

((یادداشت مهندسی))

# بررسی تأثیر زبری سطوح بر عملکرد خنک کاری بازیابی در موتور

## سوخت مایع

محمدعلی رنجبر<sup>۲</sup>غلامرضا فغانی<sup>۱\*</sup>

دانشکده مهندسی مکانیک

دانشگاه پدافند هوایی خاتم‌الانبیاء (ص)

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۰۷/۰۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۰/۱۶)

### چکیده

از میان روش‌های موجود برای خنک کاری محفظه احتراق موتور سوخت مایع، روش خنک کاری بازیابی به دلیل راندمان و کارایی بالا، بیشتر مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این مقاله، یک محفظه احتراق سوخت مایع با خنک کاری بازیابی به روش عددی و به صورت تقارن محوری شبیه‌سازی شده و تأثیر افزایش زبری سطوح کانال خنک‌کننده، بر عملکرد خنک کاری بازیابی مورد بررسی قرار گرفته است، نتایج نشان می‌دهد که با افزایش ارتفاع زبری سطح تا ۲۴ میکرون در دیواره کانال خنک‌کننده، بیشینه دمای دیواره نازل که در قسمت گلوگاه رخ می‌دهد، کاهش چشم‌گیری یافته و میزان حرارت منتقل شده از گازهای حاصل از احتراق به سیال خنک‌کننده افزایش می‌یابد. میزان کاهش دما در گلوگاه زمانی که از آب به عنوان سیال خنک‌کننده استفاده شود ۹/۹ درصد و زمانی که از هیدروژن مایع به عنوان سیال خنک‌کننده استفاده شود حدود ۳۲ درصد می‌باشد. همچنین در محدوده ارتفاع زبری ۰ تا ۲۴ میکرون، با افزایش بیشتر ارتفاع زبری سطح، بیشینه دمای دیواره نازل کمتر می‌شود.

**واژه‌های کلیدی:** خنک کاری بازیابی، موتور سوخت مایع، ارتفاع زبری

## Study on the Influence of Surface Roughness on the Performance of Regenerative Cooling in Liquid Propellant Engine

G.R. Faghani<sup>1\*</sup>M.A. Ranjbar<sup>2</sup>

Mechanical Engineering Department

Khatam-Ol-Anbia(PBU) University

(Received: 25/September/2017; Accepted: 6/January/2019)

### ABSTRACT

Among the available cooling methods in the combustion chamber of liquid propellant engine, regenerative cooling is widely used due to its good performance used. In this paper, a combustion chamber of liquid propellant engine is simulated numerically and effect of increasing cooling channel surface roughness on cooling performance is studied. The results showed that maximum temperature of combustion chamber wall is in the throat and by increasing surface roughness in cooling channel, the temperature in throat decrease and the heat transfer from the combustion gases to the cooling fluid increases. The temperature drop in the throat is 9.9% and 32% when water and liquid hydrogen is used as cooling fluid respectively. Also in the roughness height between 0 and 24  $\mu\text{m}$  by increasing the surface roughness, temperature drop in throat increase.

**Keywords:** Regenerative cooling, Liquid propellant engine, roughness height

۱- دکتری (نویسنده پاسخگو): gfaghani@yahoo.com

۲- استادیار: M\_a\_ranjbar@hotmail.com

\* حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه جامع امام حسین (ع) داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (License CC BY-NC (Commons Creative در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس <https://maj.ihu.ac.ir> دیدن فرمائید.

