی بال هواپیما گزارش شده اند، لزوم بررسی این پدیده را آشکار می سازد. در تحقیق کنونی، اثرات تشکیل یخ بازگشتی بر روی سطح ایرفویل NACA 23012 (بعلت کاربرد فراوان در هوانوردی عمومی و تأثیر شدید یخ زدگی بر آن)، در عدد رینولدز $Re = 0.6 \times 10^6$ برای زوایای حمله مختلف، بصورت تجربی و عددی بررسی می شود. در این راستا، با مقایسه ضرایب آیرودینامیکی و همچنین الگوی جریان اطراف ایرفویل های یخ زده و بدون یخ، برای اولین بار، مکانیزم تأثیرگذاری یخ زدگی بر روی عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل، به دو حالت اصلی: 1- تأثیر موضعی و 2- تأثیر اساسی، طبقه بندی می شود و مشخصات هر حالت تشریح می گردد.

2- جزئیات آزمایشگاهی

آزمایشات در تونل باد سرعت پایین و مدارباز دانشکده مهندسی هوافضای دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی انجام گرفت که دارای اتاق آزمون دیواره بسته ای با مقطع عرضی مستطیلی 1 متر در $1/2$ متر و طول 3 متر می باشد (شکل 2 را ببینید). تحت شرایط جریان یکنواخت، شدت اغتشاشات جریان آزاد طولی کمتر از $0/15$ درصد و همچنین غیریکنواختی سرعت در عرض اتاق آزمون برابر $0/5 \pm$ درصد بود. بعلاوه، با توجه به ابعاد اتاق آزمون و در نظر گرفتن اندازه مدل ایرفویل و زوایای حمله آزمایشات، نسبت انسداد بیشینه در حدود 8 درصد بود.

هندسه ایرفویل یخزده ساخته شده در تحقیق کنونی، از مرجع [5] با نام یخ بازگشتی مدل (NG0671) استخراج شده است (شکل 3). در این مرجع، با توجه به نتایج آزمایشات انجام شده در تونل باد تحقیقاتی یخ زدگی ناسا، تحت شرایط مختلف از جمله دما، سرعت، ابعاد قطرات و مدت زمان یخ زدگی، هندسه توده یخ بدست آمده است. جدول 1 شرایط تشکیل این نوع یخ زدگی را بیان می کند.



شکل 2 تونل باد مورد استفاده در تحقیق کنونی

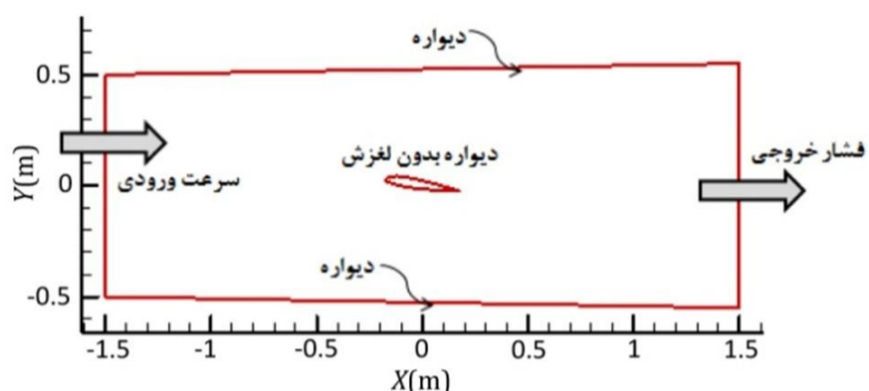
1- ANSYS ICEMCFD

جدول 1 شرایط تشکیل یخ روی ایرفویل NACA23012 [5]

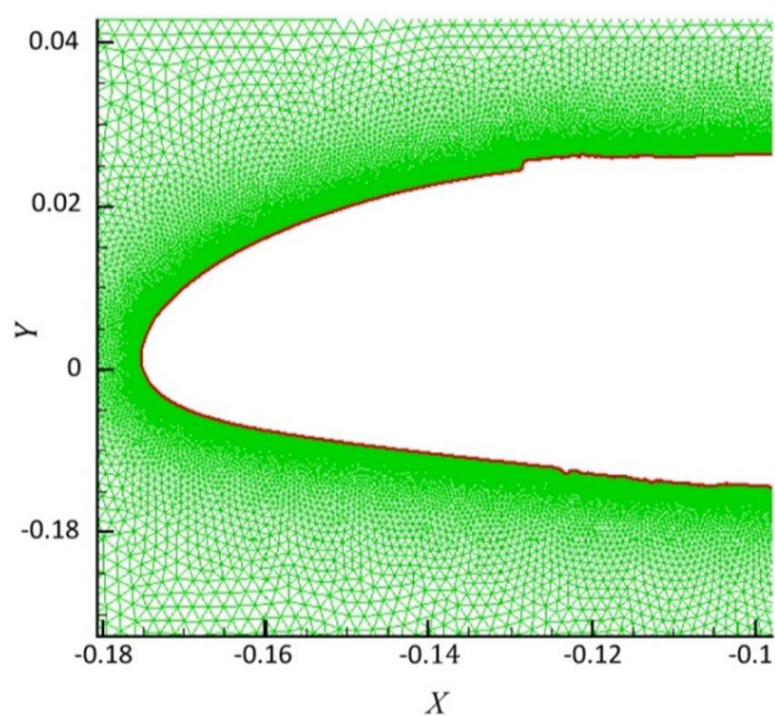
شکل یخ	نام مدل	سرعت هوا	زاویه حمله	محتوی آب	قطر حجمی	دمای کل	دمای استاتیک	مدت اسپری، دقیقه
بازگشتی	NG0671	kn	deg	g/m ³	μm	°C	°C	
		141	1/1	0/91	28	-5/1	-7/7	22/5

عددی نمایش داده شده است.

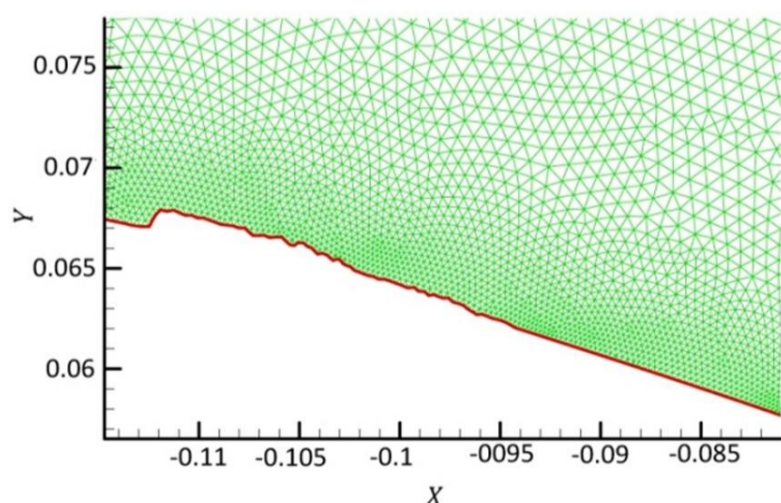
از آنجا که ساختار جریان دارای پیچیدگی‌های زیادی مانند حباب جدا شده جریان، نواحی برگشت جریان و نوسانات جریان بود برای شبیه‌سازی میدان جریان از مدل اغتشاشی انتقال تنش برشی کا-اُمگا استفاده شد. لازم به ذکر است که در این آزمایش از شبکه‌بندی بی‌سازمان برای حل میدان استفاده شد. در شکل‌های 7 و 8 نمایی از توزیع شبکه اطراف ایرفویل یخ‌زده قابل مشاهده است. شبکه‌بندی بصورتی است که در نزدیکی سطح ایرفویل شبکه‌ها بسیار ریز هستند و با دور شدن از سطح ایرفویل شبکه‌بندی موردنظر درشت‌تر می‌شود. بهترین تعداد مش برای ایرفویل یخ‌زده شامل 303862 مش بود که در این حالت نتایج از تعداد نقاط مستقل می‌شد.



