

ISSN: 2821-157X		https://www.jasd.khadu.ir	
	Journal of Aerospace Defense Volume 4, Issue 4 Winter2025 P.P 116-143		
Research Paper; 			
Thermal Analysis and Parametric Investigation of a Hot-Air Anti-Icing System for Engine Air Intake Mohammad Nejati¹, Mohit Biglarian², Meysam Nouri Niyaraki³ 1 Faculty of Mechanical Engineering, Semnan University, Semnan, Iran 2 Department of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran 3 Faculty of Aerospace Engineering, Shahid Sattari Aeronautical University, Tehran, Iran			
Abstract			
Accepted: 2025/08/20 Received: 2025/12/14 Keywords:	Abstract In this study, the performance of a thermal anti-icing system utilizing hot air extracted from the engine compressor is analytically investigated to prevent ice accretion on the leading edge of the engine air intake. The calculations are performed for critical icing conditions, including an altitude of 3000 meters, a flight Mach number of 0.45, and an ambient temperature of -30°C. By simultaneously solving the energy balance equations for the hot-air heating channel (with an inlet temperature of 200°C) and the external surface of the leading edge, the surface temperature distribution as well as the internal and external convective heat transfer coefficients are determined at four different clock positions (12, 9, 6, and 3 o'clock). The results indicate that with appropriate design of the heating channels, the surface temperature remains above the freezing point at all locations. Furthermore, increasing the number of heating channels and the hot-air mass flow rate ratio directly enhances the surface temperature and improves the overall system performance. The proposed analytical model can serve as a fast and efficient tool for the preliminary design of anti-icing systems.		
Anti-ice system, Engine air intake, Analytical solution, Convection heat transfer Coefficient, Surface temperature			
Corresponding Author: Mohammad NejatiEmail: Corresponding Author: m.nejati313@gmail.com			
Mohammad Nejati, Mohit Biglarian, Meysam Nouri Niyaraki.(2025). Thermal Analysis and Parametric Investigation of a Hot-Air Anti-Icing System for Engine Air Intake. <i>Journal of Aerospace Defense</i> , Vol 4 (Issue 4), Pages116-143.			



فصلنامه علمی دفاع هوافضایی

دوره ۴، شماره ۴

زمستان ۱۴۰۴

صص ۱۴۳-۱۱۶

فصلنامه علمی

مقاله پژوهشی

تحلیل حرارتی و بررسی پارامتریک عملکرد سیستم ضدیخ هوای گرم در ورودی هوای

موتور

محمد نجاتی^۱، محیط بیگلریان^۲، میثم نوری نیارکی^۳

۱- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران

۲- گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

۳- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

چکیده

اطلاعات مقاله

چکیده

در این پژوهش، عملکرد یک سیستم ضدیخ حرارتی با استفاده از هوای گرم کمپرسور موتور، برای جلوگیری از تشکیل یخ بر روی لبه‌ی ورودی هوای موتور به صورت تحلیلی مورد بررسی قرار گرفته است. محاسبات برای شرایط بحرانی یخ‌زدگی شامل ارتفاع ۳۰۰۰ متر، ماک پروازی ۰/۴۵ و دمای محیط ۳۰- درجه سانتی‌گراد انجام شده است. با حل همزمان معادلات بقای انرژی در کانال گرمایش (با دمای ورودی ۲۰۰ درجه سانتی‌گراد) و سطح خارجی لبه، توزیع دمای سطح و ضرایب انتقال حرارت جابجایی داخلی و خارجی در چهار موقعیت ساعتی مختلف (۱۲، ۹، ۶ و ۳) محاسبه شده است. نتایج نشان می‌دهد که با طراحی مناسب کانال‌های گرمایش، دمای سطح در تمامی نقاط بالاتر از نقطه‌ی انجماد باقی می‌ماند. همچنین، افزایش تعداد کانال‌های گرمایشی و نسبت دبی هوای گرم مصرفی، تأثیر مستقیمی بر افزایش دمای سطح و بهبود عملکرد سیستم دارد. این مدل تحلیلی می‌تواند به عنوان یک ابزار سریع و کارآمد برای طراحی اولیه‌ی سیستم‌های ضدیخ مورد استفاده قرار گیرد.

تاریخ دریافت:

۱۴۰۴/۰۵/۲۹

تاریخ پذیرش:

۱۴۰۴/۰۹/۲۳

کلیدواژه‌ها:

سیستم ضدیخ،
لبه ورودی هوای موتور،
حل تحلیلی،
ضریب انتقال حرارت،
دمای سطح

نویسنده مسئول:

محمد نجاتی

ایمیل:

m.nejati313@gmail.com

استناد: محمد نجاتی، محیط بیگلریان، میثم نوری نیارکی (۱۴۰۴). تحلیل حرارتی و بررسی پارامتریک عملکرد سیستم ضدیخ هوای گرم در ورودی هوای موتور. *دفاع هوافضایی*، دوره ۴ (شماره ۴)، صفحات ۱۴۳-۱۱۶.

۱- مقدمه

تشکیل یخ بر روی سطوح هواپیما، به ویژه ورودی موتور، می‌تواند تغییرات قابل توجهی در ویژگی‌های آیرودینامیکی مانند نیروی برآ، نیروی پسا و ضریب لیفت ایجاد کند. این تغییرات به نوبه خود، عملکرد کلی هواپیما را تحت تأثیر قرار داده و می‌تواند منجر به کاهش عملکرد موتور، افزایش مصرف سوخت، کاهش برد پرواز و حتی خطر سقوط شود. به منظور جلوگیری از بروز چنین مشکلاتی، از سیستم‌های ضد یخ‌زدگی مختلفی استفاده می‌شود که با گرم کردن سطوح، استفاده از مواد شیمیایی یا روش‌های مکانیکی، از تشکیل یخ جلوگیری می‌کنند.

ورودی موتور هواپیما به دلیل اهمیت جریان هوای ورودی در عملکرد موتور، نسبت به بال‌ها حساسیت بیشتری به تشکیل یخ نشان می‌دهد. سیستم‌های ضد یخ‌زدگی معمولاً با استفاده از هوای گرم خروجی کمپرسور، از یخ‌زدگی لبه بال و ورودی هوای موتور جلوگیری می‌کنند. با این حال، استفاده از هوای گرم برای ضد یخ‌زدگی باعث کاهش فشار هوای ورودی و در نتیجه کاهش عملکرد موتور می‌شود. بنابراین، پیش‌بینی دقیق انرژی حرارتی مورد نیاز برای ضد یخ‌زدگی، به منظور طراحی بهینه سیستم‌های ضد یخ و جلوگیری از اتلاف انرژی، از اهمیت بالایی برخوردار است.

اکثر کدهای تحلیل یخ‌زدگی و ضد یخ‌زدگی بر اساس مدل تعادل انرژی تک‌بعدی ارائه شده توسط مسینجر^۱ توسعه یافته‌اند [۱]. این مدل‌ها برای پیش‌بینی عملکرد سیستم‌های ضد یخ و فرآیندهای تشکیل و ذوب یخ به کار می‌روند. در سال‌های اخیر، تلاش‌های زیادی برای بهبود دقت این مدل‌ها از طریق شبیه‌سازی‌های عددی انجام شده است. این شبیه‌سازی‌ها با در نظر گرفتن عوامل پیچیده‌تر مانند ناهمگنی سطح و فرآیندهای انتقال حرارت پیچیده‌تر، به پیش‌بینی دقیق‌تر رفتار یخ بر روی سطوح مختلف کمک می‌کنند. در مطالعات مربوط به تشکیل یخ روی سطوح هواپیما، مدل مسینجر به عنوان یکی از پایه‌های اصلی برای پیش‌بینی میزان یخ‌زدگی مورد استفاده قرار می‌گیرد. اندرسون^۲ و تسائو^۳ [۲] در پژوهشی به بررسی دقیق این مدل پرداخته‌اند. آنها با مقایسه نتایج مدل با داده‌های تجربی و ارزیابی حساسیت مدل به پارامترهای مختلف، نشان داده‌اند که در شرایط خاص، مدل مسینجر ممکن است نتایج کاملاً دقیقی ارائه ندهد. این پژوهش اهمیت اعتبارسنجی مداوم مدل‌ها را در حوزه شبیه‌سازی تشکیل یخ برجسته کرده و نشان می‌دهد که برای بهبود دقت پیش‌بینی‌ها، نیاز به توسعه مدل‌های پیچیده‌تر و جامع‌تر وجود دارد.

مورنسی^۴ و همکارانش [۳] یک مدل ریاضی دو بعدی را برای شبیه‌سازی یک سیستم ضد یخ هوای گرم با استفاده از کد پیش‌بینی یخ CANICE توسعه دادند. این کد یکی از ابزارهای قدرتمند برای شبیه‌سازی تشکیل یخ روی سطوح هواپیما و ارزیابی عملکرد سیستم‌های ضد یخ است. این کد با مدل‌سازی دقیق فرآیندهای فیزیکی حاکم بر تشکیل یخ، از جمله انتقال حرارت، جرم و مومنتوم،

^۱ Messinger

^۲ Anderson

^۳ Tsao

^۴ Morency

امکان ارزیابی کارایی سیستم‌های ضد یخ مختلف را فراهم می‌کند. آنها در این تحقیق با تمرکز بر مدل‌سازی سیستم‌های ضد یخ هوای گرم در این کد، به بررسی دقیق‌تر مکانیزم‌های تشکیل و ذوب یخ و همچنین تأثیر پارامترهای مختلف بر عملکرد سیستم پرداختند. نتایج حاصل از این تحقیق می‌تواند در بهبود طراحی و عملکرد سیستم‌های ضد یخ و افزایش ایمنی پرواز در شرایط یخبندان کمک شایانی کند. مورنسی و همکارانش [۴] در پژوهشی دیگر به بررسی دقیق فرآیندهای انتقال حرارت و جرم در شبیه‌سازی سیستم‌های ضد یخ پرداخته‌اند. این پژوهش با ارائه مدل‌های ریاضی جامع، نقش مهمی در درک عمیق مکانیزم‌های تشکیل و ذوب یخ ایفا کرده است. نتایج این مطالعه نشان می‌دهد که عوامل مختلفی مانند دما، سرعت جریان هوا و نوع سیال ضد یخ بر عملکرد سیستم‌های ضد یخ تأثیرگذار هستند. این پژوهش می‌تواند به عنوان یک پایه قوی برای مطالعات بعدی در زمینه شبیه‌سازی و ارزیابی سیستم‌های ضد یخ مورد استفاده قرار گیرد.

حسن‌زاده و همکارانش [۵] در مطالعه‌ای به بررسی دقت و قابلیت اطمینان مدل‌سازی عددی فرآیند پیچیده یخ‌زدگی سطوح هواپیما پرداختند. آنها در این پژوهش با بهره‌گیری از کد پیشرفته CANICE2D-NS، شبیه‌سازی‌های دقیقی از تشکیل و رشد لایه‌های یخ در شرایط مختلف آب و هوایی انجام داده‌اند و نتایج حاصل را با داده‌های تجربی مقایسه کرده‌اند. نتایج این پژوهش نشان می‌دهد که مدل CANICE2D-NS قادر است با دقت قابل قبولی فرآیند یخ‌زدگی را شبیه‌سازی کرده و از این رو می‌تواند به عنوان یک ابزار قدرتمند در طراحی و ارزیابی سیستم‌های ضد یخ مورد استفاده قرار گیرد. این مطالعه به عنوان یک مرجع معتبر در حوزه شبیه‌سازی یخ‌زدگی هواپیما شناخته می‌شود و پایه و اساس بسیاری از پژوهش‌های بعدی در این زمینه را تشکیل داده است.