## ۱- مقدمه

موتور سوخت مایع یکی از پرکاربردترین موتورها در راکت‌ها می‌باشد. در سال ۲۰۱۳ میلادی، در حدود ۸۸ درصد از راکت‌های مداری، در مرحله اول حرکت، از موتورهای سوخت مایع استفاده می‌کردند. در موتورهای سوخت مایع، سوخت و اکسیدکننده به وسیله انژکتورها به درون محفظه احتراق پاشیده شده و فرایند احتراق صورت می‌گیرد. انژکتورها باید سوخت و اکسیدکننده را به نحوی به صورت ذراتی بسیار کوچک و با زاویه، سرعت و قطر مناسب به داخل محفظه احتراق بپاشند تا احتراق، به خوبی و با راندمان مطلوب انجام شود. سوخت و اکسیدکننده قبل از پاشش به صورت مایع در مخازن راکت نگهداری می‌شوند، تا بتوان جرم زیادی از سوخت و اکسیدکننده را در حجمی کم و همراه با راکت منتقل کرد. معمولاً یک نوع گاز که با سوخت و اکسیدکننده واکنش نمی‌دهد را به درون مخازن تزریق می‌کنند تا یک فشار پشت‌دستی برای سوخت و اکسیدکننده ایجاد کند. در مواردی که فشار پشت‌دستی برای تزریق سوخت و اکسیدکننده به درون محفظه احتراق کافی نباشد، از توربوپمپ‌ها استفاده می‌شود تا این مواد را با فشار و دبی مناسب به درون محفظه احتراق تزریق کند. انرژی توربوپمپ‌ها معمولاً از یک توربین و مولد گاز تأمین می‌شود که در آن بخشی از سوخت و اکسیدکننده سوخته و انرژی لازم را برای فعالیت توربوپمپ تأمین می‌کنند.

در این موتورها هنگامی که سوخت و اکسیدکننده می‌سوزند، گاز با دما و فشار زیاد تولید شده و سپس این گازهای داغ وارد یک نازل همگرا و واگرا می‌شوند و با عبور از آن، تراست موردنیاز موتور را تولید می‌کنند. دیواره‌های محفظه احتراق و نازل به دلیل عبور گازهای داغ در معرض دما و شارهای حرارتی بسیار بالا قرار می‌گیرند. در نتیجه به منظور جلوگیری از ذوب و یا شکست دمایی مواد سازنده آن، لازم است که از خنک‌کاری استفاده شود. روش‌های خنک‌کاری مختلفی مانند خنک‌کاری بازبایی [۴-۱]، خنک‌کاری لایه‌ای [۵-۶] و خنک‌کاری تشعشعی [۷-۸] وجود دارند. روش خنک‌کاری بازبایی اولین بار در سال ۱۹۳۸ میلادی مطرح شد [۹]. این روش از میان روش‌های موجود برای خنک‌کاری محفظه احتراق سوخت مایع، به دلیل راندمان و کارایی بالاتر، بیشتر مورد استفاده قرار می‌گیرد.

[۱۰]. در روش خنک‌کاری بازبایی، اغلب سیال خنک‌کننده از طریق کانال‌های تعبیه شده در اطراف دیواره و از سمت خروجی محفظه احتراق وارد می‌شود و پس از عبور از گلوگاه از صفحه انژکتور خارج می‌شود [۱۱].

تاکنون تحقیقات زیادی بر روی خنک‌کاری بازبایی به صورت عددی [۱۲] و آزمایشگاهی [۱۳] انجام شده است. روش‌های مختلفی جهت بهبود عملکرد خنک‌کاری بازبایی پیشنهاد شده است. مطالعات اخیر نشان می‌دهند که با افزایش نسبت طول به عرض محفظه‌های خنک‌کاری و همچنین تغییر مساحت سطح مقطع این محفظه‌ها در مناطق غیر بحرانی، دمای دیواره محفظه احتراق بدون افزایش افت فشار خنک‌کننده کاهش می‌یابد [۱۴-۱۶]. در سال ۱۹۹۰ با توجه به فناوری ساخت موجود، محفظه خنک‌کاری با نسبت طول به عرض برابر با ۸ ساخته می‌شد [۱۴] اما امروزه با توجه به پیشرفت فناوری ساخت، محفظه‌هایی با نسبت طول به عرض ۱۶ نیز ساخته می‌شود.

استفاده از افزایش زبری سطوح یکی از راه‌های بهبود عملکرد مبدل‌های گرمایی می‌باشد. از افزایش زبری سطح در کندانسور و اواپراتورهای دستگاه‌های خنک‌کننده [۱۷، ۱۸] و نیز درون کانال‌های خنک‌کننده عبوری از درون پره‌های توربین استفاده می‌شود [۱۹-۲۲].

