تحلیل اثرات همزمان انتقال­حرارت جابجایی و تشعشعی در بدنه یک موتور توربوفن سبک

جاماسب پيرکندی1\*، رضا کوچنانی2

 1- دانشيار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا

2- کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا

\* ایران، صندوق پستی 1774-15875، jpirkandi@mut.ac.ir

چکیده

در این تحقیق با استفاده از یک روش تحلیلی مساله انتقال­حرارت در يک موتور توربوفن سبک نمونه مدل­سازی و تحلیل شده است. در اين تحقيق اثرات همزمان انتقال حرارت جابجايی و تشعشع به طور همزمان در حل مساله ديده شده است. نتايج اين تحقيق نشان می­دهد که فاصله بين پوسته موتور و جداره خارجی هواپيما به شدت بر روی ميزان خنک­کاری فضای بين اين دو جداره موثر می­باشد. با افزايش فاصله اين جداره، در يک دبی مشخص از هوای ورودی، ميزان دمای پوسته خارجی موتور و دمای سطح خارجی هواپيما افزايش خواهد يافت. همچنین نتايج نشان می­دهد که مقدار سرعت هواپيما تاثير زيادی بر روی دمای پوسته موتور نخواهد داشت. از سوی ديگر با حرکت هواپيما دمای پوسته خارجی بدنه و هوای خنک­کننده نسبت به حالت ساکن، به شدت کاهش خواهد يافت.

**کلی**د‌واژگ**ان**

توربین گاز، موتور توربوفن، انتقال­حرارت تشعشعی، خنک­کاری موتور

Analysis of effects mixed convection and radiation heat­ transfer in light turbofan engine body

Jamasb Pirkandi1\*, Reza Koochenani2

1- Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

2- Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

\* P.O.B. 15875-1774, Tehran, Iran, jpirkandi@mut.ac.ir

Abstract

The purpose of this study is a evaluation methods of heat transfer in and out of a light turbofan engine. In this study we examined the effect of radiation heat transfer on the overall heat transfer engine and comparison with the case without the inclusion of radiation have been investigated. Results of this research show that the distance between the engine case and nacelle of the aircraft is highly effective on the cooling space between the two walls. with increasing distance from the wall, at a certain flow rate of air, the temperature of the casing and nacelle temperature of the engine will increase. also results show that, the speed of the aircraft will have not a big impact on the temperature of the engine case, on the other hand, with the movement of aircraft the body temperature of nacelle and the cooling air in stationary state severely will be reduced

Keywords

Gas turbine, turbofan engine, radiation heat transfer, engine cooling

1- مقدمه

يكي از مهمترين مسائل در طراحي موتورهاي توربيني، خنك‌كاری قسمت­هاي مختلف موتور مي‌باشد. خنك‌كاري موتورهاي توربيني به طور کلي از دو بخش خنك‌كاري قسمت داخلي موتور و خنك‌كاري قسمت بيروني موتور و تجهيزات آن تشکيل مي­شود. طراحي بخش اول مربوط به سازندگان موتور و بخش دوم بر عهدة طراحان سيستم پيشرانش مي­باشد. براي خنك‌كاري قسمت بيروني موتور از هواي اتمسفريك استفاده مي‌شود. به اين شكل كه هوا با دبي مشخص به مقطع بين پوستة موتور و جدارة خارجي هواپيما هدايت شده و توسط انتقال­حرارت جابجائي و تشعشعی، پوستة موتور و ساير قطعات و تجهيزات قرار گرفته در اين قسمت را در محدودة دماي مجاز قرار مي‌دهد. عمل فرستادن هوا به اين مقطع به دو طريق انجام مي‌شود. در روش اول هواي مورد نياز براي خنک­کاري موتور، با استفاده از سوراخ­هايي که در روي جداره خارجي هواپيما ايجاد شده صورت می­گيرد و در روش دوم هواي مورد نياز براي خنک­کاري موتور، از طريق بخشي از هواي ورودي به موتور تأمين مي‌شود. محاسبات مربوط به اين مساله بايد طوري باشد که بتواند در تمام شرايط کارکرد موتور جوابگو باشد. هدف از ارائه اين تحقیق بررسي تاثير گرماي موتور بر روي پوسته يک هواپيمای فرضی و اجزاي مرتبط با آن می­باشد. تعيين مقدار هوای لازم برای خنک­کاری و همچنين فاصله مناسب بين پوسته موتور و جداره هواپيما از ديگر موارد مهم انجام شده در اين تحقيق است. با توجه به موارد اشاره شده با شبيه­سازي موتور و بدنه به عنوان سطوح حرارتی، می­توان با استفاده از روابط انتقال­حرارت مقدار هواي مناسب براي خنک­کاري موتور را بدست آورد. از ديگر موارد انجام شده در اين تحقيق بررسی اثرات سرعت هواپيما در خنک­کاری قسمت­های مختلف آن است. در این تحقیق در ابتدا با استفاده از یک روش تحلیلی مساله انتقال­حرارت موتور مدل­سازی تحلیل شده و سپس نتایج مربوط به آن استخراج گردیده است. فاصله بين پوسته موتور و جداره خارجی هواپيما و مقدار سرعت هواپيما دو پارامتری است که در اين تحقيق مد نظر بوده و نتايج مربوط به آن ارائه گرديده است.

