

شبیه‌سازی عددی الگوهای جریان دو فازی در سیستم محافظت از یخ‌زدگی جریانی هواپیما به روش حجم سیال

سید محمد رضا افق‌ری^۱، علیرضا مستوفی زاده^۲، محمد علی وزیری^۳

۱ دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، اصفهان

۲ دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، اصفهان، ar.mostofi@gmail.com

۳ دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، اصفهان

تاریخ دریافت: ۹۷/۰۵/۲۵

تاریخ پذیرش: ۹۸/۱۲/۰۵

چکیده

در این مقاله، عملکرد سیستم ضد یخ جریانی هواپیما به منظور جلوگیری از تشکیل یخ بر روی بال، به صورت عددی بررسی شده است. جزء اصلی این سیستم، صفحه تیتانیومی با سوراخهایی به قطر ۶۰ میکرون است که بر روی لبه حمله بال نصب شده و وظیفه پخش سیال ضد یخ بر روی بال را بر عهده دارد. هدف اصلی از این تحلیل، پیش‌بینی الگوی جریان خروجی از سوراخ‌ها و بررسی نحوه پخش و توزیع آن بر روی لبه حمله بال با توجه به نمودارهای توزیع کسر حجمی به روش حجم سیال می‌باشد. مطابق نتایج مشاهده می‌گردد که در شرایط طرح در محدوده دبی $0/001$ تا $0/002$ gr/s می‌توان توزیع کاملی از پخش سیال روی سطح بال ایجاد کرد. همچنین تاثیر پارامترهای مختلف مانند دبی و فشار سیال ورودی، سرعت جریان هوا و زاویه حمله بر نحوه پخش سیال و محدوده توزیع آن نیز بررسی شده و مشاهده می‌گردد که تغییر این پارامترها، تاثیر محسوسی بر محدوده پخش سیال و نحوه توزیع آن دارد. به عنوان نمونه تغییر زاویه حمله از 10^- درجه تا 10^+ درجه، سبب تغییرات حدود ۵۰ درصدی در پخش سیال در سطوح بالا و پایینی نقطه سکون ایرفویل می‌گردد. از طرفی به منظور صحت‌گذاری تحلیل عددی انجام شده، با توجه به استفاده از هر دو روش اویلری و لانگراژی در این تحلیل، از دو نمونه نتایج آزمایشگاهی استفاده می‌شود که تطابق بسیار خوبی در هر دو مورد، بین نتایج مشاهده می‌گردد.

واژگان کلیدی

سیستم ضد یخ هواپیما، پنل محافظتی، بررسی رفتار جریان، تحلیل عددی، مدل VOF.

۱. مقدمه

نیازمندی‌های هوانوردی باعث شده است تا هواپیماهای طراحی شده قابلیت‌های خاصی پیدا کنند. لذا در حین طراحی الزاماتی باید مدنظر قرار بگیرد. یکی از مهم‌ترین موضوعات، پدیده یخ‌زدگی در هواپیما و راه‌های مقابله با آن می‌باشد. پدیده یخ‌زدگی معمولاً سطوح آیرودینامیکی، موتور، ملخ، شیشه‌ها و... را تحت تاثیر قرار خواهد داد. این پدیده می‌تواند با قرار گرفتن قطرات ریز آب که دمایی بالاتر از دمای انجماد دارند، بر روی سطوحی با دمای کمتر از دمای انجماد آب، به وقوع بپیوندد. این پدیده در کارایی عملکرد پرواز هواپیما بخصوص لبه حمله بال و دهانه ورودی موتور اثرات خطرناک بسیاری دارد. قرار گرفتن یخ بر روی ایرفویل، جریان روان بر روی آن را از بین برده و موجب کاهش لیفت و افزایش درگ، افزایش وزن هواپیما، کاهش زاویه استال، کاهش توان خروجی موتور و یا حتی از کار افتادن موتور می‌شود. توانایی در حل این مشکلات تا حدود زیادی، بستگی به میزان مجهز بودن وسایل پرنده به سیستم محافظت از یخ‌زدگی دارد. این سیستم‌ها به دو دسته کلی ضدیخ و یخ‌زدا تقسیم می‌شوند. سیستم ضدیخ از تشکیل یخ جلوگیری می‌کند و باید پیش از مواجهه با یخ فعال گردد. و سیستم یخ‌زدا، یخ‌های تشکیل شده بر روی پوسته را از بین می‌برد و اجازه نمی‌دهد یخ دیگری اضافه گردد. یکی این سیستم‌ها، سیستم محافظت از یخ‌زدگی جریانی می‌باشد. این سیستم برای هواپیماهایی که موتور آنها توانایی تولید دبی گرم هوا برای لبه حمله ندارد و بال نیز از دهانه بزرگی تشکیل شده، مناسب می‌باشد. این سیستم بر اساس پخش سیال الکل بر روی منطقه‌ای که نیاز است محافظت شود، طراحی شده است. سیال دمایی انجماد آب را پایین آورده و از رشد یخ جلوگیری می‌کند [۱]. در طراحی این سیستم‌ها، به منظور مشخص نمودن محدوده نصب سیستم محافظت از یخ زدگی، تعیین محدوده‌ی برخورد قطرات آب بر روی لبه حمله بال و مسیر حرکتی آنها، از مهم‌ترین اهداف بوده که توسط شبیه‌سازی عددی می‌توان آن را به دست آورد. در زمینه شبیه‌سازی عددی این نوع سیستم‌ها هیچ‌گونه تحقیق مستند شده‌ای وجود ندارد و بیشتر مراجع موجود در زمینه شبیه‌سازی سیستم‌های هوا-گرمایی، الکترودمایی و مکانیکی می‌باشد. از جمله در زمینه سیستم‌های هوا-گرمایی، ردیگوئرز در سال (۲۰۰۷) یک بررسی دوبعدی از مدل‌های جریان مغشوش در تحلیل جریان سیستم هوا-گرمایی انجام داده است [۲]. در این

تحقیق پنج مدل مختلف توربولانسی برای شبیه‌سازی عملکرد سیستم استفاده شده و نتایج با یکدیگر مقایسه شده است. نتایج نشان می‌دهد که مدل $k-\omega$ SST تطابق بهتری با داده‌های آزمایشگاهی که در تونل باد ناسا انجام شده، دارد. هافمن و همکاران در سال (۲۰۰۷) در شرکت هواپیمایی امبرائر، پروژه طراحی سیستم محافظت از یخ‌زدگی هواپیما را به صورت تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی عددی انجام دادند [۳]. در این کار، ابتدا طراحی اولیه‌ای از این سیستم انجام شده و سپس توسط روش عددی، بهینه‌سازی هندسی بر روی آن انجام گرفته است. در ادامه برحسب وسعت آب برگشتی، سیستم بهینه انتخاب شده و در تونل باد یخ، عملکرد آن بررسی شده است. در این شبیه‌سازی، توزیع ضریب فشار، سرعت قطرات برخوردی، تنش دیواره، مسیر حرکت قطرات، شبیه‌سازی لوله‌های پیکولو (توزیع دبی جرم، فشار، دما و خطوط جریان در این لوله‌ها)، توزیع دما و مقدار ضریب جذب آب (B) بررسی شده است. بالاریشنا و همکارانش در سال (۲۰۱۴)، یک مدل شبیه‌سازی ترمودینامیکی ناپایای سه بعدی برای توصیف رفتار دینامیکی سیستم ضدیخ هوا گرمایی بال هواپیما ارائه کردند [۴]. روش عددی استفاده شده شامل شبیه‌سازی ناپایای جریان حرارتی داخلی/خارجی یکپارچه در لبه حمله بال می‌باشد که رسانایی حرارتی در سرتاسر پوسته بال را شبیه‌سازی می‌کند. در پایان نتایج با داده‌های آزمایشگاهی مقایسه شده و تطابق خوبی مشاهده گردیده است. دانگ و همکاران در سال (۲۰۱۵)، یک روش محاسباتی برای شبیه‌سازی دما و انتقال حرارت سیستم هوا-گرمایی در ورودی موتور هواپیما معرفی نمودند [۵]. در این کار میدان جریان حول ورودی و داخل دهانه موتور توسط نرم‌افزار فلونتت شبیه‌سازی شده و مسیر حرکت قطرات و ضریب نرخ جذب آب با روش اویلر محاسبه شده است. در نهایت نتایج با داده‌های آزمایشگاهی مقایسه شده و تطابق بسیار خوبی بین آنها مشاهده شده است.

بیونومو و همکاران در سال (۲۰۱۷)، کارآمدی جت‌های پاشش هوای گرم و بهینه‌سازی لوله‌های پیکولو سیستم هوا-گرمایی را بر روی سطوح داخلی بال، به صورت عددی بررسی نموده‌اند. این شبیه‌سازی در نرم افزار انسیس فلونتت و در حالت پایا و با استفاده از روش توربولانسی $k-w$ انجام شده است. همچنین تاثیر عدد ماخ و زاویه حمله نیز بر روی عملکرد سیستم