شکل 6 قلمرو حل جریان در اطراف ایرفویل و شرایط مرزی بکار رفته در حل عددی



شکل 7 توزیع شبکه اطراف ایرفویل یخ‌زده



شکل 8 توزیع شبکه اطراف ایرفویل یخ‌زده

برای اطمینان از دو بعدی بودن جریان در حین آزمایشات تجربی، مدل بگونه‌ای در مقطع آزمون کار گذاشته شد که یک طرف آن کاملاً به دیواره‌ی مقطع آزمون تونل باد چسبانده شد و در طرف دوم با نصب یک صفحه در بالای مدل از ایجاد پدیده‌ی فروزش جلوگیری بعمل آمد. همچنین کلیه آزمایشات در میانه‌ی دهانه مدل انجام شدند.

برای اندازه‌گیری توزیع فشار بر روی سطح ایرفویل از یک سیستم اندازه‌گیری فشار شامل مبدل‌های الکترونیکی فشار مدل DC005NDC4 ساخت هانی‌ول¹، یک دستگاه برد الکترونیکی (A/D) 16 بیتی 32 کاناله ساخت NI² مدل PCI-6224، نرم‌افزار لبوی‌یو³، برنامه داده‌برداری میدان فشار⁴ محصول F.F.S (شرکت فرانسجش)، و یک دستگاه کامپیوتر شخصی، استفاده شد. برای اندازه‌گیری ضریب فشار میانگین، مدت زمان هر رکوردگیری فشار برابر 20 ثانیه بود و همچنین نرخ نمونه‌گیری 1000 هرتز به کار گرفته شد. بعلاوه، برای محاسبه ضرایب آیرودینامیکی میانگین، از روش توزیع فشار استفاده شد با توجه به دقت دستگاه-های اندازه‌گیری مورد استفاده و همچنین شرایط در نظر گرفته شده برای آزمایشات، عدم قطعیت اندازه‌گیری‌های ضرایب فشار، برا، پسا و گشتاور به ترتیب برابر با $C_{M,LE} \pm 0/001$ و $C_D \pm 0/002$ ، $C_L \pm 0/002$ ، $C_P \pm 0/01$ و

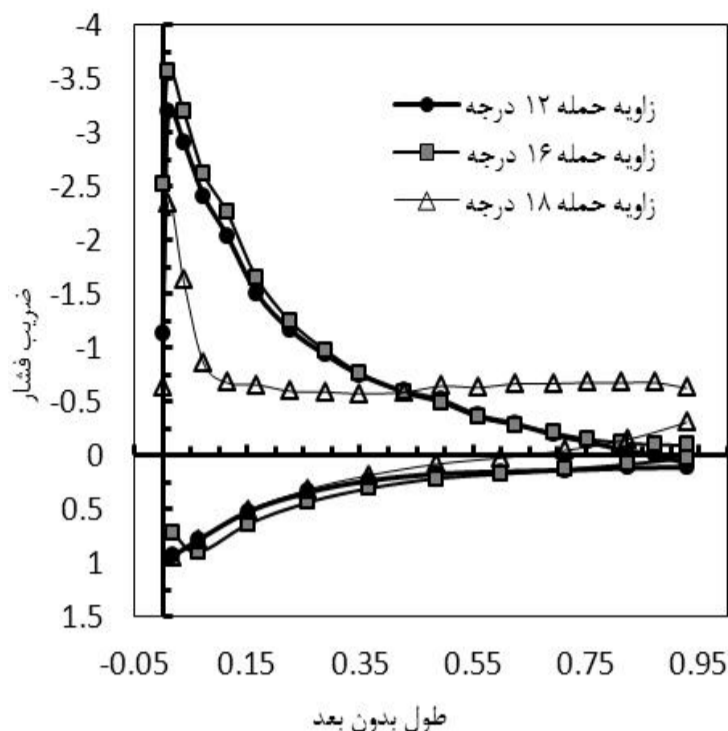
در مطالعه کنونی، ضریب فشار (C_P)، ضریب برا (C_L)، ضریب پسا (C_D) و ضریب گشتاور پیچشی حول لبه حمله ($C_{M,LE}$) برای ایرفویل، به ترتیب به صورت $C_P = (P - P_\infty)/(0.5\rho V_\infty^2)$ ، $C_L = L/(0.5\rho V_\infty^2 c)$ ، $C_D = D/(0.5\rho V_\infty^2 c)$ و $C_M = M/(0.5\rho V_\infty^2 c^2)$ تعریف شده‌اند که در آن‌ها، P فشار استاتیک میانگین روی سطح ایرفویل، P_∞ فشار استاتیک جریان آزاد، L نیروی برا، D نیروی پسا (پسای فشاری)، M گشتاور پیچشی حول لبه حمله، ρ چگالی هوا، V_∞ سرعت جریان آزاد و c طول وتر ایرفویل می‌باشد. در پژوهش حاضر یخ بازگشتی، در ماخ 0/075 و عدد رینولدز 600000 (بر مبنای طول وتر ایرفویل و سرعت جریان آزاد 25 m/s) مورد آزمایش قرار گرفت و نتایج آن با حالت ایرفویل ساده (بدون یخ-زدگی) مقایسه شد. انتخاب سرعت 25 متر بر ثانیه، به منظور بزرگتر شدن عدد رینولدز آزمایشات (0.6×10^5)، نسبت به $Re_{cr} \approx 0.05 \times 10^5$ می‌باشد. در صورت بزرگتر بودن عدد رینولدز، نسبت به حالت بحرانی، جریان روی ایرفویل مغشوش شده و شبیه‌سازی حالت واقعی بال (شرایط پرواز)، میسر می‌گردد.

این در حالی بود که در طول آزمایشات، شرایط جریان مرجع، توسط یک لوله استاتیکی پیتوت و یک میکرومانومتر رزولوشن بالا (مدل تستو⁵ 0560-5126) به صورت مداوم اندازه‌گیری و مانیتور می‌شد. بعلاوه، آزمایشات در 11 زاویه حمله مختلف، از صفر درجه تا +20 درجه (با گام زاویه‌ای 2 درجه) انجام شدند.

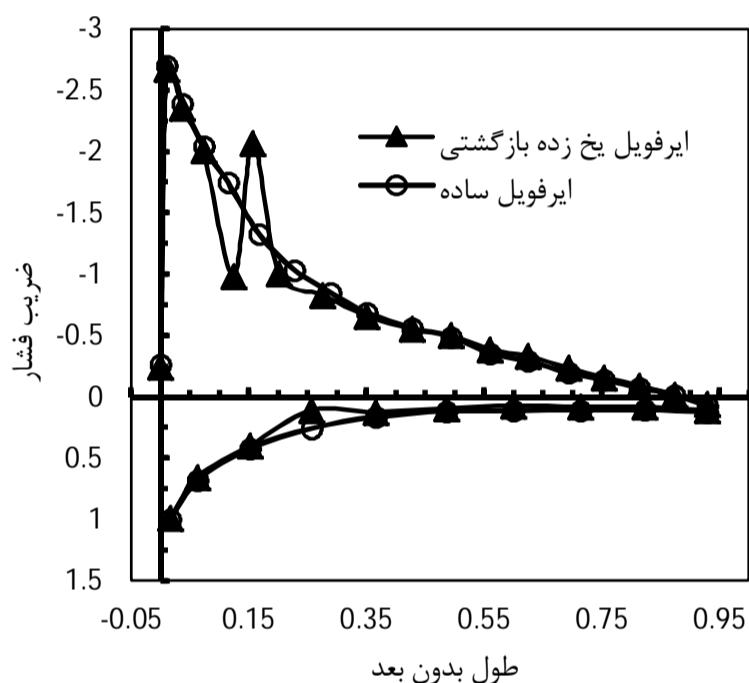
3- جزئیات حل عددی

برای انجام آزمایشات عددی از نرم افزار فلونت استفاده شد. این آزمایشات در عدد رینولدز 600000 انجام شدند. در مرزهای ورودی از شرط مرزی سرعت ورودی و در مرز خروجی از شرط مرزی فشار خروجی استفاده شد. در شکل 6 نمایی شماتیک از قلمرو حل جریان و شرایط مرزی بکار رفته در حل

1- Honeywell
2- National Instrument
3- LabVIEW
4- Pressure Field
5- Testo



شکل 10 ضریب فشار بر حسب x/c در زوایای حمله 12، 16 و 18 درجه برای ایرفویل بدون یخ NACA23012



شکل 11 ضریب فشار بر حسب x/c در زاویه حمله 10 درجه برای ایرفویل یخزده بازگشتی NACA23012

همچنین، در زاویه حمله 18 درجه، بر اثر گرادیان شدید فشار معکوس، توزیع فشار نسبت به زوایای قبلی کاملاً تغییر کرده است و با جد شدن جریان از سطح ایرفویل در نزدیکی لبه حمله (از حوالی $x/c \approx 0.1$)، ضریب فشار در سطح بالایی تقریباً ثابت شده است ($C_p \approx 0.65$) که می‌تواند نشان‌دهنده قرار گرفتن ایرفویل در شرایط واماندگی باشد. همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، در زوایای واماندگی و بعد از آن، پیک منحنی فشار (مکش در لبه حمله) در سطح بالایی ایرفویل به شدت افت می‌کند که علت آن، تغییر اساسی در الگوی جریان هنگام وقوع واماندگی است (یعنی جدا شدن جریان از اطراف لبه حمله).