2- تعريف مساله

هدف از ارائه اين تحقیق، تحلیل وبررسي تاثير گرماي موتور توربوفن سبک بر روي پوسته‌ی هواپیمای فرضی و اثرات تغییرات آهنگ شارش جرمی در خنک­کاری قسمت­های مختلف آن می­باشد. در موتور توربوفن هوای مورد نیاز برای خنک­کاری توسط پره موجود در موتور تامین می­گردد. قسمتی از هوای تامین شده توسط پره وارد کمپرسور شده و سپس وارد محفظه احتراق می­گردد. قسمت دیگر بعد از خنک­کاری دیواره موتور (w) دوباره وارد نازل می­گردد. قسمت سوم هوای پره نیز به فضای بین پوسته موتور (c) و بدنه هواپیما (n) رفته و برای خنک­کاری تجهیزات موجود در این قسمت مورد استفاده قرار می­گیرد. جهت انجام محاسبات مربوط به خنک­کاري موتور بايد مواردی مانند حداکثر دماي سطح پوسته موتور و داخل موتور، حداکثر دبي هواي موتور، حداکثر قطر بيروني موتور، حداکثر دماي مجاز جريان هوا در محفظه بين موتور و بدنه هواپيما (حداکثر دماي قابل تحمل براي تجهيزات نصب شده در اين محدوده)، حداکثر دماي قابل تحمل بدنه هواپيما (جهت مقايسه با نتايج) مشخص شوند. علاوه بر موارد بالا در محاسبات انتقال­حرارت پوسته و تعيين توزيع درجه حرارت درسطوح مختلف آن بايد به مواردی همچون بيلان حرارتي بين گاز داخل موتور و هواي خنک­کننده، بيلان حرارتي بين هواي خنك‌كننده و هواي جو، بيلان حرارتي براي هواي خنك‌كننده در راستاي طولي توجه کرد.

جهت شروع محاسبات مربوط به خنک­کاري، ابتدا بايد تعادل حرارتي بين دیواره موتور، هوای خنک­کننده اول، پوسته موتور، هواي خنک­کننده دوم،جداره بيروني هواپيما و هواي جو نوشته شود. براي نوشتن تعادل حرارتي بايدکليه روابط حاکم بر انتقال­حرارت بين آن­ها در نظرگرفته شود. در شکل (1) طرح ساده شده موتور توربوفن وقسمت­های اصلی آن نشان داده شده است.



|  |
| --- |
| **Fig. 1** Simplified model of turbofan engine  |
| **شكل 1** مدل ساده شده موتور توربوفن |

 در این طرح شرایط مرزی روی هسته موتور مشابه شرایط مرزی محفظه احتراق در نظر گرفته شده است که بحرانی­ترین حالت ممکن از نظر دمایی می­باشد. در این الگوسازی هسته داخلی موتور، دیواره داخلی موتور، پوسته موتور و بدنه هواپیما الگوسازی گردید. علاوه بر اجزای موتور هوای اطراف موتور که در خنک­کاری موتور موثر می­باشد، نیزالگوسازی گردیده است. همچنین در جدول (1) مشخصات فیزیکی و شرایط کاری موتور نشان داده شده‌ است.