بررسی و مشاهده شده که زوایای حمله بزرگ کارآمدی سیستم را افزایش داده در حالی که اعداد ماخ بزرگ باعث کاهش عملکرد سیستم ضد یخ هوا-گرمایی می‌شوند [۶]. در زمینه سیستم‌های الکترودمایی فعالیت‌های بیشتری انجام شده است. از جمله کیت در سال (۱۹۸۸) با استفاده از روش تفاضل محدود، رفتار دمایی سازه‌ی کامپوزیتی را در مقابل سیستم الکترودمایی شبیه‌سازی کرده است [۷]. نتایج نشان می‌دهد که اثر دما در تداخل یخ و پوسته، گرمکن ولایه زیرین با مقادیر اندازه‌گیری شده تجربی مطابقت خوبی دارد. الخلیل و همکاران در سال (۲۰۰۳)، تعدادی تست آزمایشگاهی بر روی سیستم الکترودمایی نصب شده بر روی ایرفویل NACA 0012 انجام داده اند. آنها نتایج این تست ها را با کدهای شبیه ساز کامپیوتری مقایسه نموده و از آن به عنوان اعتبارسنجی مدل سیستم ضد یخ استفاده کرده‌اند. در این کار به منظور تصویر برداری توزیع دما بر روی سطح پوسته، از یک دوربین مادون قرمز استفاده شده است. همچنین مکانی که آب برگشتی حاصل از عملکرد سیستم ضد یخ مجدداً بر روی سطح بال منجمد می‌گردد بررسی شده و نتایج با کدهای عددی مقایسه گردیده است [۸]. سیلوا و همکاران در سال (۲۰۰۳)، یک سیستم الکترودمایی را مدلسازی ریاضی کردند. در این مدلسازی آنها توزیع دما و خطوط جریان آب برگشتی را شبیه سازی نموده و مهمترین پارامترهای یک سیستم ضد یخ الکترودمایی که شامل توزیع دمایی سطح، ضریب انتقال حرارت جابه جایی و جریان آب برگشتی می‌باشد، را پیش بینی کرده اند. آنها همچنین موقعیت نقطه انتهایی لایه آب برگشتی بر روی سطح بال را بررسی و با کدهای عددی دیگر در حالت‌های مختلف مقایسه نموده و نتایج قابل قبولی به دست آورده‌اند. در واقع این کار نشان داد که معادلات لایه مرزی در فرم انتگرالی برای شبیه‌سازی ریاضی سیستم ضد یخ الکترودمایی مناسب بوده و با رعایت پاره‌ای از عوامل استفاده از آنها بسیار پر کاربردتر می‌شود [۹]. ژوکین و همکاران در سال (۲۰۱۲) یک کد عددی برای شبیه سازی سیستم ضد یخ الکترودمایی معرفی نمودند. کد موردنظر شامل محاسبات بالانس جرم و انرژی بر روی سطح پوسته بال می‌باشد. همچنین در کد موردنظر، میدان جریان و ضریب جذب سطح آب توسط روش اویلر به دست آمده است. توسط این کد رفتار جریان بر روی لبه حمله بال بررسی شده و توزیع ضریب انتقال حرارت به دست آمده است [۱۰]. پوریگیان و همکارانش در سال (۲۰۱۳)،

بنابراین فعالیت‌های صورت گرفته و در عین حال در دسترس موجود نشان می‌دهد که مطالعات محدودی در راستای بررسی عملکرد سیستم ضد یخ جریانی به کمک شبیه‌سازی عددی انجام گرفته است. لذا در این پژوهش تلاش شده است با توجه به نمودارهای توزیع کسر حجمی، رفتار سیال خروجی از این سیستم مورد مطالعه قرار گرفته و تاثیر تغییر پارامترهای مختلف بر توزیع و پخش سیال مورد ارزیابی قرار گیرد. بنابراین با توجه به وجود دو فاز مختلف مایع و گاز، شبیه‌سازی جریان دوفازی در حالت وابسته به زمان انجام شده و محدوده پخش سیال و توزیع مناسب آن بر تمام سطوحی که امکان تشکیل یخ وجود دارد در شرایط طرح و خارج از طرح، بررسی شده است. از جمله ویژگی‌های خاص این تحلیل اشنایی کامل با فیزیک جریان توزیعی روی سطح بال، سه بعدی بودن شبیه‌سازی جریان در حالت وابسته به زمان، استفاده از دو مدل لاگرانژی و اویلری در تحلیل جریان، شبیه سازی جریان روی سطح بال به صورت نشتی، تعیین محدوده دبی سیال مناسب برای جلوگیری از تشکیل یخ در هر شرایط خاص پروازی و بررسی کامل شرایط خارج از طرح می‌باشد.

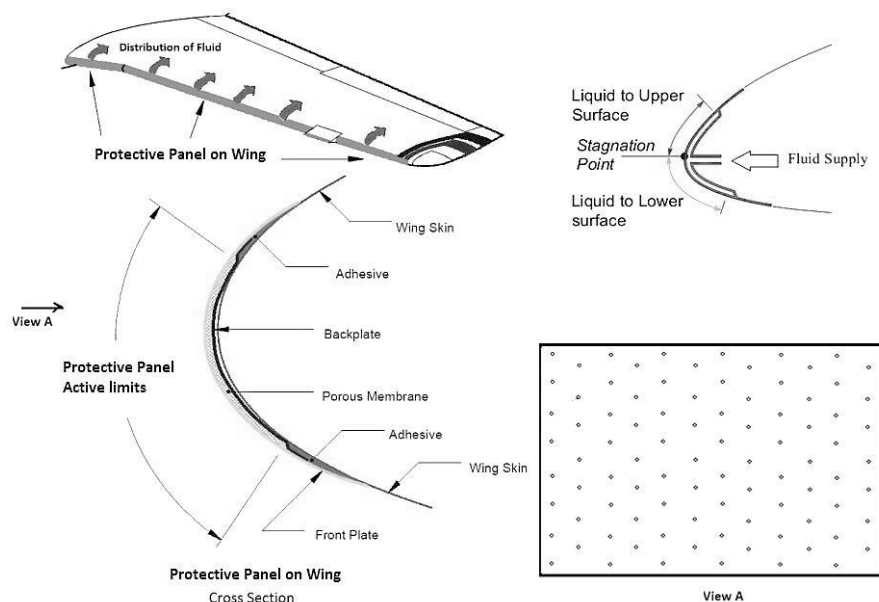
۲. سیستم ضد یخ جریانی

در این سیستم ترکیبی شیمیایی با نام تجاری تی کا اس^۱ که شامل ۸۵ درصد اتیلن گلیکول، ۱۰ درصد پروپیلن الکل و ۵ درصد آب می‌باشد و عملکردی شبیه مایع ضد یخ دارد، از یک صفحه سوراخدار که بر روی لبه حمله بال نصب شده است، به آرامی بر

سانتیمتر برای ورود سیال پمپ شده از مخزن به داخل پنل می‌باشد. صفحه متخلخل که ما بین صفحات بیرونی و درونی قرار دارد و به منظور کمک در پخش یکنواخت کردن سیال موردنظر استفاده می‌گردد. در نهایت صفحه بیرونی که از جنس تیتانیوم بوده و ضخامت آن 0.7 تا 0.9 میلی‌متر است، وظیفه پخش سیال بر روی سطح بال را بر عهده دارد. بدین منظور بر روی قسمت مرکزی این صفحه که با عنوان محدوده فعال پنل محافظتی^۶ نام گذاری شده، سوراخهایی با قطر 60 میکرون و به فاصله مراکز 0.9 میلی‌متر توسط لیزر ایجاد شده که سیال ضد یخ پس از خروج از این سوراخ‌های میکرونی، در حالت نشستی و غیر پاششی بر روی سطح بال پخش می‌گردد.[۱۳].

روی سطح بال پمپ گردیده و با لغزنده نمودن آن، مانع از تجمع قطرات سرد آب بر روی بال می‌شود. لازم به ذکر است که ماده موردنظر بایستی دارای فشار بسیار کمی بوده تا به صورت نشستی بر روی سطح بال پخش گردد.

این سیستم از اجزا مختلفی مانند مخزن سیال، لوله های انتقال، پمپ، فیلتر، صافی و پنل محافظتی^۲ تشکیل شده است. مهمترین جزء این سیستم پنل محافظتی است که بر روی لبه حمله بال نصب گردیده و وظیفه پخش سیال بر روی سطح را بر عهده دارد. در شکل ۱ نمایی از ساختار آن مشاهده می‌گردد. همانطور که مشاهده می‌شود اجزاء آن شامل صفحات بیرونی^۳، درونی^۴ و متخلخل^۵ می‌باشد. صفحه‌ی درونی از جنس تیتانیوم با ضخامت تقریباً 1 میلی‌متر بوده و دارای سوراخی به قطر $1/25$



شکل ۱. ساختار پنل محافظتی [۱]

گردد. دلیل استفاده از این مدل توانایی تحلیل جریان در نزدیکی و فواصل دور از دیواره به صورت همزمان می‌باشد [۱۴].

۳-۱. معادلات حاکم

مدل حجم سیال، تکنیک ردگیری سطح مشترک فازها برای مش اویلری ثابت است. این مدل برای دو یا چند سیال غیر قابل امتزاج، که مکان فصل مشترک آن‌ها مورد نظر است، طراحی شده است. در این مدل، یکسری معادلات مومنتوم به جریان چندفازی اختصاص داده می‌شود و کسر حجمی هر یک از فازها در هر سلول محاسباتی تعیین می‌شود. فرمولاسیون کسر حجمی با تکیه بر این

۳. تحلیل عددی

در این مقاله، تحلیل جریان با استفاده از روش سیالات عددی و با حل معادلات پیوستگی، اندازه حرکت و انرژی به روش حجم محدود در حالت سه‌بعدی و به صورت وابسته به زمان (ناپایا) انجام می‌گیرد. با توجه به وجود دو فاز مختلف هوا و مایع، از محیط جریان چندفازی^۷ نرم افزار فلوئنت استفاده می‌شود. در این محیط روش‌ها و مدل‌های مختلفی برای بررسی رفتار جریان وجود دارد. در کار حاضر با توجه به فیزیک جریان، روش اویلری و مدل حجم سیال^۸ به کار گرفته می‌شود. همچنین به منظور مدلسازی آشفتگی و محاسبه تنش رینالدز از مدل $k-\omega$ SST^۹ استفاده می

که E_q برای هر فاز براساس گرمای ویژه فاز و دمای مشترک به دست می آید. لازم به ذکر است که با توجه به تعریف مسئله، معادلات اسکالر دیگر نیز می تواند وارد روابط گردد. به عنوان مثال در جریان های مغشوش، یک مجموعه از معادلات انتقال حل شده و متغیرهای اغتشاش (مثل k ، ε ، ω و یا تنش های رینولدز) بین فازها در سرتاسر میدان به اشتراک گذاشته می شود [۱۵].