4-2- ایرفویل یخزده

توزیع ضریب فشار بر روی سطح ایرفویل یخزده بازگشتی در پنج زاویه‌ی حمله مختلف، از 10 تا 18 درجه، بترتیب در شکل‌های 11 الی 15 آورده شده و با ایرفویل بدون یخ مقایسه شده است. بطور کلی، با مقایسه توزیع فشار ایرفویل یخزده بازگشتی با ایرفویل بدون یخ، مشاهده می‌شود که تجمیع (تشکیل) یخ بازگشتی در زوایای حمله 10 الی 14 درجه، بصورت موضعی بر روی توزیع فشار سطح بالایی ایرفویل تأثیر می‌گذارد. در حقیقت، در این

4- نتایج تجربی

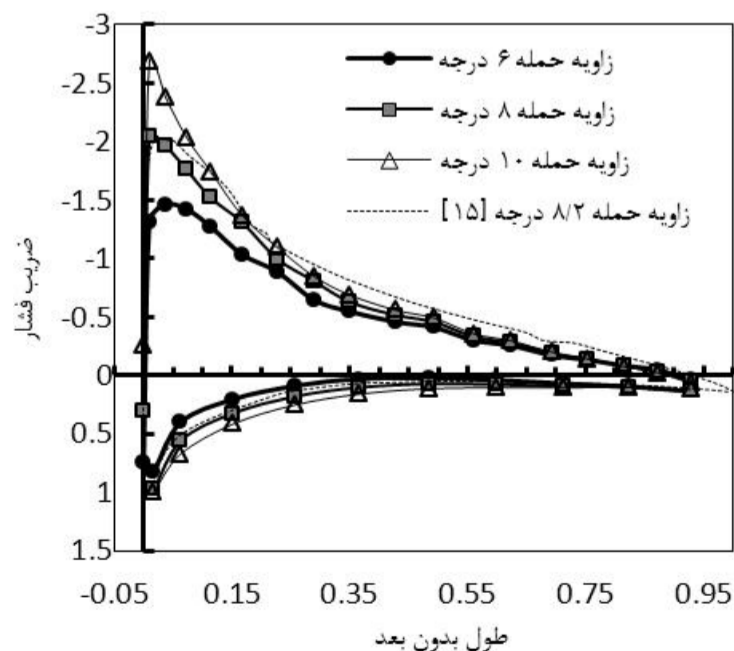
4-1- ایرفویل ساده (بدون یخ)

همانگونه که در شکل 9 مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله تا 10 درجه، مکش اطراف لبه حمله در روی سطح بالایی ایرفویل، افزایش می‌یابد و موقعیت پیک منحنی فشار آن نیز، به لبه حمله نزدیکتر می‌شود. بعلاوه، با افزایش زاویه حمله، موقعیت نقطه سکون در جلوی ایرفویل که بر روی آن $C_p = 1$ است، از روی لبه حمله در زاویه حمله صفر درجه، اندکی به طرف پایین دست ایرفویل، روی سطح پایینی جابجا شده است. بطوری که در زاویه حمله 10 درجه، نقطه سکون بر روی موقعیت $x/c \approx 0.02$ روی سطح پایینی قرار دارد.

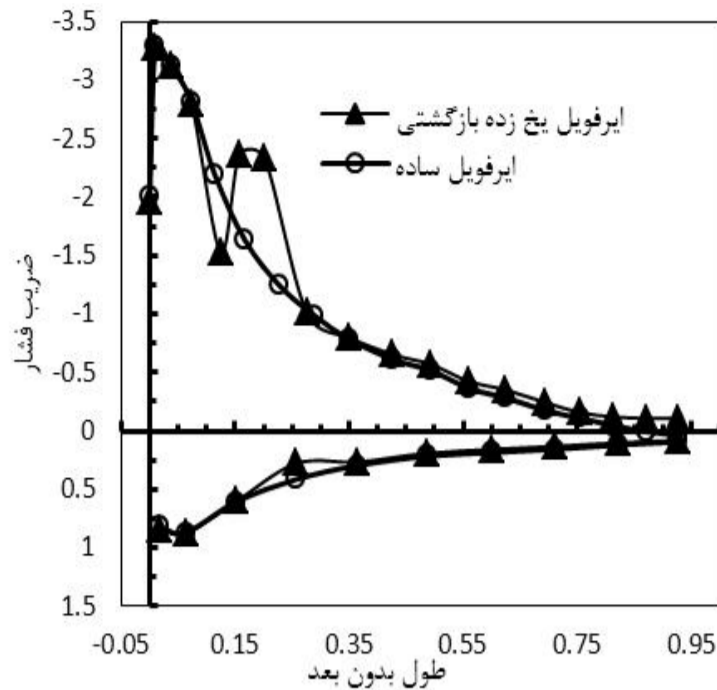
از سوی دیگر، برای ارزیابی صحت نتایج آزمایشات، توزیع ضریب فشار اندازه‌گیری شده در تحقیق کنونی، با نتایج بروارن و همکارانش [15] برای زاویه حمله 8/2 درجه مقایسه شده است. مطابق شکل 9، بطور کلی تطابق نسبتاً خوبی بین نتایج فشار بدست آمده در دو تحقیق، مشاهده می‌شود. اندکی اختلاف در نتایج توزیع فشار، احتمالاً ناشی از تفاوت در شرایط آزمایشات، بویژه اختلاف در اعداد رینولدز و ماخ می‌باشد.

مطابق شکل 10، با افزایش بیشتر زاویه حمله تا 16 درجه همچنان مکش در لبه حمله سطح بالایی، به طور پیوسته افزایش می‌یابد به طوری که در زوایای حمله 12 و 16 درجه، ضریب فشار مینیمم به ترتیب به مقدار $C_p = -3.19$ و $C_p = -3.56$ می‌رسد. بعلاوه، مشاهده می‌شود که با افزایش زاویه حمله، نقطه سکون جریان در جلوی ایرفویل همچنان بر روی سطح پایینی، از لبه حمله دور می‌شود. به طوری که در زاویه حمله 16 درجه، نقطه سکون بر روی موقعیت $x/c \approx 0.06$ قرار می‌گیرد. این در حالی است که در زاویه حمله 18 درجه، با تغییر اساسی الگوی جریان اطراف ایرفویل و قرار گرفتن در شرایط واماندگی، نقطه سکون مجدداً به موقعیت $x/c \approx 0.02$ روی سطح پایینی باز می‌گردد.

