

بررسی تجربی اثرات یخ زدگی روی پارامترهای آیرودینامیکی ایرفویل NACA 23012

پوریوسفی، غلامحسین^{۱*}، میرزایی، مسعود^۲، فولادی، مجتبی^۳ و دوست‌محمودی، علیرضا^۴
۱- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران
۲- دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران
۳- کارشناس، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران
۴- کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران
(دریافت مقاله: ۱۳۹۲/۱۲/۰۸ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۰۸/۲۸)

چکیده

سوانح هوانوردی که در چند سال اخیر در اثر یخ زدگی بال هواپیما رخ داده‌اند، لزوم بررسی این پدیده را آشکار می‌سازد. در این مقاله، ایرفویل NACA23012، به علت کاربرد فراوان در هوانوردی عمومی و تأثیر شدید یخ زدگی بر آن، مورد مطالعه قرار گرفته است. به منظور بررسی اثرات پدیده یخ زدگی، آزمایشات در عدد رینولدز $Re = 0.6 \times 10^6$ در محدوده زوایای حمله ۸- تا ۲۲ درجه، بر روی ایرفویل‌های بدون یخ، یخ شاخی شکل و یخ انباشته شده در راستای دهانه، انجام شد و سپس نتایج آن‌ها مورد مقایسه قرار گرفت. طبق نتایج به دست آمده، پدیده یخ زدگی به شدت بر روی جریان اطراف ایرفویل و همچنین رفتار ضرایب آیرودینامیکی تأثیر می‌گذارد. به طور کلی می‌توان گفت که تشکیل این دو نوع از یخ زدگی بر روی ایرفویل، باعث شکل‌گیری حباب جدایش جریان در پایین دست لبه حمله، در سطح بالایی ایرفویل می‌گردد. به علاوه، آشکار شد که یخ انباشته شده در راستای دهانه، نسبت به یخ شاخی شکل، تأثیر منفی بیشتری بر روی پارامترهای آیرودینامیکی ایرفویل دارد. برای حالت یخ انباشته شده در راستای دهانه، زاویه واماندگی حدود ۸ درجه و ضریب برآی بیشینه حدود ۵۰ درصد افت می‌کند. این در حالی است که برای حالت یخ شاخی شکل، زاویه واماندگی تقریباً ۴ درجه و ضریب برآی بیشینه حدود ۲۱ درصد کاهش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: سوانح هوانوردی، یخ زدگی بال، یخ شاخی، یخ انباشته شده در راستای دهانه، ایرفویل NACA 23012

مقدمه

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 [۱]. تنها از سال ۱۹۹۰ تا سال ۲۰۰۶ میلادی به تعداد ۲۴۰ 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 [۲]. به طور 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^۱ 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 شروع شود و یا حتی تا دمای ۴۰- درجه سانتیگراد به تأخیر افتد [۳]. این پدیده معمولاً در ارتفاعات ۲۲۰۰۰ پا و بالاتر که با امکان وجود قطرات مادون سرد مواجه هستیم، رخ می‌دهد [۲]. این درحالی است که براساس برخی گزارش‌ها، یخ‌زدگی در فصل زمستان معمولاً در ارتفاع بین ۷۰۰۰ تا ۹۰۰۰ پا از سطح دریا جدی است و در ارتفاع بالای ۲۰۰۰۰ پا به ندرت اتفاق می‌افتد [۳]. به طور کلی، یخ‌زدگی هواپیما به شرایطی اطلاق می‌شود که ذرات مادون سرد آب بر روی بال و بدنه، موتورها، ملخ‌ها و غیره یخ بزند و باعث اختلال در جریان هوای عبوری شود [۳].

در سال‌های اخیر حوادث زیادی بر اثر یخ‌زدگی به‌وقوع پیوسته است و شبیه‌سازی‌های زیادی برای تحقیقات عددی و آزمایشگاهی در زمینه رشد یخ بر روی هواپیما انجام شده است. در حال حاضر نیز تحقیقات بسیاری برای درک یخ‌زدگی در هواپیماها در جریان است تا بتوان سیستم‌های یخ‌زدایی بهتری را طراحی نمود. در حال حاضر به خاطر سقوط‌هایی که به دلیل یخ‌زدگی رخ داده، مباحثی از سوی آژانس هوانوردی فدرال^۲ موجود است که بر اساس تحقیقات ۵۰ سال اخیر در زمینه یخ‌زدگی هواپیما نوشته شده‌اند. بر اساس این تعریف، یخ‌زدگی در شرایطی ایجاد می‌شود که رطوبت قابل مشاهده وجود داشته باشد و دمای سطح، کمتر از دمای انجماد باشد. این در حالی است که میزان، نرخ و شکل یخ‌زدگی به عواملی چون مقدار

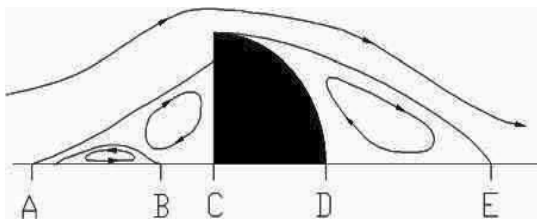
آب^۳، اندازه قطرات، دمای سطح هواپیما، سرعت، مدت زمان یخ‌زدگی، زبری سطح و ... بستگی دارد. یخ‌زدگی به نوع ابرها، هواپیما و سیستم‌های ضد یخ‌زدگی نیز وابسته است [۳]. در اینجا، این نکته قابل ذکر است که در پژوهش حاضر، اثرات آیرودینامیکی یخ‌زدگی مورد بحث قرار گرفته و نحوه تشکیل یخ از حیطة موضوع آن خارج است.

از کاربردهای بررسی یخ‌زدگی روی سطح بال، شناخت جریان ناشی از آن جهت طراحی و بهینه‌سازی سیستم‌های ضد یخ‌زدگی می‌باشد. از دیگر کاربردهای آن می‌توان به مواردی چون افزایش بازده موتورها و توربین‌های باد در شرایط یخ‌زدگی، طراحی ایرفویل‌های پیشرفته و روش‌های مقابله با آسیب برخورد جسم خارجی^۴ با موتور اشاره کرد [۴].

یکی از ملزومات ایمنی پرواز، توانایی هواپیما در کاهش اثرات یخ‌زدگی هنگام مواجهه با این پدیده است. تحقیقات در این زمینه از اواخر دهه ۲۰ و اوایل دهه ۳۰ میلادی آغاز شد، ولی تا جنگ جهانی دوم پیشرفت چندانی صورت نگرفت تا اینکه تونل تحقیقات یخ‌زدگی^۵ در ناسا ساخته شد و این پدیده به یکی از چالش‌های مهم صنعت هوایی تبدیل گردید. در اواخر دهه ۸۰، برامبی، اثر زبری سطح بال را بر روی بیشینه برآ و زاویه واماندگی به‌دست آورد [۵]. براگ در سال ۱۹۸۱ برای افزایش پسای ناشی از یخ ریم^۶ (یخ خشک و ماتی که در دمای پایین و سرعت کم تشکیل می‌شود) و یخ گلیز^۷ (یخ خیزی که در دمای نزدیک به انجماد و سرعت بالا تشکیل می‌شود) رابطه-ای به‌دست آورد [۶].

بر اساس هندسه‌های مختلف، یخ‌ها به چهار گروه تقسیم می‌شوند: (۱) یخ زبری^۸ (۲) یخ شاخی^۹ (۳) یخ در راستای جریان^{۱۰} (۴) یخ انباشته‌شده در راستای دهانه^{۱۱} [۵]. مطابق شکل (۱) اثرات آیرودینامیکی دو بعدی یخ‌های شاخی شکل و انباشته‌شده در راستای دهانه، نسبت به موارد دیگر بیشتر است و در صورت اضافه شدن زبری یخ به یخ‌های مذکور، این اثرات بیشتر نیز خواهند شد. به‌علاوه، همان‌طور که در این شکل ملاحظه می‌شود، تأثیرات ناشی از یخ انباشته نسبت به یخ شاخی نیز بیشتر است. با در نظر گرفتن مطالب فوق، دو یخ شاخی و انباشته، جهت انجام آزمایشات در تحقیق کنونی انتخاب شدند. باید توجه داشت که یخ انباشته، معمولاً پایین‌تر

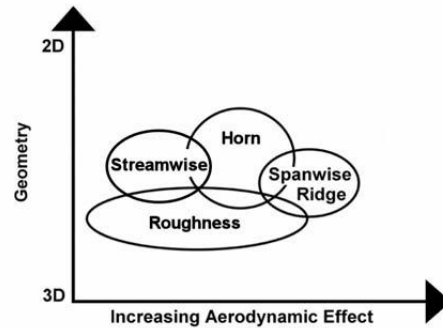
در شکل (۳) شمایی از میدان جریان یخ انباشته در راستای دهانه نشان داده شده است [۹]. نقاط C و D، ابتدا و انتهای یخ انباشته می‌باشند. لایه مرزی در نقطه A از سطح جدا می‌شود. در جریان در بالادست یخ، در نقطه B جدایش ثانویه‌ای از جریان معکوس وجود دارد. نقطه E بازبایی حباب جدایش عقب را مشخص می‌کند. حباب جدایش جلوی یخ تأثیر چندانی بر جدایش جریان ایرفویل نداشته (مشابه میدان جریان پله روبه جلو)، ولی حباب جدایش عقب (پایین‌دست) در این زمینه نقش اصلی را ایفا می‌کند (مشابه میدان جریان پله روبه عقب عمل می‌کند). در این نوع یخ نیز با افزایش زاویه حمله، طول حباب جدایش اصلی (پایین‌دست) بیشتر می‌شود [۱۰].