۳-۲. مدل جریان مغشوش

مدل k - ω -SST، توسط منتر و به منظور آمیختن فرمول بندی دقیق و قدرتمند مدل k - ω در نواحی نزدیک دیواره با مدل k - ε در نواحی دور از دیواره ارائه شده است. یعنی این مدل به طور همزمان، توانایی بالای مدل k - ω در نواحی با عدد رینولدز پایین و توانایی بالای مدل k - ε در نواحی با عدد رینولدز بالا را در اختیار گرفته است. برای ترکیب دو مدل، باید فرمول بندی مدل k - ε را به شکل مدل k - ω در آورده. مدل k - ω -SST بسیار شبیه به مدل استاندارد k - ω است ولیکن بهینه سازی هایی نیز بر روی آن انجام شده است. در اینجا، مدل استاندارد k - ω و شکل تبدیل یافته مدل k - ε هر دو در یک تابع آمیختگی ضرب شده و آنگاه دو مدل با یکدیگر جمع می شوند. تابع آمیختگی، طوری طراحی شده است که نواحی نزدیک دیواره، دارای مقدار یک (که باعث فعال شدن مدل k - ω در آن نواحی می شود) و در نواحی دور از دیواره دارای مقدار صفر (که باعث فعال شدن شکل تبدیل یافته مدل k - ε می شود) می باشد. همچنین مدل SST، دارای یک جمله مشتقی میرا در معادله ω است. تعریف لزجت آشفتگی μ_t به منظور به حساب آوردن اثرات انتقال تنش های برشی اصلی جریان آشفته، تغییر یافته و اعداد ثابت مدل، نسبت به مدل استاندارد k - ω تفاوت هایی داشته است. این خصوصیات باعث شده است که مدل k - ω -SST برای دسته وسیعی از جریان ها استفاده گردد. معادلات انتقال مدل k - ω -SST یک فرم مشابه با مدل k - ω به شکل زیر دارد:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \tilde{G}_k - Y_k + S_k \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (7)$$

در این معادلات، G_k انرژی جنبشی مغشوش تولید شده بر اثر گردادیان سرعت متوسط و G_ω بیانگر تولید ω است. Γ_k و Γ_ω به

واقعیت است که دو یا چند فاز به عنوان محیط های پیوسته درهم نفوذ کننده در جریان وجود ندارد. برای هر فاز اضافی که شما می خواهید به مدل اضافه کنید، یک متغیر کسر حجمی فاز در سلول محاسباتی وارد می شود. در هر المان حجمی، مجموع کسرهای حجمی فازها مطابق معادله ۱ برابر یک می باشد.

$$\sum_{q=1}^n \alpha_q = 1 \quad (1)$$

که α معرف کسر حجمی جریان دو فازی در هر سلول محاسباتی می باشد. اگر سلول فقط حاوی فاز مایع باشد $\alpha = 1$ و اگر فقط حاوی فاز گاز باشد $\alpha = 0$ است. همچنین اگر سلول حاوی سطح مشترک دو فاز باشد مقدار کسر حجمی $0 < \alpha < 1$ می باشد [۱۵]. بنابراین در کار حاضر مقدار $\alpha = 1$ مربوط به فاز مایع (سیال اتیلن گلیکول) می باشد. ردیابی فصل مشترک (های) میان فازها، با حل معادله پیوستگی برای کسر حجمی یکی (یا بیشتر) از فازها انجام می گیرد. برای فاز q ام، این معادله به صورت معادله ۲ می باشد.

$$\frac{1}{\rho_q} \left[\frac{\partial}{\partial t} (\alpha_q \rho_q) + \nabla \cdot (\alpha_q \rho_q \vec{v}_q) \right] = S_{\alpha_q} + \sum_{p=1}^n (\dot{m}_{pq} - \dot{m}_{qp}) \quad (2)$$

که \dot{m}_{pq} انتقال جرم از فاز q به فاز p و \dot{m}_{qp} انتقال جرم از فاز p به فاز q است. معادله مومنتوم در سرتاسر دامنه حل می شود و میدان سرعت حاصل به صورت مشترک در اختیار همه فازها قرار می گیرد. معادله مومنتوم نشان داده شده در معادله ۳، وابسته به خواص کسرهای حجمی همه فازهای سیال شامل دانسیته و ویسکوزیته می باشد.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot [\mu + (\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T)] + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (3)$$

یکی از محدودیت های تقریب میدان مشترک درحالتی است که اختلاف سرعت زیادی میان فازها وجود داشته باشد. در نهایت معادله انرژی نیز بین فازها به صورت معادله ۴ به اشتراک گذاشته می شود.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho E + p)) = \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T) + S_h \quad (4)$$

در مدل حجم سیال، انرژی به صورت متغیرهای متوسط جرمی به صورت معادله ۵ نشان داده می شود.

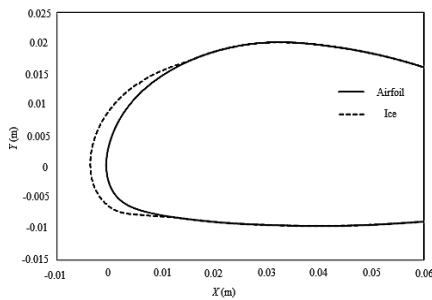
$$E = \frac{\sum_{q=1}^n \alpha_q \rho_q E_q}{\sum_{q=1}^n \alpha_q \rho_q} \quad (5)$$

ترتیب بیانگر ضریب پخش موثر k و ω است. Y_k و Y_ω بیانگر اضمحلال k و ω بر اثر آشفته‌گی است. D_ω بیانگر عبارت انتشار گذرا و در پایان S_k و S_ω عبارت‌های تعریف شده توسط کاربر هستند [۱۴].

۳-۳. مدل‌سازی

هدف از این شبیه‌سازی، بررسی پخش و توزیع سیال خروجی از سوراخها بر روی لبه حمله بال می‌باشد. بنابراین در این شبیه‌سازی، منطقه بعد از صفحات متخلخل، با فرض یکنواخت بودن جریان در ورودی سوراخها، مدل‌سازی می‌شود. به منظور کاهش حجم شبکه‌بندی و صرفه‌جویی در زمان و هزینه محاسبات، به جای مدل‌سازی کامل بال، از هندسه‌ای تنها با دو ردیف سوراخ مطابق شکل ۲ به همراه شرط مرزی تقارن استفاده می‌گردد. همانطور که مشاهده می‌شود مرزهای تقارن در مرکز دو ردیف سوراخ کنار هم در نظر گرفته شده است. بنابراین ضخامت در نظر گرفته از بال برای تحلیل، فاصله بین دو ردیف سوراخ یعنی ۱ میلی‌متر می‌باشد.

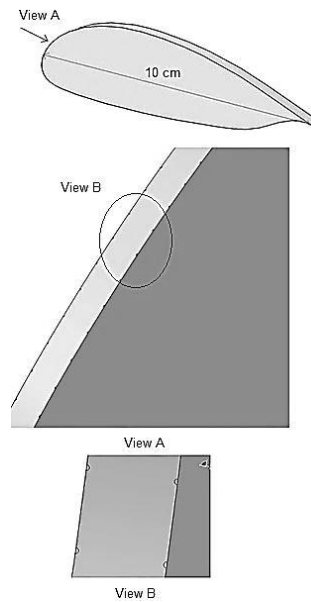
می‌شوند فقط از ۲ قسمت اول محاسبات زیر استفاده می‌کنند درحالی‌که کدهایی که به هدف پیش‌بینی شکل یخ تهیه می‌گردند، هر ۴ قسمت محاسبات زیر را شامل میشوند. این ۴ مرحله عبارت است از محاسبات مربوط به رفتار جریان که می‌تواند ۲ یا ۳ بعدی، ویسکوز یا غیرویسکوز و تراکم‌پذیر یا تراکم‌ناپذیر باشد، محاسبات برخورد قطرات و رفتار حرکتی قطرات که به روش اویلر یا لاگرانژ انجام می‌شود، محاسبات بالانس جرمی و حرارتی و در نهایت محاسبات شکل رشد یخ [۱۷].



شکل ۳. شکل یخ و محدوده یخ‌زدگی بر روی لبه حمله بال

۳-۴. شبکه‌بندی

معادلات حاکم بر جریان در گره‌های داخل هر سلول تعریف می‌شوند. دقت حل عددی وابسته به تعداد سلول‌های مورد استفاده در قلمرو حل می‌باشد. در واقع دقت حل و نیز هزینه‌ها از جمله ساخت‌افزار و زمان محاسبات وابسته به تراکم سلول‌ها می‌باشند. نوع شبکه‌ای که برای یک موضوع معین انتخاب می‌گردد، ممکن است که حل عددی را امکان‌پذیر یا امکان‌ناپذیر کند. بدین جهت تولید شبکه به خودی خود یک مقوله بسیار مهم در دینامیک سیالات محاسباتی به حساب می‌آید. در کار حاضر به منظور افزایش دقت شبکه‌بندی، شبکه‌بندی منظم انتخاب گردید. البته امکان ایجاد شبکه‌ی منظم در نواحی سوراخها وجود نداشته و با توجه به قطر کوچک آنها، از المانهای بسیار ریز در این محدوده استفاده شده است. در شکل ۴ می‌توان نمایی از این شبکه‌بندی را مشاهده نمود. شبکه بندی انجام شده از نوع C بوده و دامنه آن حداکثر ۲۰ برابر طول وتر از عقب و ده برابر طول وتر از جلو، بالا و پایین می‌باشد [۱۸]. در این جا با توجه به تعداد زیاد سوراخها، سه بعدی بودن تحلیل، حل ناپایای جریان و تعداد زیاد پارامترهای مورد بررسی نیاز به کاهش حجم شبکه بندی می‌باشد. بنابراین با در نظر گرفتن مرجع [۱۹]، که دامنه موردنظر را ۵ برابر طول کورد از طرفین پیشنهاد کرده، محدوده شبکه‌بندی، ۱۰ برابر



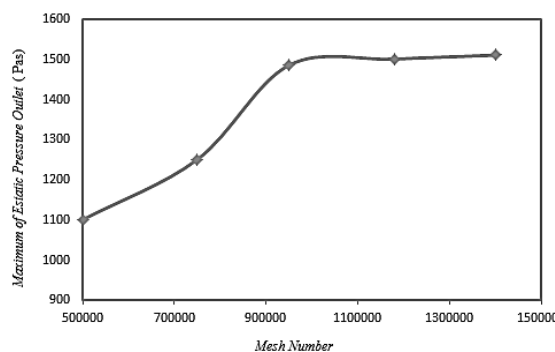
شکل ۲. هندسه مدل بال مورد بررسی در کار حاضر

محدوده سوراخکاری در لبه حمله بال، در محدوده تشکیل یخ در نظر گرفته می‌شود. این محدوده که توسط کد شبیه‌ساز شکل یخ به دست می‌آید، در شکل ۳ مشاهده می‌شود. کد شبیه‌ساز شکل یخ به دو منظور بررسی رفتار حرکتی قطرات و پیش‌بینی شکل یخ استفاده می‌شود. کدهایی که به منظور اول استفاده

زیادی تشکیل می‌شود و این موضوع دلالت بر زبر و درشت بودن شبکه دارد که برای ریزتر کردن شبکه از تطبیق دادن آن استفاده شده است. در جدول ۱، این کمیت‌ها و مقادیر ایده‌آل آنها برای شبکه‌بندی نهایی انجام شده، آورده شده است [۱۴].

