مدلسازی عددی فرآيند خنک­کاری خارجی در یک موتور توربوفن سبک

جاماسب پيرکندی1\*، مصطفی محمودی1، 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

تحليل حرارتی موتور يک موضوع بسيار مهم در طراحی و ساخت آن می­باشد. در این تحقیق با استفاده از روش عددی مساله انتقال­حرارت در يک موتور توربوفن سبک مدل­سازی و تحلیل شده است. براي تحليل حرارتي و خنک­کاري خارجي موتور، يک موتور توربوفن سبک به عنوان مبناي کاري در نظر گرفته شده است. از نرم افزار انسیس فلوئنت (ANSYS FLUENT) نسخه 15 جهت حل عددی و نرم‌افزار EES جهت تحلیل و صحه‌گذاری نتایج استفاده گردیده است. دبی هوای خنک­کاری عبوری از پوسته موتور و هوای خنک­کاری که از فاصله بین پوسته موتور و بدنه هواپیما عبور می­کند، از جمله پارامترهايی می­باشند که در اين تحقيق بررسی شده­اند. تغييرات دما در بدنه موتور، پوسته موتور و بدنه هواپيما خروجی های مهم اين تحقيق می­باشند. بررسی­ها نشانگر صحت نتايج عددی و تحليلی با دقت خوبی می­باشد.

**کلی**د‌واژگ**ان**

تحليل عددی، خنک­کاری، موتور، توربوفن

Numerical modeling of the external cooling process in a small turbofan engine

Jamasb Pirkandi1\*,Mostafa Mahmoodi1, 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

Engine thermal analysis is a very important issue in its design and construction. In this research, the heat transfer problem in a light turbofan engine is modeled and analyzed using numerical method. For the thermal analysis and external cooling of the engine, a light turbocharged engine is considered as the base of work. ANSYS FLUENT software is used for numerical solution and EES software is utilized for analysis and validation of results. Mass flow of the cooling air mass flow through the engine shell and the cooling air passing the distance between the engine shell and the aircraft fuselage are some of the parameters investigated in this study. Temperature changes in the engine body, engine shell and aircraft fuselage are important outputs of this study. The investigations verify the numerical and analytical results with good accuracy.

Keywords

Numerical analysis, cooling, engine, turbofan

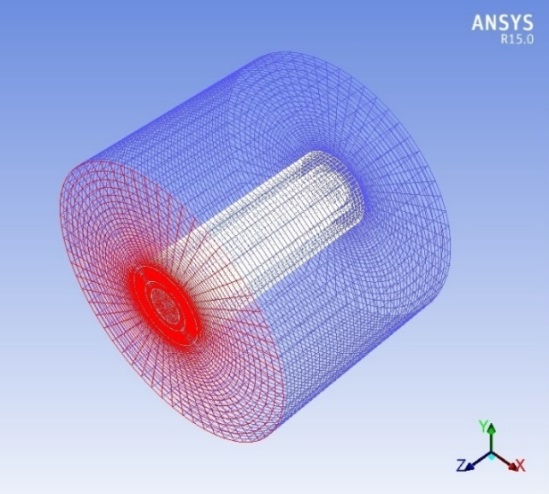
1- مقدمه

تحليل حرارتی موتور يک موضوع بسيار مهم در طراحی و ساخت موتور می­باشد. در اين ميان بررسی انتقال حرارت هدايت، جابجايی و تشعشع در موتور بسيار مهم بوده و بايد در تحليل حرارتی موتور مد نظر باشد. هدف از ارائه اين تحقیق، تحلیل و بررسي تاثير گرماي موتور توربوفن سبک بر روي پوسته‌ 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 دوباره وارد نازل می­گردد. قسمت سوم هوای پره نیز به فضای بین پوسته موتور و بدنه هواپیما 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.

در این تحقیق در ابتدا با استفاده از یک روش تحلیلی مساله انتقال­حرارت در موتور مدل­سازی و تحلیل شده و سپس نتایج مربوط به آن استخراج گردیده است. در ادامه مساله با نرم افزار فلوئنت مدل­سازی و تحلیل شده و سپس جهت بررسی صحت کار نتایج به دست آمده با نتایج تحلیلی مقایسه شده است. در این تحقیق به بررسی اثر انتقال­حرارت تشعشعی روی انتقال حرارت کلی موتور و مقایسه آن با حالت بدون در نظرگیری تشعشع پرداخته شده­است. 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.