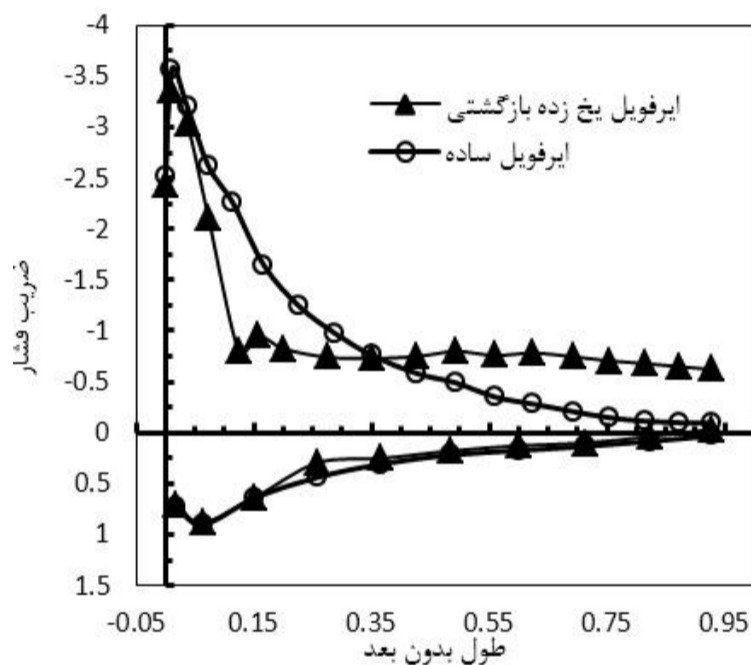
از طرف دیگر، اگر به نمودارهای ضریب فشار سطح بالایی در اطراف لبه فرار، بصورت دقیق توجه کنیم (شکل 10)، مشاهده می‌شود که در زاویه حمله 12 درجه، با نزدیک شدن از لبه حمله به طرف لبه فرار، ضریب فشار به صورت ملایم ولی پیوسته در حال افزایش است (یعنی بازیابی کامل فشار اتفاق می‌افتد). بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که در این زاویه، جریان بر روی سطح بالایی ایرفویل تقریباً چسبیده است و جدایش محسوس مشاهده نمی‌شود. این در حالی است که در زاویه حمله 16 درجه، با افزایش گرادیان فشار معکوس، جریان در حوالی $x/c \approx 0.8$ از روی سطح بالایی ایرفویل جدا می‌شود و در طول ناحیه جدایش، ضریب فشار بر روی سطح ایرفویل، تقریباً ثابت می‌ماند.



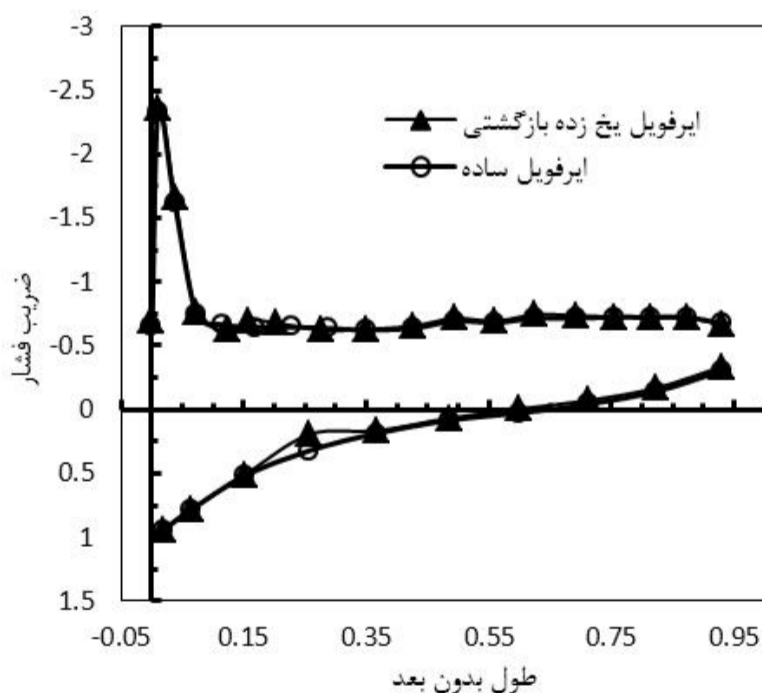
شکل 9 ضریب فشار بر حسب x/c در زوایای حمله 6، 8 و 10 درجه برای ایرفویل بدون یخ NACA 23012



شکل 13 ضریب فشار بر حسب x/c در زاویه حمله 14 درجه برای ایرفویل یخزده بازگشتی NACA23012



شکل 14 ضریب فشار بر حسب x/c در زاویه حمله 16 درجه برای ایرفویل یخزده بازگشتی NACA23012



شکل 15 ضریب فشار بر حسب x/c در زاویه حمله 18 درجه برای ایرفویل یخزده بازگشتی NACA23012

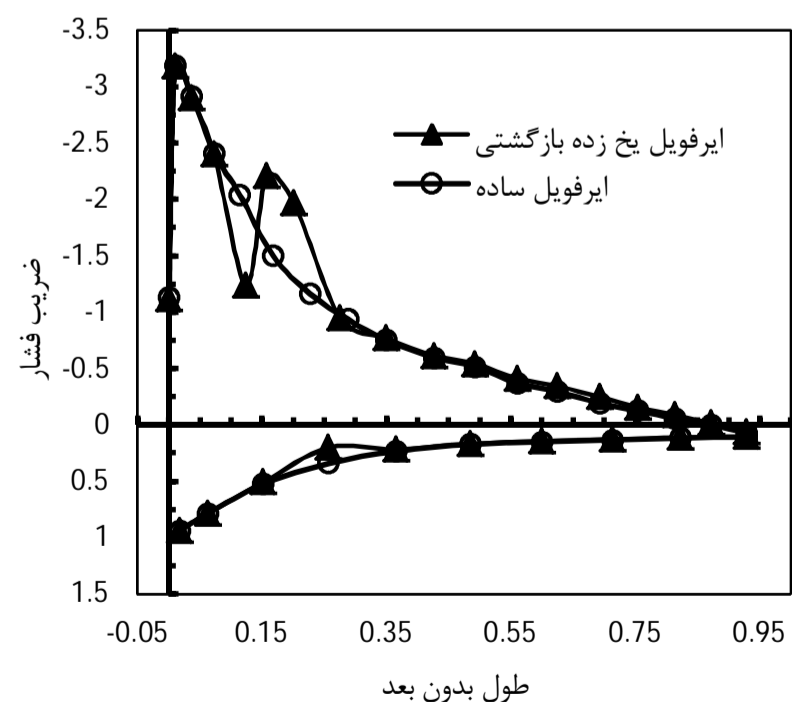
این شکل صحت نتایج بدست آمده از آزمایشات عددی را بیش از پیش تایید می‌کند. در این نمودار به وضوح می‌توان تأثیر موضعی یخ بر توزیع فشار را مشاهده کرد.

زویا، پشت توده یخ، یک حباب جدایش نسبتاً کوچک تشکیل می‌شود به گونه‌ای که باعث می‌شود نمودار ضریب فشار در ناحیه اطراف توده یخ، بصورت موضعی دچار یک نوسان بشود. ابتدا در بالادست توده یخ، ضریب فشار اندکی افزایش می‌یابد زیرا جریان در جلوی توده یخ، مشابه جریان حول یک پله روبه‌جلو، رفتار می‌کند. از طرف دیگر، در پایین‌دست توده یخ، به دلیل وجود حباب جدایش، ضریب فشار به صورت موضعی کاهش می‌یابد. قابل ذکر است که الگوی جریان در پشت توده یخ، مشابه جریان اطراف یک پله روبه‌عقب است. این در حالی است که با دور شدن از توده یخ و حرکت به طرف لبه فرار ایرفویل، تأثیر یخ‌زدگی بر روی توزیع فشار از بین می‌رود. باید توجه داشت که با افزایش زاویه حمله و متعاقباً افزایش مکش در سطح بالایی ایرفویل، طول حباب جدایش یخ‌زدگی (کم‌کم) اندکی افزایش می‌یابد به گونه‌ای که در زاویه حمله 14 درجه، یک ناحیه نسبتاً کوچک فشار ثابت، در نمودار توزیع فشار مشاهده می‌شود که بیان‌کننده اندازه تقریبی طول حباب جدایش است (شکل 13 را ببینید).