شکل ۳- شمایی میدان جریان حول یخ انباشته در راستای دهانه ربع دایره‌ای [۹]

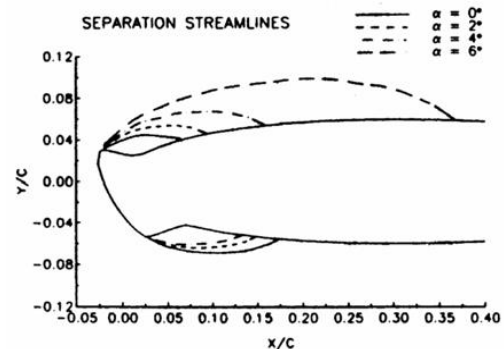
یخ انباشته در راستای دهانه معمولاً کمی عقب‌تر (پایین‌دست‌تر) از محل تشکیل یخ شاخی، ایجاد می‌گردد. به همین دلیل در این یخ، نقطه سکون ایرفویل، قبل از انباشتگی است. این ویژگی یکی از تفاوت‌های بارز این یخ با یخ شاخی محسوب می‌شود. نقطه سکون در ایرفویل یخ شاخی، معمولاً روی شاخ یا روی یخ همراه با شاخ قرار می‌گیرد. تفاوت اصلی یخ‌های شاخی و انباشته در میدان جریان ناشی از آن‌هاست. حباب جدایش ناشی از یخ انباشته نسبت به یخ شاخی عقب‌تر (پایین‌دست‌تر) است و همین امر موجب می‌گردد که با افزایش زاویه حمله، ناحیه جدایش عقب ایرفویل با حباب جدایش یخ، سریع‌تر ترکیب شده و واماندگی زودتر اتفاق بیفتد. در صورتی که جدایش ایرفویلی که یخ شاخی دارد، از لبه حمله و نوک شاخ صورت می‌پذیرد. حباب جدایش لبه حمله در ایرفویل‌های یخ شاخی شباهت‌هایی با حباب جدایش آرام دارد. در شکل (۴) حباب جدایش آرام به همراه توزیع فشار آن نشان داده شده است [۸]. هنگامی که لایه مرزی آرام با گرادیان فشار معکوسی مواجه می‌شود که قدرت کافی را برای جدایش داراست، حباب

از (پایین‌دست) سیستم ضد یخ‌زدگی بال که در لبه حمله قرار گرفته، تشکیل می‌شود، ولی یخ شاخی عموماً به علت عدم کارکرد این سیستم، بر روی لبه حمله بال، شکل می‌گیرد [۵].



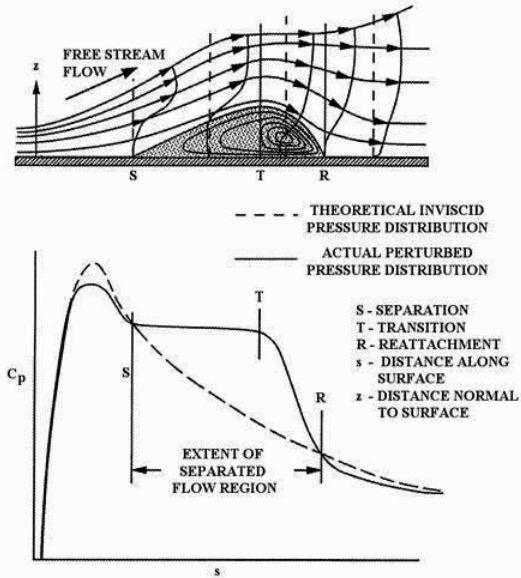
شکل ۱- توصیف کیفی اثرات آیرودینامیکی برای جریان‌های مختلف ایرفویل یخ‌زده [۵]

در سال ۱۹۸۳، مرکز لوییس ناسا برنامه‌ای را تحت عنوان LEWICE، جهت مدل‌سازی دوبعدی رشد یخ ارائه نمود. با استفاده از این برنامه، امکان پیش‌بینی شکل یخ با توجه به سرعت، زاویه حمله، شرایط جوی، مدت زمان، دما و ... وجود دارد [۵]. نتایج محاسبات CFD و اندازه‌گیری‌های آزمایشگاهی روی اشکال بزرگ یخ شاخی، جدایش جریان را کاملاً وابسته به ناحیه پشت شاخ (حباب جدایش ایجاد شده) نشان می‌داد [۵]. در همین دوره براگ و کوریچ میدان سرعت در پشت یخ گلیز شاخی شکل را روی ایرفویل NACA 0012 به دست آوردند [۷]. آزمایشات آن‌ها، یک ناحیه بزرگ بازچرخشی را در پشت یخ شاخی، آشکار ساخت. به عبارت دیگر، آن‌ها حباب جدایش ناشی از یخ شاخی را که متناسب با افزایش زاویه حمله بزرگ می‌شد، شناسایی کردند. این تحقیقات در سال ۱۹۹۲ توسط براگ و همکارانش [۸] به وسیله اندازه‌گیری‌های LDV تکمیل شد (شکل ۲).



شکل ۲- خطوط جریان جدایش در چند زاویه حمله برای ایرفویل NACA 0012 با یخ شاخی شکل، $M = 0.12$ و $Re = 1.5 \times 10^6$ [۸]

جدایش آرام تشکیل می‌شود. این گرادیان فشار باعث جدایش در نقطه S می‌شود.



شکل ۴- حساب جدایش آرام و توزیع فشار مشخصه آن [۸]

همکارانش [۱۱] در سال ۲۰۱۱ مورد آزمایش قرار گرفتند. به دلیل این‌که در بیشتر ایرفویل‌ها، بخش اعظم تولید برآ در اثر چگونگی توزیع فشار در لبه حمله می‌باشد، یخ‌زدگی در لبه حمله می‌تواند تبعات آیرودینامیکی شدیدی را در آن‌ها ایجاد کند.

لی و براگ آزمایشات خود را بر روی ایرفویل NACA23012 در $Re = 1.8 \times 10^6$ انجام دادند [۱۲]. آن‌ها دریافتند که با فرارگیری یخ در نقاطی از ایرفویل، حساب جدایش طولانی در پایین‌دست یخ تشکیل می‌شود. در این آزمایش، کاهش قابل توجهی در ضریب برآی بیشینه، تغییرات زیاد در پسا و گشتاور پیچشی با جابجایی یخ مشاهده گردید. ادی و همکارانش [۱۳] در تونل تحقیقات یخ‌زدگی ناسا، یخ را به صورت واقعی مدل‌سازی کردند. با توجه به اینکه در آزمایشات آن‌ها، یخ تمام عرض مقطع تست را نمی‌توانست پوشش دهد، قطعات مصنوعی از یخ تشکیل شده، روی میانه دهانه مدل، ساخته شد و در لبه حمله مدل نصب گردید. نتایج آزمایشات حاصل از شبیه‌سازی یخ مصنوعی و یخ واقعی تفاوت چندانی را نشان نمی‌داد.

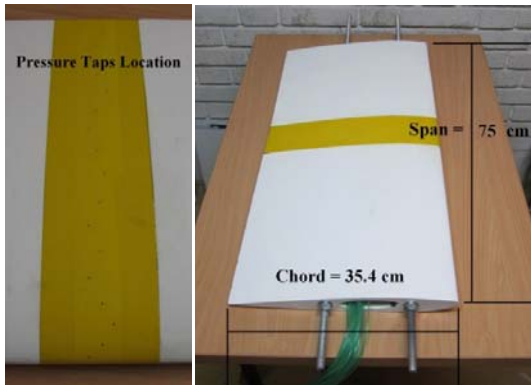
کیم با اضافه کردن شاخ به سطح پایینی ایرفویل، نتیجه گرفت که شاخ پایینی در زوایای حمله مثبت تأثیری اندک روی جریان می‌گذارد و اثر غالب، مربوط به شاخ بالایی است [۵]. از طرف دیگر، میلر و ادی با استفاده از عملکرد سیستم‌های ضدیخ‌زدگی، چگونگی تشکیل یخ انباشته را مورد بررسی قرار دادند [۱۴ و ۱۵]. در سال ۲۰۱۰ برورن و همکارانش آزمایشات خود را بر روی ایرفویل NACA 23012 با یخ انباشته، در دو مقیاس یک‌چهارم ($C=45.7 \text{ cm}$) و برابر با مدل واقعی ($C=182.8 \text{ cm}$) انجام دادند [۱۰]. آن‌ها دریافتند که نتایج مربوط به دو ایرفویل یخ‌زده بسیار شبیه به یکدیگرند، ولی در صورت قراردادن شکل سه‌بعدی یخ، تأثیر بیشتری در عملکرد ایرفویل مشاهده می‌شود. آن‌ها یخ انباشته را به دو دسته کوتاه و بلند بر اساس میزان تأثیر بر جریان تقسیم نمودند. لازم به ذکر است که این آزمایشات در مقیاس یک‌چهارم، در $M = 0.18$ و $Re = 1.8 \times 10^6$ و در مقیاس یک، در محدوده رینولدز 4.7×10^6 تا 16×10^6 و عدد ماخ 0.1 تا 0.28 انجام شدند.

