

تحلیل و طراحی سیستم کنترلی ضد انجماد برای یک موتور توربوجت

علی اکبر کریمی^۱، محمد جواد جمشیدی نائینی^۲ و حسام الدین ابن الدین حمیدی^۳

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده علوم و مهندسی، دانشگاه امام حسین (ع)

چکیده

در این مقاله، سیستم ضد انجماد روی سطوح یک توربوجت در حال پرواز طراحی شده است. در این طراحی، سرعت حرکت موتور، ارتفاع پرواز، دمای هوای اطراف موتور، و میزان رطوبت موجود در هوا و اثر هر کدام از این عوامل بر تشکیل یخ روی سطوح ورودی موتور در نظر گرفته شده است. برای این منظور، ضمن محاسبه دمای سطوح در حال حرکت در هوای مرطوب، شرایط جوی بحرانی که برای محاسبه سیستم ضد انجماد استفاده می‌شود، به دست آمده است. سپس، منطقه جذب یخ روی سطوح ورودی محاسبه شده و با ایجاد مسیر عبور هوای گرم، میزان دبی هوای گرم مورد نیاز برای سیستم ضد انجماد به دست آمده است. در نهایت، یک سیستم کنترلی ضد انجماد که در آن از کنترلر PID استفاده می‌شود، طراحی شده است. در این سیستم، با استفاده از هوای گرم در خروجی کمپرسور و هدایت آن به سمت سطوحی که احتمال یخ‌زدگی روی آنها وجود دارد، از وقوع این پدیده جلوگیری می‌شود. زمان فرستادن و دبی هوای گرم مورد نیاز برای هر کدام از سطوح ورودی موتور (مانند بولت نوز^۴، استرت^۵ و لپ^۶) توسط این سیستم کنترل می‌شود.

واژه‌های کلیدی: سیستم ضد انجماد، منطقه جذب، موتور جت، سیستم کنترلی

Design and Analysis of a Turbojet Anti-ice System

A.A. Karimi, M.J. Jamshidi-Naeini, and H.E. Hamidi

Mech. Eng. Group., School of Science & Eng., Imam Hossein Univ.

ABSTRACT

In this paper, an anti-ice system for a turbojet is designed. Speed, altitude, ambient temperature and moisture content of the air are considered in the design. Critical conditions, in which icing is expected, are determined. Capture region, where ice formation is most probable, is investigated and protected by hot air from compressor exit. A control system based on PID controller is designed to control the flow rate of the hot air. In this design, surfaces like lip, bullet nose, and struts are protected against ice formation.

Key Words: Anti-icing, Capture Area, Turbojet, Control System

۱-استادیار

۲-کارشناس ارشد (نویسنده پاسخگو): mjavad.jamshidi@gmail.com

۳-استادیار

4-Bullet Nose

5-Strut

6-Lip

۱- مقدمه

اتفاق می‌افتند. در تروپوسفر، هوا از مخلوط گازها و آب (در سه فاز مایع، بخار و جامد بلوری)، به همراه ناخالصی‌های مختلف از جمله گردوغبار ریز، محصولات احتراق، گرده گیاهان و نمکها تشکیل یافته است.

در شرایط معینی آب می‌تواند در حالت مادون سرد قرارگیرد. در این شرایط ناخالصی‌هایی که قبلاً از آنها نام برده شد، تبدیل به مرکز هسته‌های بلور یخ می‌شوند [۱]. شناخت علت، شرایط و نحوه تشکیل یخ، پیش‌نیاز طراحی سیستم ضد یخ است.

۳- انتخاب شرایط محاسباتی در طراحی سیستم‌های ضد یخ زدگی

در انتخاب مقادیر محاسباتی مربوط به شرایط یخ‌زدگی، پیش از همه باید ملاحظات تأمین امنیت پرواز در شرایط یخ‌زدگی، ملاک عمل قرار گیرد.

شرایط محاسباتی سیستم ضد انجماد موتور هواپیما طبق جدول ۱ ارائه شده است [۲].

جدول (۱): شرایط محاسباتی کارکرد سیستم ضد انجماد موتور هواپیما.

محدوده ارتفاع (m)	محتوای آب $\frac{gr}{m^3}$	دمای محیط ($^{\circ}C$)
۵۰۰-۵۰۰۰	۲/۵	۰
۵۰۰۰-۶۲۰۰	۲/۲	-۱۰
۶۲۰۰-۷۸۰۰	۱/۷	-۲۰
۷۸۰۰-۹۵۰۰	۱/۰	-۳۰
۹۵۰۰-۱۱۰۰۰	۰/۲	-۴۰

۴- شرایط دمایی سطح متحرک در اتمسفر

دمای سطح جسمی که در محیطی مرطوب حرکت می‌کند، بر اثر اصطکاک بین سیال و سطح آن و همچنین ساکن شدن سیال روی سطح (اطراف نقطه سکون) افزایش و به دلیل تبخیر آب از سطح آن کاهش می‌یابد. رابطه (۱)، تغییرات دمای سطح جسم متحرک را با توجه به این دو عامل نشان می‌دهد [۴].

$$T_s'' = T_s' - \frac{0.622L'_s(p_s'' - p')}{P_1 C_p} \quad (1)$$

در رابطه فوق، متغیرها عبارتند از:

تأمین امنیت پرواز هواپیماها در شرایط مختلف جوی اهمیت بسزایی دارد و فرایند پیچیده و حساسی است. یکی از عواملی که امنیت پرواز را مختل می‌کند، ایجاد یخ روی سطوح خارجی هواپیما به ویژه سطوح آیرودینامیکی قسمت ورودی موتور هواپیما و سطوح کنترلی است.

اولین اطلاعات در این باره توسط ناسا در سال ۱۹۳۹ درباره یخ‌زدگی روی بال هواپیما منتشر شد. در این مجموعه انواع شکل‌های یخ‌زدگی روی بال هواپیما بیان شده و مورد بررسی قرار گرفته است.