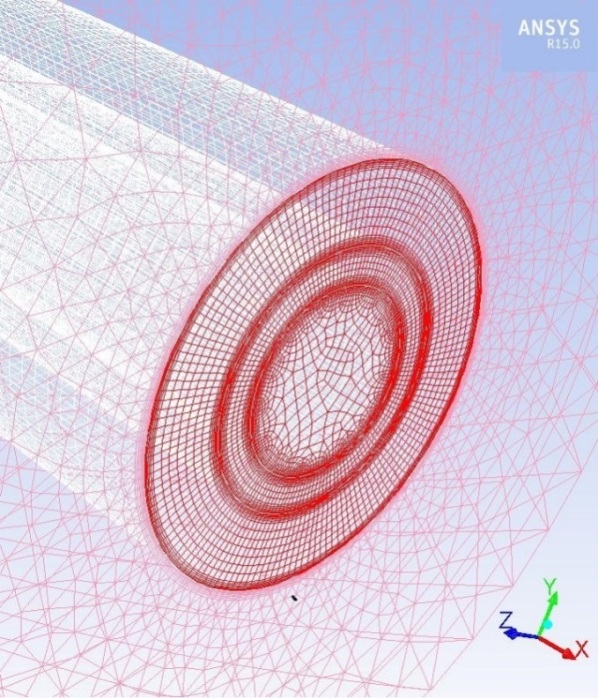
2- تعريف مساله

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 بايد کليه روابط حاکم بر انتقال­حرارت بين آن­ها در نظر گرفته شود. از نرم افزار انسیس فلوئنت (ANSYS FLUENT) نسخه 15 جهت حل عددی و نرم‌افزار EES جهت تحلیل و صحه‌گذاری نتایج استفاده گردیده است. 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، نیز الگوسازی گردیده است. در شکل (1) نمایی از موتور الگو‌سازی شده و هوای اطراف آن نشان داده شده است.



|  |
| --- |
| **Fig. 1** Simplified geometry of the turbofan engine |
| **شكل 1** هندسه ساده شده موتور توربوفن |

دامنه حل سیال از نوع شش وجهی شبکه‌بندی گردید که دارای 216951 گره و 202500 اِلِمان می­باشد. شبکه­های موجود دارای بیشترین کیفیت تعامد 91/0و بیشترین نرخ شیب 754/8 و کمترین حجم سلول 00001412/0 می­باشد. شکل (2) کیفیت شبکه‌بندی طرح را نشان می‌دهد. برای بررسی استقلال از شبکه، از شبکه­های ترکیبی از شش وجهی، چهار وجهی و هرمی استفاده گردید. تعداد گره­ها در این طرح 574583 و تعداد المان­های ترکیبی 301590 می­باشد.



|  |
| --- |
| **Fig. 2** Grid generation |
| **شكل 2** شبکه بندی مدل |

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. لازم به ذکر است در تحلیل عددی از مدل اغتشاشی Realizable k-ε استفاده گردید.

در جدول (1) مشخصات فیزیکی و شرایط کاری موتور تحليل شده در اين تحقيق نشان داده شده‌ است. موتور استفاده شده يک موتور توربوفن سبک می­باشد.

**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 | - |

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 از رابطه (1) استفاده می­شود. چون مقدار رینولدز محاسبه شده در محدوده رینولدز جریان آشفته قرار می­گیرد، از اين رابطه برای محاسبه ضریب انتقال حرارت جابجایی استفاده می­گردد[[8](#_ENREF_8)]:

|  |  |
| --- | --- |
| (1) |  |

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. از رابطه (2) برای محاسبه ضريب انتقال حرارت برای فضای بین پوسته موتور و بدنه هواپیما استفاده می­شود :

|  |  |
| --- | --- |
| (2) |  |

از رابطه (3) برای محاسبه ضریب انتقال حرارت جابجایی برای فضای بیرونی اطراف موتور استفاده می­گردد.

|  |  |
| --- | --- |
| (3) |  |

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.