در این مقاله، روشی برای بهبود عملکرد خنک‌کاری بازبایی مورد بررسی قرار می‌گیرد. این روش شامل افزایش زبری سطح در کانال خنک‌کننده در اطراف محفظه احتراق می‌باشد. برای این منظور محفظه احتراق سوخت مایع به همراه خنک‌کاری بازبایی به صورت عددی شبیه‌سازی شده و در ادامه توزیع دمای دیواره محفظه احتراق برای مقادیر مختلف زبری سطح با یکدیگر مقایسه می‌شوند.

## ۲- تعریف مساله و معادلات حاکم و روش حل

در محفظه احتراق سوخت مایع بررسی شده از هیدروژن مایع به عنوان سوخت و از اکسیژن مایع به عنوان اکسیدکننده استفاده شده است. سیال خنک‌کننده در اطراف دیواره محفظه احتراق و در جهت مخالف جریان سوخت و اکسیدکننده حرکت می‌کند. در ادامه در شکل ۱، شماتیک محفظه احتراق سوخت مایع مدل شده را مشاهده می‌کنید.

آن‌ها، به معادلات بیشتری نیاز است و در نتیجه از روابط ثابت تعادل مربوط به زیر واکنش‌های تعادلی استفاده می‌شود.

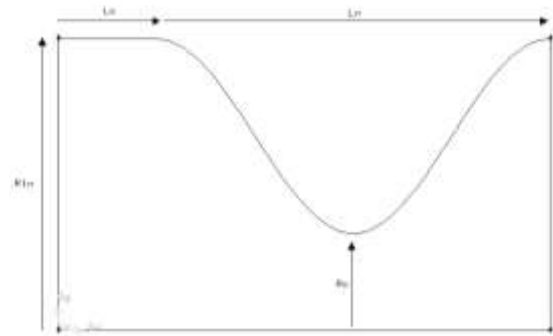
در مسائلی به این شکل اگر واکنش فشار ثابت در نظر گرفته شود، همان‌طور که در این مسئله نیز این‌گونه است، فشار در ابتدا تعیین می‌شود. سپس برای به‌دست آوردن دمای محصولات از روش تکرار استفاده می‌شود. بدین نحو که ابتدا یک دما برای محصولات حدس زده شده و در ادامه با حل معادلات تعادلی، مقادیر هر یک از محصولات به‌دست می‌آید، سپس در صورتی که مجموع آنتالپی واکنش‌دهنده‌ها با مجموع آنتالپی محصولات برابر نباشد، یک دمای دیگر برای محصولات حدس زده می‌شود و این روند تا زمانی که آنتالپی واکنش‌دهنده‌ها و محصولات برابر شود، ادامه پیدا می‌کند. در این پروژه محصولات و دمای آدیاباتیک شعله آن‌ها توسط نرم‌افزار NASA CEA محاسبه شده است.

هیدروژن مایع و اکسیژن مایع با نسبت جرمی ۱/۸ به درون محفظه احتراق پاشیده می‌شوند. برای شرایط در ورودی نازل، از داده‌های خروجی از نرم‌افزار CEA استفاده شده و دمای مواد در ورودی نازل برابر با دمای آدیاباتیک شعله و برابر ۳۴۱۹/۸۸ کلوین، قرار داده شده است. محصولات حاصل از احتراق در ورودی نازل و کسر مولی آن‌ها در جدول ۲ بیان شده‌اند.

جدول (۲): محصولات حاصل از احتراق.

Species	Mole fraction
H	۰/۰۳۸۰۷
HO <sub>2</sub>	۰/۰۰۰۱۳
H <sub>2</sub>	۰/۱۲۰۲۰
H <sub>2</sub> O	۰/۶۸۳۱۸
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	۰/۰۰۰۰۲
O	۰/۰۱۷۶۱
OH	۰/۱۰۲۱۳
O <sub>2</sub>	۰/۰۳۸۶۵

فشار در ورودی نازل برابر با ۲۰ bar و در خروجی نازل برابر با ۱ bar قرار داده شده است. همان‌گونه که در جدول ۲ مشاهده می‌شود، انواع گونه‌های بسیار بیشتری نسبت به واکنش استوکیومتری هیدروژن و اکسیژن به‌دست آمده است.