از جمله تحقیقات انجام‌گرفته در ایران، در رابطه با بررسی اثرات پدیده یخ‌زدگی در حوزه هوانوردی می‌توان به مطالعات

در ایرفویل‌های یخ‌زده، لایه مرزی در نزدیکی بالای شاخ (نوک لبه)، یخ دچار جدایش می‌شود. این جدایش ناشی از گرادیان فشار شدیدی است که به دلیل ناپیوستگی زیاد در هندسه سطح ایرفویل یخ‌زده به وجود آمده است. در هر دو ایرفویل بدون یخ و یخ‌زده، جدایش، باعث تشکیل لایه‌ای برشی روی حباب جریان می‌گردد و فشار استاتیکی در حباب تا نقطه T، به سبب همگن شدن و اختلاط جریان تقریباً ثابت می‌باشد. بعد از آن، لایه برشی، جریان خارجی پراثری را به دنبال خود می‌کشد و امکان بازیابی فشار فراهم می‌گردد. در نتیجه جریان در نقطه R مجدداً به سطح می‌چسبد. البته در ایرفویل یخ‌زده فرایند چسبیدن به سطح با انرژی کمتری صورت می‌گیرد [۸].

در سال ۱۹۹۴ سانحه ATR-72، باعث شد اهمیت بررسی آیرودینامیکی یخ‌زدگی دوچندان شود. در این سانحه متأسفانه همه ۶۸ سرنشین هواپیما جان باختند. علت این سانحه انجماد قطرات مافوق سرد، گزارش شده است [۳]. البته از سال ۱۹۷۴ تا ۱۹۹۴، ۲۰ مورد سانحه مرتبط با یخ‌زدگی به ثبت رسیده است [۳]. از پیامدهای سانحه ATR-72 افزایش تمایل محققان به بررسی میزان حساسیت ایرفویل‌های مختلف نسبت به یخ‌زدگی بود. بر همین اساس، در سال‌های اخیر، انواع ایرفویل‌ها از جمله ایرفویل NACA 23012 توسط برورن و

مدل‌ها از جنس پلکسی‌گلاس ساخته شد و طول وتر و دهانه آن‌ها نیز به ترتیب $35.4/4$ cm و 75 cm می‌باشد (نسبت منطری مدل‌ها تقریباً برابر ۲ است). سطح مدل‌ها در چندین مرحله با استفاده از سمباده و بتونه کاری، صیقلی شده و در انتها، رنگ و پولیش شده‌اند تا شکلی صاف و صیقلی همانند شکل (۶) حاصل گردد. در این حالت، زبری متوسط سطح مدل (Ra) برابر 0.5 میکرون می‌باشد. به علاوه، در راستای اندازه-گیری فشار روی سطح ایرفویل، بر سطح بالایی هر مدل ۱۸ حفره فشار^{۱۲} و بر سطح پایینی آن ۱۰ حفره فشار به قطر 0.6 mm، اطراف میانه دهانه ایرفویل (به صورت متوالی زیگزاگ) ایجاد شد. به دلیل وجود حباب جدایش در سطح بالایی مدل (طرف مکشی ایرفویل) تعداد حفره‌های فشار روی این سطح بیشتر است.



شکل ۶- نمایی از مدل ایرفویل و ایجاد حفره‌های فشار روی آن

جزئیات آزمایشگاهی

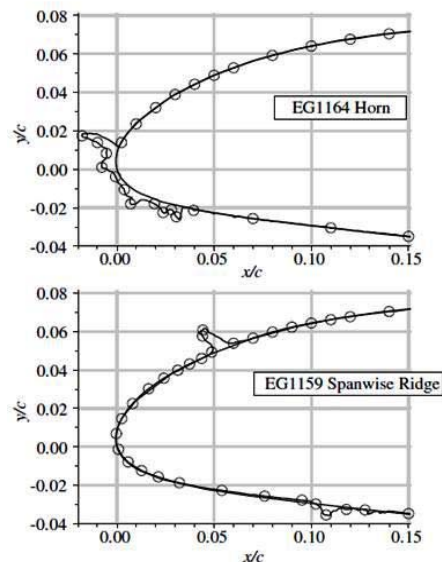
آزمایشات در تونل باد سرعت پایین و مدار باز دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی انجام گرفت که دارای اتاق آزمونی با مقطع عرضی مستطیلی ۱ متر در $1/2$ متر و طول ۳ متر می‌باشد. بیشترین سرعت در اتاق آزمون ۷۰ متر بر ثانیه است. تحت شرایط جریان یکنواخت، شدت اغتشاشات جریان آزاد طولی کمتر از 0.15 درصد و همچنین غیریکنواختی در سرعت در عرض اتاق آزمون برابر با $0.5 \pm \pm$ درصد می‌باشد. به علاوه، با توجه به ابعاد اتاق آزمون و در نظر گرفتن ابعاد مدل و زوایای حمله مورد بررسی، نسبت انسداد بیشینه در حدود ۸ درصد می‌باشد.

برای اندازه‌گیری توزیع فشار بر روی سطح ایرفویل‌ها از یک سیستم اندازه‌گیری فشار که شامل مبدل‌های الکترونیکی فشار^{۱۳} مدل DC005NDC4 ساخت Honeywell به همراه نرم-

تجربی- عددی میرزایی و همکارانش [۱۶] در سال ۲۰۰۹ و همچنین دوست‌محمودی و همکارانش [۱۷] در سال ۱۳۸۹، بر روی پارامترهای آیرودینامیکی ایرفویل یخ‌زده نوع NLF-0414 اشاره کرد. به علاوه، رمضانی‌زاده و همکارانش [۱۸] در سال ۲۰۱۳، اثرات تجمع یخ روی زنجیره تیغه‌های ثابت نوع 67A را برای کمپرسور موتور هواپیما، در تونل باد بررسی کردند.

ساخت مدل

هندسه قالب یخ‌های ساخته شده در این تحقیق، از مرجع [۱۰] با نام‌های EG1164 horn و EG1159 Spanwise ridge استخراج شده‌اند (شکل ۵). در این مرجع با توجه به نتایج آزمایشات انجام‌شده در تونل باد یخ‌زدگی ناسا، تحت شرایط مختلف از جمله دما، سرعت، ابعاد قطرات و مدت زمان یخ-زدگی، شکل یخ به دست آمده است. جدول (۱) شرایط تشکیل دو نوع یخ‌زدگی مورد استفاده در این تحقیق را بیان می‌کند.



شکل ۵- نمای شماتیک از هندسه ایرفویل‌های یخ‌زده [۱۰]

جدول ۱- شرایط تشکیل یخ شاخی و یخ انباشته روی ایرفویل [۱۰]

Ice-shape classification	IRT run	Airspeed, kn	α , deg	Spray time, min
Horn	EG1164	175	5.0	11.3
Spanwise ridge	EG1159	150	1.5	15.0

MVD, μ m	LWC, g/m^3	Total temperature		Static temperature	
		$^{\circ}F$	$^{\circ}C$	$^{\circ}F$	$^{\circ}C$
20	0.85	28.0	-2.2	20.8	-6.2
20	0.81	20.0	-6.7	14.8	-9.6

در این تحقیق، برای اندازه‌گیری ضرایب آیرودینامیکی میانگین، شامل ضریب برآ (C_L)، ضریب پسا (پسای فشاری) (C_D) و ضریب گشتاور پیچشی حول لبه حمله (C_{M,LE})، از روش توزیع فشار^{۱۴} استفاده شد. در این روش، با پنبه‌بندی سطح بالایی و پایینی ایرفویل‌ها حول حفره‌های فشار (مطابق شکل (۸))، محاسبه ضرایب تنها توسط انتگرال‌گیری توزیع فشار به دور میانه دهانه ایرفویل‌ها انجام می‌شود. ضرایب نیروی برآ و پسا، توسط انتگرال‌گیری عددی توزیع ضرایب فشار حول سطح بالا و پایین ایرفویل و تصویر کردن آن در امتداد نیروی برآ و پسا، محاسبه می‌گردد. همچنین به منظور تعیین ضریب گشتاور حول لبه حمله، با اندازه‌گیری فاصله بین محل حفره‌های فشاری بر روی سطح ایرفویل از لبه حمله، به‌دست آوردن طول بازوی نیروهای دیفرانسیلی و برهم‌نهی مقادیر گشتاورهای جزئی، می‌توان ضریب گشتاور حول لبه حمله را محاسبه نمود.