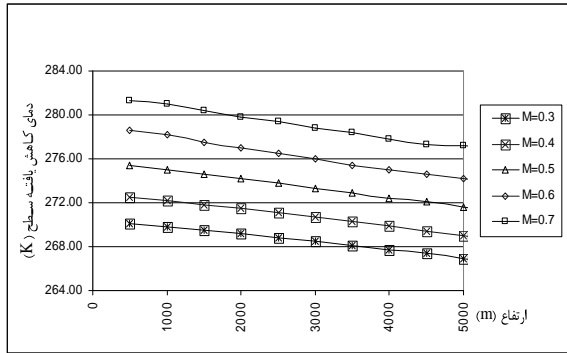
پس از این، مجموعه کتابهای مختلفی بحث سیستم ضد انجماد را مطرح کرده‌اند. در برخی از این کتابها ساختار کلی سیستم ضد انجماد مورد بحث قرار گرفته است [۵]. بعضی از کتابها نیز سیستم مربوط به یک موتور خاص مثل موتور J79 [۶] و T56 [۷] را مورد بررسی قرار داده‌اند. در بعضی کتابها اجزای سیستم ضد انجماد به صورت عمومی شرح داده شده است [۸]. در برخی کتابها نحوه هشداردهی به خلبان و عملکرد وی در زمان یخ‌زدگی و به منظور جلوگیری از یخ‌زدگی بیان شده است [۹]. در تعداد دیگری از این کتابها انواع سیستم‌های ضد انجماد و روش‌های جلوگیری از یخ‌زدگی بیان شده است [۱۰].

مطلب مهم در طراحی سیستم ضد انجماد، نحوه محاسبه دمای روی سطوح مختلف، در شرایط مرطوب بودن هواست که برای این منظور از استانداردهای روسی [۳] و انگلیسی [۴] استفاده شده است.

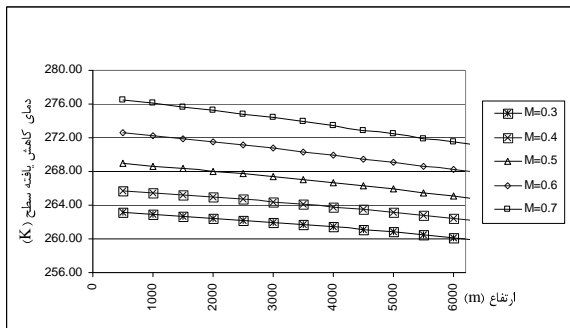
برای طراحی سیستم ضد یخ، باید شرایط بحرانی را شناخت و سیستم را در شرایط مختلف، تحلیل و طراحی کرد. برای این منظور از مراجع [۱-۲] که درباره محاسبات سیستم ضد انجماد و منطقه جذب قطرات روی سطوح می‌باشند و مراجع [۱۲-۱۴] که درباره نحوه تشکیل یخ و محاسبه شدت تشکیل یخ می‌باشند، استفاده شده است.

۲- علت تشکیل یخ

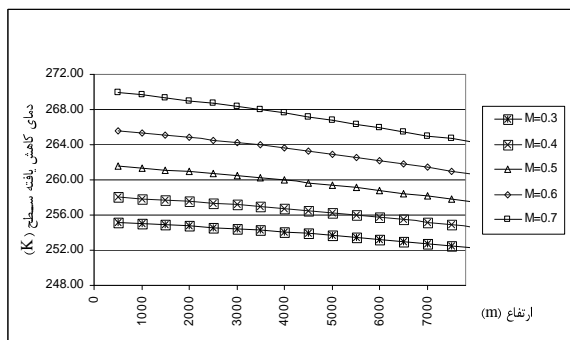
اغلب پدیده‌های هواشناسی، از جمله شرایطی که به واسطه آن در هواپیماها و بالگردها یخ‌زدگی به وجود می‌آید، به طور عمده در لایه زیرین جو یعنی تروپوسفر



شکل (۱): دمای کاهش یافته سطح در دمای محیط صفر درجه سلسیوس و محتوای آب $2/5 \text{ gr/m}^3$ بر حسب ارتفاع در ماخ‌های پروازی مختلف.



شکل (۲): دمای کاهش یافته سطح در دمای محیط 10^0C و محتوای آب $2/2 \text{ gr/m}^3$ بر حسب ارتفاع در ماخ‌های پروازی مختلف.



شکل (۳): دمای کاهش یافته سطح در دمای محیط 20^0C و محتوای آب $1/7 \text{ gr/m}^3$ بر حسب ارتفاع در ماخ‌های پروازی مختلف.

T_s'' دمای سطح که در اثر تبخیر آب از سطح آن کاهش یافته است،

T_s' دمای سطح که نسبت به دمای استاتیک محیط به دلیل کاهش سرعت هوا در نزدیکی آن و اثر ویسکوزیته افزایش یافته است،

L_s' گرمای نهان تبخیر آب در دمای T_s' ،

p_s'' فشار اشباع بخار در دمای T_s'' ،

p' فشار جزئی بخار در دمای T_s' و

P_1 فشار هوا در نقطه مورد نظر روی سطح.

توجه شود که در عبارت بالا T_s'' در واقع دمای حقیقی سطح می‌باشد که هم اثرات افزایش دما به دلیل کاهش سرعت و اصطکاک و هم اثر کاهش دمای سطح به دلیل تبخیر آب از روی سطح در آن لحاظ شده است. بنابراین، دمایی که به عنوان معیار تصمیم‌گیری در مورد شرایط سطح در نظر گرفته می‌شود، دمای T_s'' است.

۵- تعیین رژیم بحران جریان هوا

برای هر یک از ردیف‌های جدول ۱ بر حسب دمای محیط و محتوای آب، دمای نقطه سکون^۱ و اطراف آن بر حسب محدوده ارتفاعی ذکر شده و اعداد ماخ مختلف (که پرواز در آن انجام می‌شود) محاسبه شده است. این محاسبات و آزمایش‌های تجربی نشان داده‌اند که یخزدگی در اطراف نقطه سکون اتفاق می‌افتد و نقطه سکون، بحرانی‌ترین وضعیت را برای یخزدگی دارد. به همین دلیل مبنای محاسبات، شرایط نقطه سکون قرار داده شده است. نمودار دمای سکون بر حسب ارتفاع در شرایط مختلف جدول یخزدگی به صورت نمودار شکل‌های ۱ تا ۵ به دست آمده است.