فرگیو^۱ و همکارانش [۶] به منظور اعتبارسنجی و تأیید محاسبات یخ‌زدگی چند مرحله‌ای با استفاده از کد عددی CANICE2D-NS به بررسی دقت و قابلیت اطمینان مدل‌سازی عددی فرآیند پیچیده یخ‌زدگی سطوح هواپیما پرداختند. در این پژوهش، محققان با بهره‌گیری از کد پیشرفته CANICE2D-NS، شبیه‌سازی‌های دقیقی از تشکیل و رشد لایه‌های یخ در شرایط مختلف آب و هوایی انجام داده‌اند و نتایج حاصل را با داده‌های تجربی مقایسه کرده‌اند. نتایج این پژوهش نشان می‌دهد که مدل CANICE2D-NS قادر است با دقت قابل قبولی فرآیند یخ‌زدگی را شبیه‌سازی کرده و از این رو می‌تواند به عنوان یک ابزار قدرتمند در طراحی و ارزیابی سیستم‌های ضد یخ مورد استفاده قرار گیرد. این مطالعه به عنوان یک مرجع معتبر در حوزه شبیه‌سازی یخ‌زدگی هواپیما شناخته می‌شود و پایه و اساس بسیاری از پژوهش‌های بعدی در این زمینه را تشکیل داده است. سیلوا^۲ و همکارانش [۷] یک مدل ریاضی از جریان آب بازگشتی^۳ با استفاده از قانون اول ترمودینامیک و اصول بقای جرم و تکانه ارائه کردند. ویژگی‌های متغیر، گرادیان‌های فشار و دما روی سطح، اثرات انتقال گرما و جرم جفت شده، و مدل‌سازی منطقه انتقال آرام به آشسته در مدل آنها در نظر گرفته

^۱ Fregeau^۲ Silva^۳ Runback water film

شده است. آنها یک پایه محکم برای درک و تحلیل فرآیندهای فیزیکی حاکم بر سیستم‌های ضدیخ حرارتی فراهم کردند.

با وجود پیشرفت‌های قابل توجه در زمینه پیش‌بینی عملکرد سیستم‌های ضدیخ، همچنان نیاز به توسعه مدل‌های جامع‌تر و دقیق‌تر انتقال انرژی و جرم در این سیستم‌ها احساس می‌شود. سیستم‌های ضدیخ هوای گرم به عنوان یکی از روش‌های رایج برای جلوگیری از تشکیل یخ روی لبه ورودی موتورها به کار می‌روند. برخلاف مدل‌های قبلی که مبتنی بر حل‌کننده‌های CFD بوده و زمان محاسباتی بالایی دارند و همچنین مدل‌های تحلیلی ساده که معمولاً یک‌بعدی هستند و توزیع دمایی دقیق را در طول کانال گرمایش و در چهار موقعیت هندسی مختلف ارائه نمی‌دهند، کار حاضر بر این مشکلات غلبه کرده است. در این مطالعه یک مدل محاسباتی تحلیلی کارآمد و با دقت قابل قبول برای تحلیل سریع سیستم‌های ضدیخ ارائه شده است که با در نظر گرفتن جریان آرام، گذرا و آشفته بر روی ایرفویل، می‌تواند توزیع دما و ضرایب انتقال حرارت را در هر نقطه‌ای از لبه‌ی ورودی با هزینه‌ی محاسباتی بسیار کمتر از شبیه‌سازی‌های عددی پیش‌بینی کند. این پژوهش پتانسیل بالایی در توسعه و اعتبارسنجی مدل‌های پیچیده‌تر سیستم‌های ضدیخ دارد و می‌تواند گامی مهم در جهت بهبود عملکرد و طراحی این سیستم‌ها محسوب شود.

۲- عوامل مؤثر بر یخ‌زدگی هواپیما

یخ‌زدگی هواپیما تحت تأثیر مجموعه‌ای از عوامل جوی، عملیاتی و هندسی قرار دارد. دما، رطوبت، اندازه قطرات آب فوق سرد، چگالی هوا و سرعت پرواز از جمله مهم‌ترین عوامل جوی مؤثر بر یخ‌زدگی هستند. کاهش دما و افزایش رطوبت، احتمال وقوع یخ‌زدگی را افزایش می‌دهد. همچنین، اندازه بزرگ‌تر قطرات آب و سرعت بالاتر هوا، نرخ تجمع یخ را بیشتر می‌کند. مسیر پروازی و مدت زمان قرارگیری هواپیما در شرایط یخبندان از جمله عوامل عملیاتی مهم هستند. هرچه مدت زمان قرارگیری هواپیما در شرایط یخبندان بیشتر باشد، میزان تجمع یخ روی سطوح هواپیما نیز بیشتر خواهد بود. شکل و اندازه ایرفویل، زاویه حمله و سایر مشخصات هندسی هواپیما بر نحوه تشکیل و توزیع یخ روی سطوح تأثیر گذارند.

دمای هوای خارجی^۱ (OAT) نقش بسیار مهمی در شدت و نوع یخ‌زدگی دارد. در دماهای بسیار پایین، حتی قطرات آب فوق سرد کوچک نیز می‌توانند بدون نیاز به هسته‌های یخ‌زایی، به‌طور خودبه‌خودی منجمد شوند [۸]. شاخص شدت یخ‌زدگی که در جدول نشان داده شده است، معمولاً بر اساس پارامترهایی مانند محتوای آب مایع^۲ (LWC) تعریف می‌شود، که برای ارزیابی شدت یخ‌زدگی در شرایط مختلف پروازی استفاده می‌گردد.

^۱ Outside Air Temperature

^۲ Liquid water content

جدول ۱- شاخص شدت انجماد

طبقه بندی	LWC (g/m ³)	انباشتگی (g/cm ² /hr)
ناچیز	< ۰/۱	< ۱
سبک	۰/۱۱ - ۰/۶	> ۱
متوسط	۰/۶۱ - ۱/۲	> ۶
شدید	> ۱/۲	> ۱۲

امروزه طیف گسترده‌ای از الگوریتم‌ها برای شبیه‌سازی دقیق فرآیند یخ‌زدگی توسعه یافته است. از جمله این الگوریتم‌ها می‌توان به LEWICE [۹]، TRAJICE2 [۱۰]، ONERA [۱۱]، AID [۱۲]، ICECREMO2 [۱۳]، CANICE [۳]، FENSAP-ICE3D [۱۴] اشاره کرد. این کدهای شبیه‌سازی با بهره‌گیری از حل‌کننده‌های عددی پیشرفته، قادر به حل معادلات ناویر-استوکس حاکم بر جریان سیال هستند و به طور دقیق فرآیندهایی مانند برخورد قطرات آب با سطوح، تشکیل لایه یخ و رشد آن را مدل‌سازی می‌کنند. با استفاده از این ابزارهای قدرتمند، می‌توان نرخ و مقدار تجمع یخ بر روی سطوح مختلف را با دقت بالایی پیش‌بینی کرد و به این ترتیب، راهکارهای موثر برای مقابله با مشکلات ناشی از یخ‌زدگی در صنایع مختلف ارائه داد.

کدهای شبیه‌سازی یخ‌زدگی، ابزارهای قدرتمندی برای پیش‌بینی و تحلیل تشکیل یخ بر روی سطوح مختلف، به ویژه در صنایع هوافضا هستند. یکی از قدیمی‌ترین و شناخته‌شده‌ترین کدها، LEWICE است که در سال ۱۹۸۲ توسط مرکز تحقیقاتی NASA-Lewis بر اساس مدل مسینجر توسعه یافت. کدهای TRAJICE (توسعه‌یافته برای DERA انگلستان) و ONERA توسعه‌یافته برای مرکز تحقیقات هوافضای فرانسه) نیز از جمله کدهای پرکاربرد در این حوزه هستند. کد ICECREMO2 حاصل همکاری چندین شرکت و دانشگاه برجسته در صنعت هوافضا است و قابلیت‌های پیشرفته‌ای برای شبیه‌سازی یخ‌زدگی ارائه می‌دهد. از سوی دیگر، FENSAP-ICE یک کد چند منظوره است که می‌تواند برای شبیه‌سازی‌های مختلف، از جمله شبیه‌سازی‌های چند مرحله‌ای، به کار گرفته شود. این کد بر اساس ماژول‌های CFD پیشرفته‌ای مانند DROP3D، ICE3D و CHT3D بنا شده است. الگوریتم AID نیز یک کد تخصصی برای تحلیل یخ‌زدگی هواپیما است که توسط AeroTex انگلستان توسعه یافته است. اکثر کدهای شبیه‌سازی یخ‌زدگی، پیچیدگی بالایی دارند و به طور معمول بر روی مدل‌سازی دقیق رشد یخ تمرکز می‌کنند. به همین دلیل، تعیین دقیق پارامترهای ورودی قبل از انجام هرگونه شبیه‌سازی، از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است.

۳- محاسبات سیستم ضد یخ ورودی هوا

طراحی سیستم ضد یخ شامل ایجاد یک محفظه گرمایی است که با استفاده از هوای گرفته شده از موتور، هوای گرم وارد این محفظه می‌شود. این محفظه باید به گونه‌ای طراحی شود که به طور موثر از تشکیل یخ در دهانه یا لبه کانال ورودی هوا جلوگیری کند. عوامل مهمی مانند هندسه دقیق محفظه، جنس مواد به کار رفته و شرایط کاری سیستم بر عملکرد آن تأثیرگذارند. برای رسیدن به

یک طراحی بهینه، از نرم افزارهای شبیه سازی عددی استفاده می شود تا جریان هوا، انتقال حرارت و افت فشار در داخل محفظه به دقت مدل سازی شود. با تکرار فرآیند طراحی و شبیه سازی، می توان به هندسه ای دست یافت که ضمن تأمین گرمایش کافی، کمترین افت فشار و وزن را داشته باشد. با اینحال هزینه زمانی شبیه سازی عددی بسیار زیاد بوده و در صورت امکان استفاده از حل تحلیلی زمان رسیدن به طراحی اولیه را بسیار سریعتر می کند. از اینرو می توان حل تحلیلی را بعنوان روشی بسیار مفید در درک اولیه فیزیک و هندسه مسئله مورد استفاده قرار داد.