**جدول 1** مشخصات نمونه موتور توربوفن سبک

**Table 1** Sample specification of small turbofan engine

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| پارامتر | مقدار | واحد |
| بیشینه دبی هوای ورودی به موتور | ١٥ | kg/s |
| بیشینه دبی هوای ورودی بین موتور و بدنه | ٣٠ | kg/s |
| بیشینه دبی هوای ورودی بین بدنه و پوسته | ٣ | kg/s |
| بیشینه قطر خارجی موتور | 51/0 | m |
| بیشینه قطر خارجی پوسته موتور | 71/0 | m |
| بیشینه قطر خارجی بدنه هواپیما | 14/1 | m |
| دمای محفظه احتراق | ١٢٠٠ | K |
| دمای هوای ورودی بین بدنه موتور و پوسته | ٥٠٨ | K |
| دمای هوای ورودی بین پوسته موتور و بدنه هواپیما | ٣٢٠ | K |
| سرعت هواپیما | ١٥٠ | m/s |
| طول موتور | ٣ | m |
| ضریب صدور بدنه | 9/0 | - |

در فرضیات حاکم بر مسأله از انتقال­حرارت تشعشعي بين بدنه هواپيما و هواي آزاد صرف‌نظر شده است. همچنین از انتقال­حرارت تشعشعي بين خورشيد و بدنه هواپيما و افت حرارتي در بدنه موتور و هواپيما صرف‌نظر شده است.در قسمت داخلی موتور فقط انتقال­حرارت جابه­جایی بین محصولات احتراق و دیواره موتور وجود دارد و از انتقال حرارت تشعشعی در این قسمت صرف‌نظر شده است. در مرحله بعد علاوه بر انتقال­حرارت جابه­جایی بین دیواره و گازهای عبوری و همچنین گازهای عبوری با پوسته موتور، انتقال­حرارت تشعشعی بین دیواره داخلی موتور و پوسته موتور نیز وجود دارد. در مرحله سوم نیز انتقال­حرارت جابه­جایی بین هوای خنک­کاری و پوسته موتور و بدنه هواپیما وجود دارد و همچنین انتقال­حرارت تشعشعی بین پوسته موتور و بدنه هواپیما در نظر گرفته شده است.

3- شرايط مرزی

موتور در معرض هوا با سرعت 150 متر بر ثانیه و دمای 300 کلوین و ضریب صدور 8/0 قرار دارد. کلیه دیواره­ها با ضخامت 6 میلی‌متر و بدون منبع حرارت داخلی در نظر گرفته شد. دبی هوای عبوری از هسته موتور، 15 کیلوگرم بر ثانیه با دمای 1200 کلوین و ضریب صدور 8/0 می­باشد. برای خنک‌کاری اول دبی هوای عبوری از فضای بین دیواره موتور و پوسته موتور، 30 کیلوگرم بر ثانیه و دمای 508 کلوین و ضریب صدور 8/0 می­باشد. برای خنک­کاری دوم دبی هوای عبوری از فضای بین پوسته موتور و بدنه هواپیما، 5/1 کیلوگرم بر ثانیه و با دمای 320 کلوین و ضریب صدور 8/0 می­باشد. شرایط مرزی خروجی نیز به صورت فشار خروجی درنظر گرفته شده است.

4- معادلات حاکم

برای محاسبه ضریب انتقال حرارت جابجایی در داخل موتور، ابتدا سطح مقطع موتور با توجه به رابطه (1) و سرعت هوای عبوری نیز از رابطه (2) محاسبه می­گردند. در مرحله بعد از مقادیر بدست آمده برای سطح مقطع و سرعت و با توجه به مقادیر مشخصه­های هوا، عدد رینولدز از رابطه (3) محاسبه می­گردد. چون مقدار رینولدز محاسبه شده در محدوده رینولدز جریان آشفته قرار می­گیرد، از رابطه (4) برای محاسبه ضریب انتقال حرارت جابجایی استفاده می­گردد[[8](#_ENREF_8)]:

|  |  |
| --- | --- |
| (1) |  |
| (2) |  |
| (3) |  |
| (4) |  |

برای قسمت بین بدنه و پوسته موتور نیز همانند روال بالا عمل می­گردد با این تفاوت که در محاسبه سطح مقطع از قطر هیدرولیکی استفاده می­شود. در معادلات (5) تا (8) این روند حل نشان داده شده است:

|  |  |
| --- | --- |
| (5) |  |
| (6) |  |
| (7) |  |
| (8) |  |

همچنین روابط بالا جهت محاسبه ضریب انتقال حرارت برای فضای بین پوسته موتور و بدنه هواپیما نیز استفاده می‌شود. در معادلات (9) و (10) ضریب انتقال حرارت جابجایی برای فضای بیرونی اطراف موتور محاسبه گردیده است.