شکل (۱): شکل شماتیک محفظه احتراق.

پروفیل محفظه احتراق در محدوده  $x \geq L_c$  به صورت رابطه (۱) می‌باشد.

$$r = r_g + \frac{(r_{in} - r_g)}{2} \left\{ 1 + \cos \left[ 2\pi \frac{(x - L_c)}{L_n} \right] \right\} \quad (1)$$

ابعاد مورد استفاده در محفظه احتراق مورد مطالعه، در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول (۱): ابعاد محفظه احتراق مدل شده.

R <sub>in</sub>	۰/۳ m
R <sub>g</sub>	۰/۱ m
L <sub>c</sub>	۰/۱ m
L <sub>n</sub>	۰/۴ m

در این محفظه احتراق، ضخامت دیواره‌ها ۲ mm و ارتفاع کانال خنک‌کننده ۵ mm در نظر گرفته شده است. در محفظه احتراق سوخت مایع، باید هر دو معادلات جریان و انتقال حرارت به‌صورت کوپل حل شوند. در بخش انتقال حرارت، حرارت منتقل شده از گازهای حاصل از احتراق به دیواره نازل، حرارت منتقل شده درون دیواره و گرمای منتقل شده از دیواره به سیال خنک‌کننده دخیل هستند. معادلات حاکم بر این مسئله شامل معادلات بقای جرم، ممنتوم و انرژی و همچنین معادلات مربوط به توربولانس، واکنش شیمیایی احتراق سوخت مایع و مخلوط گازهای حاصل از آن است.

در بخش مربوط به واکنش شیمیایی سوخت و اکسیدکننده، به این دلیل که دمای محصولات بسیار بالا بوده و در دماهای بالا، ممکن است محصولات بیشتری نسبت به حالت استوکیومتری واکنش به‌وجود آیند، در نتیجه برای به‌دست آوردن مقدار محصولات و ضرایب آن‌ها در معادله موازنه، تعداد مجهولات از تعداد معادلات بیشتر می‌شود. در این حال برای حل مسئله و تعیین محصولات واکنش و مقدار

برای حل عددی مسئله، ابتدا لازم است که هندسه موردنظر شبکه‌بندی و گسسته شود، برای این منظور از نرم‌افزار گمبیت<sup>۲</sup> استفاده شده است. در ادامه، معادلات به صورت کوپل و تقارن محوری توسط نرم‌افزار فلونت<sup>۳</sup> حل شده است.

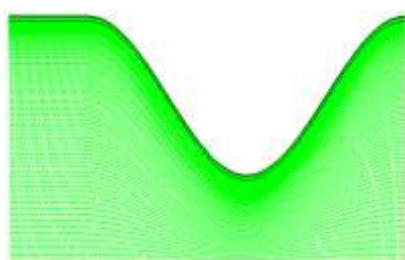
شرایط مرزی در ورودی و خروجی نازل به ترتیب فشار ورودی و فشار خروجی و همچنین شرایط مرزی در ورودی و خروجی کانال خنک‌کننده به ترتیب به صورت جریان جرمی ورودی و فشار خروجی در نظر گرفته شده است. برای سیال خنک‌کننده هیدروژن مایع دبی برابر با ۶ Kg/s و دمای اولیه آن برابر با ۷۰ کلون و برای سیال خنک‌کننده آب دبی برابر با ۲۰۰ Kg/s و دمای اولیه آن برابر با ۳۰۰ کلون می‌باشد. شرط مرزی در روی محور X نیز به صورت تقارن محوری در نظر گرفته شده است.

### ۳- نتایج

در ادامه نحوه وابستگی حل به شبکه نشان داده شده و در ادامه اعتبارسنجی و نتایج تأثیر زبری سطح، ارائه خواهد شد.

#### ۳-۱- بررسی وابستگی حل به شبکه

برای حل عددی مسئله، ابتدا لازم است که هندسه حل شبکه‌بندی شود. هندسه موردنظر به صورت شکل ۲ در نرم‌افزار گمبیت تولید و شبکه‌بندی شده است.