5- نتایج حل عددی

در شکل (3) کانتور دمای موتور توربوفن در صفحه تعریف شده نشان داده شده است. با توجه به نمودار در شکل (4) مشخص گردید که با افزایش دبی هوای خنک­کننده از 20 به 40 کیلوگرم بر ثانیه، دمای دیواره موتور کاهش دمایی در حدود 70 کلوین خواهد داشت. بیشترین اختلاف دمای ثبت شده دو حالت عددی و تحلیلی 27 کلوین و با میزان خطای6/3% می­باشد و میانگین خطای مدل عددی نسبت به مدل تحلیلی 4/1% می­باشد.

|  |
| --- |
| T 1200K |
| **Fig. 3** Temperature distribution contour |
| **شكل 3** کانتور توزيع دما |

|  |
| --- |
|  |
| **Fig. 4** Temperature variation of engine wall by changing mass flow in first cooling air |
| **شكل 4** تغییر دمای دیواره موتور با تغییردبی هوای خنک­کاری اول |

در شکل (5) این تغییر دبی خنک­کاری باعث کاهش دما تا 30 کلوین در پوسته موتور خواهد شد. بیشترین اختلاف دمای ثبت شده 5/11 کلوین و با میزان خطای 2/3% می­باشد و میانگین خطای مدل عددی نسبت به مدل تحلیلی7/1% می­باشد. با توجه شکل (6) مشخص گردید، تغییر دبی هوای خنک­کاری که از فاصله بین پوسته موتور و بدنه هواپیما عبور می­کند موجب کاهش دمای پوسته تا 20 کلوین و کاهش جزئی دمای بدنه هواپیما تا 3 کلوین می­گردد. در شکل (6) که تغییر دمای بدنه هواپیما با تغییر دبی هوای خنک­کاری دوم در دو حالت عددی و تحلیلی بررسی گردید، بیشترین اختلاف دمای ثبت شده در این حالت 3/10 کلوین و با میزان خطای 34/3% می­باشد و میانگین خطای مدل عددی نسبت به مدل تحلیلی 6/2%می­باشد.

در شکل (7) به بررسی چگونگی تغییر دمای بدنه هواپیما با تغییر دبی هوای خنک­کاری دوم در دو حالت عددی و تحلیلی پرداخته شده است. بیشترین اختلاف دمای ثبت شده در این حالت 12 کلوین و با میزان خطای 6/1% می­باشد و میانگین خطای مدل عددی نسبت به مدل تحلیلی 29/1% می­باشد.

|  |
| --- |
|  |
| **Fig. 5** Temperature variation of engine shell by changing mass flow in first cooling air |
| **شكل 5** تغییر دمای پوسته موتور با تغییردبی هوای خنک­کاری اول |
|  |
| **Fig. 6** Temperature variation of engine shell by changing mass flow in second cooling air |
| **شكل 6** تغییر دمای پوسته موتور با تغییر دبی هوای خنک­کاری دوم |

|  |
| --- |
|  |
| **Fig. 7** Temperature variation of aircraft body by changing mass flow in second cooling air |
| **شكل 7** تغییر دمای بدنه هواپیما با تغییر دبی هوای خنک­کاری دوم |

در شکل (8) به بررسی چگونگی تغییر دمای بدنه موتور با تغییر دمای محفظه احتراق در دو حالت عددی و تحلیلی پرداخته شده است. بیشترین اختلاف دمای ثبت شده در این حالت 64 کلوین و با میزان خطای %3/9 می­باشد و میانگین خطای مدل عددی نسبت به مدل تحلیلی %5/3 می­باشد. در شکل (9) به بررسی چگونگی تغییر دمای پوسته موتور با تغییر دمای محفظه احتراق پرداخته شده است. بیشترین اختلاف دمای ثبت شده در این حالت 68 کلوین و با میزان خطای %10 می­باشد و میانگین خطای مدل عددی نسبت به مدل تحلیلی %92/6 می­باشد. خطای ایجاد شده به دلیل در صرفنظر کردن از تشعشع بین گاز و سطح و همچنین ثابت گرفتن ضریب دید می­باشد. در شکل (10) به بررسی چگونگی تغییر دمای پوسته موتور با تغییر دمای محفظه احتراق پرداخته شده است. بیشترین اختلاف دمای ثبت شده در این حالت 16 کلوین و با میزان خطای %3/5 می­باشد و میانگین خطای مدل عددی نسبت به مدل تحلیلی %3 می­باشد.

