



## تحلیل و بررسی انواع انژکتورهای موتور سوخت مایع با نگاه انتقادی به آن

خیام نیکوش<sup>۱</sup> - کورس نکوفر<sup>۲\*</sup> - زهرا قادری<sup>۳</sup> - وحیده شفائی هریس<sup>۴</sup>

۱- دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات آیت الله آملی، مازندران، ایران

۲- استادیار، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد چالوس، مازندران، ایران

۳- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

۴- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

Email: ghaderi@ari.ac.ir

### چکیده:

بخش اصلی هر موتور احتراق، تزریق کننده سیال سوخت و یا همان صفحه انژکتور است، به منظور بهینه‌سازی و کنترل فرآیند اکسیدکننده و احیاکننده در یک انژکتور موتور سوخت مایع، لازم است شکل‌گیری ترکیبات و عوامل تأثیرگذار بر آن شناخته شود. در این تحقیق سعی بر آن شده است تا با مدل‌سازی فرآیند پاشش در موتور RD-170 که یک موتور موشک با سوخت مایع با کارایی بالا می‌باشد به بررسی پارامترهای مختلف نظیر نسبت اختلاط، سرعت پاشش، آرایش نازل‌ها در الگوی پاشش منطقه تأثیر و عمق نفوذ پرداخته شود.

با فرض زیر صوت بودن سرعت جریان ورودی به نازل و فرض توربولانس برای مدلسازی جریان از نرم‌افزار انسیس CFX برای حل معادلات و تعداد تکرار ۱۰۰۰ جهت همگرایی مساله استفاده شده است. چهار مورد مطالعاتی در این تحقیق مورد بررسی قرار گرفت. کانتورهای پاشش سوخت مایع بدون محفظه احتراق نشان می‌دهد با کاهش نسبت مخلوط سوخت و اکسیدان دبی جرمی سوخت افزایش یافته که این امر منجر به افزایش سرعت در هسته مخروط سوخت و اتمیزه شدن و اختلاط بهتر آن با اکسیدان می‌گردد، عمق نفوذ نیز با افزایش سرعت در هسته مخروط افزایش می‌یابد.

کلید واژگان: انژکتور، پیشرانش، پیشران مایع، مخروط پاشش

## ***Analysis and investigation of various liquid propellant injectors with a critical view***

***Khayam NiKosh<sup>3</sup> - Kores Nekofar<sup>2\*</sup> - Zahra Gaderi<sup>1</sup> - Vahide Shafaei Haris<sup>4</sup>***

***1- Islamic Azad University, Ayatollah Amoli Branch, Mazandaran, Iran***

***2- Assistant prof, Islamic Azad University, Chalous Branch, Mazandaran, Iran***

***3- Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology***

***4- Faculty of Mechanical Engineering, Tarbiat Modarres University, Tehran, Iran***

***†Corresponding Author Email: ghaderi@ari.ac.ir***

### ***Abstract:***

*The main part of each combustion engine is the fuel injector or the injectors plate. In order to optimize and control the oxidizing and reducing process in a liquid fuel engine, the formation of the compounds and the factors affecting it is known. In this research, it has been tried to investigate various parameters such as mixing ratio, spraying rate, the arrangement of nozzles in the spray pattern of the region, and the depth of penetration by modeling the RD-170 engine spray process, which is a high-performance liquid rocket motor.*

*Assuming that the inner flow rate of the nozzle is low and the turbulence assumption is used for flow modeling, the Ansys CFX is used to solve the equations with the number of 1000 repetitions for the problem convergence. Four case studies were used in this study. Liquid fuel spray contours without combustion chamber indicate that by decreasing the ratio of fuel mixture and oxidants to the mass of increased fuel mass, which leads to an increase in the speed of the core of the fuel cone and its atomization and its better mixing with the oxidant, the penetration depth also increases with the speed of the core. The cone increases.*

***Keywords: Injector, Propulsion, Propellant, Spray cone***

از محیط آن شود ( $L \geq 2\pi r$ )، اسپری ناپایدار شده و آماده شکستن می‌شود. اگرچه نتایج ریلی برای جت واقعی نیست، ولی نتایج او بعداً توسط تئوریهای هنلین و وبر<sup>۳</sup> به صورت جداگانه تأیید شد.