1-Stagnation Point

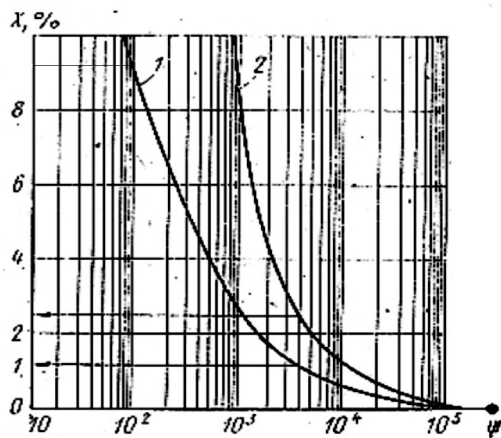
۶- محاسبه منطقه جذب یخ

منطقه‌ای از سطح آیرودینامیکی که ذرات آب روی آن رسوب می‌کنند، منطقه جذب یخ نامیده می‌شود. برای محاسبه منطقه جذب یخ عدد بی بعد ψ ، که مقیاسی برای توصیف نسبت اندازه قطرات و طول مشخصه سطح است، به صورت زیر تعریف می‌شود [۱]:

$$\psi = \frac{9L\rho_B}{R_k\rho_k} \quad (2)$$

که در آن، L طول مشخصه سطح، ρ_B چگالی هوا، R_k شعاع قطره و ρ_k چگالی آب است.

برای محاسبه منطقه جذب از نمودار شکل ۶ استفاده می‌شود که در آن ارتباط بین عدد بی بعد ψ و منطقه جذب بر حسب درصد طول وتر بیان شده است [۱].



شکل (۶): رابطه طول منطقه جذب با پارامتر ψ
۱- سطح فوقانی پروفیل ۲- سطح زیرین پروفیل [۱].

مقدار عدد بی بعد ψ برای هر یک از سطوح استرتر^۲، لپ^۳ و بولت‌نوز^۴ به صورت زیر است:

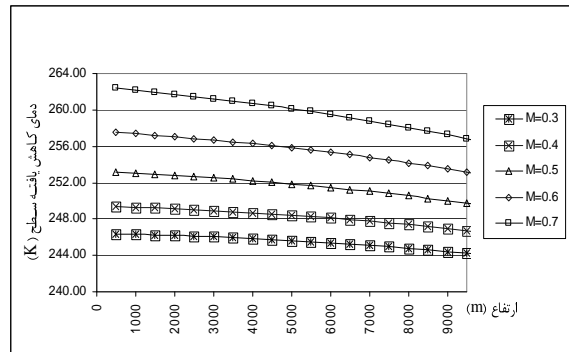
$$\psi_{Lip} = 178.1,$$

$$\psi_{BulletNose} = 163.8,$$

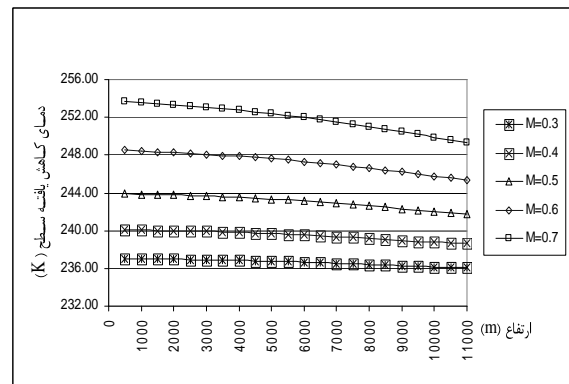
$$\psi_{strut} = 89.5.$$

با توجه به شکل ۶، منطقه جذب برای هر یک از سطوح ورودی بر حسب درصد سطح کل به صورت زیر به دست می‌آید:

- 2- Strut
- 3- Lip
- 4- Bullet Nose



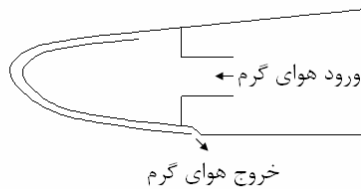
شکل (۴): دمای کاهش یافته سطح در دمای محیط 30°C و محتوای آب $1/10 \text{ g/m}^3$ بر حسب ارتفاع در ماخ‌های پروازی مختلف.



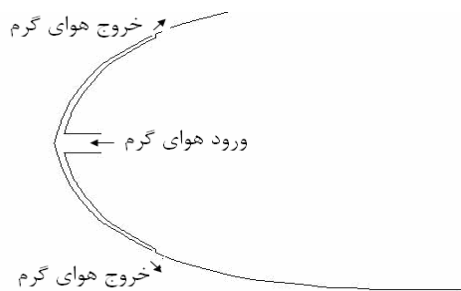
شکل (۵): دمای کاهش یافته سطح در دمای محیط 40°C و محتوای آب 0.2 g/m^3 بر حسب ارتفاع در ماخ‌های پروازی مختلف.

با توجه به این نمودارها مشاهده می‌گردد که حداقل دمای نقطه سکون، در دمای محیط 40°C و ارتفاع $10,000$ متر و عدد ماخ 0.3 اتفاق می‌افتد. بنابراین، محاسبات سیستم ضد انجماد برحسب این شرایط صورت می‌گیرد. گفتنی است که در نمودارهای بالا اثرات سرعت، دمای هوا، میزان رطوبت موجود در هوا و ارتفاع در نظر گرفته شده است. با رسم این نمودارها و به دست آوردن شرایط بحرانی محاسبه سیستم ضد انجماد، مدل‌سازی در نرم‌افزار فلونت^۱ بر اساس این شرایط انجام شده و با اعمال رابطه (۱) در این نرم افزار، دمای نقاط مختلف سطح در شرایط بحرانی به دست آمده است.