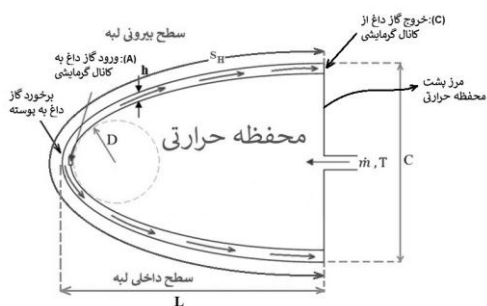
انتخاب پروفیل محفظه گرمایی به شکل لبه کانال ورودی هوا، دلایل فنی مهمی دارد. این طراحی نه تنها این امکان را می دهد شکل کانال گرمایشی را به گونه ای دلخواه تنظیم کنیم و در نتیجه، دبی و سرعت جریان سیال گرمایشی را کنترل نماییم، بلکه بر روی محاسبات ضریب انتقال حرارت در داخل کانال گرمایشی و نیز لبه ورودی هوا نیز تأثیر مستقیم می گذارد. به عبارت دیگر، هندسه کانال گرمایشی به عنوان یکی از پارامترهای کلیدی در محاسبات سیستم ضدیخ، می تواند تغییرات قابل توجهی در نتایج حاصل از محاسبات ایجاد کند و در نهایت بر عملکرد کلی سیستم ضدیخ اثرگذار باشد.

۳-۱ محاسبات حرارتی

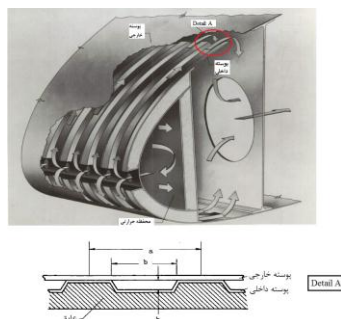
محاسبات حرارتی و طراحی سیستم ضدیخ باید بر اساس بدترین سناریوهای ممکن (شرایط بحرانی) انجام شوند تا اطمینان حاصل شود که سیستم در تمام شرایط عملیاتی به درستی عمل می کند. در دمای زیر صفر، قطرات آب برخوردی با سطوح سرد به سرعت به یخ تبدیل می شوند. بنابراین، نیاز به یک سیستم گرمایشی موضعی در ناحیه کانال ورودی هوای موتور احساس می شود. سیستم ضدیخ، در واقع یک محفظه گرمایی است که در یک محدوده مشخص از لبه کانال ورودی هوا تعبیه شده و با دمیدن هوای گرم حاصل از کمپرسور موتور، دمای سطوح خارجی لبه کانال را تا حدی افزایش می دهد که از تشکیل یخ جلوگیری شود.

همان طور که در شکل ۱ مشاهده می شود، محفظه حرارتی سیستم ضدیخ در لبه ورودی کانال هوا تعبیه شده است. هوای گرم موتور با دمای T و دبی جرمی مشخص $\dot{m}$ ، از طریق این محفظه وارد سیستم می شود. برای ایجاد یک لایه هوای گرم محافظ در اطراف لبه کانال ورودی، بین محفظه و لبه کانال ورودی هوا، فاصله ای در نظر گرفته شده است. طول بهینه این محفظه (L) بر اساس نتایج تجربی و شبیه سازی های عددی معمولاً بین ۱۰۰ تا ۱۵۰ میلی متر تعیین می شود.

محفظه ای که اطراف لبه کانال را احاطه کرده است، وظیفه انتقال هوای گرم خروجی از موتور به درون لبه کانال ورودی هوا را بر عهده دارد. این انتقال از طریق کلکتورهایی که در انتهای کانال تعبیه شده اند، صورت می گیرد. هوای گرم پس از عبور از کانال گرمایشی یعنی بین محفظه حرارتی و پوسته خارجی (بین پوسته داخلی و پوسته خارجی در شکل ۱، پوسته خارجی را گرم کرده و از طریق یک خروجی مشخص در بدنه یا درون خود کانال تخلیه می شود.



(ب)



(الف)

شکل ۱- (الف) نمای کلی و شماتیک سیستم حفاظت از یخ زدگی لبه ورودی موتور هواپیما، (ب) نمای جانبی از محفظه حرارتی لبه ورودی موتور و کانال هوای گرم برای جلوگیری از یخ زدگی

بین محفظه گرمایشی و دیواره خارجی لبه کانال ورودی هوا، فضایی با فاصله h وجود دارد که هوای گرم با سرعتی متغیر در آن جریان می‌یابد. تغییرات دبی هوا و کاهش دما در طول کانال گرمایشی، باعث تغییر سرعت جریان هوا می‌شوند. قطر نازل خروجی هوای گرم از محفظه باید به گونه‌ای طراحی شود که بیشترین میزان جرم سیال از آن عبور کند. به عبارت دیگر، مطلوب است که گازهای گرم در هنگام خروج از محفظه و در نقطه A طبق شکل ۱(ب) به سرعت صوت برسند. عوامل مؤثر بر سرعت جریان در کانال گرمایشی، دبی هوا، دمای هوای داغ و فاصله h هستند. لازم به ذکر است که بیشترین انتقال حرارت در نقطه A و کمترین آن در نقطه C رخ می‌دهد.

۳-۲ بررسی پارامترهای مؤثر بر انجماد

محتوای آب مایع (LWC) نشان‌دهنده چگالی آب مایع موجود در ابر است و برای تعیین میزان آبی که می‌تواند منجمد شود، بسیار مهم است. مقدار معمول LWC بین $0/3$ تا $0/6$ گرم بر متر مکعب متغیر است، اما در ابرهای کومولوس^۱ می‌تواند به $1/7$ گرم بر متر مکعب نیز برسد [۱۵]. تأثیر شرایط محیطی بر یخ زدگی هواپیما را می‌توان به دو حالت تقسیم کرد. در حالت اول، در ارتفاع ۳ کیلومتری، سرعت ۶۵۰ کیلومتر بر ساعت، دمای هوا صفر درجه سانتی‌گراد و LWC برابر با $2/5$ گرم بر متر مکعب، هواپیما نباید بیش از ۳ دقیقه در چنین شرایطی پرواز کند. در این حالت، یخ زدگی با شدت متوسط تا زیاد و مدت زمان کوتاه انتظار می‌رود. در حالت دوم، در همان ارتفاع و سرعت، اما با دمای منفی ۳۰ درجه سانتی‌گراد و LWC برابر با $0/8$ گرم بر متر مکعب، هواپیما می‌تواند مدت زمان بیشتری را در شرایط یخ‌زدان سپری کند. در این حالت، یخ زدگی با شدت کم تا متوسط و مدت زمان طولانی‌تر پیش‌بینی می‌شود. شرایط عملیاتی و شرایط انجماد برای هواپیماهایی با موتور توربوجت در جدول ۱ نشان داده شده‌اند [۱۶]. همان‌طور که در شکل ۱(ب) مشاهده می‌شود، لبه کانال ورودی موتور در معرض هوای داغ خروجی از موتور با دمایی بین ۲۰۰ تا ۲۵۰ درجه سانتی‌گراد قرار دارد.

^۱ Cumuliform

سیستم ضدیخ باید بتواند در این شرایط همواره دمای سطح لبه را بالای نقطه انجماد آب (صفر درجه سانتی گراد) حفظ کند.

جدول ۱- شرایط عملیاتی و انجماد برای هواپیماهایی با موتور توربوجت [۱۶]

شرایط	۱	۲	۳	۴
سرعت پرواز (mph)	۳۵۰	۳۵۰	۳۵۰	۵۰۰
ارتفاع فشاری (ft)	۰-۱۰۰۰۰	۱۰۰۰۰-۲۰۰۰۰	۲۰۰۰۰-۳۰۰۰۰	۳۰۰۰۰
ارتفاع	بالا رفتن و فرود آمدن	بالا رفتن و فرود آمدن	بالا رفتن و فرود آمدن	کروز
محتوای آب مایع (g/m ³)	۰/۶	۰/۴	۰/۲	۰/۱
قطر قطره (microns)	۱۵	۲۰	۱۵	۱۵
دمای هوای ساکن جریان آزاد (°F)	۲۰	۰	-۱۵	-۴۰

در کار حاضر، یک روش تحلیلی جامع برای محاسبه عملکرد سیستم ضدیخ دهانه ورودی هوای موتور ارائه شده است. این روش می تواند برای تحلیل انواع مختلف هندسه ها و شرایط پروازی به کار گرفته شود. برای محاسبه دقیق دبی هوای گرم مورد نیاز در لبه کانال ورودی هوای موتور و طراحی موثر سیستم ضدیخ، تعیین دقیق توزیع دمایی سطح خارجی سیستم در منطقه یخ زدگی و همچنین دمای هوای ورودی و خروجی کانال گرمایش (مطابق با داده های واقعی موتور) ضروری است. نتایج بدست آمده از این مطالعه برای ورودی مجهز به سیستم حفاظت از یخ با استفاده از گاز داغ، به ازای پارامترهای هندسی مطابق جدول ۲ در موقعیت های ساعت مختلف از لبه کانال ورودی هوای موتور می باشد. در هر موقعیت ساعتی، لبه ورودی هوا و محفظه حرارتی همانند شکل ۱(ب) بوده که پارامترهای هندسی در این شکل نشان داده شده است.

جدول ۲- پارامترهای هندسی ورودی در موقعیت های ساعت گوناگون

Clock's positions	C (mm)	D (mm)	L (mm)
۱۲	۶۴/۳۴	۱۸	۱۵۰
۳	۵۹/۴۶۵	۲۳	۱۵۰
۶	۱۲۷/۱۲۵	۴۶	۱۵۰
۹	۴۲	۲۷	۱۵۰

۳-۳ محاسبات تراز انتقال حرارت

محاسبات انتقال حرارت بر پایه این فرض صورت می گیرد که در هر نقطه از سطح پوسته، دمای ثابت و یکنواختی برقرار می شود. این فرض به ما اجازه می دهد تا تعادل بین جریان گرمای داخلی و خارجی

و اتلاف گرمای آن به محیط اطراف را مدل سازی کنیم. فرمول بندی مسئله به طور عمده بر اساس مدل ارائه شده توسط گلدرد^۱ و گری^۲ استوار است [۱۶]، [۱۷]. محاسبات تعادل حرارتی از نقطه سکون^۳ آغاز می شود. فرض بر این است که تمامی آبی که در هر گره منجمد نمی شود، به صورت پیوسته به گره بعدی جریان می یابد.

مطابق قانون اول ترمودینامیک، معادله تعادل انرژی تولید شده شامل انرژی جنبشی، هدایت گرمایی از سطح ایرفویل (Q_w)، انرژی تبخیر آب (Q_{evap})، گرمای محسوس از قطرات آب ورودی (Q_{sens})، همرفت حرارتی (Q_{conv}) و آنتالپی ها از طریق فیلم آب در جهت جریان (Q_{in}) و (Q_{out}) می شوند. فرض بر این است که دمای پوسته برابر با دمای آب بازگشتی است و هدایت حرارتی در امتداد پوسته نادیده گرفته شده است زیرا ضخامت آن کم و رسانش آن در مقایسه با همرفت بسیار اندک است (روابط (۱) تا (۵)).

$$Q_{out} + Q_{conv} + Q_{evap} + Q_{sens} - Q_{in} - Q_w = 0 \quad (۱)$$

$$Q_{conv} = HS_H \left\{ T_S - T_A - \frac{V_o^2}{2GJC_{P_w}} \right. \\ \left. \left[1 - \left(\frac{V_L}{V_o} \right)^2 (1 - P_r^n) \right] + 0.622 \frac{LK_w}{C_P} \left(\frac{e_D - e_L}{P_L} \right) \right\} \quad (۲)$$

$$Q_{evap} = 0.622H \frac{S_H LK_w}{C_P} \left(\frac{e_S - e_D}{P_L} \right) \quad (۳)$$

$$Q_{sens} = S_H M_w C_{P_w} \left(T_S - T_A - \frac{V_o^2}{2GJC_{P_w}} \right) \quad (۴)$$

$$Q_{IN} = W_B (C_{P_B}) (T_B - T_S) \quad (۵)$$

برای حذف محاسبات طولانی، فرض می شود که گرمای ویژه آب در فشار ثابت برابر با یک است ($C_{P_w} = 1$). همچنین فرض می شود تابش حرارتی ناچیز بوده و می توان آن را نادیده گرفت. توان عدد پرانتل (n)، برابر با ۰/۵ انتخاب شده است که مربوط به حالت جریان آرام است، در حالی که در حالت جریان آشفته این توان برابر با ۰/۳۳ است.