محاسبات جوهاز<sup>۴</sup> نشان داد که اتمیزاسیون فرآیندی است که تنها به مقاومت هوا بستگی ندارد. وی تأکید داشت که جریان در نازل دارای اهمیت اساسی می‌باشد. او خلأ نسبی را برای پاشش فراهم نمود و با تزریق اسپری در این محیط، شاهد آن بود که اسپری تقریباً در همان حالتی که در هوای اتمسفر پاشیده می‌شود اتمیزه شده و می‌شکند.

در بررسی‌های هولفلدر<sup>۵</sup>، مشاهدات بر روی شکست جت براساس عکس‌برداری با سرعت بالا صورت گرفت. مراحل ذیل در شکست جت حاصل شد.

(۱) ایجاد نوسانات چرخشی متقارن روی سطح جت بر اثر اغتشاشات اولیه و نیروهای تنش سطحی

(۲) افزایش نوسانات و موجی شدن جت با افزایش مقاومت هوا

(۳) شکست جت به نوارهای باریک براساس مطالعات آنسرگ<sup>۶</sup> مراحل مختلف شکست قطرات در مقادیر مشخصی از عدد رینولدز<sup>۷</sup> اتفاق می‌افتد و مرحله اول (ایجاد نوسانات متقارن) در محدوده رینولدز پایین قرار گرفته و مرحله موجی شدن جت در محدوده کوچکی از عدد رینولدز واقع می‌شود.

زاهو<sup>۸</sup> و همکارانش (۱۹۸۶)<sup>[۴]</sup> نحوه توزیع پاشش و سایز قطرات در انژکتور گریز از مرکز و واسیلیوف و کودریاتسوف<sup>۹</sup> [۵] نحوه توزیع پاشش انژکتورها را در صفحه انژکتور بررسی کردند.

پای<sup>۱۰</sup> و نیجاکوانا<sup>۱۱</sup> (۱۹۸۲) [۶] تجزیه و طول پاشش اسپری، دورفنر<sup>۱۲</sup> و دومنیک<sup>۱۳</sup> (۱۹۹۶) [۷] اثرات ویسکوزیته و کشش سطح برابر توزیع پاشش اسپری در انژکتور گریز از مرکز مورد بررسی قرار دادند. رانگانادا<sup>۱۴</sup> [۸] تأثیرات فشار نازل

محفظه احتراق<sup>۱</sup> یکی از مهم‌ترین اجزاء موشک‌های سوخت مایع محسوب می‌شود که عامل ایجاد نیروی پیشران است. از سوی دیگر، قلب هر موتور احتراقی سیستم تزریق‌کننده سوخت و یا همان صفحه انژکتور می‌باشد. بنابراین مطالعه مشخصه‌های اسپری انژکتورها و صفحه انژکتور از اهمیت بسزایی برخوردار می‌باشد که در این تحقیق به طور مبسوط به آن پرداخته شده است. برای ایجاد ترکیب مناسب جهت رسیدن به احتراق کامل شناخت فرآیند انتشار حائز اهمیت می‌باشد. از این رو نحوه پاشش سوخت درون محفظه احتراق مسئله بسیار مهمی در پروسه عملکردی احتراق می‌باشد. هر چه نحوه عملکرد سیستم پاشش سوخت به حالت ایده‌آل خود نزدیک‌تر باشد، پروسه احتراق کامل‌تر شده و راندمان سیستم و به تبع آن نیروی تراست بیشتر می‌شود.

به طور کلی انژکتور دستگاهی برای تبدیل سیال به قطرات ریز و پخش این ذرات در فضای محفظه احتراق است. هرچه خرد شدن ذرات سریع‌تر انجام شود، تبخیر ذرات سیال با سرعت بالاتری انجام خواهد شد و در نتیجه راندمان احتراق بالاتر رفته و نیروی تراست افزایش می‌یابد. تشکیل مخروط پاشش مناسب و ایجاد احتراق کامل به پارامترهای متعددی وابسته است که از جمله آنها طراحی محفظه احتراق، طراحی و انتخاب نوع انژکتورها می‌باشد. انژکتورها خود به انواع مختلفی تقسیم می‌شوند که هر یک مزایایی دارند. علاوه بر انتخاب نوع انژکتور مناسب، طراحی دقیق جهت تزریق سوخت، نحوه آرایش انژکتورها در صفحه انژکتور در نوع ساختار مخروط پاشش و برخورد جت‌های سیال بسیار مؤثر است [۱،۲]. اهمیت بحث چیدمان انژکتورها در صفحه انژکتور تا حدی است که امروزه بسیاری از دانشمندان مطالعات خود را به این موضوع اختصاص داده‌اند.