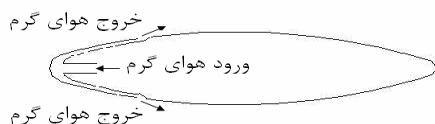
- 1- Fluent



شکل (۷): سطح لیپ و مسیر لوله هوای گرم عبوری از آن.



شکل (۸): سطح بولت‌نوز و مسیر لوله هوای گرم عبوری از آن.



شکل (۹): سطح استریت و مسیر لوله هوای گرم عبوری از آن.

با داشتن اندازه منطقه محافظت شده (برای مدل‌سازی در نرم‌افزار) و شرایط بحرانی (برای شرایط مرزی حل در نرم‌افزار)، همه پارامترهای حل نرم‌افزاری مهیا می‌باشد. در شرایط بحرانی وقوع یخ‌زدگی، هوای گرمی که از مرحله آخر کمپرسور گرفته می‌شود دارای فشار ۱۳۵ kPa و دمای ۱۲۴°C می‌باشد. دبی هوای گرم ورودی طوری تنظیم می‌شود که دمای استاتیک سطح محافظت شونده در برابر یخ‌زدگی در بازه ۷ تا ۱۰ درجه سلسیوس قرار بگیرد (برای محافظت سطح در برابر یخ‌زدگی دمای واقعی سطح باید در این محدوده دمایی قرار بگیرد). میدان جریان در دو هندسه متقارن محوری (اطراف لیپ و بولت‌نوز) و سه بعدی (اطراف استریت) حل شده است. هندسه متقارن محوری در نظر گرفته شده مطابق شکل شماره ۱۰ می‌باشد.

Lip : 7 % ,
 Bullet Nose : 7.5 % ,
 Strut : 9 % .

بدین ترتیب، محدوده هندسی منطقه جذب و دمای آن مطابق محاسبات بخش قبل به دست آمده است. با این اطلاعات می‌توان مسیرهای عبور هوای گرم را برای جلوگیری از تشکیل یخ ایجاد کرد. علاوه بر مسیرها، دبی هوای گرم را نیز باید برای هر کدام از سطوح تحت حفاظت محاسبه کرد.

۷- ایجاد مسیر عبور هوای گرم و تعیین دبی سیستم ضد انجماد

پس از تعیین منطقه جذب یخ روی سطوح قسمت ورودی، باید مسیرهای هوای گرم در این قسمت‌ها تعیین شده و دبی هوای گرم مورد نیاز این قسمت‌ها محاسبه شود. با دانستن طول وتر هریک از اجزای ورودی، طول منطقه‌ای که باید محافظت شود روی هریک از سطوح محاسبه می‌شود. طول ناحیه‌ای که باید گرم شود تا از یخ‌زدگی ایمن بماند، روی هریک از سطوح ورودی مطابق جدول ۲ است.

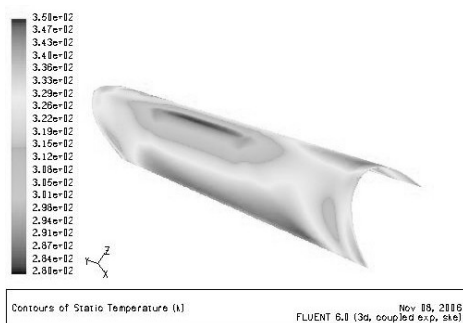
جدول (۲): طول نواحی نیازمند به محافظت در سطوح ورودی.

نام سطح	طول ناحیه ای که باید محافظت شود. (cm)
Strut	۱/۱
Bullet Nose	۱/۶
Lip	۱/۷

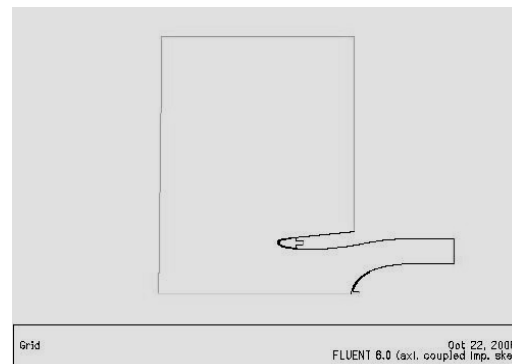
هوای گرم کمپرسور به نحوی که طول محاسبه شده را پوشش دهد، از نقاط جلویی سطوح ورودی عبور داده می‌شود. برای هریک از سطوح، شکل سطح همراه با مسیر لوله هوای گرم عبوری از آن مطابق شکل‌های ۷ تا ۹ می‌باشد.

جدول (۳): مقدار کمترین دمای استاتیک روی سطوح منطقه محافظت شده.

نام سطح	کمترین دمای سطح °K
Lip	۲۸۰
Bullet Nose	۲۸۱
Strut	۲۸۱



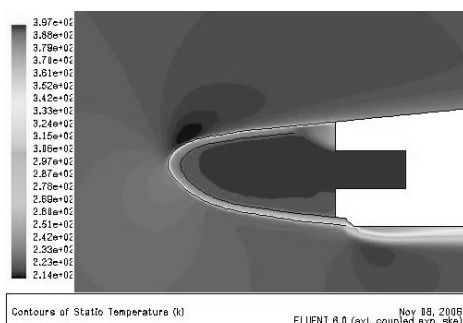
شکل (۱۰): منطقه تحلیل جریان به منظور محاسبه دبی هوای گرم در ناحیه لیپ و بولت‌نوز.



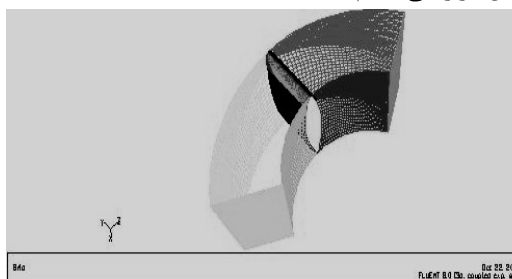
شکل (۱۱): منطقه تحلیل جریان به منظور محاسبه دبی هوای گرم در ناحیه استرت.

با انجام این تحلیل دبی هوای گرم مورد نیاز برای لیپ و بولت‌نوز به دست خواهد آمد.