جدول ۱. بررسی کیفیت شبکه

پارامتر	حداقل	حداکثر	ایده آل
Skewness	-	۰/۷۲	<۰/۹
y^+	۵۸	۲۴۸	$۳۰ < y^+ < ۳۰۰$



شکل ۵. بررسی استقلال حل از شبکه

۳-۶. شرایط مرزی

برای جریان دوفازی و تراکم پذیر موردنظر، شرط مرز دبی جرمی ورودی برای سیال ورودی به سوراخها و سرعت ورودی برای جریان آزاد هوا در نظر گرفته می‌شود. همچنین فشار خروجی نیز به عنوان مرز خروجی قرار داده می‌شود. یکی از مراحل مهم تعیین شرایط مرزی، محاسبه دبی جرمی سیال ورودی می‌باشد که از معادله ۸ محاسبه می‌شود.

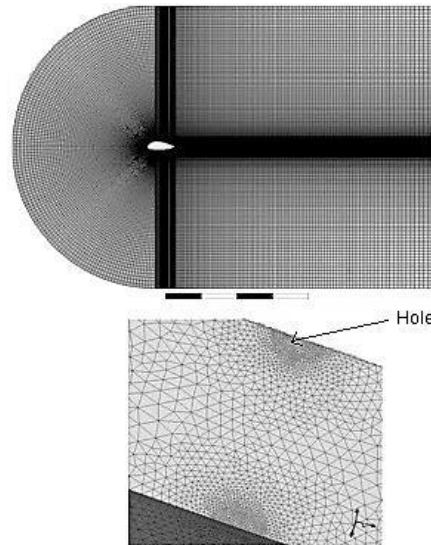
$$M_G = W_f \times L \times t \quad (8)$$

L معرف طولی از بال بوده که نیاز به محافظت دارد، t زمان مورد نیاز محاسبه می‌گردد.

$$W_f = \frac{G \times M_W}{X - G} \quad (9)$$

با توجه به اینکه پس از پمپ سیال بر روی سطح بال، ترکیبی از سیال گلیکول و آب موجود در داخل ابرها بر روی سطح بال وجود دارد، درصد ترکیب آنها، دمای نقطه انجماد روی سطح بال را مشخص می‌کند. ضریب G بیانگر کسر حجمی اتیلن گلیکول در مخلوط آب و گلیکول موجود بر روی سطح بال می‌باشد. بنابراین به منظور داشتن نقطه انجمادی برابر با -۳۲ درجه سانتیگراد بر روی سطح بال، مقدار آن برابر با ۵۰% در نظر گرفته می‌شود [۲۰]. همچنین ضریب X بیانگر درصد حجمی

طول وتر از عقب و ۵ برابر طول وتر از جلو، بالا و پایین در نظر گرفته می‌شود. همچنین به منظور افزایش دقت و بهبود نتایج و همگرایی سریعتر در حل، حجم کنترل مورد بررسی را به مناطق کوچکتر تقسیم و هر قسمت جداگانه به صورت منظم شبکه بندی شده است.



شکل ۴. شبکه بندی هندسه جریان

۳-۵. بررسی حساسیت حل به شبکه

برای معتبرسازی نتایج عددی، بررسی حساسیت حل به شبکه از اهمیت زیادی برخوردار است. برای بررسی این، می‌توان مسأله را با تعداد سلول‌های گوناگون حل کرد، تا به شبکه‌ای دست پیدا کرد که با تغییر تعداد سلول‌ها، دیگر تغییری در کمیت‌های محاسبه شده، ایجاد نشود. برای بررسی استقلال از شبکه، ۵ نمونه شبکه محاسباتی مختلف ایجاد گردید و پارامتر ماکزیمم فشار استاتیکی خروجی سوراخها در آنها بررسی شد. مطابق شکل ۵ ملاحظه گردید کمیت فوق در سه مورد آخر تقریباً ثابت باقی مانده‌اند. لذا برای کاهش هزینه محاسبات از شبکه با ۹۸۰۰۰۰ گره استفاده می‌گردد. همچنین برای بررسی کیفیت شبکه دو کمیت، مقدار واپیچیدگی سلول‌های شبکه و مقدار بیشینه و کمینه اندازه اولین المان کنار دیواره (y^+) بر روی دیواره‌ها نیز در نظر گرفته می‌شود. شکل یک المان (از جمله واپیچیدگی) تاثیر قابل ملاحظه‌ای بر دقت حل عددی دارد. المان واپیچیده شده می‌تواند دقت را کاهش داده و باعث ناپایداری حل گردد. در مورد مقدار y^+ بسیاری از محققان آن را حتی تا ۵۰۰ در نظر گرفته‌اند. ولی باید سعی شود از مقادیر بالاتر از ۳۰۰ اجتناب کرد؛ زیرا در لایه مرزی گردابه‌های

گلیکول موجود در سیال مورد استفاده (تی کا اس) می‌باشد که مطابق مطالب گفته شده در بخش های قبلی، $X=85\%$ می‌باشد. از طرفی مقدار M_W نیز از معادله ۱۰ تعیین می‌گردد.

$$M_W = (V)(LWC)(\beta_{Max})(t'C) \quad (10)$$

در این رابطه V سرعت جریان آزاد، C طول وتر، t' ماکزیمم ضخامت ایرفویل و LWC مقدار آب داخل ابرها بوده که مقدار آن برابر با $0/3$ گرم بر مترمکعب در نظر گرفته می‌شود [۲۱]. پارامتر مهم در این رابطه β_{Max} می‌باشد که نرخ جذب آب روی سطح ایرفویل بوده و توسط شبه‌سازی عددی مقدار آن محاسبه می‌گردد.

۳-۶-۱. تعیین ماکزیمم مقدار ضریب جذب موضعی سطح (β_{Max})

ضریب جذب موضعی سطح معرف بررسی کارایی یک بدنه در جمع آوری قطرات آب در اتمسفر می‌باشد. با توجه به فیزیک جریان به منظور تعیین این ضریب از مدل‌سازی چندفازی با روش لاگرانژی استفاده می‌شود. در این روش حرکت ذرات با انتگرال گیری از معادله‌ی تعادل نیروها بر روی ذرات دنبال می‌شود. معادله‌ی تعادل نیرو برای یک ذره متحرک در معادله ۱۱ آورده شده است.

$$\frac{d\bar{u}_p}{dt} = F_D * (\bar{u} - \bar{u}_p) + \frac{\bar{g}(\rho_p - \rho)}{\rho_p} + \bar{F} \quad (11)$$

که u و u_p به ترتیب سرعت سیال و ذرات، ρ و ρ_p به ترتیب چگالی سیال و ذرات، F_D نیروی دراگ بر واحد جرم و F نیروهای اضافی می‌باشد. نیروی دراگ وارد بر ذره به صورت معادله ۱۲ محاسبه می‌شود.

$$F_D = \frac{18\mu C_D Re}{\rho_p d_p^2 24} \quad (12)$$

μ ویسکوزیته ملکولی سیال، C_D ضریب دراگ، d_p قطر ذرات و Re عدد رینولدز نسبی بوده که از معادله ۱۳ محاسبه می‌شود.

$$Re = \frac{\rho d_p |\bar{u} - \bar{u}_p|}{\mu} \quad (13)$$

در روابط فوق اگر قطر ذرات خیلی کوچک باشد (از مرتبه‌ی میکرومتر)، می‌توان از نیروهای اضافی وارد بر ذرات صرف نظر نمود.

برای محاسبه‌ی ضریب دراگ وارد بر ذرات روش‌های متفاوتی وجود دارد. یکی از دقیق‌ترین این روش‌ها، استفاده از

مدل دراگ دینامیک می‌باشد. محاسبه‌ی ضریب دراگ در این مدل، با فرض کروی بودن ذرات در طول دامنه‌ی حل انجام می‌گردد. تحت این شرایط ضریب دراگ کره به صورت معادله ۱۴ محاسبه می‌شود.