با وجود اینکه تاکنون تحقیقات بسیاری پیرامون مشخصه‌های اسپری ناشی از پاشش انژکتورها انجام شده است، اما اطلاعات دقیقی جهت ارتباط اندازه قطر قطرات پایین‌دست با شرایط خروجی انژکتور به دست نیامده است. محققان بسیاری از جمله ریلی<sup>۲</sup> (۱۸۷۹) [۳]، به مطالعه فرایند پاشش و اتمی-زاسیون با استفاده از روش‌های تجربی پرداختند. یکی از تئوری-های ارائه گردیده در رابطه با شکست جت مایع، توسط ریلی ارائه شد. ریلی یک آنالیز ریاضی روی پایداری جت غیر لرج انجام داد و به این نتیجه رسید که چنانچه طول جت بزرگتر

<sup>3</sup>-Haenlein & Weber

<sup>4</sup>-Juhasz

<sup>5</sup>-Holfelder

<sup>6</sup>-Ohnesorge

<sup>7</sup>- Reynolds number

<sup>8</sup>-Zahao

<sup>9</sup>-Koderaftsov, Vasiliiov

<sup>10</sup>-Paie

<sup>11</sup>-Nijaquana

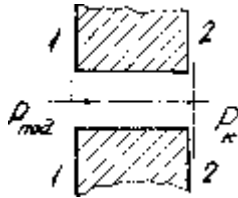
<sup>12</sup>-Dorfner

<sup>13</sup>-Domnic

<sup>14</sup>-Ranganadha

<sup>1</sup>- Combustion chamber

<sup>2</sup>-Rayleigh



شکل شماره ۱. تعیین شاخص مصرفی انژکتور جریان مستقیم [۱۴]

در معادله ۱ که به آن معادله برنولی می‌گویند،  $P_{10}$  همان فشار کامل پیش از انژکتور در طرف ۱-۱ شکل ۱ می‌باشد.  $P_1$  و  $W_1$  به ترتیب سرعت جریان و فشار استاتیکی در طرف ۱-۱ در ورودی انژکتور،  $P_2$  و  $W_2$  سرعت جریان و فشار استاتیک در خروجی نازل (طرف ۲-۲)،  $\Delta P_{1-2}$  اتلاف کل فشار کامل در دستگاه هیدرولیک انژکتور بین ۱-۱ و ۲-۲،  $F_1$  و  $F_2$  مساحت بخش جریان در سمت‌های ۱-۱ و ۲-۲ و  $\rho$  چگالی سیال است [۳].

به صورت کلی می‌توان گفت که  $F_2 < F_c$  در این معادله  $F_c$  همان مساحت شکاف نازل است. با در نظر گرفتن این نکته که خروج از مخزن صورت می‌گیرد ( $F_1 \gg F_2$ ). پس می‌توان از اندازه سرعت  $W_1 = 0$  صرف نظر کرد. در این صورت:

$$\Delta p_\phi = p_{no2} - p_k \equiv p_{10} - p_2 = \frac{\rho W_2^2}{2} (1 + \xi_\phi) \quad (۳)$$

در بالا  $\xi_\phi = \Delta p_{1-2} \left| \frac{\rho W_2^2}{2} \right| > 0$  همان ضریب اتلاف هیدرولیکی است. در صورت عدم اتلاف

خواهیم داشت:  $\xi_\phi = \Delta p_{1-2} \left| \frac{\rho W_2^2}{2} \right| > 0$  (مایع ایده‌آل) از شکل ۳ این برداشت می‌شود که:

$\xi_\phi = \Delta p_{1-2} \left| \frac{\rho W_2^2}{2} \right| > 0$ .  
با قرار دادن این رابطه در معادله پیوستگی به شاخص مصرفی انژکتور دست پیدا خواهیم کرد:

$$\dot{m}_\phi = \frac{\varepsilon}{\sqrt{1 + \xi_\phi}} F_c \sqrt{2\rho \Delta p_\phi'} \quad (۴)$$

برای جریان مایع ایده آل

$$\dot{m}_\phi = \frac{\varepsilon}{\sqrt{1 + \xi_\phi}} F_c \sqrt{2\rho \Delta p_\phi'} \quad (۵)$$

است. بنابراین داریم:

$$\dot{m}_\phi u \theta = F_c \sqrt{2\rho \Delta p_\phi'} \quad (۵)$$

با مقایسه معادلات (۴) و (۵) خواهیم داشت:

خروجی را بر توزیع پاشش و گیفن<sup>۱۵</sup> [۹] وابستگی سایز قطرات بر زبری سطح را مورد بحث قرار دادند.