^۱ Gelder

^۲ Gray

^۳ Stagnation point

جریان سیال بر روی جسم تقریباً آدیاباتیک بوده، بنابراین فشار بخار جریان موضعی را می‌توان با رابطه (۶) نشان داد [۱۷]. همچنین سرعت و فشار موضعی را می‌توان با استفاده از روابط هوای خشک تراکم‌ناپذیر (روابط (۷) و (۸)) محاسبه کرد [۱۶].

$$e_L = e_A P_L / P_A \quad (6)$$

$$V_L = \left[V_o^2 - \frac{2G}{RHO_A} (P_L - P_A) \right]^{0.5} \quad (7)$$

$$P_L = P_A + \frac{RHO}{2G} V_o^2 P_C \quad (8)$$

پارامترهای دیگر مورد نیاز برای تکمیل محاسبات عبارتند از: گرمای نهان تبخیر (L)، کسر تبخیر (K)، نرخ بازگشت عنصری^۱ (DRB)، نرخ جمع‌آوری آب و تغییر دمای هوای ورودی در طول سطح گرم شده. گرمای نهان تبخیر آب با استفاده از یک منحنی برازش شده بر اساس اطلاعات ارائه شده در رابطه (۹) نشان داده می‌شود [۱۸].

$$L = 1348.21 - 0.5620 T_S, \quad 460^\circ R \leq T_S \leq 660^\circ R \quad (9)$$

کسر تبخیر به عنوان نسبت جرم آب تبخیر شده از سطح به جرم کل آب جمع شده روی سطح، طبق رابطه (۱۰) تعریف می‌شود.

$$K = (T_3 - T_4) \frac{H}{L} M_w \quad (10)$$

که در آن مقدار K به شرایط تعادل بستگی دارد و در طول محاسبات به روش تکرار حل می‌شود. همچنین مقادیر T_3 و T_4 برابرند با:

$$T_3 = \frac{0.622L}{C_p} \left(\frac{e_s}{P_L} \right) \quad (11)$$

¹ Elemental runback rate

$$T_4 = \frac{0.622L}{C_p} \left(\frac{e_A}{P_A} \right) \quad (۱۲)$$

که در آن e_A و e_s به ترتیب فشارهای نسبی بخار آب در شرایط سطحی و محیطی هستند که برای محدوده وسیعی از دما توسط رابطه (۱۳) ارائه می‌شود [۱۷].

$$e_s, e_A = 144 \exp(A + BZ + CZ^2 + DZ^3 + EZ^4), \quad Z = 1000/T \quad (۱۳)$$

که در آن T دمای استاتیک است و ضرایب رابطه (۱۳) در جدول ۳ نشان داده شده است.

جدول ۳- ضرایب رابطه (۱۳)		
$T > 671.688$ بخار	$491.688 \leq T \leq 671.688$ آب	$T \leq 491.688$ یخ
$A = ۱۶/۸۲۵۵۴۴$	$A = ۱۳/۴۳۵۲۹۶$	$A = ۱۹/۵۹۸۹۹۷$
$B = -۱۴/۲۱۳۱۰۶$	$B = -۵/۰۹۸۸۴۲۴$	$B = -۱۰/۴۳۱۰۲۵$
$C = ۷/۵۵۶۷۶۹۴$	$C = -۱/۶۸۹۶۱۷۴$	$C = -۰/۲۷۵۵۰۶۷۳$
$D = -۴/۰۱۵۱۵۶۹$	$D = ۰/۱۷۸۲۹۱۵۴$	$D = ۰/۰۳۹۴۰۴۳۹۳$
$E = ۰/۷۱۶۹۷۳۶۴$	$E = ۰$	$E = ۰$

نرخ بازگشت عنصری در رابطه (۱۴) نشان داده شده است. همچنین نرخ جمع‌آوری آب طبق رابطه (۱۵) بیان می‌شود.

$$DRB = (1 - K) M_w \quad (۱۴)$$

$$M_w = M_{w_{IMP}} + DRB \quad (۱۵)$$

ضریب انتقال حرارت همرفتی هوای خشک با استفاده از رابطه (۱۶) تعیین می‌گردد [۱۸].

$$H = \left[0.57 K_1 P_r^{0.4} R_{\epsilon_{LE}}^{0.5} / R_{LE} \right] \left[1 - (\theta/90)^3 \right], \quad \theta \leq 25^\circ \quad (۱۶)$$

که در آن θ زاویه از نقطه سکون تا نقطه مورد نظر بر حسب درجه است. فراتر از $\theta = ۲۵$ درجه، از معادله جریان لایه مرزی صفحه تخت استفاده می‌شود (رابطه (۱۷)).

$$H = 0.332 K_1 P_r^{1/3} R_{\epsilon_s}^{0.5} / S \quad (۱۷)$$

که در آن S فاصله در امتداد سطح از نقطه سکون تا نقطه مورد نظر است. این معادله تا عدد رینولدز 2×10^5 استفاده می‌شود. از 2×10^5 تا نقطه $1/2 \times 10^6$ به عنوان یک منطقه گذار در نظر گرفته می‌شود و برای اعداد بزرگتر از $1/2 \times 10^6$ جریان کاملاً آشفته در نظر گرفته می‌شود. برای یک صفحه تخت در جریان آشفته طبق رابطه (۱۸) داریم:

$$H = 0.0296 K_1 P_r^{1/3} R_{es}^{0.8} / S \quad (18)$$

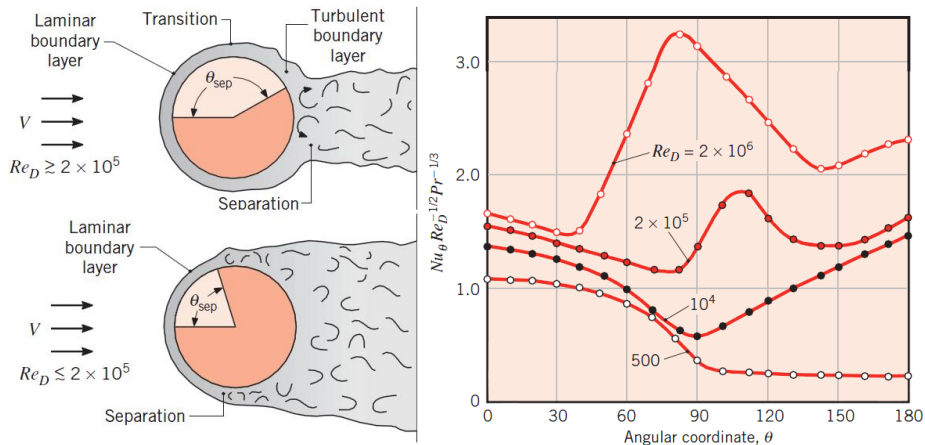
برای ناحیه گذرا از یک تغییر خطی ضریب انتقال حرارت با عدد رینولدز بین جریان آرام و جریان آشفته استفاده شده است. اگر عدد رینولدز محاسبه شده یک ناحیه جریان گذرا را نشان دهد طبق رابطه (۱۹) خواهیم داشت:

$$H = H_{LAM} + \frac{H_{TURB} - H_{LAM}}{1 \times 10^6} (R_{es} - 2 \times 10^5) \quad (19)$$

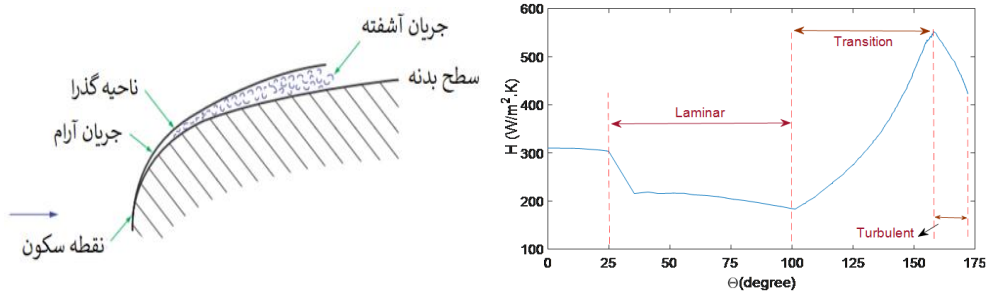
که در آن H_{LAM} یک ضریب انتقال حرارت جریان آرام در نقطه‌ای است که رینولدز برابر با 2×10^5 بوده و H_{TURB} یک ضریب انتقال حرارت جریان آشفته در نقطه‌ای است که دارای عدد رینولدز برابر با $1/2 \times 10^6$ می‌باشد.

در شکل ۲ روند تغییرات ضریب انتقال حرارت همرفتی محاسبه شده برای یک استوانه دوبعدی با استفاده از روابط ارائه شده در مراجع و در شکل ۳ روند تغییرات ضریب انتقال حرارت همرفتی اندازه‌گیری شده با استفاده از روابط تئوری ارائه شده در کار حاضر، نشان داده شده است. مقایسه این دو شکل به تحلیل دقت و کارایی مدل‌های پیشنهادی در پیش‌بینی انتقال حرارت در شرایط مختلف کمک می‌کند.

همانطور که مشاهده می‌شود در ناحیه اطراف نقطه سکون، ضریب انتقال حرارت جابجایی $H(Nu)$ یا عدد ناسلت، به دلیل تلاطم جریان بالا است. با حرکت به سمت پایین‌دست و ورود به ناحیه جریان آرام، مقدار H کاهش می‌یابد. سپس، با تغییر جریان از آرام به آشفته در ناحیه گذار، مجدداً شاهد افزایش H هستیم. در نهایت، در ناحیه کاملاً آشفته، مقدار H به تدریج کاهش می‌یابد. نتایج تجربی نشان می‌دهند که از زاویه 120° درجه به بعد، به دلیل پدیده جدایش جریان، مقدار H افزایش می‌یابد. لازم به ذکر است که پدیده‌ی جدایش جریان در محاسبات ضریب انتقال حرارت (H) در لبه ورودی در نظر گرفته نشده است. این جدایش عمدتاً در زوایای بیشتر از 120° درجه (نواحی پایین‌دست لبه) رخ می‌دهد، در حالی که تمرکز اصلی این مطالعه بر روی ناحیه‌ی بحرانی و حساس به یخ‌زدگی، یعنی نزدیک نقطه‌ی سکون و نواحی 45° تا $45^\circ +$ درجه، می‌باشد. از آنجا که تشکیل یخ در نواحی جلویی و اطراف نقطه‌ی سکون از اهمیت بالاتری برای ایمنی پرواز برخوردار است، می‌توان تأثیر جدایش جریان بر دقت نتایج را در این نواحی ناچیز در نظر گرفت. با این حال، ذکر این محدودیت برای کاربردهای آینده که ممکن است کل سطح لبه مورد بررسی قرار گیرد، ضروری است.