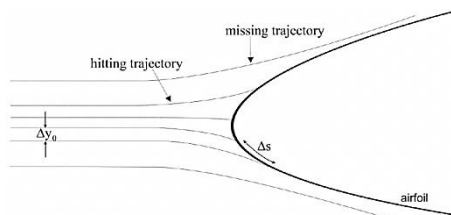
$$C_{d,sphere} = \begin{cases} 0.424 & Re > 1000 \\ \frac{24}{Re} \left(1 + \frac{1}{6} Re^{\frac{2}{3}}\right) & Re \leq 1000 \end{cases} \quad (14)$$

به منظور تصحیح اثر تغییر شکل قطره، از معادله ۱۵ استفاده می‌گردد.

$$C_d = C_{d,sphere}(1 + 2.632\gamma) \quad (15)$$

در رابطه‌ی فوق ضریب تصحیح γ وابسته به شکل قطره می‌باشد. در ابتدای دامنه‌ی حل که شکل ذره کروی می‌باشد مقدار $\gamma = 0$ بوده و با حرکت در طول دامنه حل و تبدیل ذرات کروی به ذرات دیسکی شکل، مقدار $\gamma = 1$ می‌شود [۲۲]. با حل معادلات حرکت ارائه شده از ورودی دامنه‌ی حل تا نقطه برخورد ذرات به سطح جامد می‌توان ضریب جذب آب β را که مطابق شکل ۶ و معادله ۱۶ به صورت نسبت فاصله بین دو قطره در جریان آزاد (dy_0) به فاصله آنها هنگام برخورد به سطح (ds) تعریف می‌شود، محاسبه نمود [۲۲].

$$\beta = \frac{dy_0}{ds} \quad (16)$$



شکل ۶. محاسبه ضریب نرخ جذب آب

۴. صحنه‌گذاری

با توجه به اینکه در این آنالیز، از هر دو روش اویلری و لاگرانژی در تحلیل جریان دو فاز، استفاده شده است، بنابراین نیاز به صحنه‌گذاری هر دو روش می‌باشد. در ادامه این صحنه‌گذاری‌ها آورده شده است.

۴-۱. صحنه‌گذاری مدل اویلری

به منظور صحنه‌گذاری روش اویلری و مدل حجم سیال استفاده شده در تحلیل جریان، از مرجع [۲۳]، که مربوط به کار مشابه‌ای

جدول ۲. پارامترهای ورودی [۲۳]

ماده	دبی ورودی ml/(min. cm ²)	سرعت ورودی m/s
سیال	۰/۰۷۹	-
هوا	-	۱۰۰

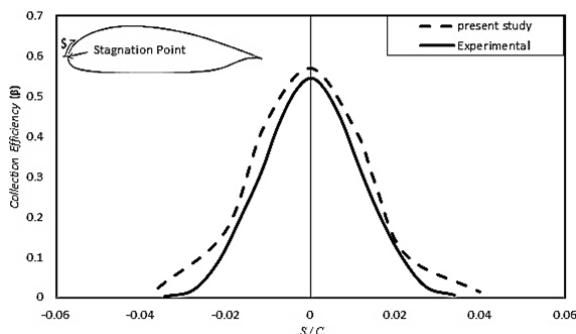
۴-۲. صحنه‌گذاری مدل لاگراژی

به منظور صحنه‌گذاری روش لاگراژی استفاده شده در تعیین ضریب β ، از مرجع [۲۲] استفاده می‌شود. در این مرجع ضریب جذب آب بر روی ایرفویل NACA0012 با طول وتر ۰/۹۱۴۴ به صورت موضعی با استفاده از روش آزمایشگاهی بدست آمده است. داده‌های موردنیاز برای تحلیل عددی در جدول ۳ مشاهده می‌گردد. این داده‌ها شامل شرایط آب و هوایی منطقه پروازی که عبارتند از مقدار آب داخل ابر (LWC) و میانگین حجمی قطر قطرات (MVD) و همچنین شرایط پروازی هواپیما می‌باشد. پس از مدلسازی هندسه و شبکه بندی آن، ضریب جذب موضعی آب در لبه حمله بال، در محیط چند فازي نرم افزار فلوئنت و با استفاده از روش لاگراژی محاسبه شده است.

جدول ۳. شرایط محیطی ورودی [۲۲]

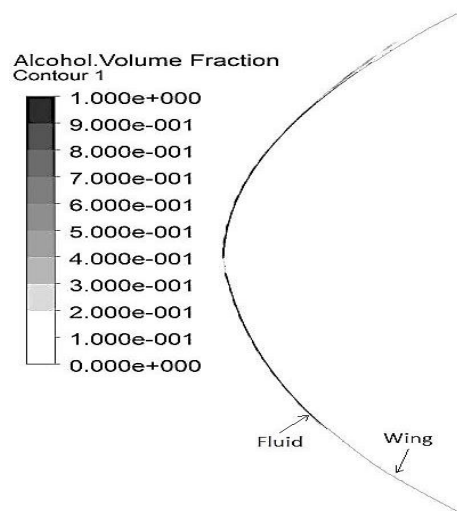
ماده	سرعت ورودی $\frac{m}{s}$	محتوای آب داخل ابر (LWC) gr/ m ³	میانگین حجمی قطر قطرات (MVD) μm
سیال	-	-	-
هوا	۴۴/۳۹	۰/۷۸	۲۰

در شکل ۹، مقایسه‌ای از نتایج حاصل از این تحلیل با داده های آزمایشگاهی مشاهده می‌گردد که تطابق قابل قبولی بین نتایج وجود دارد.



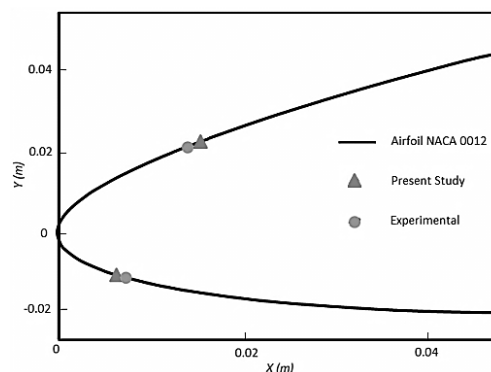
شکل ۹. مقایسه بین نتایج کار حاضر با داده های آزمایشگاهی در روش لاگراژی [۱۶]

است که شرکت کو^{۱۱} (شرکت طراح و سازنده سیستم‌های محافظت از یخ‌زدگی جریانی) انجام داده، استفاده شده است. در این کار محدوده پخش سیال بر روی لبه حمله بال و دم هواپیما به دست آمده است. ایرفویل مورد استفاده در این کار، از نوع NACA 0012 و با طول وتر ۱ متر می‌باشد. داده‌های ورودی برای تحلیل عددی مورد نظر در جدول ۲ آورده شده است. پس از مدل‌سازی هندسه موردنظر و شبکه‌بندی آن، رفتار جریان خروجی از سوراخها بر لبه حمله بال با استفاده از روش اویلری بررسی گردید که در شکل ۷ توزیع آن بر روی لبه حمله بال در سطوح بالایی و پایینی ایرفویل، مشاهده می‌گردد.



شکل ۷. کانور کسر حجمی سیال بر روی لبه حمله بال

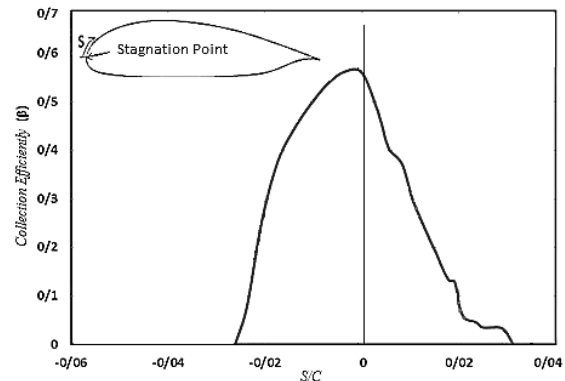
از مقایسه نتایج، تطابق بسیار خوبی بین نتایج در زمینه توزیع سیال و حداکثر محدوده پخش آن در سطوح بالا و پایینی نقطه سکون مشاهده می‌گردد. این مقایسه، در شکل ۸ آورده شده است.



شکل ۸. مقایسه بین نتایج کار حاضر با داده های آزمایشگاهی در روش اویلری [۱۷]

۵. تحلیل نتایج

اولین مرحله در بررسی نتایج، تعیین ماکزیمم مقدار ضریب نرخ جذب آب به منظور تعیین دبی سیال ورودی می‌باشد. مقدار این ضریب در سطوح بالا و پایینی ایرفویل و در محدوده برخورد قطرات با استفاده از روش لاگرانژی توضیح داده شده در بخش ۳-۶، ۱-۳ مطابق شکل ۱۰ تعیین می‌گردد.



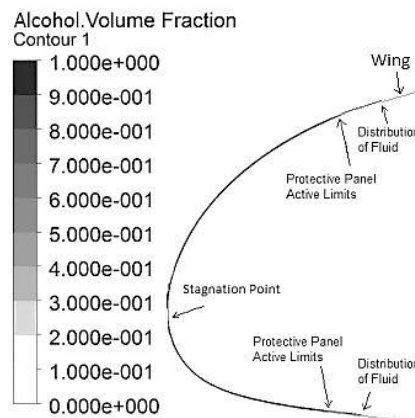
شکل ۱۰. توزیع ضریب جذب موضعی آب بر روی بال

همانطور که مشاهده می‌شود مقدار آن در نقطه سکون ماکزیمم و برابر با ۰/۵۸ بوده و با دور شدن از نقطه سکون در بالا

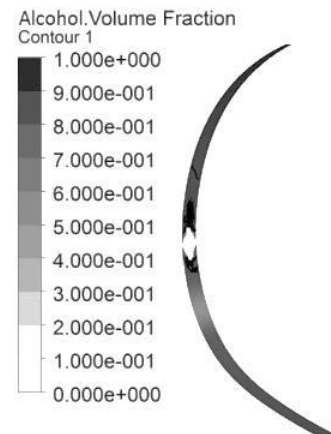
و پایین ایرفویل، مقدار آن به سمت صفر میل می‌کند. مقدار صفر نشان دهنده آن است که در قسمت مربوطه هیچگونه جذب آب بر روی سطح ایرفویل وجود ندارد. حال با استفاده از مقدار ماکزیمم این ضریب و روابط ۶ تا ۸، دبی سیال ورودی محاسبه می‌شود. مرحله بعدی بررسی رفتار جریان خروجی از سوراخها می‌باشد. در جدول ۴، داده های ورودی برای این تحلیل آورده شده است [۱۷]. در شکل ۱۱ کسر حجمی سیال و چگونگی توزیع سیال خروجی از سوراخها بررسی می‌شود. شکل ۱۱-الف، توزیع جریان سیال بین سوراخها را نشان می‌دهد و همان‌گونه که مشاهده می‌شود سیال به طور کامل در فضای بین سوراخها توزیع می‌گردد. همچنین در شکل ۱۱-ب، توزیع سیال و محدوده پخش آن، از نمای کناری نشان داده شده و مشاهده می‌گردد به جز منطقه ای کوچک در محل نقطه سکون، سیال نه تنها به طور کامل تمام محدوده سوراخکاری (محدوده فعال پنل محافظتی) را پوشش می‌دهد بلکه بر روی نواحی اطراف آن نیز پخش می‌شود. البته در خارج از محدوده سوراخکاری بدلیل نبود سوراخها، پخش سیال تنها در اثر همراهی با جریان هوا عبوری بوده و بنابراین ضخامت توزیع آن کم می‌باشد.