در سال ۱۹۸۹ دوج<sup>۱۶</sup> و شالب<sup>۱۷</sup> تحقیقی در مورد خصوصیات اسپری برای تعیین میزان قطر ذرات انجام دادند. در این تحقیق با استفاده از سیستم اندازه‌گیری شعاعی لیزر PDPA<sup>۱۸</sup> سایز قطرات اسپری، توزیع سرعت، فلاکس حجمی سیال و سرعت هوا در مکان‌های مختلف از یک انژکتور جریان گریز از مرکز مورد بررسی قرار گرفت [۱۰]. اشگریز و مشایخ (۱۹۹۳) تحقیقاتی پیرامون متد حجم سیال انجام دادند و دریافتند که خصوصیات اسپری تحت تأثیر پارامترهای متعددی از جمله شرایط جریان در خروجی نازل، اثرات کاویتاسیون<sup>۱۹</sup>، سرعت جت و توربولانس و حالات فیزیکی و ترمودینامیکی گاز و مایع قرار می‌گیرد [۱۱]. هیلبینگ<sup>۲۰</sup>، اسپنگلر<sup>۲۱</sup> و هیستر<sup>۲۲</sup> (۱۹۹۴) ابتدا مدل پایدار خطی و در ادامه مدل عددی دقیق بر مبنای متد المان مرزی<sup>۲۳</sup> ارائه دادند [۱۲، ۱۳].

هلی<sup>۲۴</sup> (۲۰۰۰) نیز رابطه‌ای برای نیروهایی که به یک قطره کروی کوچک در هوای ساکن با قطر  $d$  و سرعت  $v$  وارد می‌شوند، ارائه کرد. این نیروها عبارت‌اند از نیروی جاذبه، مقاومت هوا و تنش‌های سطحی. او همچنین نحوه توزیع قطرات یک اسپری به همراه رژیم‌های مختلف شکست سیال را بیان کرد.

## ۲- معادلات حاکم

### ۲-۱ نظریه و محاسبه انژکتور سیال جریان مستقیم تک

مولفه

معادله برنولی<sup>۲۵</sup> و همچنین معادله پیوستگی جریان ارتباط‌دهنده اختلاف فشار در انژکتور می‌باشد.  $\Delta p_\phi$  با کار-آمدی انژکتور  $\dot{m}_\phi$  ارتباط  $\dot{m}_\phi = f(\Delta p_\phi)$  را شاخص مصرفی می‌نامند. با توجه به شکل ۱ خواهیم داشت:

$$P_{10} = P_1 + \frac{\rho W_1^2}{2} = P_2 + \frac{\rho W_2^2}{2} + \Delta P_{1-2}; \quad (۱)$$

$$\dot{m}_\phi = \rho W_1 F_1 = \rho W_2 F_2 \quad (۲)$$

<sup>15</sup>-Giffen

<sup>16</sup>-Dodge

<sup>17</sup>-Schwalb

<sup>18</sup>- Phase Doppler Particle Analyzer

<sup>19</sup>- cavitation

<sup>20</sup>-Hilbing

<sup>21</sup>-Spengler

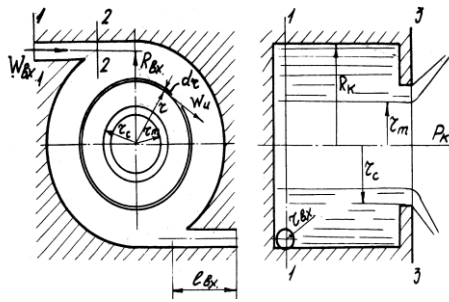
<sup>22</sup>-Heister

<sup>23</sup>- Boundary element

<sup>24</sup>-H. Liu

<sup>25</sup>-Bernoulli equation

که  $W_r \ll W_a \ll W_u$  می باشد، در ادامه فرض می کنیم  $W_r = 0$ . شعاعی است که در آن ذره وجود دارد.