شکل (۲): هندسه شبکه‌بندی شده محفظه احتراق به صورت تقارن محوری.

نحوه شبکه‌بندی باید به نحوی باشد که جواب نهایی به دست آمده، به تعداد و نحوه شبکه‌بندی وابسته نباشد. برای بررسی عدم وابستگی حل به تعداد شبکه، مسئله برای سه شبکه با تعداد المان ۱۵۱۰۰، ۲۴۷۲۰ و ۴۰۶۰۰ حل

در ادامه معادلات جریان و انتقال حرارت حاکم بر جریان تراکم‌پذیر در این محفظه احتراق بیان می‌شوند.

معادله پیوستگی جرم به صورت رابطه (۲) می‌باشد:

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (2)$$

معادله ممنتوم به صورت رابطه (۳) می‌باشد:

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (3)$$

تانسور تنش با استفاده از رابطه (۴) به دست می‌آید:

$$\tau_{ij} = \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \left( \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \quad (4)$$

$$\mu = \mu_l + \mu_t$$

معادله انرژی به صورت رابطه (۵) می‌باشد:

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i h) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left( k \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) + u_i \frac{\partial p}{\partial x_i} + \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (5)$$

از معادله حالت بیان شده در رابطه (۶) نیز در محاسبات استفاده می‌شود:

$$p = \rho RT \quad (6)$$

برای مدل‌کردن ویسکوزیته آشفتگی، از مدل اسپالارت آلماراس استفاده شده است. در این مدل، یک معادله برای لزجت کینماتیکی آشفتگی<sup>۱</sup> حل می‌شود.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{\nu} u_i) =$$

$$G_{\tilde{\nu}} + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}} \left[ \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2\rho} \left( \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_{\tilde{\nu}} \quad (7)$$

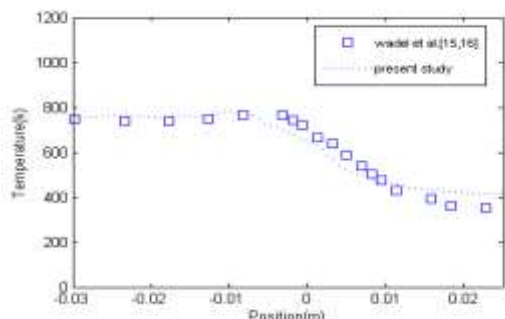
در رابطه (۷)، G عبارت تولید ویسکوزیته توربولانس و Y ترم از بین رفتن ویسکوزیته آشفتگی می‌باشد. مقدار ویسکوزیته آشفتگی از رابطه (۸) به دست می‌آید:

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{\nu 1}$$

$$f_{\nu 1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{\nu 1}^3} \quad (8)$$

$$\chi \equiv \frac{\tilde{\nu}}{\nu}$$

در شکل ۴، مقایسه نتایج مدل و نتایج حاصل از حل عددی را در قسمت گلوگاه محفظه احتراق، که بحرانی‌ترین مکان برای خنک‌کاری است، آورده شده است.

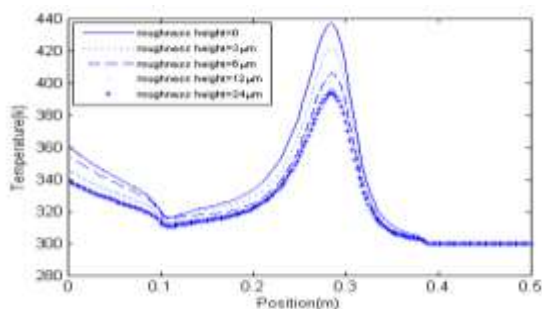


شکل (۴): مقایسه دمای به‌دست‌آمده برای دیواره محفظه احتراق در گلوگاه با نتایج مرجع [۱۵-۱۶].