جدول ۴. شرایط محیطی و مرزی ورودی

ماده	دما (k)	دبی سیال ml/(min. cm ²)	سرعت m/s	محتوای آب داخل ابر (LWC) میانگین حجمی قطر قطرات (MVD)	زاویه حمله (α)
سیال	-	۰/۰۷۹	-	-	-
هوا	۲۴۸/۳	-	۴۰	۰/۳	۳

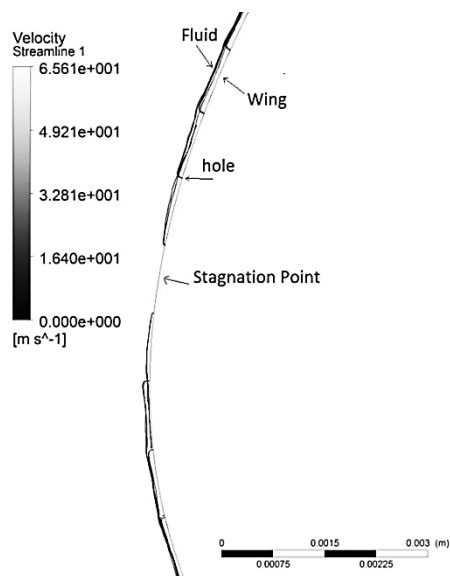


(ب)



(الف)

شکل ۱۱. کانتورهای کسر حجمی سیال



شکل ۱۳. خطوط جریان خروجی از سوراخها

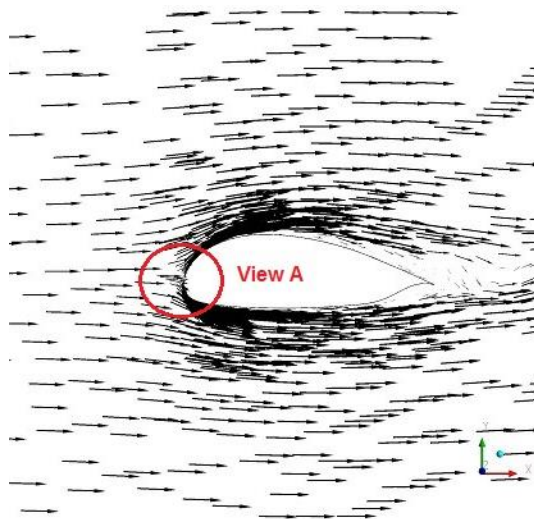
۵-۱. بررسی مقدار سیال ورودی به سوراخها

در این قسمت، افزایش یا کاهش مقدار دبی سیال ورودی به سوراخها بررسی می‌شود. همانطور که در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود در صورتی که دبی سیال کم یا زیاد گردد، در مقدار پخش سیال و محدوده آن تاثیر محسوسی می‌گذارد. به گونه‌ای که در دبی‌های پایین، سیالی کمی بر روی بال پخش می‌شود و در مقادیر بالای آن توزیع سیال و محدوده پخش آن افزایش می‌یابد. همچنین مشاهده می‌شود که در مقادیر بسیار زیاد دبی، سیال خروجی به جای حالت نشستی، حالت پاششی پیدا کرده و پخش روی سطح حالت ایده آل خود را از دست می‌دهد.

۵-۲. سرعت جریان آزاد هوا

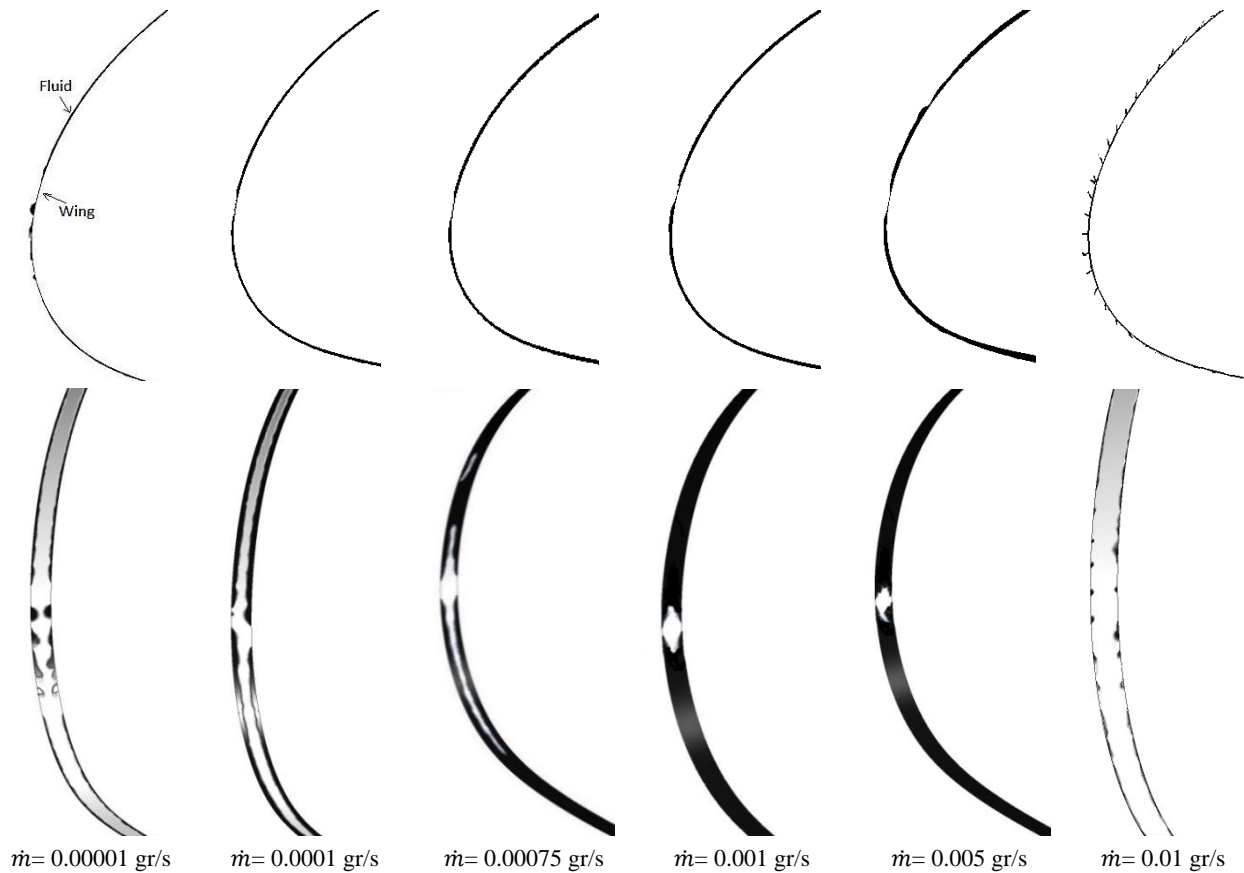
با توجه به معادله ۸ مقدار سرعت جریان هوا تاثیر بسزایی در مقدار دبی سیال خروجی از سوراخها دارد. مطابق این رابطه با افزایش سرعت جریان هوا، مقدار دبی سیال موردنیاز برای پخش کامل بر روی سطح بال افزایش یافته و با کاهش سرعت، مقدار آن کاهش می‌یابد. این واقعیت در شکل ۱۵، نیز قابل بررسی می‌باشد. همانطور که مشاهده می‌شود، با فرض ثابت بودن دبی خروجی از سوراخها، افزایش سرعت جریان آزاد، توزیع سیال روی سطح را کمتر کرده و باعث می‌شود سیال منطقه کمتری را پوشش دهد.

در شکل ۱۲ توزیع بردارهای سرعت در محدوده اطراف ایرفویل نشان داده شده است. مطابق این شکل، جریان هوا پس از برخورد با ایرفویل، موازی با سطح ایرفویل در بالا و پایین آن حرکت کرده و سیال خروجی از سوراخها را نیز با خود حمل می‌کند. همچنین در شکل ۱۳، خطوط جریان خروجی از سوراخها بررسی شده است. همانگونه که مشاهده می‌شود سیال خروجی از سوراخها در منطقه بالایی نقطه سکون (سطح مکش)، در تماس با سطح و به سمت بالا و در منطقه پایینی آن (سطح فشار)، به سمت پایین توزیع می‌گردد.