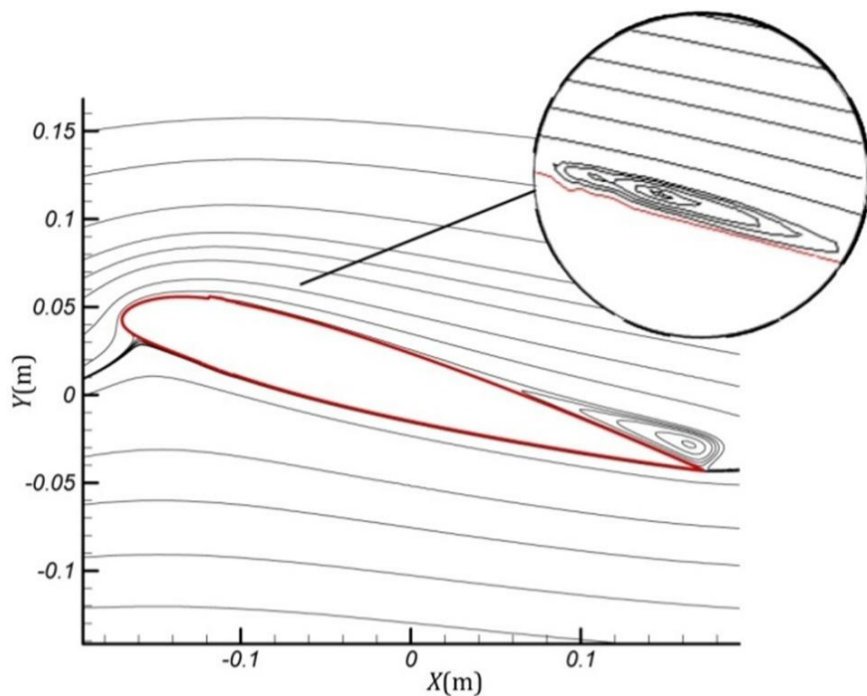
این در حالی است که در زاویه حمله 14 درجه، به دلیل افزایش گرادیان فشار معکوس، علاوه بر حباب جدایش یخ‌زدگی، جریان در نزدیکی لبه فرار ایرفویل (حوالی $x/c \approx 0.8$) مجدداً جدا می‌شود. مطابق شکل 14، در زاویه حمله 16 درجه، توزیع فشار روی سطح بالایی و همچنین الگوی جریان اطراف ایرفویل یخ‌زده، به صورت اساسی نسبت به ایرفویل بدون یخ، تغییر کرده است. در واقع، جریان جدا شده از روی توده یخ (حوالی $x/c \approx 0.15$)، بازیابی نشده و مجدداً به سطح ایرفویل نمی‌چسبد که این موضوع می‌تواند نشان‌دهنده قرار گرفتن ایرفویل یخ‌زده بازگشتی در شرایط واماندگی باشد. بعلاوه، همانگونه که در شکل 15 مشاهده می‌شود در زاویه حمله 18 درجه، به علت گرادیان فشار معکوس شدید، جریان بر روی سطح هر دو ایرفویل، بلافاصله در پایین‌دست لبه حمله و قبل از رسیدن به توده یخ (در حوالی $x/c \approx 0.07$)، جدا می‌شود و باعث می‌شود که توزیع فشار و الگوی جریان برای هر دو ایرفویل‌های یخ‌زده و بدون یخ، یکسان بشود.

5- نتایج عددی

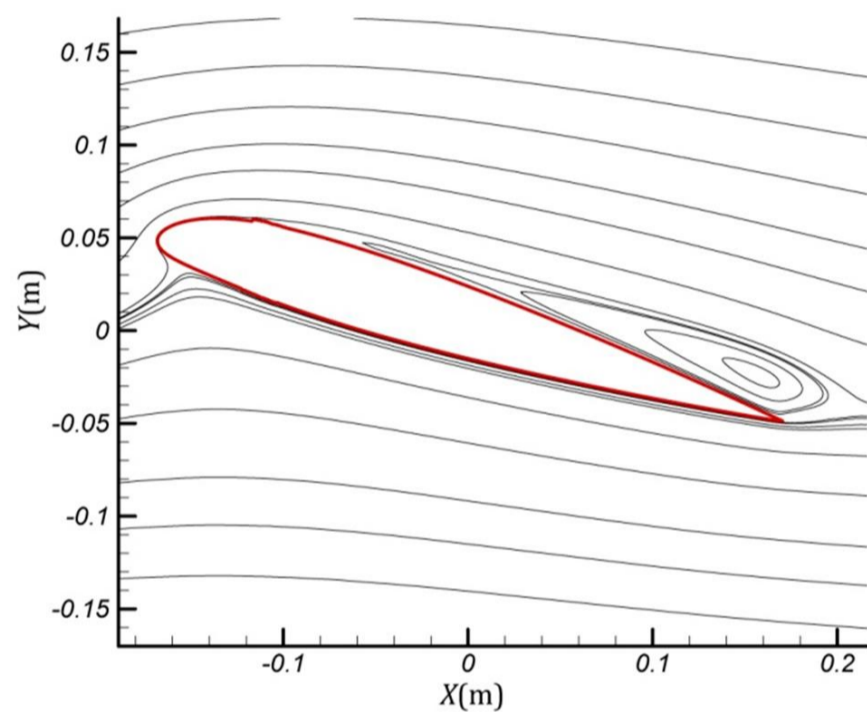
با مقایسه نتایج عددی و تجربی، تطبیق خوبی بین نتایج مشاهده شد. برای نمونه در شکل 16 مقایسه‌ای بین نتایج عددی و تجربی برای توزیع فشار ایرفویل یخ‌زده در زاویه حمله 12 درجه، ارائه شده است.



شکل 12 ضریب فشار بر حسب x/c در زاویه حمله 12 درجه برای ایرفویل یخ‌زده بازگشتی NACA23012