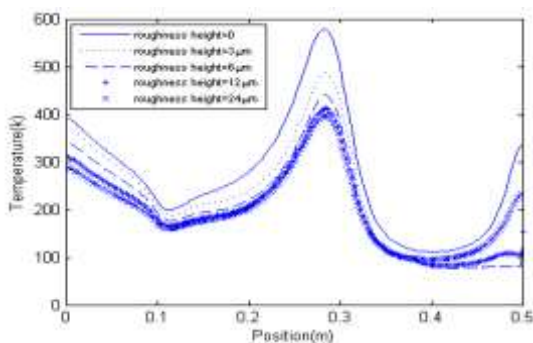
همان‌طور که مشاهده می‌شود، پروفیل دمای به‌دست‌آمده با نتایج موجود در منابع هم‌خوانی مناسبی دارد.

#### ۴- ارائه و تحلیل نتایج بررسی تأثیر زبری سطح

برای به‌دست آوردن تأثیر زبری سطح بر عملکرد خنک‌کاری بازیابی، دمای دیواره نازل برای مقادیر مختلف زبری دیواره در سطح کانال خنک‌کننده، محاسبه و نتایج به‌دست آمده در شکل ۵ و ۶ آورده شده است.

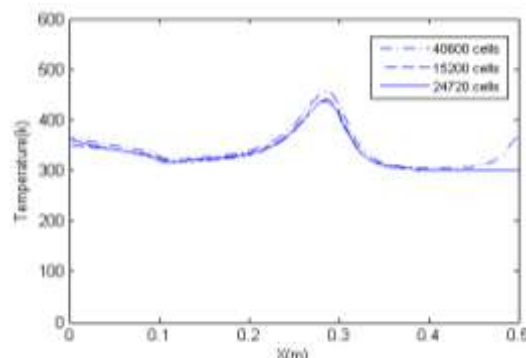


شکل (۵): دمای دیواره محفظه احتراق با ارتفاع‌های زبری مختلف - سیال خنک‌کننده: آب.



شکل (۶): دمای دیواره محفظه احتراق با ارتفاع‌های زبری مختلف - سیال خنک‌کننده: هیدروژن مایع.

شده است. نتایج برای هر سه شبکه در شکل ۳ مشاهده می‌شود.



شکل (۳): دمای دیواره محفظه احتراق برای تعداد شبکه‌های متفاوت.

نتایج شکل ۳ نشان می‌دهد که حل به‌دست‌آمده به تعداد شبکه بستگی ندارد، در نتیجه برای بررسی سایر پارامترها، از شبکه با تعداد ۲۴۷۲۰ المان استفاده شده است.

#### ۳-۲- اعتبارسنجی

برای اعتبارسنجی شیوه حل، حل عددی برای هندسه و شرایط کارکرد استفاده شده در پژوهش ودل<sup>۱</sup> و همکارانش [۱۵-۱۶]، انجام گرفته و نتایج مقایسه شده‌اند. آن‌ها در پژوهش خود از موتوری با تراست ۸۹ KN استفاده کرده‌اند. در جدول ۳ مشخصات این موتور مشاهده می‌شود.

جدول (۳): مشخصات موتور استفاده شده در پژوهش ودل.

تراست	۸۹ کیلو نیوتون
فشار محفظه	۱۱۰ بار
اکسیدکننده/ سوخت	اکسیژن مایع/ هیدروژن گازی
نسبت اکسیدکننده به سوخت	۶
سیال خنک‌کننده	هیدروژن مایع
دبی هیدروژن مایع	۲/۳ کیلوگرم بر ثانیه
دبی هیدروژن گازی	۲/۳ کیلوگرم بر ثانیه
دبی اکسیژن مایع	۱۳/۸ کیلوگرم بر ثانیه
دمای اولیه هیدروژن مایع	۴۴/۴ کلوین
دمای اولیه هیدروژن گازی	۳۰۰ کلوین
دمای اولیه اکسیژن مایع	۹۱/۷ کلوین

همان‌طور که مشاهده می‌شود، با افزایش زبری سطح میزان انتقال حرارت از دیواره نازل به کانال خنک‌کننده در گلوگاه، افزایش می‌یابد.