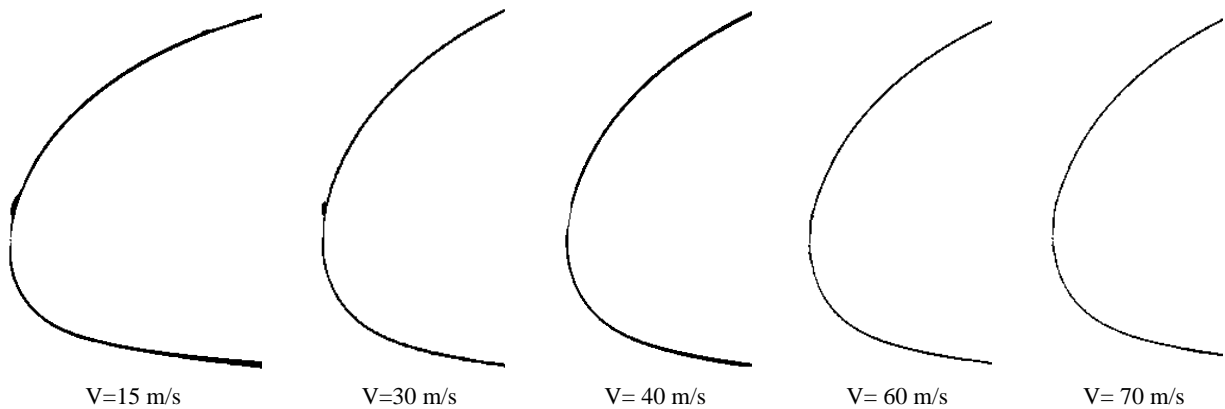


View A

شکل ۱۲. بردارهای سرعت حول ایرفویل



شکل ۱۴. کانتورهای کسر حجمی سیال (تاثیر دبی سیال ورودی بر توزیع سیال)



شکل ۱۵. کانتورهای کسر حجمی سیال (اثر سرعت جریان هوای ورودی بر توزیع سیال)

نخواهد شد و در مقادیر بیشتر، توزیع سیال به سمت پاششی شدن سوق پیدا می‌کند.

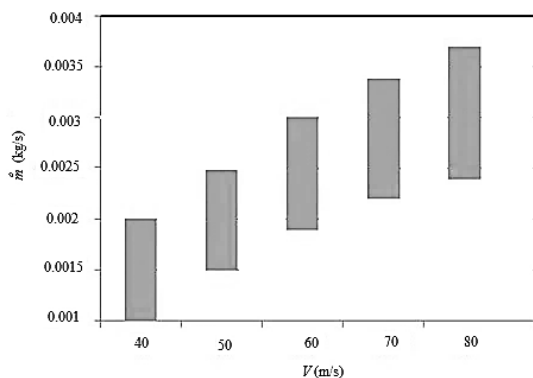
۳-۵. بررسی جریان نشستی

به منظور تعیین دبی جریان نشستی عبوری از یک سوراخ از رابطه ۱۵ استفاده می‌شود.

$$Q = C_d A \sqrt{2\Delta P / \rho} \quad (15)$$

بنابراین در سرعت‌های بالاتر، نیاز به مقدار دبی سیال بیشتری می‌باشد. در شکل‌های ۱۶ و ۱۷، رابطه بین سرعت جریان هوا و مقدار دبی سیال بررسی شده است. در شکل ۱۶، در سرعت‌های مختلف، حداقل مقدار دبی سیال برای پخش کامل بر روی سطح مشخص شده است. همچنین در شکل ۱۷، محدوده دبی سیالی که در هر سرعت، باعث پخش کامل سیال بر روی سطح می‌شود، نشان داده شده است. در مقادیر کمتر، سیال به طور کامل پخش

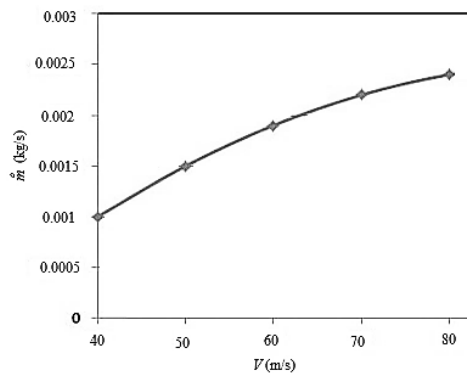
یا فشار ورودی حدود ۱۷۰۰ پاسکال می‌باشد. به عبارت دیگر پیش بینی می‌شود در فشارهای ورودی پایین تر از این مقدار، توزیع کاملی از پخش سیال بر روی سطح بال وجود نداشته باشد و در فشارهای بالاتر، سیال حالت نشستی خود را از دست داده و بیشتر به صورت پاششی توزیع گردد. به منظور بررسی این ادعا، تاثیر فشار ورودی سیال به سوراخها بر رفتار جریان خروجی و نحوه توزیع آن به صورت عددی در شکل ۱۸ بررسی شده است.



شکل ۱۷. محدوده مناسب دبی سیال در سرعت های مختلف جریان هوا

که در رابطه بالا ΔP اختلاف فشار استاتیکی بین ورودی و خروجی سوراخ، A مساحت سوراخ، ρ چگالی هوا، Q دبی نشستی و C_d ضریب تخلیه می‌باشد که مقدار آن بین ۰/۶ تا ۰/۷ است [۲۴].

با توجه به محاسبه مقدار فشار خروجی ماکزیمم برابر با ۱۵۰۰ پاسکال که در محدوده نقطه سکون ایرفویل اتفاق می‌افتد (شکل ۵)، از رابطه ۱۵ مشخص می‌شود که برای ایجاد جریان نشستی در خروجی سوراخها، نیاز به اختلاف فشاری برابر با ۲۰۰ پاسکال و



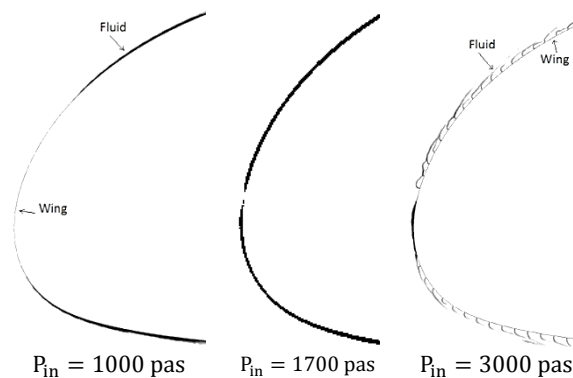
شکل ۱۶. تاثیر سرعت جریان آزاد بر حداقل دبی سیال مورد نیاز

۱۶۰۰ تا ۲۰۰۰ پاسکال، توزیع سیال به طور کامل بر روی ایرفویل انجام می‌شود. در نهایت در حالت فشارهای ورودی بیشتر مانند ۳۰۰۰ پاسکال، با افزایش فشار، حالت نشستی سیال از بین رفته و حالت پاششی پیدا می‌کند.

۴-۵. بررسی زاویه حمله

همانطور که در شکل ۱۹، مشاهده می‌شود با تغییر زاویه حمله، نقطه‌ی سکون جابه‌جا شده و محدوده توزیع سیال تغییر می‌کند. مطابق این شکل‌ها، با افزایش زاویه‌ی حمله، نقطه‌ی سکون به طرف پایین حرکت کرده و توزیع سیال در محدوده‌ی لبه پایینی ایرفویل کمتر از حالت قبل و در لبه بالایی بیشتر می‌گردد. این پدیده می‌تواند به دلیل کمتر شدن سوراخها در سطح پایینی نقطه سکون و زیادتر شدن آنها در سطح بالایی باشد.

در شکل ۲۰، مقایسه‌ای بین محدوده توزیع سیال در سطوح بالایی و پایینی نقطه سکون در زوایای حمله مختلف آورده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله، محدوده توزیع سیال در سطح پایینی کاهش و در سطح بالایی تا حدودی افزایش می‌یابد.



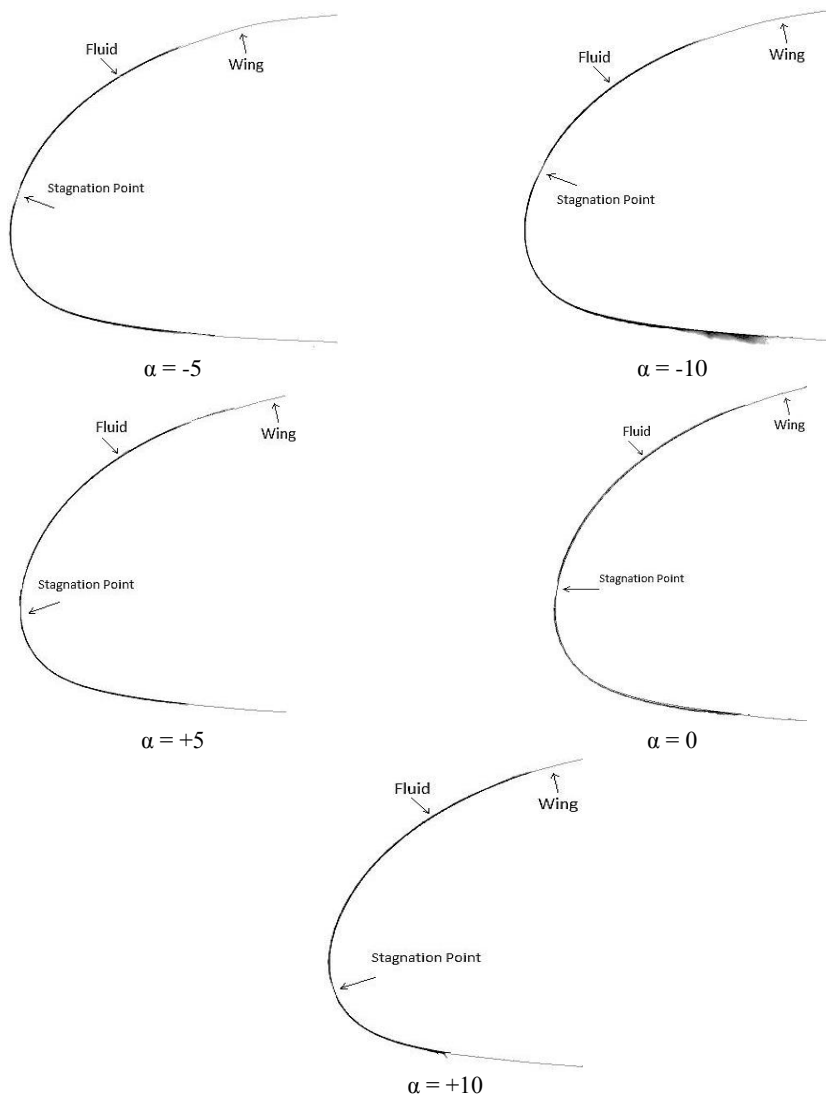
شکل ۱۸. کانتورهای کسر حجمی سیال (تاثیر فشار ورودی بر توزیع سیال)