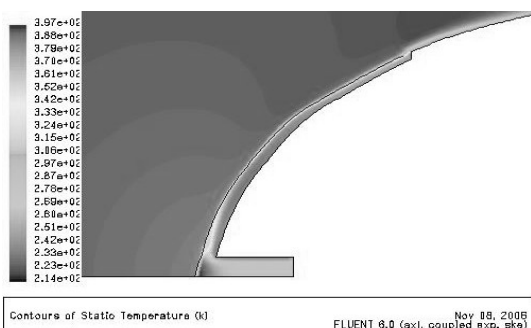
جریان اطراف استرت به صورت سه بعدی حل شده است. در تحلیل سه بعدی، ابتدای محدوده حل مسئله، انتهای لیپ بوده و در نهایت نیز به انتهای قسمت ورودی موتور ختم می‌شود. شرط مرزی ابتدای آن را به صورت پروفیل از فایل‌های سه بعدی که قبلاً تحلیل کرده‌ایم خارج کرده و به عنوان شرط مرزی برای این تحلیل قرار می‌دهیم.



شکل (۱۲): کانتور دمای استاتیک روی ناحیه محافظت شده استرت.

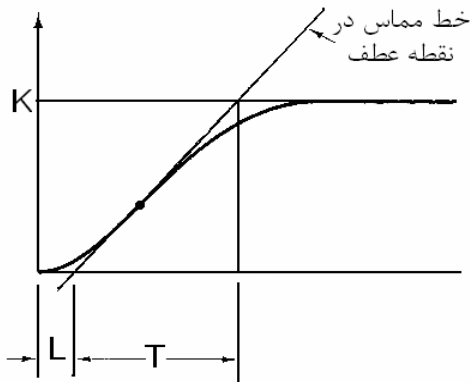


شکل (۱۳): کانتور دمای استاتیک روی ناحیه محافظت شده لیپ.



شکل (۱۴): کانتور دمای استاتیک روی ناحیه محافظت شده بولت‌نوز.

۸- نتایج اخذ شده از نرم افزار فلوئنت دبی هوای گرم ورودی به کانال قسمت‌های لیپ و بولت‌نوز و استرت به ترتیب برابر ۹۵ g/s، ۸ g/s و ۷ g/s به دست آمده است. کمترین دمای استاتیک سطوح محافظت شده با استفاده از هوای گرمی که دبی آن در بالا ذکر شد، به صورت جدول ۳ می‌باشد. کانتور دمای استاتیک روی سطوح محافظت شده مطابق شکل‌های ۱۲ تا ۱۴ می‌باشد.



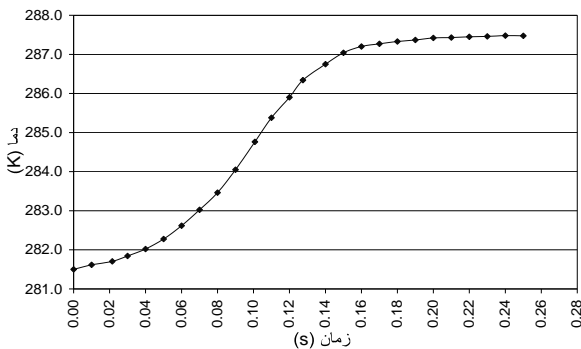
شکل (۱۵): منحنی پاسخ S شکل.

جدول (۴): قواعد تنظیم زیگلر - نیکولز بر اساس پاسخ پله دستگاه

نوع کنترل کننده	K_p	T_i	T_d
P	T/L	∞	۰
PI	$0.9 T/L$	$L/0.3$	۰
PID	$1/2 T/L$	$2L$	$0.5L$

پیشنهاد زیگلر - نیکولز، استفاده از مقادیر T_d ، T_i و K_p بر اساس رابطه‌های جدول ۴ می‌باشد. با توجه به آنچه در بالا اشاره شد، ابتدا ورودی پله واحد به ناحیه ورودی اعمال، و سپس نتایج آن استخراج شده است.

در شکل‌های ۶ و ۷، نمودارهای مربوط به نتایج اعمال ورودی پله واحد به نواحی لیپ و بولتنوز نشان داده شده است.



شکل (۱۶): نمودار دما بر حسب زمان مربوط به ناحیه بولتنوز.

همانطور که در کانتورهای دمای استاتیک مشخص می‌باشد، حداقل دمای سطح محافظت شده در محدوده دمایی مطلوب (بین 10°C - 7) قرار گرفته است.

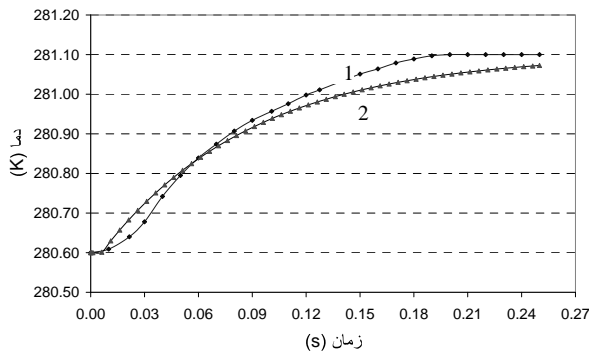
۹- پارامترهای کنترلر PID برای سیستم ضدانجماد دهانه ورودی موتور

برای طراحی و شبیه‌سازی کنترلر مربوط به یک سیستم، تابع تبدیل دینامیکی سیستم مورد نیاز است، به طوری که در آن رفتار سیستم با زمان مشخص شده باشد. به عبارت دیگر باید میزان دمای کمینه سطوح مورد حفاظت برحسب دبی هوای گرم ورودی به آنها و زمان ورود دبی هوای گرم به آنها معلوم باشد. این تابع تبدیل دینامیکی سیستم یا تابع تبدیل وابسته به زمان سیستم می‌باشد. برای مسأله مورد نظر در این مقاله، این تابع تبدیل، مشخص نمی‌باشد. برای تعیین این تابع از روش اول زیگلر- نیکولز استفاده شده است.