با توجه به دقت دستگاه‌های اندازه‌گیری مورد استفاده و همچنین شرایط در نظر گرفته شده برای انجام آزمایشات، عدم قطعیت در اندازه‌گیری‌ها برای ضریب فشار، ضریب برآ، ضریب پسا (پسای فشاری) و همچنین ضریب گشتاور به ترتیب برابر با $C_M \pm 0.015$ ، $C_D \pm 0.02$ ، $C_L \pm 0.02$ ، $C_P \pm 0.01$ برآورد می‌شود که در آن‌ها برای محاسبه ضرایب نیرو و گشتاور از روش توزیع فشار استفاده شده است. به‌علاوه، در این تحقیق، ضریب فشار (C_P)، ضریب برآ (C_L)، ضریب پسا (C_D) و ضریب گشتاور (C_M) برای ایرفویل‌ها، به ترتیب به صورت $C_L = L / (0.5\rho V_\infty^2 c)$ ، $C_P = (P - P_\infty) / (0.5\rho V_\infty^2)$ و $C_D = D / (0.5\rho V_\infty^2 c)$ و $C_M = M / (0.5\rho V_\infty^2 c^2)$ تعریف شده‌اند که در آن‌ها، P فشار استاتیکی میانگین روی سطح ایرفویل‌ها، P_∞ فشار استاتیکی جریان آزاد، L نیروی برآ، D نیروی پسا، M گشتاور حول لبه حمله، ρ چگالی هوا، V_∞ سرعت جریان آزاد و c طول وتر ایرفویل‌ها می‌باشند.

در پژوهش حاضر، دو نوع هندسه متفاوت یخ‌زدگی، شامل (۱) یخ انباشته‌شده در راستای دهانه و (۲) یخ شاخی-شکل، در عدد ماخ ۰.۰۷۵ و عدد رینولدز ۶۰۰۰۰۰ (بر مبنای طول وتر ایرفویل و سرعت جریان آزاد ۲۵ m/s) مورد آزمایش قرار گرفتند و با حالت ایرفویل ساده (بدون یخ‌زدگی) مقایسه شدند. این در حالی بود که در طول آزمایش‌ها، شرایط جریان مرجع، توسط یک لوله استاتیکی پیتوت و یک میکرومانومتر

افزار PressureField محصول شرکت هسته فن‌آور نصیر (HFN)، یک دستگاه برد الکترونیکی (A/D) ۱۶ بیتی ۳۲ کاناله ساخت National Instruments مدل PCI-6224، و یک دستگاه کامپیوتر شخصی، استفاده شده است. در هر نوبت داده‌برداری، نرم‌افزار اندازه‌گیری فشار، مقدار میانگین (متوسط) ضریب فشار را در فرکانس داده‌برداری ۱۰۰۰ هرتز، برای یک بازه زمانی ۲۰ ثانیه، محاسبه می‌نمود. به‌علاوه، به منظور حصول اطمینان از صحت نتایج آزمایشات، حداقل ۱۰ مرتبه عملیات داده‌برداری برای هر حالت تست، صورت پذیرفت. شکل (۷-الف) نمایی از تونل باد دانشکده مهندسی هوافضای دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی به همراه تجهیزات آزمایشگاهی آن، که تست‌ها در آنجا انجام شده را نشان می‌دهد. به‌علاوه، نحوه قرارگرفتن و نصب مدل در داخل اتاق آزمون و همچنین استفاده از شیلنگ‌های فشار، برای انتقال فشار سطحی به‌دستگاه مبدل الکترونیکی فشار، در شکل (۷-ب) مشاهده می‌شود.



(الف)



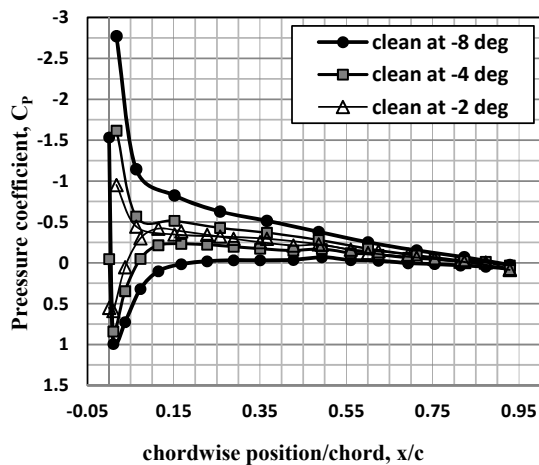
(ب)

شکل ۷- (الف) تونل باد دانشکده مهندسی هوافضای دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی (ب) نحوه قرارگیری مدل ایرفویل در اتاق آزمون و اتصال آن به‌دستگاه مبدل الکترونیکی فشار

بحث و تشریح نتایج مربوط به توزیع فشار

رفتار آیرودینامیکی اجسام به الگوی جریان حول آن‌ها و نحوه توزیع فشار بستگی دارد. لذا با بررسی توزیع فشار حول ایرفویل یخ‌زده، شناخت بیشتری نسبت به ارتباط تشکیل حباب جدایش و حالت واماندگی و به طور کلی تأثیر یخ بر جریان ایجاد می‌شود. در ادامه، به ترتیب توزیع فشار حول سه ایرفویل بدون یخ، یخ شاخی و یخ انباشته شده در راستای دهانه، مورد بحث قرار گرفته است. مجدداً لازم به ذکر است که تعداد نقاط مربوط به حفره فشار روی سطح بالایی بیشتر است و در نظر گرفتن این نکته می‌تواند به درک بهتر نمودارها کمک کند.

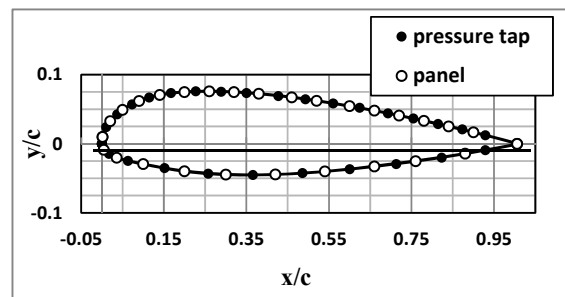
مطابق شکل (۹) در حالت ایرفویل بدون یخ با افزایش زاویه حمله از ۸- درجه تا ۲- درجه، ضریب فشار وارده بر سطح بالایی، رفته‌رفته کاهش یافته و هم‌زمان با آن ضریب فشار سطح پایینی افزایش می‌یابد. مثبت بودن ضریب فشار سطح بالایی و منفی بودن آن در سطح پایینی در زاویه ۸- درجه واضح است، چرا که در این حالت تمام سطح بالایی در مقابل جریان و کل سطح پایینی پشت به جریان است. با افزایش زاویه حمله، تغییر ضریب فشار سطوح بالا و پایین و جابجایی آن‌ها با یکدیگر مشهود است.



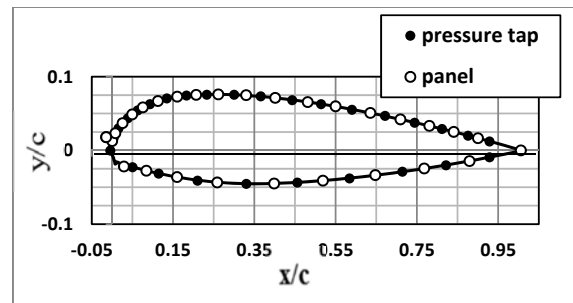
شکل ۹- ضریب فشار بر حسب x/c در زوایای ۸-، ۴- و ۲- درجه در حالت ایرفویل بدون یخ NACA23012

ثابت شدن نمودار فشار سطح بالایی در زاویه ۸- درجه (از $x/c = 0.2$ تا حوالی لبه فرار) نیز به‌خاطر هندسه‌ای است که ایرفویل در این زاویه، نسبت به راستای جریان آزاد دارد و همانند یک صفحه تخت، با ضریب فشار صفر و بدون گرادیان

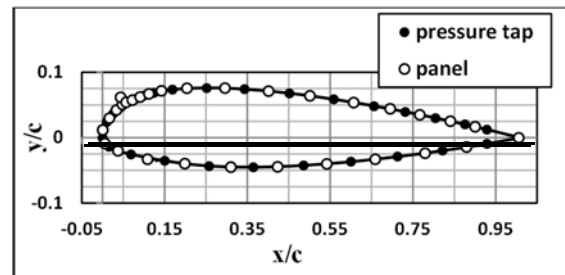
رزولوشن بالا (مدل Testo 0560-5126) به صورت مداوم اندازه‌گیری و چک می‌شد. انتخاب سرعت ۲۵ متر بر ثانیه، به‌منظور بزرگتر شدن عدد رینولدز آزمایشات (0.6×10^6)، نسبت به $Re_{cr} \approx 0.5 \times 10^6$ می‌باشد. در صورت بزرگتر بودن عدد رینولدز، نسبت به حالت بحرانی، جریان روی ایرفویل مغشوش شده و شبیه‌سازی حالت واقعی بال (شرایط پرواز)، میسر می‌گردد. از طرف دیگر، آزمایشات در ۱۶ زاویه حمله مختلف، از ۸- درجه تا ۲۲+ درجه (با گام زاویه‌ای ۲ درجه) انجام شدند.