شکل ۲- روند تغییرات ضریب انتقال حرارت همرفتی برای استوانه دویعدی [۱۹]



شکل ۳- روند تغییرات ضریب انتقال حرارت همرفتی اندازه گیری شده در کار حاضر

با توجه به اینکه مدل تحلیلی حاضر پدیده جدایش جریان را در لبه در نظر نمی گیرد، اختلافاتی بین نتایج مشاهده می شود. با این حال، مقایسه نمودار تجربی و تحلیلی از کار حاضر در بسیاری از نواحی، تطابق بسیار خوبی را نشان می دهد.

ضریب انتقال حرارت همرفتی گاز داغ در کانال های گرمایش در ناحیه ورودی به گذرگاه های دو پوسته برای این تحلیل تعیین می شود، که اصلاحی از معادله تعیین شده به صورت تجربی در رابطه (۲۰) نشان داده شده است [۲۰].

$$h_{in} = \frac{0.1217k}{S^{0.3}} \left(\frac{w}{\mu} \right)^{0.7} \quad (20)$$

منحنی معادله بالا در تقاطع با جریان کاملاً توسعه یافته آشفته در لوله در محدوده ۲۵ برابر قطر هیدرولیکی ورودی جریان در کانال گرمایش می باشد. بعد از این نقطه ی تقاطع معادله طبق مرجع [۲۱] بصورت رابطه (۲۱) قابل استفاده می باشد.

$$h_{in} = 0.022(\text{Pr})^{1/3} \left(\frac{w}{\mu} \right)^{0.8} \frac{k}{D_h^{0.2}} = 5.4 \times 10^{-4} (\bar{T}_g)^{0.3} \frac{w^{0.8}}{D_h^{0.2}} \quad (21)$$

ترم $\bar{T}_g$ یک مقدار تخمین زده شده از میانگین دمای گاز در ناحیه جریان آشفته می‌باشد. در محاسبات تئوری، ناحیه بین نقاط A و C در کانال گرمایش سیستم ضدیخ (مطابق شکل ۱(ب)) به المان‌های کوچک تقسیم شده است. هر المان دارای یک دمای ورودی T_1 و یک دمای خروجی T_2 می‌باشد. به این ترتیب دمای خروجی هر المان به عنوان دمای ورودی المان بعدی در نظر گرفته می‌شود. با حل همزمان دو معادله حاکم بر مسئله (معادله (۲۲)) به روش تکرار، مقادیر مجهول شامل دمای سطح و دمای خروجی هر المان تعیین می‌شود.

$$\begin{cases} Q_{in} = Q_{out} \\ Q_{in} = Q \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} Q_{in} - Q_{out} = 0 \\ Q - Q_{in} = 0 \end{cases} \quad (22)$$

$$Q = \dot{m} C_p (T_1 - T_2)$$

$$Q_{out} = Q_{convection} + Q_{evaporation} + Q_{sensible}$$

$$Q_{in} = h_{in} A (\bar{T}_g - T_s)$$

۴- نتایج

در این بخش، به تحلیل جامع سیستم ضدیخ پرداخته شده است. برای تسهیل این تحلیل، روابط ریاضی حاکم بر سیستم بعد از کدنویسی به صورت یک نرم‌افزار گرافیکی پیاده‌سازی شده است. این نرم‌افزار به کاربران امکان می‌دهد تا به سادگی و سرعت نتایج تحلیل را مشاهده و بررسی کنند. پارامترهای ورودی برای آنالیز سیستم ضدیخ در جدول ۴ ارائه شده است.

جدول ۴- پارامترهای ورودی برای آنالیز سیستم ضدیخ

۳، ۱۲، ۹، ۶	موقعیت ساعت
۱/۴۴۷۸۲۳	محیط دهانه وردی هوای موتور (m)
-۳۰	دمای محیط (°C)
۰/۴۵	عدد ماخ
۳۰۰۰	ارتفاع (m)
۲۰۰	دمای هوای موتور (°C)
۳	ارتفاع سطح مقطع کانال گرمایش (mm)
۲۰ پیش فرض	دبی جرمی موتور (kg/s)
۲۰ پیش فرض	تعداد کانال‌های هوای گرم

متغیر

۳۰۰

خروجی

خروجی

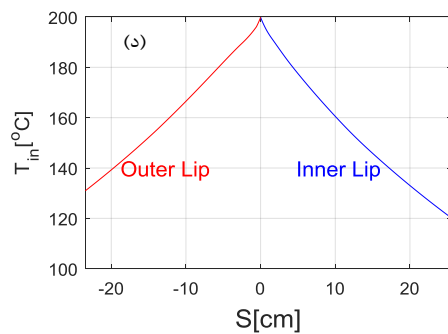
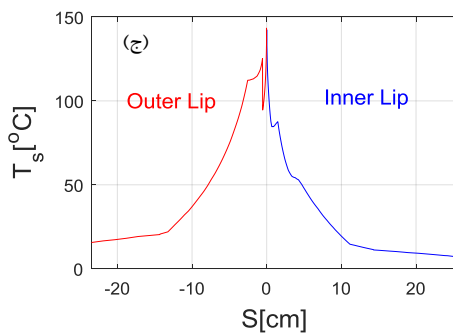
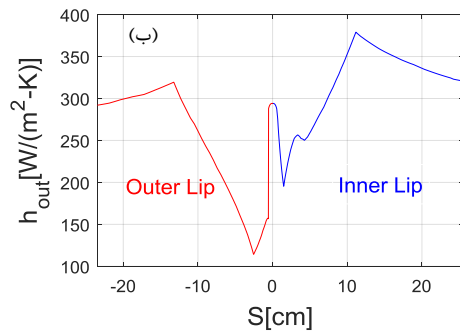
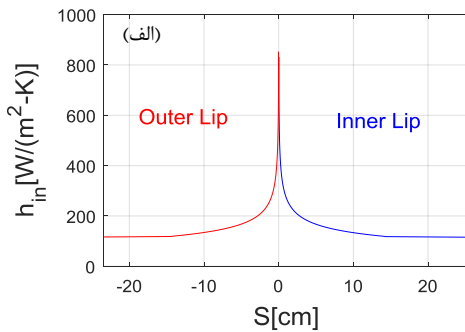
شعاع لبه حمله (mm)

نرخ جریان هوای داغ (kg/hr)

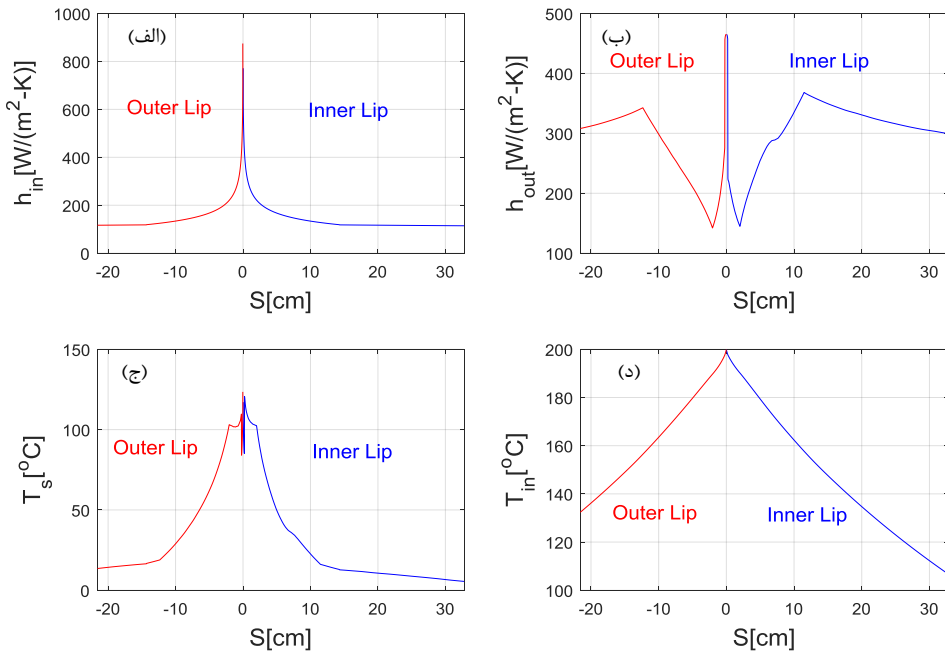
$\phi^{(a)}$: کسر جرمی ضد یخ (%)

B: پهنای سطح مقطع کانال گرمایش (mm)

(a): $\phi = 100 \times (\text{دبی جرمی موتور} / \text{نرخ جرمی جریان داغ سیستم ضد یخ})$



شکل ۴- تغییرات پارامترهای مختلف سیستم ضد یخ، موقعیت ساعت ۱۲، $\phi = 0/41\%$ ، $B = 61/7$ mm
 الف) ضریب انتقال حرارت جابجایی داخلی، ب) ضریب انتقال حرارت جابجایی خارجی، ج) دمای سطح، د)
 دمای داخل کانال گرمایش



شکل ۵- تغییرات (الف) ضریب انتقال حرارت جابجایی داخلی، (ب) ضریب انتقال حرارت جابجایی خارجی، (ج) دمای سطح، (د) دمای داخل کانال گرمایش، در موقعیت ساعت ۹، $\varphi = +/41\%$ ، $B = 61/7 \text{ mm}$

شکل ۴ تا شکل ۷ پارامترهای مختلف سیستم ضدیخ برای ساعت‌های ۹، ۱۲ و ۱۵ و ۳ لبه کانال ورودی هوای موتور نشان داده شده است. این پارامترها شامل تغییرات ضریب انتقال حرارت جابجایی داخل کانال‌های هوای گرم اختصاص داده شده داخل لبه (h_{in})، تغییرات ضریب انتقال حرارت جابجایی خارجی (h_{out})، تغییرات دمای سطح لبه (T_s) و تغییرات دما در طول کانال گرمایش طراحی شده در داخل لبه (T_{in}) می‌باشد. تحلیل این پارامترها در داخل و خارج لبه ورودی، به درک بهتر عملکرد سیستم ضدیخ و شناسایی مناطق بحرانی کمک می‌کند. در این شکلها موقعیت $S=0$ نقطه‌ی سکون، $S>0$ سطح داخلی لبه و $S<0$ سطح خارجی لبه می‌باشند. پارامتر h_{in} در تمام موقعیت ساعت‌های مورد مطالعه، از نقطه سکون تا طولی از سطح داخلی و خارجی لبه بشدت کاهش پیدا می‌یابد. در طول مشخصی از S تغییراتی در این پارامتر مشاهده نمی‌شود که این عدم تغییرات در h_{in} بدلیل رسیدن به محدوده جریان کاملاً توسعه یافته در داخل کانال گرمایش می‌باشد. در خصوص پارامتر h_{out} همانطور که قبلاً در شکل ۲ توضیح داده شد، بوضوح در شکل ۴ تا شکل ۷ تغییرات این پارامتر در نواحی آرام، گذرا و آشفته مشاهده می‌گردد.