|  |  |
| --- | --- |
| (9) |  |
| (10) |  |

روابط تعادل حرارتی در معادلات (11) تا (16) آورده شده است. در شکل(2) انتقال‌حرارت جابجایی برای نقاط مختلف آمده است:

|  |  |
| --- | --- |
| (11) |  |
| (12) |  |
| (13) |  |
| (14) |  |
| (15) |  |
| (16) |  |



|  |
| --- |
| **Fig. 2** Engine thermal balance  |
| **شكل 2** تعادل حرارتی در موتور |

تعيين دبي هواي مورد نياز براي خنک­کاري موتور مساله مهمي در تحليل­هاي حرارتي آن مي­باشد. براي تعيين مقدار دبي هواي اشاره شده، معادله انرژي براي فضاي بين پوسته خارجي موتور و بدنه نوشته می­شود:

|  |  |
| --- | --- |
| (17) |  |
| (18) |  |

در روابط بالا Tg2 و Tg3 دماي متوسط هواي خنک­کننده در ورود و خروج موتور و بدنه مي­باشد. با حل معادلات بالا به صورت همزمان و با استفاده از اطلاعات اولیه موجود، چگونگی توزیع منحنی مخصوص دما درقسمت­های مختلف موتور و همچنین دبی هوای مورد نیاز برای خنک­کاری حاصل می‌گردد.

تبادل انرژی بین دو سطح بستگی به اندازه آنها، فاصله و جهت­گیری آنها دارد. این پارامترها توسط تابع ضریب دید تعریف می­گردند. فرض اصلی مدل سطح به سطح، هر جذب، انتشار و یا پراکندگی تابش را می­توان نادیده گرفت. مدل سطح به سطح فرض می­کند صفحات خاکستری و دیفیوز هستند. قابلیت انتشار و جذب از یک سطح خاکستری مستقل از طول موج می­باشد. انرژی تابیده شده از سطح $k$ در معادله (19) برابر است:

|  |  |
| --- | --- |
| (19) |  |

 قابلیت انتشار، ثابت استفان بولتزمن و شار حرارتی ورودی می­باشد. ضریب دید بخشی از انرژی خارج شده از سطح به می­باشد. در معادلات (20) تا (23) معادلات مرتبط با محاسبه ضریب دید آورده شده است:

|  |  |
| --- | --- |
| (20) |  |
| (21) |  |
| (22) |  |
| (23) |  |

 نشان دهنده انرژیی که از خارج سطح  داده شده و  نشان دهنده قدرت انتشار از سطح می­باشد. همچنین ضریب دید بین دو صفحه محدود از رابطه زیر محاسبه می­گردد.

5- نتایج حل تحلیلی

براي تحليل حرارتي و خنک­کاري خارجي موتور، يک موتور توربوفن سبک به عنوان مبناي کاري در نظر گرفته شده است. همانطور که در قسمت معادلات مشاهده گردید، بر اساس معلومات ارائه شده مقدار سرعت گازهاي خروجي داخل موتور و همچنين عدد رينولدز آنها محاسبه مي­گردد. با مشخص شدن عدد رينولدز و با توجه به دماي گازهاي داغ داخل موتور ضريب انتقال­حرارت جابجايي محاسبه مي­گردد. در ادامه ضريب انتقال­حرارت جابجايي بين هواي خنک­کننده و سطوح مجاور آن محاسبه مي­گردد.

با توجه به اينکه هواي خنک­کننده در اطراف موتور جريان دارد، براي محاسبه تئوريک اين ضريب مي­توان از مقدار قطر هيدروليکي استفاده کرد. فاصله بين جداره خارجي موتور و بدنه هواپيما و همچنين دماي هواي بين دیواره موتور و پوسته با توجه به وجود تجهيزات الکترونيکي در اين منطقه، به عنوان يک متغير در نظر گرفته شده است. علاوه بر مجهولات فوق در محاسبه ضريب انتقال­حرارت جابجايي بين بدنه هواپيما و جريان هواي آزاد، سرعت هواپيما نيز جزء متغیرهای مساله در نظر گرفته شده است. دمای هوای خنک­کننده ورودی جهت کاهش دمای پوسته موتور در حدود 320 کلوین فرض شده است. سطح خارجی بدنه هواپيما و فاصله آن از پوسته موتور يک پارامتر مهم در تحليل­های مهندسی می­باشد. برای بررسی نحوه تاثیر بیشترین دمای داخلی موتور (دمای محفظه احتراق) روی دیواره، پوسته و بدنه هواپیما، دمای داخل موتور را از دمای 800 تا 1500 کلوین تغییر داده و تاثیرات این تغییرات دما روی قسمت­های ذکر شده در شکل­های (3)، (4) و (5) نشان داده شده است. با توجه به دمای دیواره موتور زمانی دمای محفظه احتراق به 1500 کلوین می­رسد، نیاز به خنک­کاری مناسب­تر و با کارایی بهتری را می­طلبد تا دیواره از بارهای حرارتی تاثیر کمتری را متحمل شود.