(الف)



(ب)

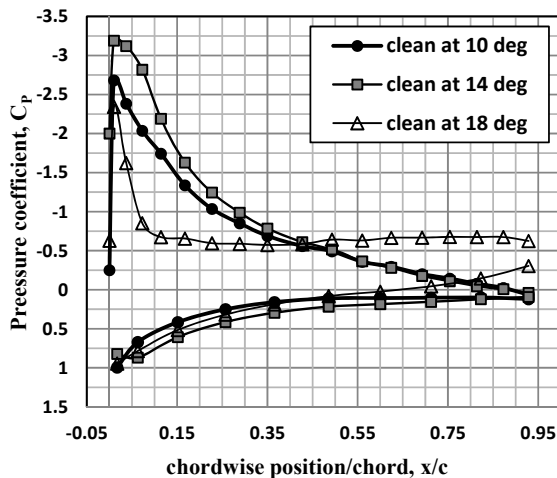


(ج)

شکل ۸- مختصات حفره‌های فشار و نحوه پنبندی ایرفویل NACA23012 در سه حالت (الف) بدون یخ، (ب) یخ شاخی و (ج) یخ انباشته در راستای دهانه

همان‌گونه که در شکل (۱۱) مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه حمله تا ۱۰ درجه، روند افزایش پیک فشاری (مکش) لبه حمله روی سطح بالایی در زوایای بالاتر، به دلیل افزایش مکش روی این سطح کماکان محسوس است.

مطابق شکل (۱۲) در زاویه حمله ۱۸ درجه، توزیع فشار نسبت به زوایای قبلی کاملاً تغییر می‌کند. از حدود $\frac{x}{c} = 0.1$ تغییرات فشار در سطح بالایی تقریباً ثابت می‌شود که می‌تواند نشان‌دهنده وقوع شرایط واماندگی برای ایرفویل باشد. علت ثابت بودن توزیع فشار در این ناحیه، همگن شدن و اختلاط جریان‌های گردابی در ناحیه جدایش است. به علاوه، منفی بودن فشار سطح بالایی در این حالت نیز به خاطر حالت مکشی فشار در این سطح، در زوایای حمله مثبت است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، در زوایای واماندگی و بعد از آن، پیک فشاری به شدت افت می‌کند که عامل آن تغییر در الگوی جریان هنگام وقوع واماندگی است. باید توجه داشت که برای یافتن زاویه دقیق واماندگی باید نمودار $C_L - \alpha$ را رسم نمود، زیرا این نمودارها تنها توزیع فشار را مشخص می‌کنند. این در حالی است که ممکن است به دلیل فواصل زاویه‌ای گسسته در انجام آزمایشات (گام ۲ درجه‌ای)، محاسبه زاویه واماندگی اندکی خطا داشته باشد.

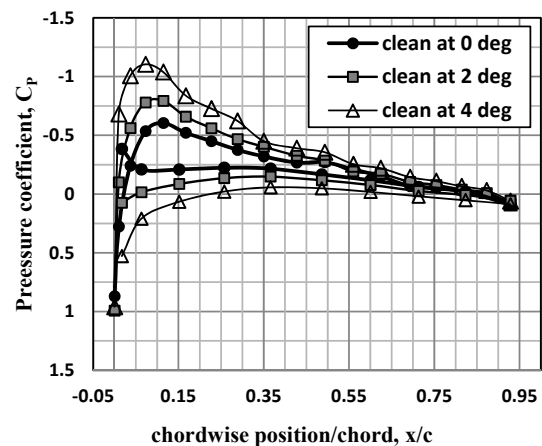


شکل ۱۲- ضریب فشار بر حسب x/c در زوایای ۱۰، ۱۴ و ۱۸ درجه در حالت ایرفویل بدون یخ NACA23012

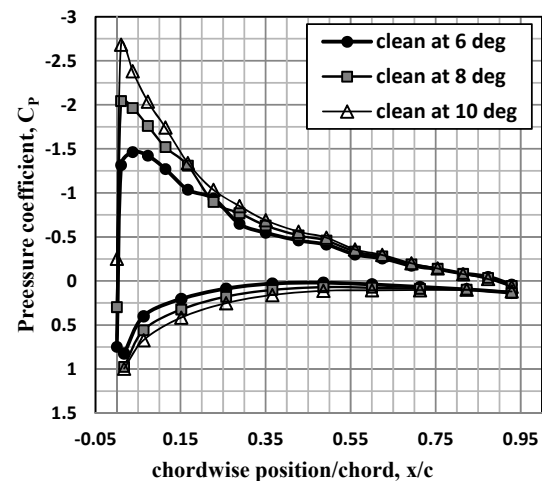
در ایرفویل یخ شاخی به دلیل وجود شاخ در لبه حمله، نمودارهای توزیع فشار کاملاً تغییر می‌کنند. همان‌طور که در

فشار عمل می‌کند. این رفتار فشار نباید با توزیع فشار داخل حباب (که فشار حالت مکشی دارد) اشتباه شود؛ زیرا در زوایای حمله منفی، سطح بالایی ایرفویل، سطح فشاری می‌شود.

طبق شکل (۱۰) با افزایش زاویه حمله، پیک فشاری در سطح بالایی ایرفویل (مکش در بالای لبه حمله) افزایش می‌یابد و مکشی شدن این سطح در زوایای بالاتر، بیشتر مشخص می‌گردد. برخلاف سطح بالایی، با افزایش زاویه حمله، ضرایب فشار سطح پایینی ایرفویل بیشتر می‌شود. با مشاهده شکل (۱۰) مشخص می‌گردد که فشار اولین حفره فشاری روی سطح بالایی در زاویه صفر تقریباً برابر فشار سکون یعنی یک می‌باشد که نشان‌دهنده درستی روند آزمایش است.

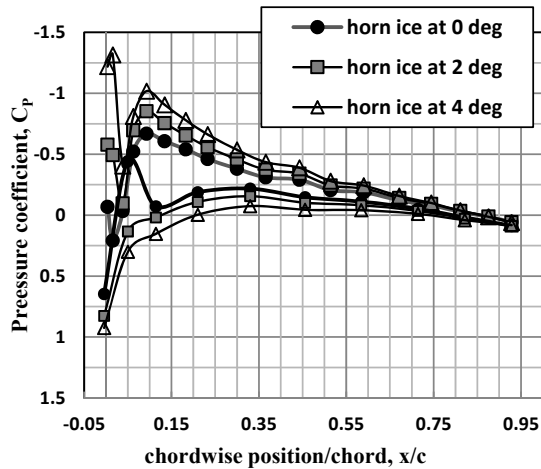


شکل ۱۰- ضریب فشار بر حسب x/c در زوایای ۰، ۲ و ۴ درجه در حالت ایرفویل بدون یخ NACA23012



شکل ۱۱- ضریب فشار بر حسب x/c در زوایای ۶، ۸ و ۱۰ درجه در حالت ایرفویل بدون یخ NACA23012

جریان مطابق تغییرات فشار حول ایرفویل بدون یخ عمل می‌کند. به دلیل کوچک بودن حباب ایجاد شده، ناحیه فشار ثابت آن، مشاهده نمی‌شود.

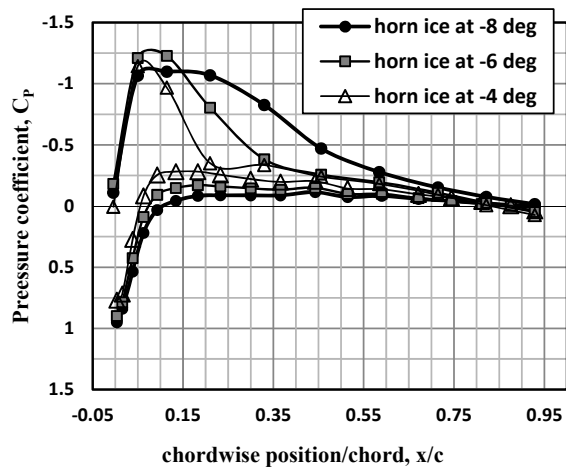


شکل ۱۴- ضریب فشار بر حسب x/c در زوایای ۰، ۲ و ۴ درجه در حالت ایرفویل یخ شاخی NACA23012

در شکل (۱۵) نیز افزایش پیک فشاری لبه حمله در سطح بالایی با افزایش زاویه حمله مشاهده می‌شود. در زوایای ۸ و ۱۰ درجه تشکیل ناحیه فشار ثابت به خاطر حباب سطح بالایی کاملاً ملموس است. این حباب، با افزایش زاویه حمله، افزایش طول اندکی دارد.