در تمامی چهار شکل ذکر شده در نمودارهای ضریب انتقال حرارتی جابجایی و بالطبع دمای حاصل از آن تغییراتی وجود دارد که نشأت گرفته از فیزیک جریان در لایه مرزی حرارتی و هیدرولیکی می‌باشد. به عنوان مثال در هر چهار شکل در زیر شکل (الف) مقدار ضریب انتقال حرارت جابجایی داخلی رسم گردیده که در نقطه سکون ($S \approx 0$)، جریان هوا از جلو به لبه برخورد کرده و تغییر جهت می‌دهد.

در این نقطه، سرعت جریان صفر است (طبق شرط عدم نفوذ) اما شیب سرعت در نزدیکی دیواره بسیار زیاد است. این شیب سرعت بالا، باعث افزایش تنش برشی و در نتیجه افزایش ضریب انتقال حرارت می‌شود. به تدریج، با حرکت به سمت پایین دست از نقطه سکون، جریان در امتداد سطح شروع به شتاب گرفتن کرده و لایه مرزی ضخیم‌تر می‌شود. ضخیم‌تر شدن لایه مرزی به معنای کاهش شیب دما در نزدیکی دیواره و در نتیجه کاهش h_{in} است. در تمام ساعت‌های مورد بررسی تقریباً بعد از طی مسیری معادل ۲۰ سانتی‌متر جریان در کانال به جریان آشفته کاملاً توسعه یافته (Fully Developed Turbulent Flow) رسیده است. در این ناحیه، پروفیل سرعت و دما دیگر در طول کانال تغییر نمی‌کنند و h_{in} به مقدار ثابتی میل می‌کند.

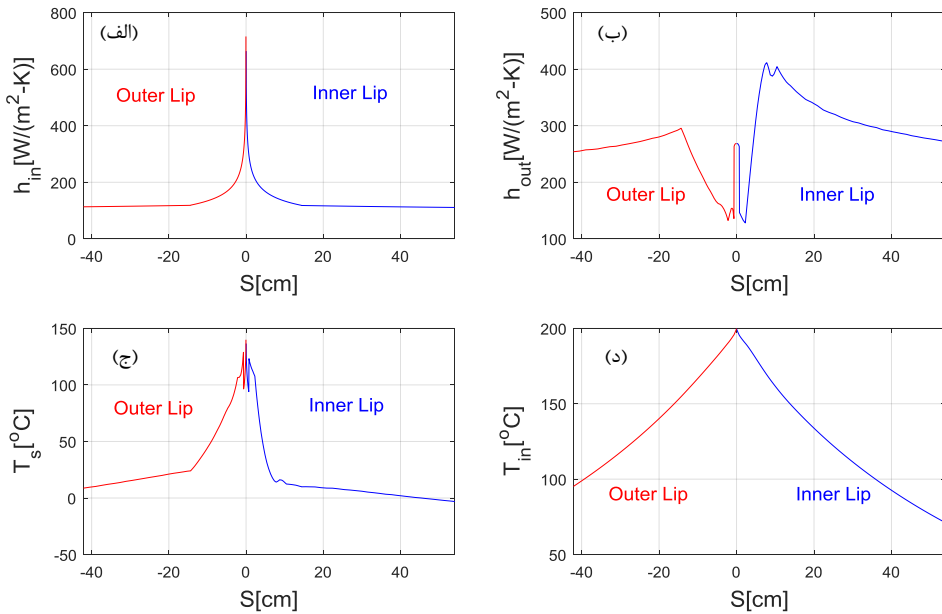
در شکل ۴ تا شکل ۷ در قسمت (ب) هر چهار شکل ذکر شده نیز مقدار ضریب انتقال حرارت جابجایی خارجی نیز تغییرات به نسبت شدیدتری نسبت به ضریب انتقال حرارت جابجایی داخلی دارد. در نقطه سکون، همانند اتفاقی که برای ضریب انتقال حرارت جابجایی داخلی می‌افتد برای ضریب انتقال حرارت جابجایی خارجی نیز تکرار شده و در این نقطه نیز به دلیل صفر بودن ضخامت لایه مرزی، بیشینه این ضریب در جریان خارجی دیده می‌شود. با دور شدن از نقطه سکون (به عنوان مثال در شکل ۴ تا $S < 2 \text{ cm}$) جریان در امتداد سطح شروع به شتاب گرفتن می‌کند (به دلیل انحنای لبه). اما سرعت شتاب به تدریج کم شده و لایه مرزی به صورت آرام (Laminar) شروع به ضخیم‌تر شدن می‌کند. در یک لایه مرزی آرام نیز انتقال حرارت بسیار کندتر از انتقال حرارت آشفته است و در نتیجه h_{out} به شدت کاهش می‌یابد. با افزایش S و در ادامه جریان آرام (به عنوان مثال در شکل ۴ تا $2 < S < 5 \text{ cm}$) در این ناحیه، جریان وارد حالت گذار (Transition) می‌گردد. در این حالت مقدار ضریب نسبت به حالت آرام افزایش چشمگیری دارد (به قله نمودار توجه کنید). پس از تکمیل گذار، و در فاصله نسبتاً کوتاهی، عدد رینولدز محلی از حدود 2×10^5 عبور کرده و جریان به حالت کاملاً آشفته وارد می‌شود. با تشکیل لایه مرزی به دلیل وجود ریزگردابه‌ها اختلاط بسیار خوبی در منبث جریان به وجود آمده و همین امر میزان ضریب انتقال حرارت جابجایی خارجی را بسیار زیاد می‌کند که این تغییر در میزان ضریب در شکل کاملاً مشهود است (به عنوان مثال در شکل ۴ تا $S < 5 \text{ cm}$). اما با ادامه حرکت در امتداد سطح، لایه مرزی آشفته همچنان ضخیم‌تر می‌شود. ضخیم‌تر شدن لایه مرزی به معنای کاهش شیب دما در نزدیکی دیواره است (هرچند آشفته‌گی همچنان وجود دارد)، در نتیجه h_{out} به تدریج کاهش می‌یابد.

به صورت کلی در قسمت (ج) شکل ۴ تا شکل ۷ در نقطه سکون، هم انتقال حرارت از هوای گرم به سطح (از داخل) و هم اتلاف حرارت از سطح به هوای سرد بیرون (از خارج) در بالاترین مقدار خود هستند. اما چون دمای هوای داخل (200°C) بسیار بالاتر از دمای محیط خارجی (-30°C) است، انتقال حرارت خالص از سمت داخل به سطح غالب بوده و سطح به بالاترین دمای خود می‌رسد. در ناحیه بعد از نقطه سکون و تا انتهای جریان آرام (به عنوان مثال در شکل ۴ تا $S < 2 \text{ cm}$)، h_{in} کاهش یافته (به دلیل ضخیم شدن لایه مرزی در کانال) و h_{out} نیز کاهش می‌یابد (به دلیل ضخیم شدن لایه مرزی بیرون). اما کاهش h_{in} برای دمای سطح مهم‌تر است، زیرا این h_{in} است که حرارت را از

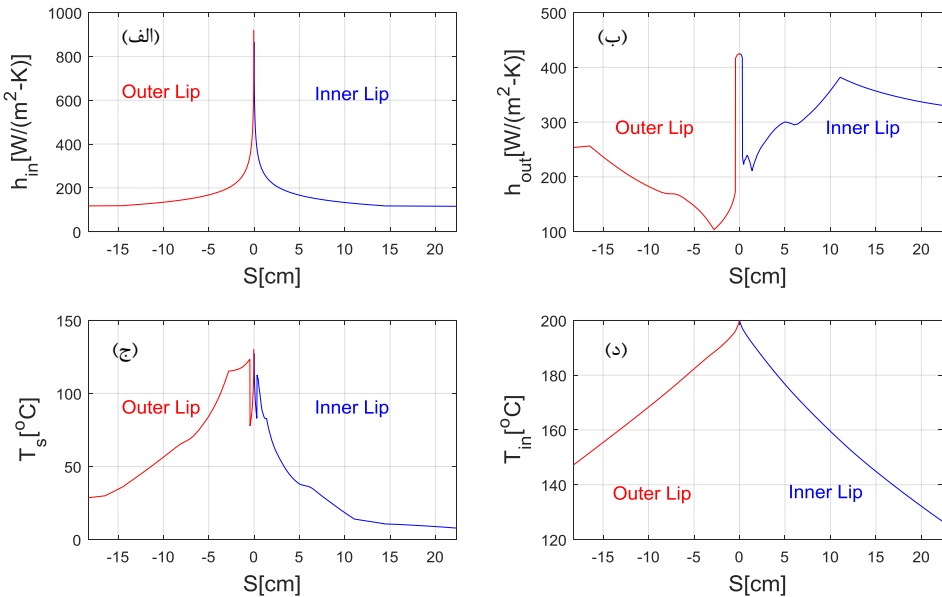
هوای گرم به سطح منتقل می‌کند. بنابراین با کاهش h_{in} ، نرخ انتقال حرارت به سطح کاهش یافته و دمای سطح کاهش می‌یابد. در ادامه و با افزایش مقدار S ، (به عنوان مثال در شکل ۴ $2 < S < 5$ cm)، به مقدار ثابت رسیده (جریان کاملاً توسعه‌یافته در کانال)، اما h_{out} افزایش یافته است (ناحیه گذار در جریان خارجی). افزایش h_{out} به معنای اتلاف حرارت بیشتر از سطح به هوای سرد بیرون است. بنابراین با وجود ثابت بودن h_{in} ، افزایش h_{out} باعث می‌شود سطح گرمای بیشتری از دست داده و دمای آن با شیب ملایم‌تری کاهش یابد. در ناحیه کاملاً درهم جریان خارجی (به عنوان مثال در شکل ۴ $S > 5$ cm)، در این ناحیه، h_{in} هنوز ثابت است، اما h_{out} شروع به کاهش کرده است (به دلیل ضخیم‌تر شدن لایه مرزی آشفته) و کاهش h_{out} به معنای کاهش اتلاف حرارت از سطح است، در نتیجه کاهش دما کمتر شده و شیب کاهش T_s ملایم‌تر می‌شود.

و در نهایت در قسمت (د) در شکل ۴ تا شکل ۷ دمای هوای T_{in} که دمای ورودی هوای گرم از کمپرسور موتور است، به دلیل تبادل حرارت از طریق پوسته کانال با هوای سرد بیرون دمای خود را از دست داده و شیب کاهشی دارد. در تمامی طول مسیر مقدار $T_{in} > T_s$ بوده و تقریباً در شکل ۴ این اختلاف دما در ابتدای کانال در حدود ۱۳۰ درجه سانتی‌گراد و در انتهای کانال به تقریباً ۱۰۰ درجه سانتی‌گراد می‌رسد. این اختلاف دما، نیروی محرک انتقال حرارت است و هرچه این اختلاف بیشتر باشد، نرخ انتقال حرارت نیز بیشتر خواهد بود.