شکل 18 میدان جریان حول ایرفویل یخزده در زاویه حمله 14 درجه



شکل 19 میدان جریان حول ایرفویل یخزده در زاویه حمله 16 درجه

6- جمع‌بندی رفتار ضرایب آیرودینامیکی

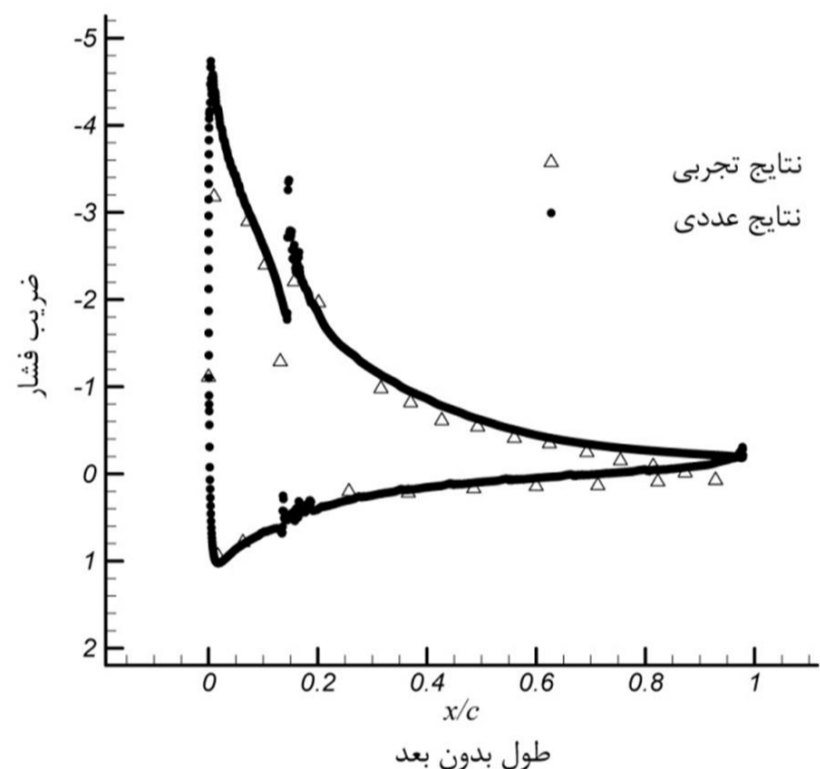
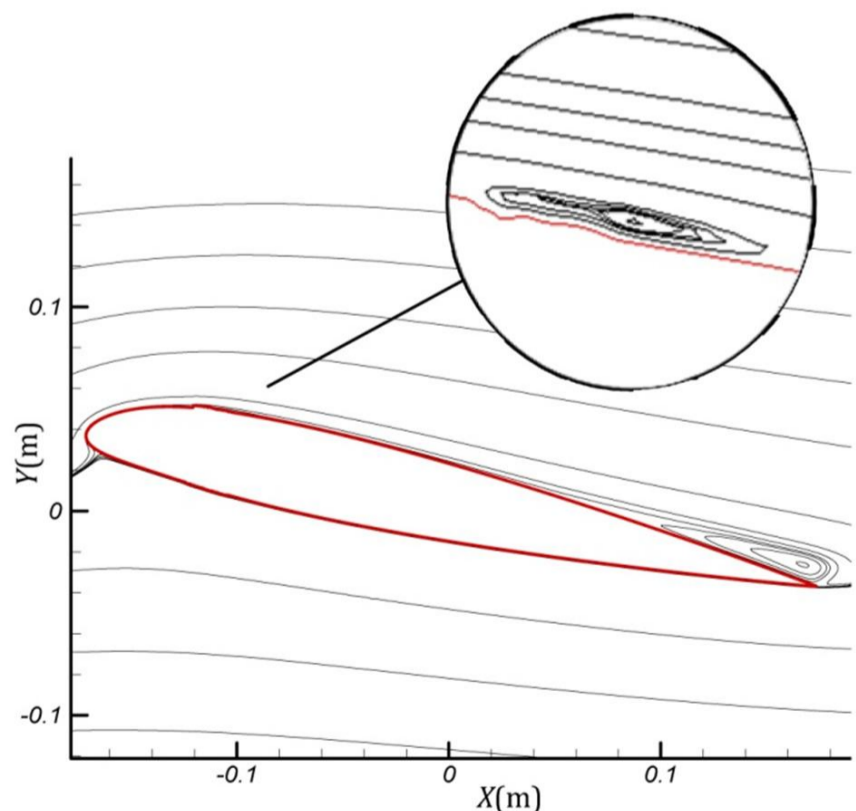
همانگونه که در شکل 19 دیده می‌شود، در زاویه حمله 16 درجه، جریان جدا شده از روی توده یخ، بازیابی نشده و دیگر به سطح ایرفویل نمی‌چسبد که این موضوع می‌تواند نشان‌دهنده قرار گرفتن ایرفویل یخزده بازگشتی در شرایط واماندگی باشد. در حقیقت در این زاویه جریان جدا شده از لبه فرار به حباب جدایش جریان در پشت یخ ملحق شده و حباب جدا شده‌ی بزرگی تشکیل می‌شود که بخش بزرگی از سطح بالایی ایرفویل را می‌پوشاند.

شکل 20 تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله را برای ایرفویل یخزده و بدون یخ نشان می‌دهد. مطابق این شکل، زاویه واماندگی در ایرفویل‌های بدون یخ و یخزده بازگشتی به ترتیب تقریباً برابر 16، 14 درجه است. یخ بازگشتی در مقایسه با ایرفویل بدون یخ، با کاهش 2 درجه‌ای زاویه واماندگی، باعث کاهش 8 درصدی ضریب برای بیشینه می‌شود.

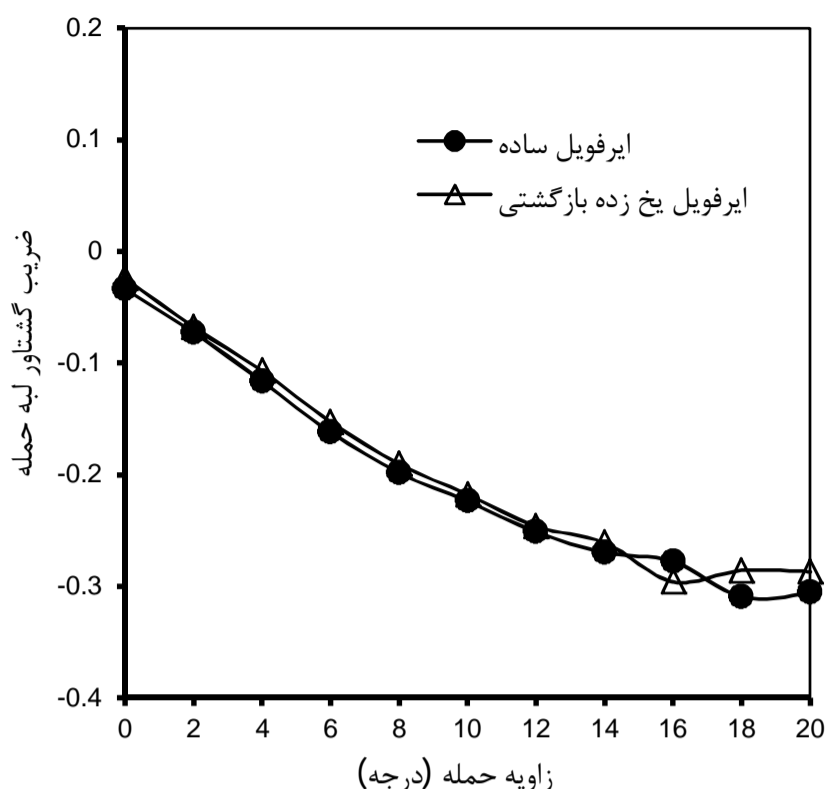
در شکل 21 تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله رسم شده است. بعلاوه، تغییرات نسبت آیرودینامیکی برآ به پسا، بر حسب زاویه حمله، در شکل 22 آورده شده است. همانگونه که در شکل 21 مشهود است، با قرار گرفتن ایرفویل در شرایط واماندگی، رفتار ضرایب پسا برای ایرفویل، تحت تأثیر قرار گرفته و مقدار آن نیز به صورت محسوس افزایش یافته است. در زاویه حمله صفر درجه، مقدار ضریب پسا (پسای فشاری) برای ایرفویل بدون یخ، تقریباً ناچیز است.

همچنین خطوط جریان اطراف ایرفویل یخزده در چند زاویه حمله‌ی مختلف در شکل‌ها 17 تا 19 نشان داده شده‌اند. این نتایج از حل میدان جریان اطراف ایرفویل، توسط مکانیک سیالات محاسباتی، بدست آمده‌اند. با توجه به نمودارهای ضریب فشار مشخص شد که تجمیع یخ بازگشتی در زوایای حمله 10 الی 14 درجه، به صورت موضعی بر روی میدان جریان اطراف ایرفویل تأثیر می‌گذارد. در حقیقت، این اثر موضعی، حاصل تشکیل یک حباب جدایش نسبتاً کوچک در پشت توده یخ، در این زوایا می‌باشد. در این زوایا جریان جدا شده از روی توده یخ، بازیابی شده و دوباره به سطح ایرفویل می‌چسبد. این در حالی است که، با افزایش زاویه حمله و در پی آن، افزایش مکش در سطح بالایی ایرفویل، طول حباب جدایش یخ‌زدگی اندکی افزایش می‌یابد.

در شکل 17 و 18 این حباب جدایش کوچک و رشد اندک آن در زاویه حمله 14 درجه نسبت به 12 درجه نشان داده شده است. همچنین در این زوایا، به دلیل افزایش گرادیان فشار معکوس، علاوه بر حباب جدایش یخ‌زدگی، جریان در نزدیکی لبه فرار ایرفویل مجدداً جدا می‌شود.