همانطور که مشاهده می‌شود در حالت فشار ورودی سیال ۱۰۰۰ پاسکال، به دلیل بیشتر بودن فشار استاتیکی در ناحیه بیرونی ایرفویل در محدوده نقطه سکون، توزیع سیال در این محدوده به طرف خارج وجود ندارد و تنها در محدوده اطراف که فشار خروجی کمتر بوده، سیال توزیع می‌گردد. در ناحیه نزدیک به نقطه سکون به دلیل بزرگتر بودن فشار خروجی نسبت به فشار ورودی، جریان سیال به طرف داخل باز می‌گردد و باعث می‌شود سیال در این ناحیه توزیع نشود. در حالت فشار سیال ورودی بین

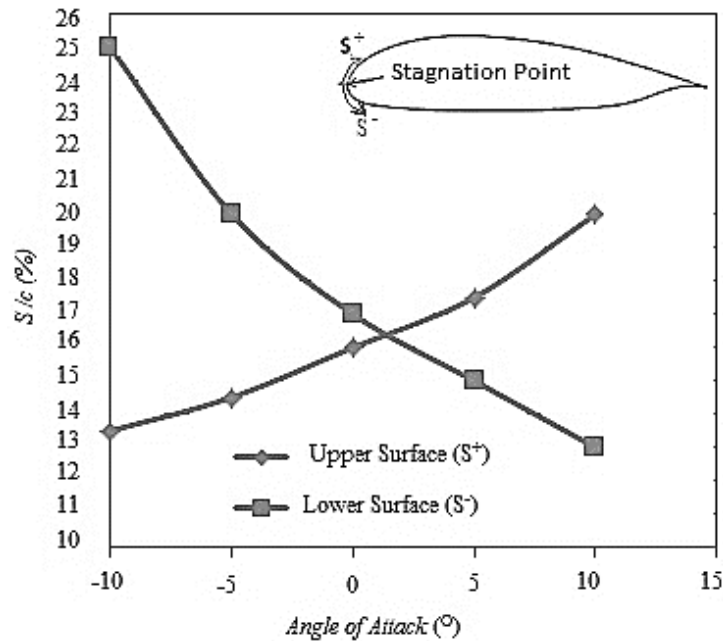
۶. نتیجه گیری

در پژوهش حاضر عملکرد سیستم ضد یخ جریانی در جلوگیری از تشکیل یخ بر روی بال بررسی شده است. جزء اصلی این سیستم صفحه تیتانیومی با سوراخهایی با قطر ۶۰ میکرون است که بر روی لبه حمله بال نصب میگردد و وظیفه پخش سیال ضد یخ بر روی بال را بر عهده دارد. نحوه خروج سیال از سوراخها اولاً باید به صورت نشستی انجام شود تا سطح بال کاملاً خیس گردد و ثانیاً پخش سیال باید تمام محدوده ای که احتمال تشکیل یخ وجود دارد را پوشش دهد. بنابراین از جمله ویژگیهای کار حاضر که نسبت به کارهای دیگر آن را متمایز می‌کند، آشنایی کامل با فیزیک جریان توزیعی روی سطح بال و مطالعه رفتاری الگوهای مختلف جریان به صورت سه‌بعدی و همچنین پیش بینی نوع

الگوی جریان با توجه به نمودارهای توزیع کسر حجمی در شرایط طرح و خارج از طرح و در حالت وابسته به زمان می‌باشد. پس از شبیه‌سازی جریان، مشاهده شد جریان خروجی از سوراخها کاملاً به صورت نشستی بوده و هیچگونه پاششی در آن وجود ندارد. از طرفی پخش سیال نیز بسیار مناسب بوده و تمامی فضای بین سوراخها و مناطقی که احتمال تشکیل یخ وجود دارد را پوشش می‌دهد. همچنین تاثیر پارامترهای مختلف بر نحوه پخش سیال و محدوده توزیع آن نیز بررسی و مشاهده گردید تغییر دبی و فشار سیال، سرعت جریان هوا و زاویه حمله تاثیر محسوسی بر محدوده پخش سیال و در مواردی بر حالت جریان خروجی از سوراخها دارند.



شکل ۱۹. کانتورهای کسر حجمی سیال (تاثیر زاویه حمله بر توزیع سیال)



شکل ۲۰. تاثیر زاویه حمله بر توزیع سیال

۷. مأخذ

- [1] S.K. Thomas, R.P. Cassoni, C.D. MacArthur, Aircraft Anti- Icing and De-Icing Techniques and Modeling, Journal of Aircraft, Vol. 33, No. 5, pp. 841-854, 1996
- [2] A. Rodriguez, Numerical Investigation of a Wing Hot Air Ice Protection System, Bachelor of Science, Wichita State University, 2007.
- [3] R. Hoffmann, M. Pustelnik, L. Trapp, G. Lima da Silva, W. Campo, L. Carlos, Development of an Engine Anti-Ice Protection System using Experimental and Numerical Approaches, Embraer, Proceedings of the ASME 2007, International Mechanical Engineering Congress & Exposition, Canada, 2007, Technical Paper 2007-01-3355, 2007.
- [4] B. Balarishna, V. Gangadhar, Validation of Unsteady Thermodynamic CFD Simulation of Aircraft wing Anti-Icing Operation, International Journal of Current Engineering and Technology, Special Issue-2, pp. 475-479, 2014.
- [5] W. Dong, J. Zhu, G. Lei, M. Zheng, Numerical Simulation of Hot Air Anti-icing Characteristics of an Aero-engine Strut, 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting Kissimmee, No. 2015-053, 2015.
- [6] B. Buonomo, A. Diana, O. Manca, S. Nardini, Numerical Investigation on a Modified Piccolo Tube System in Aircraft Anti-Icing, ASME 2017 Heat Transfer Summer Conference, Paper No. HT2017-4986, pp. V001T01A003, 2017.
- [7] T.G. Keith, K.J. DeWitt, W.B. Wright, K.C. Masiu Ianiec, Overview of Numerical Codes Developed for Predicting Electro thermal De-Icing of Aircraft Blades, AIAA Paper, No. 1988-0288, 1988.
- [8] K. Al-Khalil, M. Potapczuk, Numerical modeling of anti-icing systems and comparison to test results on a NACA 0012 airfoil, 31st AIAA Aerospace Sciences Meeting Exhibit, 10.2514/6.1993-170, 1993.
- [9] G. Silva, O. Silveiras, E. Zerbini, Airfoil Anti-ice System Modeling and Simulation, 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 10.2514/6.2003-734, 2003.
- [10] B. Xueqin, L. Guiping, Y. Jia, Y. Shenghua and S. Xin, Numerical Simulation of an airfoil electrothermal anti-icing system, IMechE Part G: J Aerospace Engineering 0(0), pp 1-15, 2012
- [11] M. Pourbagian, W. Habashi, CFD-Based Optimization of Electro-Thermal Wing Ice Protection systems in De-Icing Mode, AIAA Paper, No. 2013-654, 2013.
- [12] S. Ramamurthy, T.G. Keith, K.J. DeWitt, J.C. Putt, C.A. Martin, K.L. Leffel, Numerical Modeling of an Advanced Pneumatic Impulse Ice Protection System (PIIP) for Aircraft, AIAA Paper, No. 1991-0555, 1991.
- [13] L. Hackler, R. Rissmiller, Fluid Ice Protection Systems, Technical Center Library, Atlantic City Airport, N.J. 08405, 1986.
- [14] F.R. Menter, Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, AIAA Paper, No. 1994-1605, 1994.
- [15] P. Hanafizadeh, M. Moezzi, M. H. Saidi, Simulation of gas-liquid two phase flow in upriser pipe of gas-lift systems, Energy Equipment and Systems, Vol. 2, No. 1, pp. 25-42, 2014.

- [16] O. Ubbink, Numerical Prediction of Two Fluid Systems with Sharp Interfaces, Ph.D. thesis, University of London, London, 1997.
- [17] M.R. Afghari, M.A.Vaziry and A.R. Mostofizadeh, Computational fluid dynamics investigation of finding appropriate location of fluidic Anti-icing protective panel on leading edge of wing, IMechE Part G: J Aerospace Engineering 0(0), pp 1-12, 2017.
- [18] A. Bagade, C. Mo, A. Mazher, Degradation of Power Generation Performance due to Effects of Various Ice Shapes and Accretions on Wind Turbine Blades, Energy Research Journal, 6 (2), pp 42-53, 2015.
- [19] L. Yanl, C. Yuan, H.Yongjunl, L. Shengnaol, T.Kotaro, Numerical simulation of icing effects on static flow field around blade airfoil for vertical axis wind turbine, Int J Agric & Biol Eng, Vol. 4 No.3, pp 41-47, 2011.
- [20] D. L. Kohlman, A. E. Albright, A Method of Predicting Flow Rates Required to Achieve Anti-Icing Performance with a Porous Leading Edge Ice Protection System, National Aeronautics and Space Administration, NASA CR 168213, August 1983.
- [21] Joint Aviation Requirements (JAR-23), March 2009.
- [22] R.A. da silveira, C.R. Malisca, D.A. Estivan, R Mendes, Evaluation of Collection Efficiency Methods for Icing Analysis, 17th International Congress of Mechanical Engineering, November 10-14, 2003.
- [23] B.E. Humphreys, J. L. Jordan, overview of certifying a freezing point depressant ice protection system, CAV Aerospace Ltd, 2005. <http://www.caviceprotection.com>
- [24] M. Farley, S. Trow, Losses in Water Distribution Networks, IWA Publishing, London, 2003.

پی‌نوشت

-
- 1 . Tecalerni, Kilfrost, Sheep brige –Stokes(TKS)
 - 2 . Protective Panel
 - 3 . Front Plate
 - 4 . Back Plate
 - 5 . Porous Memberance
 - 6 . Protective Panel Active Limits
 - 7 . Multiphase Flow
 - 8 . Volume of Fluid
 - 9 . Shear Stress Transport
 - 10 . Local Collection Efficiency
 - 11 .CAV