همچنین پارامترهای T_{in} و T_s در تمامی این شکلها در نقطه سکون دارای ماکزیمم مقدار خود بوده و با پیمودن مسیر S در طول سطح داخلی و خارجی لبه، این دو پارامتر کاهش می‌یابند. ماکزیمم مقدار دما در کانال گرمایش برابر با دمای گاز داغ وارد شده به محفظه حرارتی می‌باشد و دمای سطح لبه نیز در این نقطه دمایی پایینتر از دمای کانال گرمایش دارا می‌باشد.

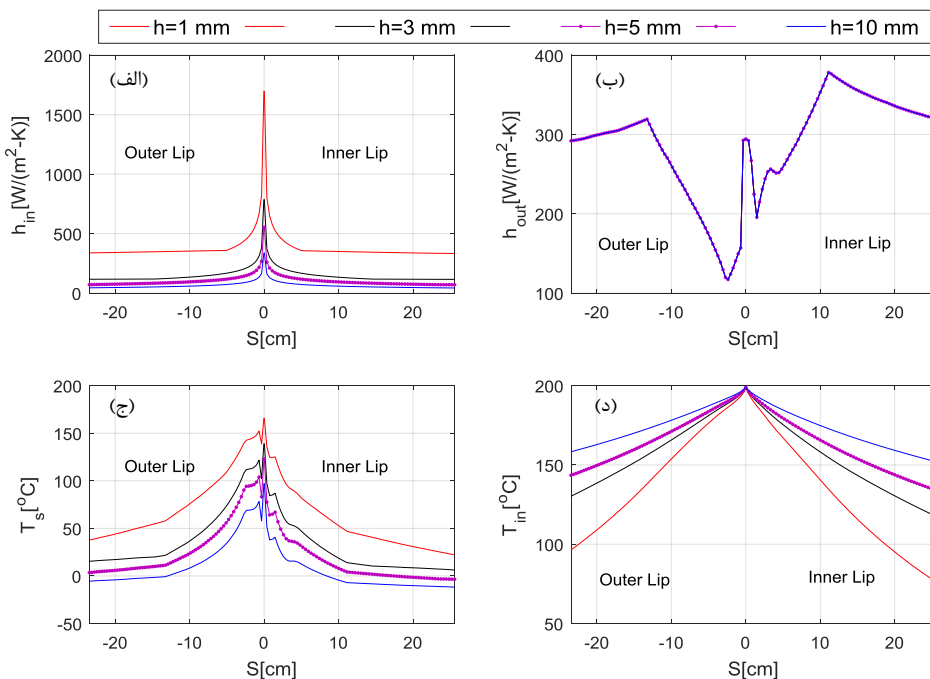


شکل ۶- تغییرات (الف) ضریب انتقال حرارت جابجایی داخلی، (ب) ضریب انتقال حرارت جابجایی خارجی، (ج) دمای سطح، (د) دمای داخل کانال گرمایش، در موقعیت ساعت ۶، $\phi = +1\%$ ، $B = 61/7$ mm



شکل ۷- تغییرات (الف) ضریب انتقال حرارت جابجایی داخلی، (ب) ضریب انتقال حرارت جابجایی خارجی، (ج) دمای سطح، (د) دمای داخل کانال گرمایش، در موقعیت ساعت ۳، $\phi = +1\%$ ، $B = 61/7$ mm

تأثیر فاصله بین محفظه گرمایشی و دیواره خارجی لبه کانال ورودی هوا (h)، برای موقعیت ساعت ۱۲ در شکل ۸ نشان داده شده است.

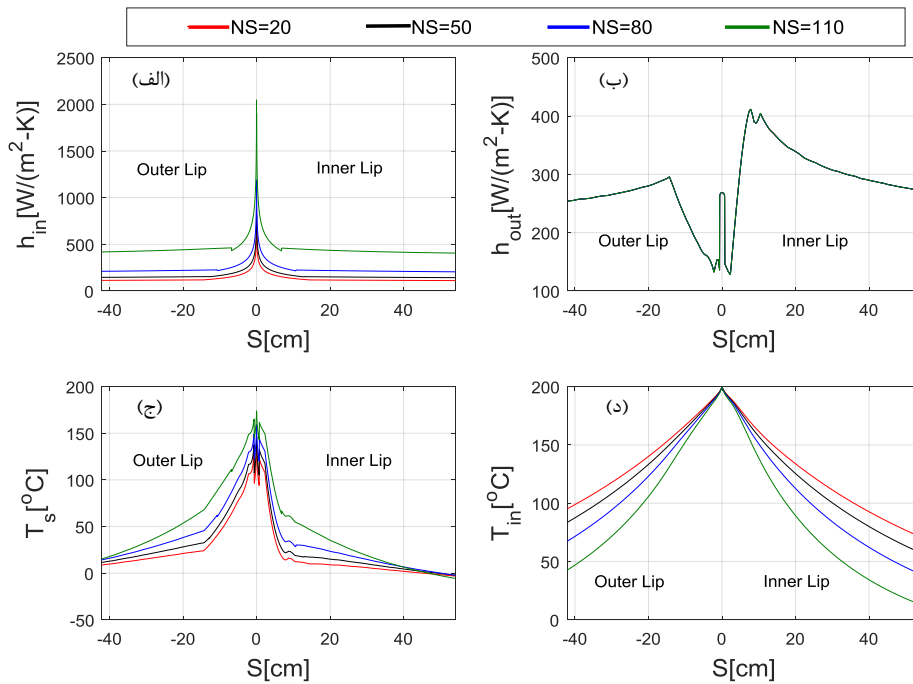


شکل ۸- تأثیر ضخامت کانال گرمایش روی الف) ضریب انتقال حرارت جابجایی داخلی، ب) ضریب انتقال حرارت جابجایی خارجی، ج) دمای سطح، د) دمای داخل کانال گرمایش

شکل ۹ تأثیر تعداد کانال‌های گرمایش در لبه ورودی هوا بر روی پارامترهای مختلف سیستم ضدیخ را نشان می‌دهد. با افزایش تعداد کانال‌های گرمایش، توزیع دمای متوسط سطح لبه و توزیع دمای گاز داغ داخل کانال گرمایش در طول مسیر S بترتیب افزایش و کاهش می‌یابند. با افزایش تعداد کانال‌های گرمایش در لبه کانال هوای ورودی موتور، عرض هر کانال کاهش می‌یابد. این نتیجه حاکی از آن است که با افزایش تعداد کانال‌ها، می‌توان به کارایی بهتری در سیستم ضدیخ دست پیدا کرد.

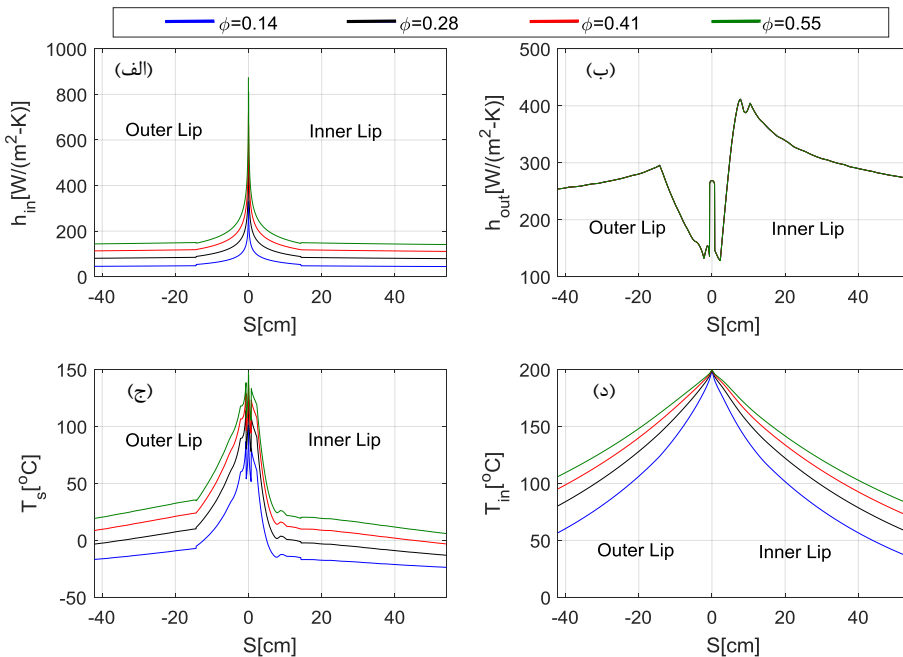
شکل ۱۰ تغییرات پارامترهای سیستم ضدیخ را به ازای مقادیر مختلف ϕ نشان می‌دهد. با افزایش ϕ ، که نشان‌دهنده درصد نسبت دبی هوای گرم مصرفی برای سیستم ضدیخ به دبی مصرفی موتور در ارتفاع و ماخ پروازی مورد نظر می‌باشد، افزایش توزیع دمای سطح لبه و دمای هوای گرم داخل کانال‌های گرمایش را بدنبال دارد. در شکل ۹ و شکل ۱۰، افزایش تعداد کانال گرمایشی و مقدار ϕ تأثیری روی ضریب انتقال حرارت همرفت خارج لبه (h_{out}) نداشته و تنها با افزایش این دو پارامتر ضریب انتقال حرارت همرفت داخلی (h_{in}) کانال‌های گرمایشی افزایش می‌یابد.

در تمام نمودارهای ارائه شده مربوط به دمای سطح (T_s)، یک پیک در نقطه سکون لبه (محل تلاقی جریان با سطح) مشاهده می‌شود. این پیک به دلیل کمبود داده‌های ضریب فشار موضعی سطح در ناحیه بسیار کوچک اطراف نقطه سکون ایجاد شده است. با این حال به منظور دقت بیشتر، بالاترین دمای این ناحیه کوچک به عنوان دمای نقطه سکون در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۹- تاثیر تعداد کانال‌های هوای گرم در موقعیت ساعت ۶ روی (الف) ضریب انتقال حرارت جابجایی داخلی، (ب) ضریب انتقال حرارت جابجایی خارجی، (ج) دمای سطح، (د) دمای داخل کانال گرمایش

با وجود دستاوردهای حرارتی مطلوب، لازم به ذکر است که این مطالعه صرفاً بر روی آنالیز حرارتی سیستم متمرکز بوده و پارامترهای مکانیکی و عملکردی نظیر افت فشار ناشی از عبور هوای گرم از کانال‌ها، وزن اضافه‌شده به سازه‌ی ورودی موتور، پیچیدگی فرآیند ساخت و تأثیر آن بر راندمان کلی موتور در این پژوهش لحاظ نشده است. به عنوان مثال، افزایش تعداد کانال‌های گرمایشی اگرچه به بهبود توزیع دما و افزایش دمای سطح کمک می‌کند (شکل ۹)، اما از سوی دیگر می‌تواند منجر به افزایش وزن سیستم، افت فشار بیشتر در مسیر هوای گرم و در نتیجه کاهش جزئی راندمان موتور شود. بنابراین، طراحی بهینه‌ی سیستم ضدیخ نیازمند یک مطالعه‌ی چندمعیاره (Multi-objective optimization) است که به طور همزمان عملکرد حرارتی، وزن، افت فشار، هزینه‌های ساخت و تأثیر بر عملکرد موتور را مورد بررسی قرار دهد. انجام چنین مطالعه‌ای به عنوان یکی از مسیرهای اصلی برای ادامه‌ی این تحقیق پیشنهاد می‌شود.