شکل 16 ضریب فشار بر حسب x/c در زاویه حمله 12 درجه برای ایرفویل یخزده بازگشتی NACA23012

شکل 17 میدان جریان حول ایرفویل یخزده در زاویه حمله 12 درجه



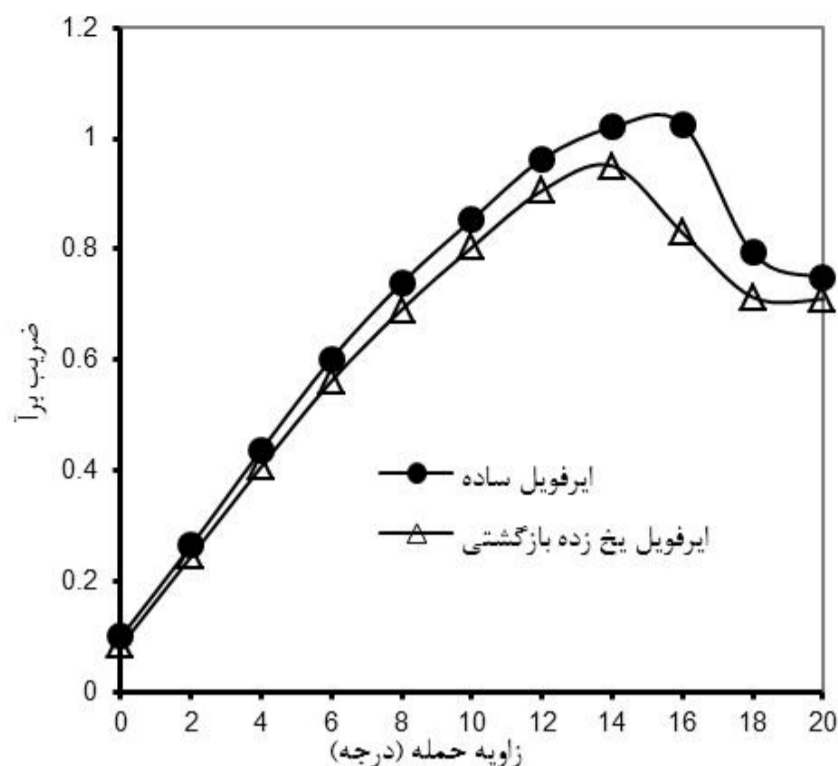
شکل 23 تغییرات ضریب گشتاور پیچشی حول لبه حمله بر حسب زاویه حمله برای ایرفویل NACA23012

ضریب پسای ایرفویل یخزده بازگشتی در زاویه حمله 16 درجه، به دلیل قرارگرفتن در شرایط واماندگی، حدوداً دو برابر ایرفویل بدون یخ است. از سوی دیگر، همانگونه که در شکل‌های 21 و 22 مشاهده می‌شود، ضریب پسای ایرفویل یخزده در زاویه حمله 16 درجه، به دلیل قرارگرفتن در شرایط واماندگی، حدوداً دو برابر ایرفویل بدون یخ شده و همزمان نسبت آیرودینامیکی برآ به پسا، حدود 60 درصد کاهش یافته است. قابل ذکر است که مطابق معادله برگوت¹، نزول این پارامتر مهم آیرودینامیکی، علاوه بر کاهش ایمنی پرواز به دلیل نزدیک شدن به شرایط واماندگی، نتایج مهمی دیگری از جمله افزایش توان مورد نیاز موتور هواپیما، و همچنین افزایش مصرف سوخت، را در پی دارد.

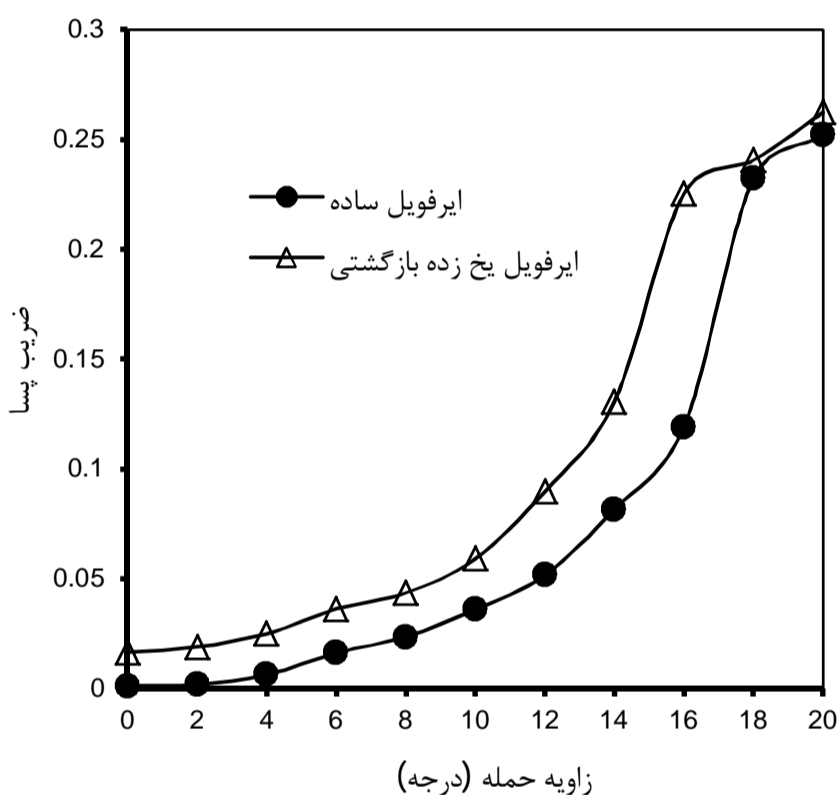
از طرف دیگر، در زوایای حمله بالای 18 درجه، به دلیل یکسان شدن الگوی جریان اطراف ایرفویل‌ها، که ناشی از جدایش جریان در لبه حمله می‌باشد، اثرات یخ‌زدگی بر روی ضریب پسا ناچیز می‌شود و ضرایب پسای ایرفویل یخ‌زده و بدون یخ، تقریباً برابر و یکسان می‌شوند.

شکل 23 تغییرات ضریب گشتاور پیچشی حول لبه حمله را بر حسب زاویه حمله، برای دو حالت ایرفویل یخ‌زده و بدون یخ نشان می‌دهد. مطابق این شکل، اثرات ناشی از یخ‌زدگی ایرفویل بر روی ضریب گشتاور، بر خلاف رفتار ضرایب برآ و پسا، نسبتاً ناچیز است و به طور کلی با افزایش زاویه حمله، ضریب گشتاور برای هر دو ایرفویل یخ‌زده و بدون یخ، تقریباً کاهش می‌یابد. اندکی نوسان و اختلاف کوچک ایجاد شده بین ضرایب گشتاور ایرفویل یخ‌زده، در زوایای حمله بالا (بزرگتر از 16 درجه)، احتمالاً ناشی از رفتار پیچیده جریان حول ایرفویل یخ‌زده در زوایای حمله نزدیک به واماندگی و بعد از واماندگی می‌باشد.

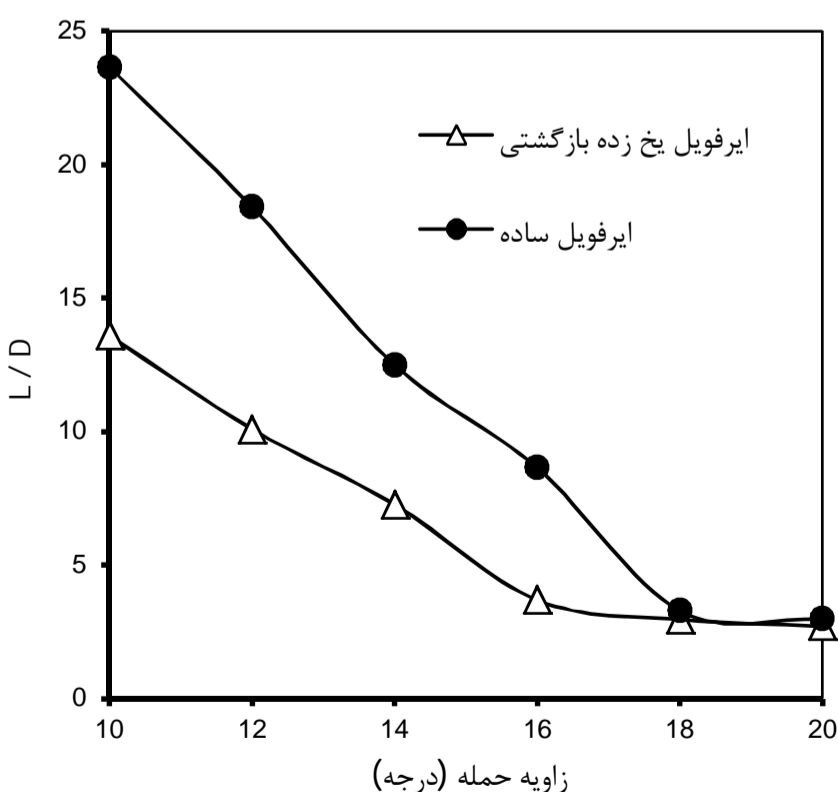
در پایان با مطالعه رفتار الگوی جریان و ضرایب آیرودینامیکی برای ایرفویل یخ‌زده، و مقایسه نتایج آن‌ها با ایرفویل بدون یخ، می‌توان نتیجه‌گیری کرد که بطور کلی پدیده یخ‌زدگی به دو صورت بر روی عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل تأثیر می‌گذارد. در حالت اول که در زوایای حمله پایین (کوچک) تا قبل از شروع حالت واماندگی ایرفویل اتفاق می‌افتد، تأثیر یخ‌زدگی موضعی است. در این حالت، تشکیل یخ بر روی ایرفویل، باعث شکل‌گیری یک حباب