در گام بعدی تحلیل عددی به بررسی میزان خنک­کنندگی هوای خنک­کننده بین دیواره و پوسته موتور پرداخته شده است. شکل (6) نشان می­دهد که با افزایش دبی هوای خنک­کننده از 20 به 40 کیلوگرم بر ثانیه، دمای دیواره موتور کاهش دمایی در حدود 70 کلوین خواهد داشت. دبی خنک­کاری در نظر گرفته شده در این موتور 30 کیلوگرم بر ثانیه می­باشد که دمای دیواره موتور را محدوده دمایی 750 کلوین نگاه خواهد داشت و نشان دهنده آن است که خنک­کاری به خوبی صورت گرفته است.

در شکل 7 تغییرات دمایی پوسته موتور با تغییر در دبی هوای خنک­کاری اول و در شکل­های 8 و 9 تغییرات دمایی پوسته موتور و بدنه هواپيما با تغییر دبی هوای خنک­کاری دوم ارائه شده است. همانطور که در شکل (7) مشاهده می­شود، این تغییر دبی خنک­کاری باعث کاهش دما تا 30 کلوین در پوسته موتور خواهد شد. تغییر دبی هوای خنک­کاری که فاصله بین پوسته موتور و بدنه هواپیما عبور می­کند، موجب کاهش دمای پوسته تا 20 کلوین می­شود. اين مساله در شکل (8) ارائه شده است.

|  |
| --- |
| Tw,Te |
| **Fig. 3** Temperature variation of engine wall with increasing combustion chamber temperature**شكل 3** تغییرات دمایی دیواره موتور با افزایش دمای محفظه احتراق |

|  |
| --- |
| Tc,Te |
| **Fig. 4** Temperature variation of engine shell with increasing combustion chamber temperature**شكل 4** تغییرات دمایی پوسته موتور با افزایش دمای محفظه احتراق |

|  |
| --- |
| Tn,Te |
| **Fig. 5** Temperature variation of aircraft body with increasing combustion chamber temperature**شكل 5** تغییرات دمایی بدنه هواپبما با افزایش دمای محفظه احتراق |
| Tw,m2 |
| **Fig. 6** Temperature variation of engine wall by changing mass flow in first cooling air**شكل 6** تغییرات دمایی دیواره موتور با تغییر در دبی هوای خنک­کاری اول |

|  |
| --- |
| Tc,m2 |
| **Fig. 7** Temperature variation of engine shell by changing mass flow in first cooling air**شكل 7** تغییرات دمایی پوسته موتور با تغییر در دبی هوای خنک­کاری اول |

|  |
| --- |
| Tc,m3 |
| **Fig. 8** Temperature variation of engine shell by changing mass flow in second cooling air**شكل 8** تغییرات دمایی پوسته موتور با تغییر دبی هوای خنک­کاری دوم |

از سوی ديگر همانطور که در شکل (9) نشان داده شده است، تغییر دبی هوای خنک­کاری موجب کاهش جزئی دمای بدنه هواپیما تا 3 کلوین می­گردد. بررسی­ها نشان می­دهد که دبی 3 کیلوگرم بر ثانیه که در موتور مورد مطالعه در نظر گرفته شده، دمای پوسته موتور را در محدوده دمايی 530 کلوین حفظ می­کند که اين مساله قابل قبول است.