شکل ۱۰- تاثیر پورامتر ϕ روی (الف) ضریب انتقال حرارت جابجایی داخلی، (ب) ضریب انتقال حرارت جابجایی خارجی، (ج) دمای سطح، (د) دمای داخل کانال گرمایش، در موقعیت ساعت ۶، تعداد ۲۰ کانال‌های هوای گرم، $B=61/7 \text{ mm}$

۵- نتیجه‌گیری

در این مطالعه، یک روش تحلیلی برای سیستم ضد یخ لبه کانال ورودی هوا با بهره‌گیری از گرمای موتور پیشنهاد شده و به صورت تئوری در یک حالت پروازی بحرانی مورد ارزیابی قرار گرفته است. سیستم ضد یخ معمولاً برای ورودی موتور هواپیما استفاده می‌شود تا از انباشت یخ در شرایط یخبندان جلوگیری کند. با حل معادلات حاکم توزیع دما روی سطح لبه و ضرایب انتقال حرارت جابجایی داخل و خارج لبه در چهار موقعیت مختلف از لبه کانال ورودی موتور بدست آورده شده است.

یکی از محدودیت‌های مدل تحلیلی ارائه‌شده، صرف‌نظر از پدیده‌ی جدایش جریان در نواحی پایین‌دست لبه ورودی (زوایای بیشتر از ۱۲۰ درجه) است. اگرچه این پدیده تأثیر قابل‌توجهی بر نتایج در ناحیه‌ی بحرانی (نزدیک نقطه‌ی سکون) ندارد، اما برای پیش‌بینی دقیق‌تر عملکرد سیستم در کل سطح لبه، به ویژه در طراحی‌های آینده که ممکن است تمام نواحی لبه مورد بررسی قرار گیرند، توصیه می‌شود که اثر جدایش جریان با استفاده از شبیه‌سازی‌های عددی (CFD) یا روابط تجربی اصلاحی، در مدل لحاظ شود. اگرچه نتایج تحلیل‌های اولیه امیدوارکننده است، برای اطمینان از عملکرد مطلوب سیستم در شرایط واقعی پرواز، انجام آزمایش‌های بیشتر، از جمله شبیه‌سازی‌های عددی CFD و آزمایش‌های تجربی در تونل باد، ضروری است. این آزمایش‌ها به ویژه در شرایط بحرانی پروازی مانند ارتفاع زیاد و دماهای پایین، از اهمیت بالایی برخوردار هستند. لذا انجام

اعتبارسنجی تجربی، عددی و بررسی تأثیر سیستم ضدیخ بر روی افت فشار کلی جریان ورودی به موتور به عنوان گام بعدی این تحقیق تعریف می‌شود.

۶- تعارض منافع

نویسنده(گان) اعلام می‌دارند که در مورد انتشار این مقاله تضاد منافع وجود ندارد. علاوه بر این، موضوعات اخلاقی شامل سرقت ادبی، رضایت آگاهانه، سوء رفتار، جعل داده‌ها، انتشار و ارسال مجدد و مکرر توسط نویسندگان رعایت شده است.

۷- دسترسی آزاد

این نشریه دارای دسترسی باز است و اجازه اشتراک (تکثیر و بازآرایی محتوا به هر شکل) و انطباق (بازترکیب، تغییر شکل و بازسازی بر اساس محتوا) را می‌دهد.

۸- فهرست علائم و نشانه‌ها

$C_p=0.2365+7.6 \times 10^{-6} T_A$ (Btu/(lb.°R))	گرمای ویژه در فشار ثابت
$C_{pB}=0.2365+7.6 \times 10^{-6} T_B$ (Btu/(lb.°R))	گرمای ویژه از هوای موتور
C_{pw}	گرمای ویژه آب در فشار ثابت
D_h (ft)	قطر هیدرولیکی لبه ورودی هوای موتور
DRB (lb/(sec.ft ²))	نرخ بازگشت عنصری
$G=32.174$ (ft/s ²)	شتاب گرانش
H (Btu/(ft ² .sec.°R))	ضریب انتقال حرارت همرفت خشک از جریان آزاد
h_{in} (Btu/ft ² .sec.°R)	ضریب انتقال حرارت همرفت گاز داغ داخل کانال گرمایش
K	کسر بخار
$K_1=(0.06944T_A+4.722) \times 10^{-7}$ (Btu/(ft.sec.°R))	ضریب انتقال حرارت همرفت هوا
K (Btu/ ft.sec.°R)	ضریب انتقال حرارت همرفت از هوای داغ
K_w	کسر آب
$L=1066$ (Btu/lb)	گرمای نهان تبخیر آب
LWC (g/m ³)	محتوای آب مایع
M_w (lb/(sec.ft ²))	نرخ جمع‌آوری آب
μ (lb/(ft.sec))	ویسکوزیته هوا در کانال گرمایش
$P_C=C_P$	ضریب فشار موضعی سطح
P_L	فشار موضعی
$P_A=2116.21/\exp(ALT/(27710-0.098774ALT))$ (lb/ft ²)	فشار محیط
$Pr=(C_p \mu)/K_1$	عدد پرانتل
$Pr=(C_p \mu)/k$	چگالی هوا
$\rho=P_A/RT_A$ (lb/ft ³)	عدد رینولدز بر اساس قطر لبه حمله ($2 \times R_{LE}$)
$R_{e_{LE}} = R_{e_{\theta}} R_{LE}$	عدد رینولدز در هر فوت
$R_{e_{\theta}}$	عدد رینولدز بر اساس سرعت موضعی سطح و فاصله از نقطه سکون تا نقطه مورد
$R_{e_s} = R_{e_{\theta}} S V_L / V_o$	انالیز
R_{LE} (ft)	شعاع لبه حمله

S (ft)	فاصله در امتداد سطح از نقطه سکون تا نقطه مورد نظر
S_H (ft)	سطح گرم شده بر فوت محیط
T_B (°R)	دمای هوای موتور
T_A (°R)	دمای محیط
T_s	دمای پوسته
$\bar{T}_g$ (°R)	یک مقدار تخمین زده شده از میانگین دمای گاز در ناحیه جریان آشفته
V_o (ft/s)	سرعت پرواز
$V_L = V_o(1 - P_C)^{0.5}$ (ft/s)	سرعت موضعی
W_B (lb/(ft.s))	دبی جرمی هوای موتور بر فوت محیط
w (lb/(ft ² .s))	جریان وزنی از گاز داغ بر واحد مساحت سطح مقطع
θ (deg)	زاویه از نقطه سکون تا نقطه مورد نظر

۹-منابع

- [1] Messinger, B. L. (1953). Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as a Function of Air Speed. *J. Aeronaut. Sci.*, 1, 29–42.
- [2] Anderson, D. N., & Tsao, J.-C. (2003). Evaluation and Validation of the Messinger Freezing Fraction. *Am. Inst. Aeronaut. Astronaut.*, 1218. doi: <https://doi.org/10.2514/6.2003-1218>
- [3] Morency, F., Brahimi, M. T., Tezok, F., & Paraschivoiu, I. (1998). Hot Air Anti-Icing System Modelization in the Ice Prediction Code CANICE. *Am. Inst. Aeronaut. Astronaut.*, 192. doi: <https://doi.org/10.2514/6.1998-192>
- [4] Morency, F., Tezok, F., & Paraschivoiu, I. (2000). Heat and Mass Transfer in the Case of Anti-Icing System Simulation. *J. Aircr.*, 37, 245–251.
- [5] Hasanzadeh, K., Mosahebi, A., Laurendeau, E., & Paraschivoiu, I. (2013). Validation and Verification of Multi-Steps Icing Calculation Using CANICE2D-NS Code. *Am. Inst. Aeronaut. Astronaut.*, 2671. doi: <https://doi.org/10.2514/6.2013-2671>
- [6] Fregeau, M., Saeed, F., & Paraschivoiu, I. (2004). Surface Heat Transfer Study for Ice Accretion and Anti-Icing Prediction in Three Dimension. *Am. Inst. Aeronaut. Astronaut.*, 2004–2063. doi: <https://doi.org/10.2514/6.2004-63>
- [7] Silva, G. A. L., Silves, O., & Jesus, E. J. G. (2007). Numerical Simulation of Airfoil Thermal Anti-Ice Operation Part 1: Mathematical Modeling. *J. Aircr.*, 44, 627–634.

- [8] Mingione, G., Brandi, V., & Esposito, B. (1997). Ice accretion prediction on multi-element airfoils. *Am. Inst. Aeronaut. Astronaut.*, 0177. doi: <https://doi.org/10.2514/6.1997-177>
- [9] Wright, B. W., Al-Khalil, K., & Miller, D. (1997). Validation of NASA thermal ice protection computer codes part2- lewice/thermal. *Am. Inst. Aeronaut. Astronaut.*, 0050. doi: <https://doi.org/10.2514/6.1997-50>
- [10] Trajice, R. W. G. (1994). A combined water droplet and ice accretion prediction code for aerofoils.
- [11] Henry, R. (1992). Development of an electrothermal de-icing/anti-icing model. *Am. Inst. Aeronaut. Astronaut.*, 526. doi: <https://doi.org/10.2514/6.1992-526>
- [12] AerTex. (n.d.). Aircraft Icing Analysis Codes. Retrieved from http://www.aerotex.co.uk/analysis_codes/analysis_codes.htm [Accessed: 27 May 2026]
- [13] BAE Systems. (n.d.). 3D Ice Prediction Tool - ICECREMO2. Retrieved from http://www.baesystems.com/ProductsServices/ss_tes_atc_icecremo.html [Accessed: 27 May 2026]
- [14] Newmerical Technologies International. (2009). Fensap-ice in flight icing simulation system.
- [15] Mingione, G., Barocco, M., Denti, E., & Francesco Bindi, G. (n.d.). (1997). FLIGHT IN ICING CONDITIONS SUMMARY.
- [16] Gelder, T. F., Lewis, J. P., & Koutz, S. L. (1953). Icing Protection for a Turbojet Transport Airplane: Heating Requirements, Methods of Protection, and Performance Penalties.
- [17] Gray, V. H. (1952). Simple Graphical Solution on Heat-Transfer and Evaporation from Surface Heated to prevent Icing.
- [18] Society of Automotive Engineers. (1969). *SAE Aerospace Applied Thermodynamics Manual* (2nd ed.). New York: Society of Automotive Engineers.
- [19] Bergman, T. L., Lavine, A. S., Incropera, F. P., & Dewitt, D. P. (2011). *Fundamentals of Heat and Mass Transfer* (7th ed.). JOHN WILEY & SONS, INC.

[20] Hardy, J. K. (1945). Kinetic Temperature of Wet Surfaces. A Method of Calculating the Amount of Alcohol Required to Prevent Ice, and the Derivation of the Psychrometric Equation.

[21] Boelter, L. M. K., Martinelli, R. C., Romie, F. E., & Morrin, E. H. (1945). An Investigation of Aircraft Heaters. XVIII.- A Design Manual for Exhaust Gas and Air Heat Exchangers.