شکل 20 تغییرات ضرایب برآ بر حسب زاویه حمله برای ایرفویل NACA23012



شکل 21 تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله برای ایرفویل NACA23012



شکل 22 تغییرات نسبت آیرودینامیکی برآ به پسا بر حسب زاویه حمله برای ایرفویل NACA23012

1- Breguet Equation

ضریب فشار	C_p	جدایش جریان پشت توده یخ در سطح بالایی ایرفویل می‌گردد. همچنین، در
نیروی پسا (N)	D	حالت اول، ضریب پسا (پسای شکل) ایرفویل افزایش می‌یابد در حالی که
نیروی برا (N)	L	ضرایب برآ و گشتاور، تقریباً تغییر خاصی ندارند. باید توجه داشت که با
گشتاور پیچشی حول لبه حمله	M	افزایش زاویه حمله در این حالت، طول حباب جدایش و متعاقباً اثرات یخ-
فشار استاتیک میانگین (Nm^{-2})	P	زدگی بر روی ایرفویل، افزایش می‌یابد. اما تأثیر اصلی پدیده یخ‌زدگی، به
فشار استاتیک جریان آزاد (Nm^{-2})	P_∞	حالت دوم مربوط می‌شود که در زوایای حمله نزدیک به واماندگی و بعد از آن
عدد رایلی (μm)	Ra	(پست استال) اتفاق می‌افتد. در این حالت، الگوی جریان اطراف ایرفویل و
عدد رینولدز	Re	همچنین ضرایب آیرودینامیکی بصورت اساسی و قابل توجه تغییر می‌کند و
سرعت جریان آزاد (ms^{-1})	V_∞	عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل یخ‌زده، به صورت محسوس کاهش می‌یابد که
راستی محور کارترین	x, y	این شرایط می‌تواند برای امنیت پرواز مضر و خطرناک باشد. با پدیده‌شناسی
علائم یونانی		
زاویه حمله (deg)	α	فیزیک جریان حول ایرفویل یخ‌زده، می‌توان گفت که در حقیقت، تأثیر
چگالی (kgm^{-3})	ρ	اساسی یخ‌زدگی (حالت دوم) زمانی اتفاق می‌افتد که به دلیل افزایش گرادیان

9- مراجع

- [1] K. Venkataramani, L. McVey, R. Holm, K. Montgomery, Inclement Weather Considerations for Aircraft Engines, *AIAA Paper*, No. 2007-0695, 2007.
- [2] J. Mason, W. Strapp, P. Chow, *The Ice Particle Threat to Engines in Flight*, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, pp. 9-12. 2006.
- [3] M. B. Bragg, I. Paraschivou, F. Saeed, *Aircraft Icing*, Wiley Interscience Publication, New York, 2002.
- [4] M. G. Potapczuk, J. J. Reinmann, *Icing Simulation: A Survey of Computer and Experimental Facilities*, NASA Lewis Research Center, AGARD CP-496, 1991.
- [5] A. P. Broeren, E. A. Whalen, G. T. Busch, M. B. Bragg, Aerodynamic Simulation of Runback Ice Accretion, *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 3, pp. 924-939, 2010.
- [6] W. B. Roberts, Calculation of Laminar Separation Bubbles and Their Effect on Airfoil Performance, *AIAA Journal*, Vol. 18, No. 1, pp. 25-31, 1980.
- [7] M. B. Bragg, A. Khodadoust, S. A. Spring, Measurements in a Leading-Edge Separation due to Simulated Airfoil Ice Accretion, *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 6, pp. 1462-1467, June 1992.
- [8] S. Lee, M. B. Bragg, Experimental Investigation of Simulated Large Droplet Ice Shapes on Airfoil Aerodynamics, *Journal of Aircraft*, Vol. 36 No. 5, pp. 844-850, 1999.
- [9] M. Mirzaei, M. A. Ardekani, M. Doostlab, Numerical and experimental study of flow field characteristics of an iced airfoil, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 13, No. 6, pp. 267-276, 2009.
- [10] A. Doostmahmoudi, M. Mirzaei, M. Nazemian alei, Experimental study on flow pattern and aerodynamic coefficients of NLF-0414 iced airfoil, *18th international Conference on Mechanical Engineering, Tehran, Iran*, 2010. (In Persian)
- [11] N. Alègre, D. Hammond., Experimental Setup for the Study of Runback Ice at Full Scale, *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 6, pp. 1978-1983, 2011.
- [12] K. Parmar, *The Aerodynamic Effects of Runback Ice*, PhD Thesis, University of Cranfield, Cranfield, 2013.
- [13] G. Pouryoussefi, M. Mirzaei, M. Fouladi, A. Doostmahmoudi, Experimental investigation of icing effects on aerodynamic parameters of NACA 23012 airfoil, *Journal of Aeronautical Engineering*, accepted paper, 2014. (In Persian)
- [14] D. Mangini, C. Antonini, M. Marengo, Runback ice formation mechanism on hydrophilic and superhydrophobic surfaces, *Cold Regions Science and Technology*, Vol. 109, pp. 53-60, 2015.
- [15] A. P. Broeren, H. E. Jr. Addy, M. B. Bragg, G. T. Busch, D. Guffond, E. Montreuil, Aerodynamic Simulation of Ice Accretion on Airfoils, *NASA/TP-2011-216929*, June 2011.

7- نتیجه گیری

در تحقیق کنونی، اثرات تشکیل یخ بر روی ایرفویل NACA23012 در عدد رینولدز $Re = 0.6 \times 10^5$ برای یخ بازگشتی بصورت آزمایشگاهی و عددی در زوایای حمله مختلف، مورد مطالعه و مقایسه قرار گرفت. بطور کلی، پدیده یخ‌زدگی بر روی الگوی جریان اطراف ایرفویل و همچنین رفتار ضرایب آیرودینامیکی تأثیر می‌گذارد و اساساً باعث شکل‌گیری حباب جدایش در پایین دست لبه حمله، در سطح بالایی ایرفویل می‌گردد. تشکیل یخ بازگشتی باعث می‌شود که زاویه واماندگی 2 درجه و ضریب برآی بیشینه حدود 8 درصد، نسبت به ایرفویل بدون یخ، کاهش یابد. در این شرایط، زاویه واماندگی ایرفویل از 16 درجه برای حالت بدون یخ، به 14 درجه برای ایرفویل یخ‌زده، کاهش می‌یابد. بعلاوه، ضریب پسا ایرفویل یخ‌زده بازگشتی در زاویه حمله 16 درجه، به دلیل قرارگرفتن در شرایط واماندگی، حدوداً دو برابر ایرفویل بدون یخ می‌شود و همزمان نسبت آیرودینامیکی برآ به پسا، حدود 60 درصد کاهش می‌یابد. همچنین، در زوایای حمله بالای 18 درجه، به دلیل یکسان شدن الگوی جریان اطراف ایرفویل‌ها، که ناشی از جدایش جریان در لبه حمله می‌باشد، اثرات یخ‌زدگی بر روی ضریب پسا ناچیز می‌شود و ضرایب پسا ایرفویل‌های یخ‌زده و بدون یخ، تقریباً برابر و یکسان می‌شوند.

8- فهرست علائم

C	طول وتر ایرفویل (m)
C_D	ضریب پسا
C_L	ضریب برا
$C_{M,LE}$	ضریب گشتاور پیچشی حول لبه حمله