در این روش قواعدی برای تنظیم کردن کنترل کننده‌های PID (یعنی تعیین مقادیر K_p ، T_i و T_d) پیشنهاد شده است. این قواعد بر اساس پاسخ پله به دست آمده از آزمایش استوار است. قواعد زیگلر - نیکولز، معمولاً در مواقعی که مدل ریاضی دستگاه معلوم نیست به کار می‌آیند (البته این قواعد را می‌توان برای طراحی سیستم‌های دارای مدل ریاضی معلوم نیز به کار برد). [۱۵]. در این روش، پاسخ دستگاه به ورودی پله واحد به طور تجربی، به دست می‌آید. اگر دستگاه نه انتگرال گیر داشته باشد، نه قطب‌های مزدوج مختلط غالب، پاسخ پله به صورت یک منحنی S شکل خواهد بود. این منحنی پاسخ پله را می‌توان به‌طور تجربی یا با شبیه‌سازی دستگاه به دست آورد.

منحنی S شکل را می‌توان با دو پارامتر مشخص کرد: زمان تأخیر L و ثابت زمانی T . زمان تأخیر و ثابت زمانی با رسم خط مماس در نقطه عطف منحنی S شکل و یافتن محل برخورد آن با محور زمان و خط $c(t)=K$ تعیین می‌شود. سپس می‌توان تابع تبدیل $C(s)/U(s)$ را با یک سیستم مرتبه اول دارای تأخیر انتقالی به صورت زیر تقریب زد:

$$\frac{C(s)}{U(s)} = \frac{Ke^{-Ls}}{Ts+1} \quad (3)$$



شکل (۱۹): نمودار مقایسه دمای ناحیه لیپ در اثر وارد

کردن ورودی پله در دو حالت اخذ خروجی،
 ۱- از نرم افزار فلونت (رفتار واقعی سیستم)
 ۲- نرم افزار متلب (رفتار تابع تبدیل دینامیکی سیستم).

اگر به محاسبه میزان اختلاف بین تابع تبدیل در نظر گرفته شده برای سیستم و رفتار واقعی سیستم بپردازیم مشاهده می‌شود که در مورد بولتنوز، بیشینه اختلاف در حدود ۰/۵۴ درصد و در مورد لیپ در حدود ۰/۰۲ درصد است.

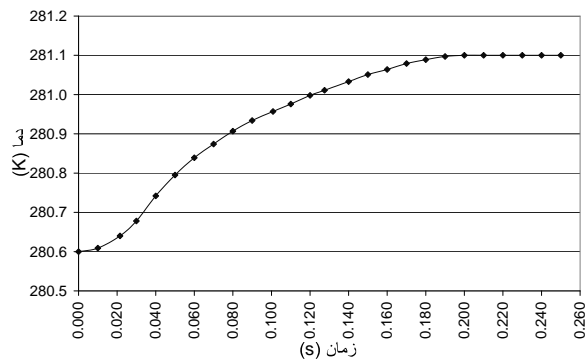
با استفاده از ضرایب پیشنهادی زیگلر - نیکولز برای کنترل کننده PID، ضرایب کنترل کننده برای لیپ و بولتنوز مطابق جدول ۵ خواهد بود.

جدول (۵): ضرایب کنترل کننده PID برای کنترل کننده

لیپ و بولتنوز.

قسمت کنترل شونده	K_p	T_i	T_d
Bullet Nose	۰/۰۲۹۶	۰/۰۸۲	۰/۰۲۰۵
Lip	۰/۱۶۸	۰/۰۰۶	۰/۰۰۳

نتایج اخذ شده از قسمت سیمولینک نرم افزار مطلب مربوط به بولتنوز و لیپ در شکل‌های ۲۰ و ۲۱ آورده شده است.



شکل (۱۷): نمودار دما برحسب زمان مربوط به ناحیه لیپ

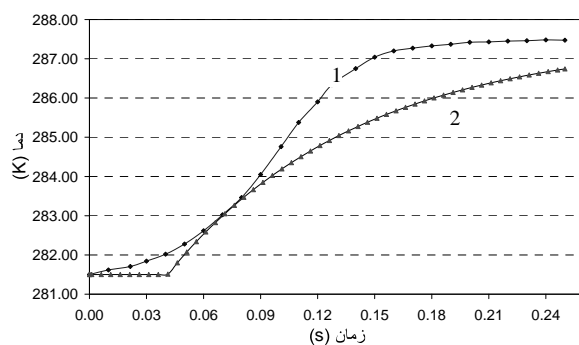
اگر اطلاعات اخذ شده از شکل‌های ۱۶ و ۱۷ در عبارت (۳) قرار داده شود، تابع تبدیل مربوط به قسمت بولتنوز و لیپ به ترتیب به صورت زیر به دست می‌آید:

(۴)

$$\frac{C(s)}{U(s)} = \frac{6e^{-0.041s}}{0.101s + 1}$$

$$\frac{C(s)}{U(s)} = \frac{0.5e^{-0.006s}}{0.084s + 1}$$

برای تعیین میزان صحت تابع تبدیل به دست آمده از روش زیگلر - نیکولز، در قسمت سیمولینک نرم افزار متلب^۱ به تابع تبدیل به دست آمده، ورودی پله داده و خروجی آن ثبت می‌شود. نمودار شکل ۱۸ رفتار واقعی سیستم را که از نرم افزار فلونت^۲ به دست آمده با رفتار تابع تبدیل به دست آمده برای سیستم، مقایسه می‌کند.



شکل (۱۸): نمودار مقایسه دمای ناحیه بولتنوز در اثر

وارد کردن ورودی پله در دو حالت اخذ خروجی

۱- از نرم افزار فلونت (رفتار واقعی سیستم)

۲- نرم افزار مطلب (رفتار تابع تبدیل دینامیکی سیستم).