مطابق شکل (۱۶) در زاویه حمله ۱۲ درجه مشاهده می‌گردد که ناحیه جدایش کوچکی در نزدیکی لبه فرار ایرفویل ظاهر شده است. این در حالی است که بخش اعظم سطح بالایی ایرفویل دارای گرادیان فشار ملایم و نسبتاً ثابتی است که در آن بازیابی جریان به آرامی انجام می‌شود. در زاویه ۱۴ درجه از حدود $x/c = 0.07$ تغییرات فشار چندان محسوس نمی‌باشد. در واقع حباب جدایش حالتی بین چسبیدن مجدد به سطح (بازیابی) و جدایش کامل دارد. این پدیده می‌تواند نشان‌دهنده وقوع واماندگی در صورت افزایش اندک زاویه حمله باشد. شاهد این مدعا، توزیع فشار سطح بالایی در زاویه ۱۶ درجه است که از لبه حمله تا انتها کاملاً ثابت مانده و می‌توان گفت که واماندگی رخ داده است. همان‌طور که قبلاً گفته شد،

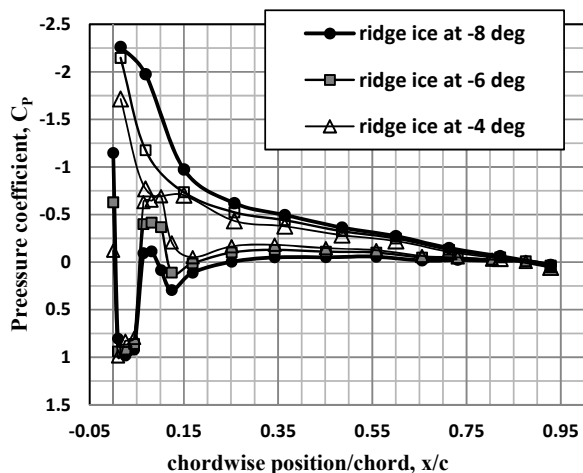
شکل (۱۳) مشاهده می‌شود در زاویه ۸- درجه، تغییرات فشار سطح بالایی تقریباً مشابه حالت بدون یخ است که رفته‌رفته با افزایش زاویه حمله، شاخ بزرگ بالایی اثرات خود را بیشتر نمایان می‌سازد. در همین زاویه، توزیع فشار سطح پایینی در مقایسه با حالت بدون یخ کاملاً متفاوت است. این تمایز، ناشی از اثرات وجود (تشکیل) یخ شاخی در لبه حمله ایرفویل (شکل ۵)، روی میدان جریان پایین دست توده یخ می‌باشد. توزیع فشار ثابت از حدود $x/c = 0.04$ تا $x/c = 0.2$ وجود دارد. این ناحیه فشار ثابت، مبنی حباب جدایش کوچکی است که در سطح پایینی تشکیل شده و با افزایش زاویه حمله، کوچک و کوچکتر می‌شود.



شکل ۱۳- ضریب فشار بر حسب x/c در زوایای -۸، -۶ و -۴ درجه در حالت ایرفویل یخ شاخی NACA23012

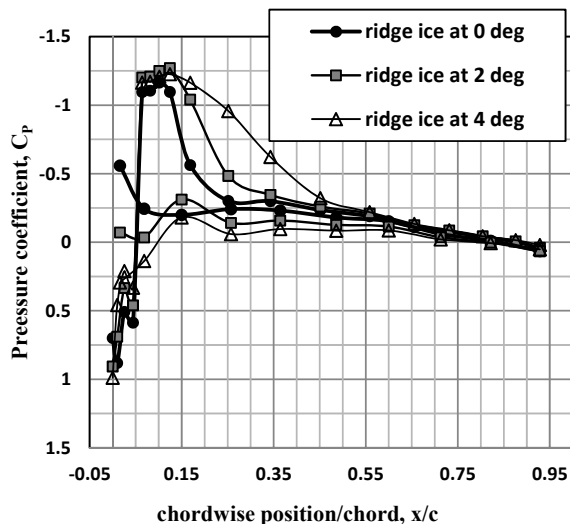
مطابق شکل (۱۴) در ایرفویل یخ شاخی نیز همانند حالت بدون یخ با افزایش زاویه حمله، سطوح فشاری و مکش تغییر می‌کنند و سطح پایینی در ناحیه مکش و سطح بالایی در ناحیه فشار قرار می‌گیرند.

طبق این شکل در زاویه ۲ درجه اثرات شاخ کوچک پایینی تقریباً ناچیز می‌شود و پیک فشاری ناشی از آن از بین می‌رود. اما در سطح بالایی ایرفویل، ابتدا فشار به طور ناگهانی افزایش می‌یابد و سپس به سرعت افت می‌کند. این پدیده ناشی از این است که شاخ بزرگ لبه حمله سعی در متأثر کردن جریان دارد و لیکن هنوز قدرت کافی برای این کار را نداشته و



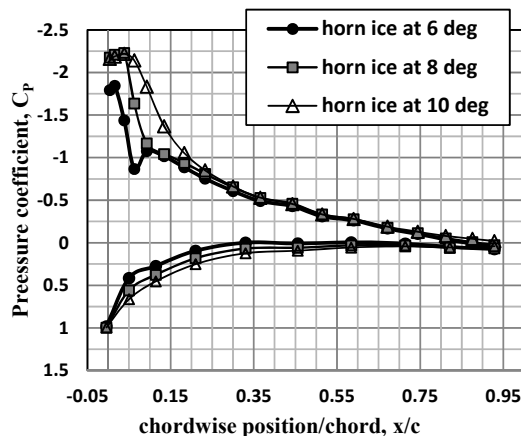
شکل ۱۷- ضریب فشار بر حسب x/c در زوایای -۸ ، -۶ و -۴ درجه در حالت یخ انباشته در راستای دهانه NACA23012

در شکل (۱۸) نیز افزایش طول حباب با افزایش زاویه حمله مشاهده می‌شود به طوری که در زاویه صفر، این حباب از $x/c = 0.06$ تا حدود $x/c = 0.16$ و در زاویه ۴ درجه از $x/c = 0.06$ تا حدود $x/c = 0.34$ امتداد یافته است. در این شکل، افزایش فشار روی سطح پایینی با افزایش زاویه حمله قابل مشاهده است. البته زبری کوچک روی سطح پایینی ایرفویل که تأثیر چندانی هم بر جریان ندارد (شکل ۵- پایین)، توزیع فشار قسمت جلوی سطح پایینی را نسبت به حالت بدون یخ اندکی تغییر داده است.

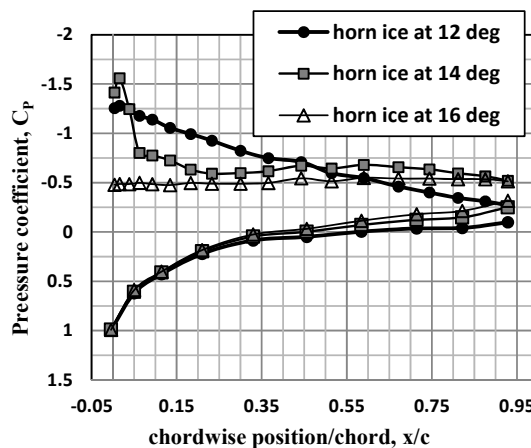


شکل ۱۸- ضریب فشار بر حسب x/c در زوایای ۰ ، ۲ و ۴ درجه در حالت یخ انباشته در راستای دهانه NACA23012

جدایش ایرفویل یخ شاخی از نوع جدایش از جلو می‌باشد و در اینجا نیز واماندگی از نوک شاخ، اتفاق افتاده است.