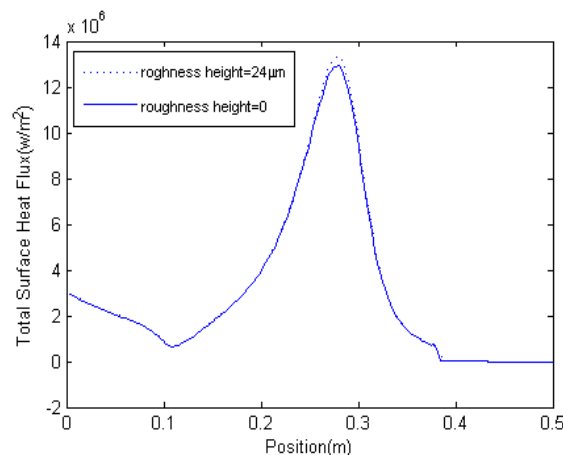
#### ۴- نتیجه‌گیری

در مقاله حاضر، یک محفظه احتراق سوخت مایع با خنک‌کاری بازایی به‌صورت عددی مطالعه شد و تأثیر زبری سطح کانال خنک‌کننده بر عملکرد خنک‌کاری بازایی مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان داد که با افزایش زبری سطح در دیواره کانال خنک‌کننده، بیشینه دمای دیواره نازل به‌صورت چشم‌گیری کاهش می‌یابد. بنابراین، می‌توان نتیجه گرفت که در موتورهای محفظه احتراق سوخت مایع، افزایش زبری سطح در دیواره کانال خنک‌کننده، تا مقداری که افت فشار ناشی از آن در محدوده مورد نظر باشد، می‌تواند سبب افزایش انتقال حرارت شود.

#### ۵- مراجع

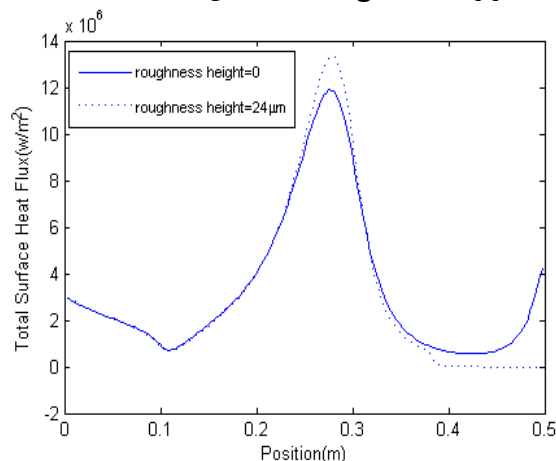
1. Locke, J.M. and D.B. Landrum, "Study of heat transfer correlations for supercritical hydrogen in regenerative cooling channels", Journal of Propulsion and Power, Vol. 24, No.1, pp. 94-103, 2008.
2. Marchi, C.H., et al., "Numerical solutions of flows in rocket engines with regenerative cooling", Numerical Heat Transfer, Part A: Applications, Vol. 45, No. 7, pp. 699-717, 2004.
3. Naraghi, M., S. Dunn, and D. Coats. "A Model for Design and Analysis of Regeneratively Cooled Rocket Engines", 40<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004.
4. Wang, Q., et al., "Numerical simulation and optimization on heat transfer and fluid flow in cooling channel of liquid rocket engine thrust chamber", Engineering computations, Vol. 23, No. 8, pp. 907-921, 2006.
5. Arnold, R., D.I. Suslov, and O.J. Haidn, "Film cooling in a high-pressure subscale combustion chamber", Journal of propulsion and power, Vol. 26, No. 3, pp. 428-438, 2010.
6. Suslov, D., R. Arnold, and O. Haidn. "Investigation of Film Cooling Efficiency in a High Pressure Subscale LOX/H<sub>2</sub> Combustion Chamber", 47<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011.
7. Drexhage, M. and B. Matthews. "Radiation Cooled Bipropellant Control Rocket Engines and