|  |
| --- |
| Plot 1 |
| **Fig. 8** Temperature variation of engine wall with increasing combustion chamber temperature |
| **شكل 8** تغییر دمای بدنه موتور با تغییر دمای محفظه احتراق |

|  |
| --- |
| Plot 2 |
| **Fig. 9** Temperature variation of engine shell with increasing combustion chamber temperature |
| **شكل 9** تغییر دمای بدنه موتور با تغییر دمای محفظه احتراق |

در شکل (11) به بررسی چگونگی تغییر دمای پوسته موتور با تغییر سرعت هواپیما در دو حالت عددی و تحلیلی پرداخته شده است. بیشترین اختلاف دمای ثبت شده در این حالت 10 کلوین و با میزان خطای %8/1 می­باشد و میانگین خطای مدل عددی نسبت به مدل تحلیلی %4/1 می­باشد. در شکل (12) به بررسی چگونگی تغییر دمای بدنه هواپیما با تغییر سرعت هواپیما پرداخته شده است. بیشترین اختلاف دمای ثبت شده در این حالت 8/34 کلوین و با میزان خطای %5/9 می­باشد و میانگین خطای مدل عددی نسبت به مدل تحلیلی %6/2 می­باشد.

بررسی نتايج حاصله از اين تحقيق نشانگر صحت نتايج عددی و تحليلی می­باشد. همانطور که در نتايج نشان داده شده ميانگين خطای مدل عددی و مدل تحليلی به هم نزدیک بوده و این بیانگر صحت روش­های استفاده شده در اين دو روش می­باشد.

|  |
| --- |
| Plot 3 |
| **Fig. 10** Temperature variation of aircraft body with increasing combustion chamber temperature |
| **شكل 10** تغییر دمای بدنه هواپیما با تغییر دمای محفظه احتراق |

|  |
| --- |
| Plot 11 |
| **Fig. 11** Temperature variation of engine shell by changing aircraft velocity |
| **شكل 11** تغییر دمای پوسته موتور با تغییر سرعت هواپیما |

|  |
| --- |
| Plot 12 |
| **Fig. 12** Temperature variation of aircraft body by changing aircraft velocity |
| **شكل 12** تغییر دمای بدنه هواپیما با تغییر سرعت هواپیما |

6- نتيجه‌گيري و جمع بندی

نتايج بدست آمده از اين تحقيق نشان می­دهد:

- با افزایش دبی هوای خنک­کننده از 20 به 40 کیلوگرم بر ثانیه، دمای دیواره موتور کاهش دمایی در حدود 70 کلوین خواهد داشت. بیشترین اختلاف دمای ثبت شده دو حالت عددی و تحلیلی 27 کلوین و با میزان خطای6/3% می­باشد و میانگین خطای مدل عددی نسبت به مدل تحلیلی 4/1% می­باشد.

- تغییر دبی هوای خنک­کاری که از فاصله بین پوسته موتور و بدنه هواپیما موجب کاهش دمای پوسته تا 20 کلوین و کاهش جزئی دمای بدنه هواپیما تا 3 کلوین می­گردد. بیشترین اختلاف دمای ثبت شده در این حالت 3/10 کلوین و با میزان خطای 34/3% می­باشد و میانگین خطای مدل عددی نسبت به مدل تحلیلی 6/2%می­باشد.

- در بررسی دمای پوسته موتور با تغییر سرعت هواپیما در دو حالت عددی و تحلیلی بیشترین اختلاف دمای ثبت شده در این حالت 10 کلوین و با میزان خطای %8/1 می­باشد و میانگین خطای مدل عددی نسبت به مدل تحلیلی %4/1 می­باشد.

- در بررسی تغییر دمای بدنه هواپیما با تغییر سرعت هواپیما بیشترین اختلاف دمای ثبت شده در این حالت 8/34 کلوین و با میزان خطای %5/9 می­باشد و میانگین خطای مدل عددی نسبت به مدل تحلیلی %6/2 می­باشد.

7- 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.