شکل ۱۵- ضریب فشار بر حسب x/c در زوایای ۶ ، ۸ و ۱۰ درجه در حالت ایرفویل یخ شاخی NACA23012



شکل ۱۶- ضریب فشار بر حسب x/c در زوایای ۱۲ ، ۱۴ و ۱۶ درجه در حالت ایرفویل یخ شاخی NACA23012

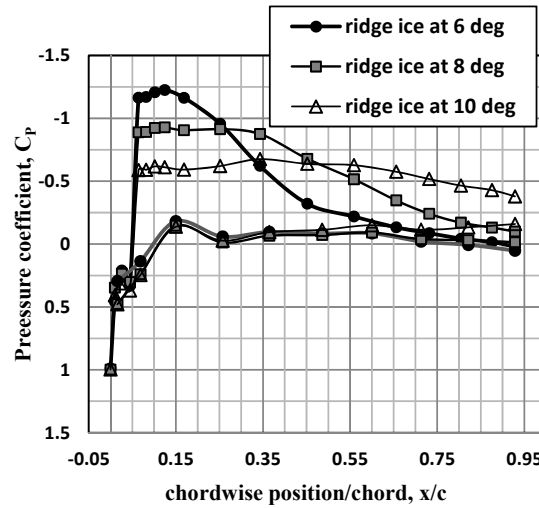
ایرفویل با یخ انباشته در راستای دهانه یک حباب کوچک در جلوی انباشتگی و یک حباب کوچک در پشت آن دارد (شکل ۳). همان‌طور که در شکل (۱۷) مشخص است، هر دو حباب ناشی از انباشتگی روی سطح بالایی در زوایای منفی بر توزیع فشار اثر می‌گذارند و لیکن اثر حباب پشت مهم‌تر است، زیرا با افزایش زاویه حمله، بزرگتر شده و واماندگی زودهنگام را به‌دنبال دارد. مطابق این شکل با افزایش زاویه حمله، ناحیه فشار ثابت بزرگتر شده است. نکته قابل توجه در این یخ، این است که برخلاف یخ شاخی، در زوایای منفی نیز تأثیر یخ موجود روی سطح بالایی بر توزیع فشار کاملاً مشهود است.

جمع‌بندی رفتار ضرایب آیرودینامیکی

مطابق شکل (۲۱) ایرفویل بدون یخ دارای بیشترین زاویه واماندگی است. کمترین زاویه واماندگی نیز متعلق به ایرفویل یخ انباشته است. زاویه واماندگی در ایرفویل‌های بدون یخ، یخ شاخی و یخ انباشته به ترتیب تقریباً برابر ۱۵، ۱۱ و ۷ درجه می‌باشد. نکته جالب توجه، کاهش شدید C_L و α_{stall} در ایرفویل یخ انباشته در راستای دهانه است که کاهش عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل را به دنبال دارد.

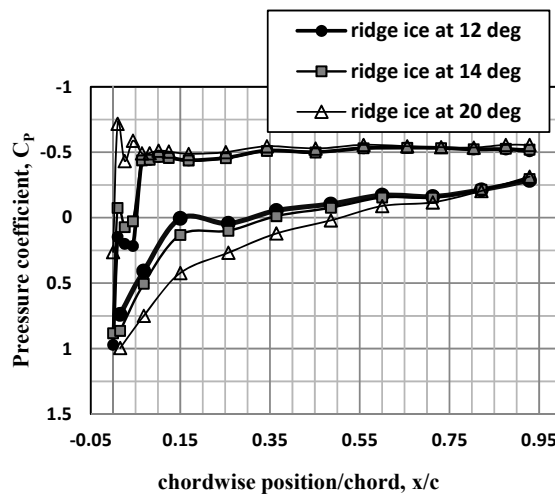
مشخص کردن زوایای واماندگی از روی منحنی‌های توزیع فشار، تقریباً ناممکن است. با استفاده از نمودارهای توزیع فشار می‌توان نسبت به وقوع واماندگی یقین حاصل نمود، ولی این که در چه زاویه‌ای واماندگی آغاز شده است را نمی‌توان دریافت. به‌طور مثال در شکل (۱۶) ایرفویل یخ شاخی در محدوده زاویه ۱۴ درجه در ناحیه واماندگی قرار گرفته است. لیکن نمودار $C_L - \alpha$ وقوع واماندگی را در زاویه‌ای کمتر از این زاویه نشان می‌دهد (۱۱ درجه). پیش‌گویی زاویه واماندگی از روی نمودارهای توزیع فشار برای دو ایرفویل بدون یخ و یخ شاخی، تقریباً به آنچه که از نمودار $C_L - \alpha$ به دست می‌آید، نزدیک است. همان‌طور که گفته شد، گسستگی زوایای اندازه‌گیری شده، در به‌وجود آمدن این تفاوت اندک، می‌تواند مؤثر باشد.

در مورد ایرفویل یخ انباشته، استناد به نمودار توزیع فشار برای مشخص کردن ناحیه واماندگی نمی‌تواند دقیق و واضح باشد. در این ایرفویل طبق نمودار $C_L - \alpha$ زاویه واماندگی تقریباً برابر ۷ درجه است، در حالی که در توزیع فشار سطح بالایی ایرفویل، در زاویه ۱۰ درجه (شکل ۱۹) توزیع فشار ثابتی تا لبه فرار مشاهده نمی‌شود. به‌طور کلی این امر می‌تواند ناشی از ترکیب زود هنگام ناحیه جدایش لبه فرار با حباب جدایش پایین دست یخ و همچنین انتقال نقطه جدایش جریان (ناحیه جدایش)، از نوک یخ به سمت لبه حمله ایرفویل، در زوایای بالاتر (بعد از واماندگی)، در این نوع یخ‌زدگی باشد که رفتار غیرقابل پیش‌بینی ایجاد می‌کند. تفاوت نوع و حالت جدایش جریان این نوع ایرفویل با ایرفویل‌های دیگر، با توجه به رفتار نمودار ضریب برآی آن، در شکل (۲۱)، به‌خوبی مشاهده می‌شود (نداشتن پیک مشخص و غالب در حوالی زاویه استال و داشتن تغییرات ملایم و اندک ضریب برآ در زوایای بعد از استال).



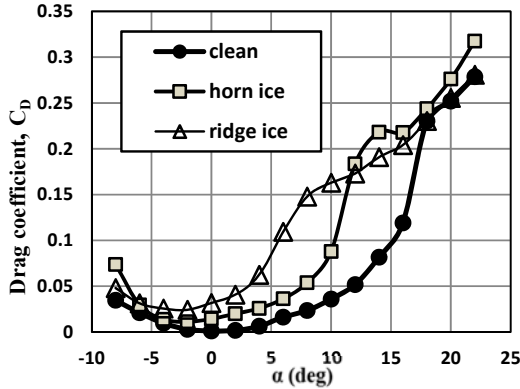
شکل ۱۹- ضریب فشار بر حسب x/c در زوایای ۶، ۸ و ۱۰ درجه در حالت یخ انباشته در راستای دهانه NACA23012

مطابق شکل (۲۰) در زوایای بالاتر از ۱۰ درجه به دلیل یکسان شدن الگوی جریان تغییر چندانی در نمودار توزیع فشار سطح بالایی مشاهده نمی‌شود، جز این که با افزایش زاویه حمله پیک فشاری لبه حمله افزایش می‌یابد. این موضوع برای توزیع فشار سطح پایینی نیز صادق است، با این تفاوت که به دلیل افزایش زاویه حمله، فشار روی این سطح مثبت‌تر می‌شود. مطابق این شکل، در زاویه ۱۲ درجه می‌توان به‌صراحت گفت که واماندگی اتفاق افتاده است. البته در ادامه با رسم نمودار $C_L - \alpha$ مشاهده می‌شود که واماندگی خیلی زودتر اتفاق افتاده است.

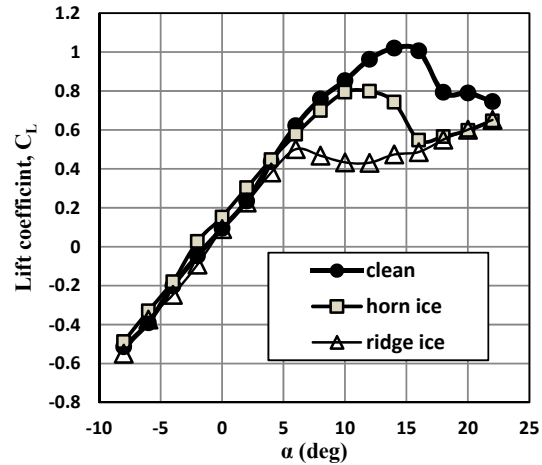


شکل ۲۰- ضریب فشار بر حسب x/c در زوایای ۱۲، ۱۴ و ۲۰ درجه در حالت یخ انباشته در راستای دهانه NACA23012

اختلاف اندک ایجاد شده در زوایای حمله بزرگتر از ۱۶ درجه، احتمالاً ناشی از رفتار پیچیده و غیرقابل پیش‌بینی ایرفویل در ناحیه بعد از واماندگی است.



شکل ۲۱- تغییرات ضریب پسا فشاری بر حسب زاویه حمله برای ایرفویل NACA23012



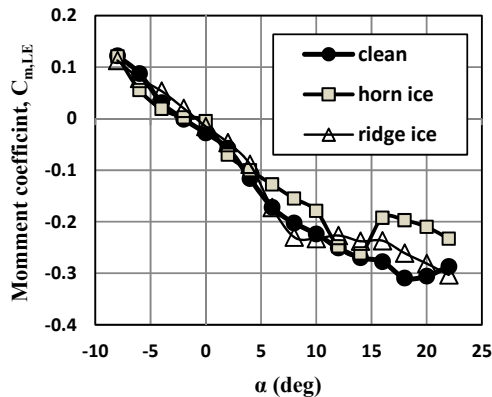
شکل ۲۲- تغییرات ضرایب برآ بر حسب زاویه حمله برای ایرفویل NACA23012

در شکل (۲۲) تغییرات ضریب پسای فشاری بر حسب زاویه حمله مشخص شده است. همان‌گونه که در این شکل مشهود است، با قرار گرفتن ایرفویل در شرایط واماندگی، رفتار ضرایب پسا برای هر سه حالت ایرفویل، تحت تأثیر قرار گرفته و مقادیر آن‌ها نیز به صورت محسوس افزایش یافته است. این در حالی است که در زاویه حمله صفر درجه، مقدار ضریب پسای فشاری برای ایرفویل بدون یخ، تقریباً ناچیز است.