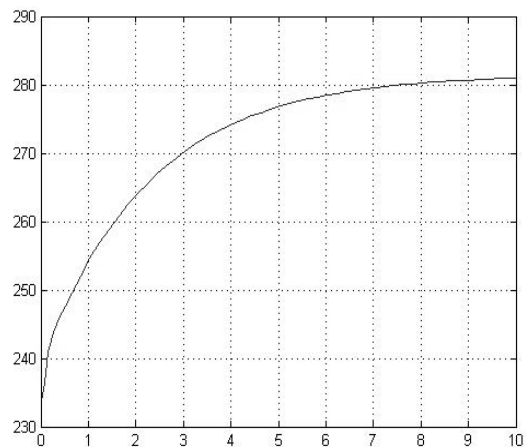
1-Matlab

2-Fluent

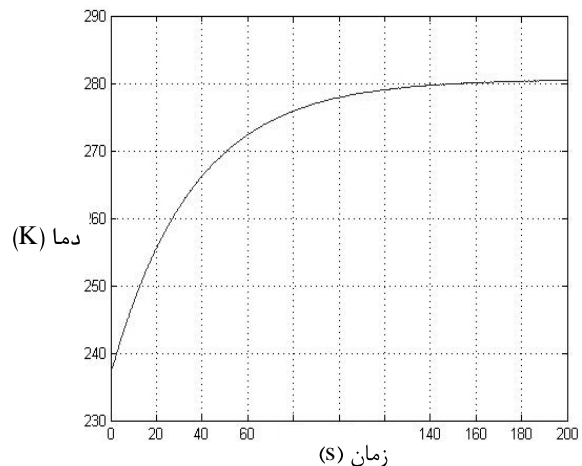
می‌شود. با استفاده از این چهار خط لوله و یک منیفولد که روی محیط دایره‌ای لیپ قرار گرفته، دبی هر خط لوله مربوط به لیپ برابر $23/75 \text{ gr/s}$ می‌شود. اگر سرعت هوای گرم در خطوط لوله 80 m/s در نظر گرفته شود [۱]، شعاع هر یک از لوله‌های منتهی به منیفولد لیپ برابر $0/85 \text{ cm}$ می‌شود. در مورد بولتنوز و استرتها نیز با توجه به دبی 8 gr/s و در نظر گرفتن سرعت 80 m/s ، قطر خط لوله هر استرت و بولتنوز برابر $0/5 \text{ cm}$ می‌شود.

در نهایت سیستم ضد انجماد طراحی شده بدین صورت خواهد بود: یک خط لوله که قابلیت عبور کل هوای داغ سیستم ضد انجماد را دارد، یعنی می‌تواند دبی 124 gr/s را از خود عبور دهد، به صورت خروجی از انتهای کمپرسور گرفته می‌شود. با توجه به آنچه در قسمت قبل گفته شد، قطر این خط لوله $3/8 \text{ cm}$ است. سپس یک شیر باز و بسته در جلوی این خط لوله قرار می‌گیرد که دستور باز و بسته شدن خود را از طریق سنسور علامت دهنده یخ‌زدگی می‌گیرد. در این سیستم از علامت دهنده نوع الکتریکی استفاده می‌شود.

سپس این خط لوله به خط لوله‌ای به شعاع $1/71 \text{ cm}$ که رساننده هوای لیپ می‌باشد و خط لوله دیگری به شعاع $0/94 \text{ cm}$ که رساننده هوای بولتنوز و استرت می‌باشد متصل می‌شود. روی هر یک از این خطوط لوله، یک شیر کنترل دبی نیوماتیکی نصب می‌شود که میزان هوای عبوری را به وسیله کنترلر PID طراحی شده، کنترل می‌کند. خود کنترلر از طریق دمای سطح لیپ (برای کنترل دبی هوای گرم لیپ) و دمای سطح بولتنوز (برای کنترل دبی هوای گرم بولتنوز و استرت)، به کنترل دبی می‌پردازد. سپس خط لوله مربوط به بولتنوز و استرت به سه شاخه تقسیم می‌شود که یک شاخه آن دبی یک استرت و بولتنوز را منتقل می‌کند و دو شاخه دیگر فقط دبی هوای گرم یک استرت را عبور می‌دهند. خط لوله لیپ هم به چهار قسمت مساوی تقسیم و از طریق یک منیفولد وارد ناحیه ورودی لیپ می‌شود. در شکل ۲۲ سیستم ضد یخ به صورت شماتیک نمایش داده شده است.



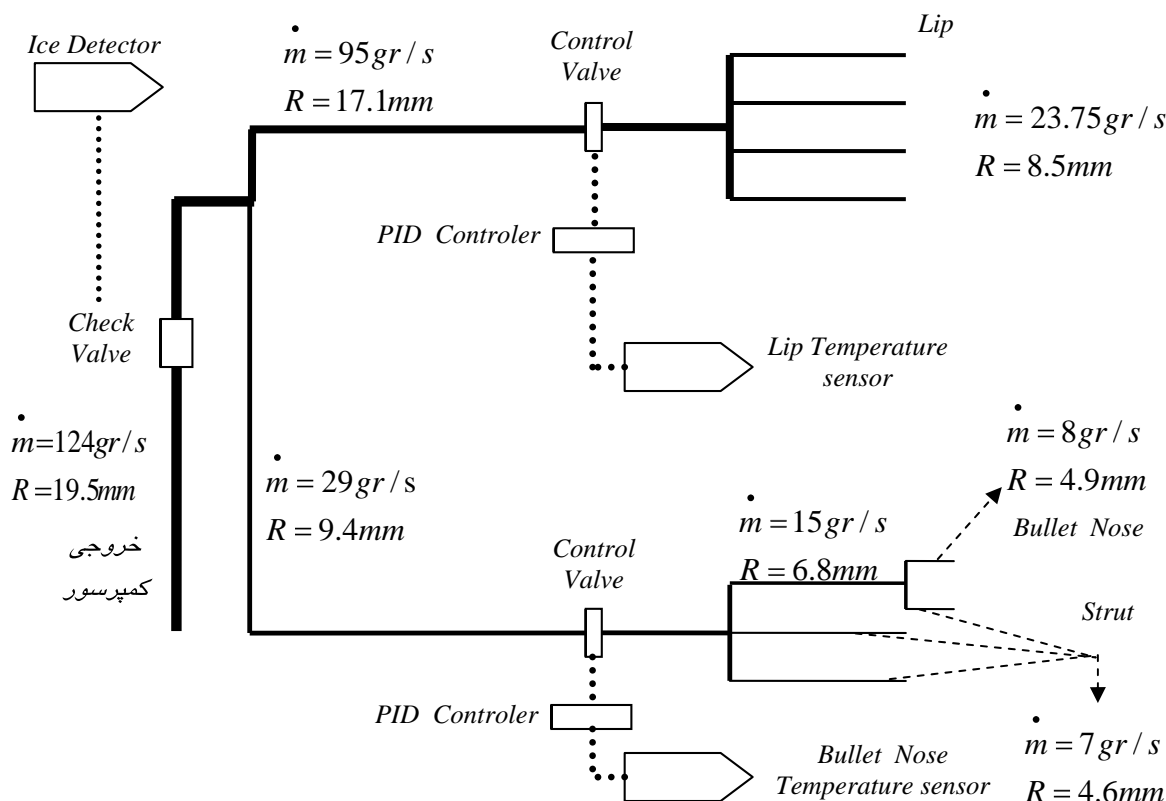
شکل (۲۰): دمای بولتنوز نسبت به زمان.