در نظر گرفتن سرعت هواپیما برای بحث خنک­کاری یکی از عوامل حیاتی می­باشد. در شکل­های (10) و (11) تغییرات دمایی پوسته موتور و بدنه هواپيما با تغییر سرعت هواپیما نشان داده شده است. همانطور که در اين شکل­ها مشاهده می­گردد، در حالت سکون بدنه هواپیما دمایی نزدیک به دمای بحرانی دارد. همچنان که قابل پیش بینی است، با افزایش سرعت هواپیما، دمای بدنه افت شدیدی پیدا می­کند و در محدوده مجاز قرار می­گیرد.

|  |
| --- |
| Tn,m3 |
| **Fig. 9** Temperature variation of aircraft body by changing mass flow in second cooling air**شكل 9** تغییرات دمایی بدنه هواپیما با تغییر دبی هوای خنک­کاری دوم |

|  |
| --- |
| Tc,VH |
| **Fig. 10** Temperature variation of engine shell by changing aircraft velocity**شكل 10** تغییرات دمایی پوسته موتور با تغییر سرعت هواپیما |

|  |
| --- |
| Tn,VH |
| **Fig. 11** Temperature variation of aircraft body by changing aircraft velocity**شكل 11** تغییرات دمایی بدنه هواپیما با تغییر سرعت هواپیما |

6- نتيجه‌گيري و جمع بندی

تحلیل همزمان انتقال حرارت جابه‌جایی و تشعشعی با تغییر دبی هوای خنک کاری بین دیواره و پوسته موتور انجام گردید. همانطورکه مشخص شد در صورتي­که مقداردبی هوای لازم برای خنک­کاری در حدود 30 کيلوگرم بر ثانيه در نظر گرفته شود، دمای پوسته هواپيما زير 400 درجه سلسيوس خواهد بود. نتايج نشان می­دهد که با افزايش بيشتر دبی هوای خنک­کاری مقدار دمای پوسته عدد ثابتی به خود خواهد گرفت. از آنجاکه بخشی از تجهيزات الکترونيکی در فضای بين پوسته موتور و بدنه هواپيما قرار دارند، دمای هوای اين منطقه بايد کنترل شده و از مقدار مجاز (60 تا 70 درجه سلسيوس) تجاوز نکند. با توجه به اينکه تامين هوای خنک­کننده يکی از گلوگاه­های طراحی سامانه پيشرانش می­باشد، بايد در تعيين ميزان دبی خنک­کاری سعی گردد حداقل مقدار در نظر گرفته شود. کاهش دبی هوای خنک­کاری سبب کاهش سطح مقطع ورودی هوا از جداره­های هواپيما شده و اين مساله به کاهش پسا در هواپيما نيز کمک خواهد کرد.

نتايج نشان می­دهد که با افزایش دو برابری دبی هوای خنک­کننده دمای دیواره موتور کاهش دمایی در حدود 70 کلوین خواهد داشت. بررسی نتايج نشان می­دهد که این تغییر دبی خنک­کاری باعث کاهش دما تا 30 کلوین در پوسته موتور نيز خواهد شد. در نظر گرفتن سرعت هواپیما برای بحث خنک­کاری یکی از عوامل حیاتی می­باشد. نتايج نشان می­دهد که در حالت سکون بدنه هواپیما دمایی نزدیک به دمای بحرانی دارد. همچنان که قابل پیش بینی است، با افزایش سرعت هواپیما، دمای بدنه افت شدیدی پیدا می­کند و در محدوده مجاز قرار می­گیرد.

8- مراجع

[1] Y. A. CENGEL, *Heat Transfer*, Second Edition, 2002.

[2] F. P. Incropera, *Fundamental of Heat and Mass Transfer*, Seventh Edition, 2002.

[3] Maja Munktell, *Cooling of Combustion Chambers*, project report 2008 MVK160 Heat Mass Transport, 2008.

[4] Fox, R.W., and McDonald, A.T*., Introduction to Fluid Mechanics*, 4th Ed., John Wiley & sons, New York, 1994.

[5] Marchi, C.H., Laroca, F., Da Silva, A.C., Hinckel, J.N., *Numerical Solutions of Flows in Rocket Engines with Regenerative Cooling, Numerical Heat Transfer*, A, Vol. 45, 2004.

[6] Atsushi Sakurai, Koji Matsubara, kenji Takakuwa, *Radiation effects on mixed turbulent natural and forced convection in a horizontal channel using direct numerical simulation*, Department of Mechanical and Production Engineering,2012.

[7] Shan Yong, Zhang Jing zhou, Pan cheng xiong, *Numerical and experimental investigation of infrared radiation characteristics of turbofan engine exhaust system with film cooling central body*, College of Energy and power Engineering Nanjing University, 2012.