در زاویه حمله حدود ۸- درجه، ایرفویل یخ شاخی نسبت به دو ایرفویل دیگر پسای بیشتری را ایجاد می‌کند. این در حالی است که قبل از این زاویه، ضرایب پسای فشاری هر سه ایرفویل تقریباً برابرند. شاخ کوچک پایینی در لبه حمله ایرفویل یخ شاخی، این اختلاف پسا را ایجاد کرده است.

در زوایای حمله مثبت کمتر از ۱۲ درجه، ایرفویل یخ انباشته بیشترین پسا را داراست و بعد از آن به ترتیب ایرفویل- های یخ شاخی و بدون یخ قرار دارند. در زوایای حمله بیشتر از ۱۲ درجه به دلیل اثرات ناشی از واماندگی، ضرایب پسای دو ایرفویل یخ شاخی و انباشته تقریباً برابر می‌شوند. در زوایای حمله بالای ۱۸ درجه، اثرات وجود یخ بر روی ضریب پسا ناچیز می‌شود و ضرایب پسای هر سه ایرفویل تقریباً برابر می‌شوند.

در شکل (۲۳) تغییرات ضریب گشتاور پیچشی حول لبه حمله، در سه حالت مختلف برای ایرفویل رسم شده است. مطابق این شکل، اثرات ناشی از وجود یخ بر روی ضریب گشتاور، بر خلاف رفتار ضرایب برآ و پسا، تقریباً ناچیز است.



شکل ۲۳- تغییرات ضریب گشتاور پیچشی حول لبه حمله بر حسب زاویه حمله برای ایرفویل NACA23012

نتیجه‌گیری

پدیده یخ‌زدگی به شدت روی جریان اطراف ایرفویل و همچنین رفتار ضرایب آیرودینامیکی تأثیر می‌گذارد و اساساً باعث شکل‌گیری حباب جدایش در پایین‌دست لبه حمله، در سطح بالایی ایرفویل می‌گردد. مهمترین اثراتی که یخ‌زدگی به دنبال خواهد داشت، کاهش عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل، شامل افزایش پسا، کاهش زاویه واماندگی و کاهش ضریب برآی بیشینه می‌باشد. برای حالت یخ انباشته شده در راستای دهانه، زاویه واماندگی حدود ۸ درجه و ضریب برآی بیشینه حدود ۵۰ درصد افت می‌کند و این شرایط برای هواپیما بسیار خطرناک

[5] Bragg, M.B., Broeren, A.P., Blumenthal, L.A., "Iced Airfoil Aerodynamics", SAE technical paper, DOI: 10.4271/2003-01-2098, 2003.

[6] Potapczuk, M.G., Bragg, M.B., Kwon, O.J., Sankar, L.N., "Simulation of Iced Wing Aerodynamics", 68th AGARD Fluid Dynamic Specialist Meeting, Toulouse, France, 1991.

[7] Bragg, M.B., Coirier W.J., "Detailed Measurements of the Flow Field in the Vicinity of and Airfoil With Simulated Glaze Ice", AIAA Paper 86-0484, 1986.

[8] Bragg, M.B., Khodadoust, A., Spring, S.A., "Measurements in a Leading-Edge Separation due to Simulated Airfoil Ice Accretion", AIAA Journal, Vol. 30, No. 6, pp. 1462-1467, June 1992.

[9] Lee, S., Dunn, T., Gurbachi, H., Bragg, M.B., Loth, E., "an experimental and computational investigation of spanwise-step-ice shapes on airfoil aerodynamics", AIAA 98-0490, 1998.

[10] Broeren, A.P., Whalen, E.A., Busch, G.T., Bragg, M.B., "Aerodynamic Simulation Of Runback Ice Accretion", Journal of Aircraft, Vol. 47, No.3, 2010.

[11] Broeren A.P., Addy H.E. Jr., Bragg M.B., Busch G.T., "Aerodynamic Simulation of Ice Accretion on Airfoils", NASA Glenn Research Center, NASA/TP-2011-216929, June 2011.

[12] Lee, S., Bragg, M.B., "Experimental Investigation of Simulated Large Droplet Ice Shapes on Airfoil Aerodynamics", Journal of Aircraft, Vol. 36 No. 5, pp. 844-850, 1999.

[13] Addy, H.E., Potapczuk, M.G., Sheldon, D.W., "Modern Airfoil Ice Accretions", AIAA paper 97-0174, 1997.

[14] Miller, D.r., Addy, HE Jr., Ide, R.F., "A Study of Large Droplet Ice Accretion in the NASA-Lewis IRT at Near-Freezing Conditions", AIAA Paper 96-0934, 1996.

[15] Addy, H.E. Jr., "Ice Accretion and Icing Effects for Modern Airfoils", NASA TP-2000-210031 also DOT/FAA/AR-99/98, 2000.

[16] Mirzaei, M., Ardekani, M.A., Doostalab, M., "Numerical and experimental study of flow field characteristics of an iced airfoil", Aerospace Science and Technology, Vol. 13, pp. 267-276, 2009.

[17] دوست‌محمودی، علیرضا، میرزایی، مسعود، ناظمیان‌علایی، محسن، "مطالعه تجربی الگوی جریان و ضرایب آیرودینامیکی بر روی ایرفویل NLF-0414 یخ‌زده"، هجدهمین همایش سالانه بین‌المللی مهندسی مکانیک ایران، JSME2010-3046، تهران، دانشگاه صنعتی شریف، اردیبهشت ۱۳۸۹.

[18] Ramezanizadeh, M., Pouryoussefi, S.M.H., Mirzaei, M., Pouryoussefi, S.G., "Experimental Investigation on the Ice Accretion Effects of Airplane Compressor Cascade of Stator Blades on the Aerodynamic Coefficients", Journal of Applied Fluid Mechanics, Vol. 6, No. 2, pp. 167-175, 2013.

است. همچنین در حالت یخ شاخی‌شکل، زاویه واماندگی تقریباً ۴ درجه و ضریب برآی بیشینه حدود ۲۱ درصد کاهش می‌یابد. یخ شاخی در زوایای حمله منفی بالا، ضریب پسا را نسبت به ایرفویل‌های یخ‌انباشته و بدون یخ حدود دو برابر افزایش می‌دهد. این در حالی است که در زوایای حمله مثبت، ضریب پسا ایرفویل یخ‌زده، می‌تواند تا ۲/۵ برابر ضریب پسا ایرفویل بدون یخ، افزایش داشته باشد. در پایان می‌توان نتیجه گرفت که یخ‌انباشته در راستای دهانه، در مقایسه با یخ شاخی، اثرات منفی بیشتری را بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل دارد. این موضوع می‌تواند بیانگر اهمیت بررسی بیشتر کارکرد مطمئن سیستم‌های ضد یخ‌زدگی لبه حمله بال باشد. در واقع کارکرد نامطمئن این سیستم‌ها خطرناک‌تر از عدم کارکرد آن‌ها است، چرا که یخ‌انباشته شده در راستای دهانه، از تجمیع یخ در پشت این سیستم‌ها حاصل می‌شود.

پی‌نوشت

- ۱- Supercooled Liquid Water (SLD)
- ۲- Federal Aviation Agency (FAA)
- ۳- Liquid Water Content (LWC)
- ۴- Foreign Object Damage (FOD)
- ۵- Icing Research Tunnel (IRT)
- ۶- Rime Ice
- ۷- Glaze Ice
- ۸- Roughness Ice
- ۹- Horn Ice
- ۱۰- Streamwise Ice
- ۱۱- Spanwise Ridge Ice
- ۱۲- pressure Tap
- ۱۳- Pressure Transducer
- ۱۴- Pressure Distribution Method

منابع و مراجع

[1] Venkataramani, K., McVey, L., Holm, R., Montgomery, K., "Inclement Weather Considerations for Aircraft Engines", AIAA Paper 2007-0695, 2007.

[2] Mason, J., Strapp, W., Chow, P., "The Ice Particle Threat to Engines in Flight", AIAA Paper 2006-0206, 2006.

[3] Bragg, M.B., Paraschivoiu, I., Saeed, F., "Aircraft Icing", Wiley Interscience Publication, New York, 2002.

[4] Potapczuk, M.G., Reinmann, J.J., "Icing Simulation: A Survey of Computer and Experimental Facilities", NASA Lewis Research Center, AGARD CP-496, 1991.