همان‌گونه که دیده می‌شود، با افزایش زبری سطوح، بیشینه دمای دیواره نازل که در معرض گازهای داغ حاصل از احتراق قرار گرفته است، کاهش می‌یابد. میزان کاهش دما در گلوگاه زمانی که از آب به‌عنوان سیال خنک‌کننده استفاده شود ۹/۹ درصد و زمانی که از هیدروژن مایع به‌عنوان سیال خنک‌کننده استفاده شود، حدود ۳۲ درصد می‌باشد. تأثیر زبری سطح بر عملکرد خنک‌کاری هنگامی که از هیدروژن مایع به‌عنوان سیال خنک‌کننده استفاده می‌شود به دلیل کم بودن دبی آن بیشتر از حالتی است که از آب به‌عنوان سیال خنک‌کننده استفاده می‌شود. دلیل کاهش بیشینه دما این است که با افزایش زبری سطح در کانال خنک‌کننده، در لایه مرزی سیال عبورکننده از دیواره، اختلاط بیشتری رخ می‌دهد و سبب افزایش انتقال حرارت شده و در نتیجه دمای دیواره نازل، کاهش پیدا می‌کند. در شکل‌های ۷ و ۸ میزان حرارت منتقل شده از دیواره محفظه احتراق آورده شده است.



شکل (۷): شار حرارتی در دیواره محفظه احتراق برای

زبری‌های سطح مختلف - سیال خنک‌کننده: آب.



شکل (۸): شار حرارتی در دیواره محفظه احتراق برای

زبری‌های سطح مختلف - سیال خنک‌کننده: هیدروژن مایع.

16. Wadel, M.F. and M.L. Meyer, "Validation of High-Aspect-Ratio Cooling in a 89kN (20,000 lbf) Thrust Combustion Chamber", AIAA Paper, pp.2584, 1996.
17. Webb, R. and G. Robertson, "Shell-Side Evaporators and Condensers Used in the Refrigeration Industry", Chapter in Book, Heat Transfer Equipment Design. Books, pp. 559-570, 1988.
18. Webb, R.L., "Advances in shell side boiling of refrigerants", VKI Industrial Heat Exchangers, 1991.
19. Han, J., "Heat transfer and friction in channels with two opposite rib-roughened walls", ASME J. Heat Transfer, Vol. 106, No. 4, pp. 774-781, 1984.
20. Han, J., "Heat transfer and friction characteristics in rectangular channels with rib tabulators", Journal of Heat transfer, Vol. 110, pp. 321-328, 1988.
21. Metzger, D., C. Fan, and J. Pennington. "Heat transfer and flow friction characteristics of very rough transverse ribbed surfaces with and without pin fins", ASME/JSME Thermal Engineering Joint Conference, Honolulu, HI, March. 1983.
22. Metzger, D., R. Vedula, and D. Breen. "The Effect of Rib Angle and Length on Convection Heat Transfer in Rib-Roughened Triangular Ducts", Proceedings of the ASME-JSME Thermal Engineering Joint Conference, 1987.
8. Hammad, K. and M. Naraghi. "Radiative heat transfer in rocket thrust chambers and nozzles", in 24<sup>th</sup> Thermophysics Conference, 1989.
9. Sutton, G.P., "History of liquid propellant rocket engines in the United States", Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 6, pp. 978-1007, 2003.
10. Huzel, D.K., "Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines", Vol. 147, AiAA, 1992.
11. Kim, S.K., et al., "Effective Modeling of Conjugate Heat Transfer and Hydraulics for the Regenerative Cooling Design of Kerosene Rocket Engines", Numerical Heat Transfer, Part A: Applications, Vol. 66, No.8, pp. 863-883, 2014.
12. Song, J. and B. Sun, "Coupled numerical simulation of combustion and regenerative cooling in LOX/Methane rocket engines", Applied Thermal Engineering, Vol. 106, No. 8, pp. 762-773, 2016.
13. Pizzarelli, M., et al., "Heat transfer modeling for supercritical methane flowing in rocket engine cooling channels", Applied Thermal Engineering, Vol. 75, No. 8, pp. 600-607, 2015.
14. Carlile, J.A. and R.J. Quentmeyer, "An experimental investigation of high-aspect-ratio cooling passages", 1992.
15. Wadel, M.F., "Comparison of high aspect ratio cooling channel designs for a rocket combustion chamber with development of an optimized design", 1998.