شکل (۲۱): دمای لیپ نسبت به زمان.

۱۰- ترکیب سیستم ضد یخ

ماکزیمم سرعتی که برای عبور هوای گرم از لوله‌های هوای گرم سیستم ضد انجماد در نظر گرفته می‌شود، 100 m/s بر ثانیه است [۱] و در صورتی که دمای هوای گرم بیشتر از 200 درجه سلسیوس نباشد، می‌توان برای لوله‌های انتقال هوای گرم از آلیاژهای آلومینیوم استفاده کرد. چون دمای هوای گرم سیستم مورد نظر در همین محدوده می‌باشد، از لوله‌هایی با جنس آلیاژ آلومینیوم برای انتقال هوای گرم استفاده می‌شود. دبی ورودی به ناحیه لیپ برابر با 95 gr/s است. این دبی از طریق چهار خط لوله که به صورت متقارن روی محیط دایره لیپ قرار می‌گیرند وارد



شکل (۲۲): دیاگرام خطوط لوله و دبی هوای گرم بخش‌های مختلف سیستم ضد انجماد.

دبی خروجی از کمپرسور در این شرایط کاری است که در محدوده پیش‌بینی شده در استاندارد (بین ۵ تا ۱۲ درصد) قرار دارد. قرارگیری در این محدوده باعث می‌شود که مشکلی برای موتور و شرایط عملکردی آن ایجاد نشود.

مراجع

1. Riakovva, M. "Anti Ice & Anti Fire Systems For Airplanes", Kharkov: Mashina Stranie, 1977.
2. Tanishova, R.K. "Airplane Anti ice Systems."
3. Russia Standard, OCT 1 01010-89, "Hot Air & Anti ice Systems & Test Requirement", 1990.
4. British Standard, Aerospace Series, Part 2, Section 3, Subsection 3.10, 1974.
5. Lombardo, D.A. "Aircraft Systems", Second Ed. Mc Graw Hill Book Company, 1993.
6. Treager, I.E. "Aircraft Gas Turbine Engine Technology", Mc Graw Hill Book Company, 1979.

۱۱- بحث و نتیجه‌گیری

در این پژوهش، با حل میدان جریان سیال و دما در ورودی موتور، نواحی دارای پتانسیل تشکیل یخ محاسبه شد. مقایسه با اندک اطلاعات در دسترس، درستی نتایج را نشان می‌دهد. در محاسبات سعی شده شبیه‌سازی پدیده تشکیل یخ، حتی‌الامکان به واقعیت نزدیک باشد. به همین دلیل در محاسبات، عواملی مانند ارتفاع پرواز، سرعت، میزان رطوبت موجود در هوا و دمای محیط در نظر گرفته شده است. با توجه به نتایج به دست آمده در این تحقیق، دبی خروجی کمپرسور در شرایط بحرانی برابر ۱۲۴ g/s می‌باشد. بنابراین دبی مورد استفاده در مورد لپ در این حالت ۷۶/۶۲ درصد، دبی بولت‌نوز برابر ۶/۴۵ درصد و دبی مورد استفاده در استرت برابر ۱۶/۹۳ درصد دبی خروجی از کمپرسور برای سیستم ضد انجماد می‌باشد. کل دبی استفاده شده برای سیستم ضد انجماد معادل ۵/۶۹ درصد

7. Technical Text, T56-A-15, "Turboprop Instruction Charts", Hesa Aircraft Co., Central Lib., I. R. Iran.
8. Jeppesen, "Aircraft Gas Turbine Powerplants", Sanderson Training Products, 1985.
9. Roskam, J. "Airplane Design, Part 6 Layout Design of Landing Gear and Systems", Kansas Univ., Lawrence, KS, USA, 1987.
10. "Maintenance and Repair of Aerospace Vehicles", Third Ed., Northrop Univ. Institute of Tech., 1999.
11. Technical Text, "Jet Engine", Hesa Aircraft Co., Central Lib., I. R. Iran.
۱۲. ناصری، م. "محاسبه شکل گیری یخ بر روی بال هواپیما"، اولین سمینار هیدرولوژی برف و یخ، صص. ۲۰۱-۱۸۷، ارومیه، ایران، بهمن ۱۳۸۳.
13. Fortin, G., Laforate, J., and Ilinca, A. " Heat and Mass Transfer During Ice Accretion on Aircraft Wings with an Improved Roughness Model", Int. J. Thermal Sciences, Vol. 45, No. 6, pp. 595-606, 2006.
14. Myeres, T.J. and Charpin, J.B.F. "A Mathematical Model for Atmospheric Ice Accretion and Water Flow on a Cold Surface", Int. J. Heat and Mass Transfer, Vol. 47, No. 25, pp. 5483-5500, 2004.
15. Ogata, K. "Modern Control Eng.", Second Ed., Prentice Hall , New Jersey ,1990.