شکل شماره ۲. نمای جانبی برای نظریه انژکتور گریز از مرکز [۱۴]  
از معادله (۹) پیداست که با نزدیک شدن به محور انژکتور سرعت محیطی با کشش به اندازه بی نهایت افزایش پیدا می کند. در آن صورت برای اینکه معادله (۷) رعایت شود فشار استاتیکی برابر  $p \rightarrow -\infty$  (در صورت  $W_H \rightarrow \infty$ ) می باشد. اما به دلیل اینکه سیال غیرقابل حل می باشد فشار استاتیکی در جریان آن نمی تواند کمتر از فشار محیط اطراف باشد. بر همین اساس در محفظه پیچش ذره های مایع می توانند به محور، تنها تا شعاعی نزدیک شوند که در آن فشار استاتیکی در جریان مایع چرخنده  $P_k$  باشد. در این شعاع  $r = r_m$  سطح بخش شکل می گیرد، یعنی مساحت از  $r_m$  تا محور انژکتور تا مایع آزاد است و با ستون گازی (گردباد گازی) پر شده است. بدین شکل مایع با تشکیل جریان حلقوی بخش به هنگام خروج و با کمک  $F_{xc} = \pi r_c^2 - \pi r^2 = \phi \pi r_c^2$  تنها پر کننده بخش محیطی حفره نازل می باشد که در این معادله  $\phi = 1 - \frac{r m^2}{r_c^2}$  تعیین کننده بخشی از محیط در حفره نازل است که برای مایع خروجی حساب می شود. اندازه  $\phi$  را ضریب بخش زنده نازل می نامند.

تعداد نیروهای عامل در قشر ابتدایی و حلقوی در جریان مایع در حال چرخش (شکل ۲) را بررسی خواهیم کرد. از آنجا که نیروهای فشار با نیروی مرکز گریز برابر شده اند، پس  $p = \frac{W_u^2}{r} dm$  می باشد که در آن  $dm = \rho 2\pi r dr$  است و متعاقباً  $dp = \rho W_u^2 dr/r$  می شود.

با در نظر گرفتن اینکه  $W_u^r = W_{Um} r_m$  و همچنین در صورتی که  $r = r_m$  و  $p = p_k$  باشد بعد از همگرایی خواهیم داشت:

$$p = p_k + \frac{\rho W_{Um}^2}{2} \left(1 - \frac{r_m^2}{r^2}\right) \quad (10)$$

$$\frac{m_\phi}{\dot{m}_\phi u \delta} = \frac{\varepsilon}{\sqrt{1+\xi_\phi}} = \mu \quad (6)$$

که در این معادله  $\mu$  ضریب مصرف انژکتور می باشد. معادله ۶ برقرار کننده رابطه بین عوامل مصرف، اتلاف هیدرولیکی و به هم فشردگی جریان است. از این رابطه خواهیم دانست که همیشه  $\mu < 1.0$ .

به منظور استفاده از ارتباط موجود در معادله (۴) در محاسبات عملی و برآورد، برای مثال اتلاف جزء  $m_\phi$ ، اگر چه  $p_\phi, \rho, L_\phi F_c = \frac{\pi d_c^2}{4}$  داده شده باشند، اما می بایست یا به صورت غیرمستقیم اندازه ضریب اتلاف  $\mu$ ، یا اندازه عوامل  $\xi_\phi$  یا  $\varepsilon$  را دانست. پیچیدگی روندهای فیزیکی که به هنگام جریان سیال واقعی اتفاق می افتند اجازه برآورد این عوامل را به صورت نظری نمی دهد. مقادیر آن ها را به صورت تجربی تعیین می کنند و به صورت نمودارها یا فرمول های تجربی در جدول نمایش می دهند.

جریان ماده سیال در انژکتور گریز از مرکز با معادله برنولی (۷)، معادله پیوستگی در معادله (۸)، و معادله حفظ اندازه حرکت زاویه ای در معادله (۹) توصیف می شود که طبق شکل (۲) به صورت زیر نوشته می شوند:

مناسب و توسط شرکت آکو- لوب<sup>۲۶</sup> آلمان اولین سازنده تجاری این دستگاه مورد تایید می باشد [۱۲]. مزایا و معایب یک دستگاه روش حداقل مقدار روانکاری خارجی در جدول ۱ نشان داده شده است.

$$p_{no\delta} = p_{10} = p_{bx} + \frac{\rho W_{bx}^2}{2} + \Delta p_{1-2} = p + \frac{\rho W_u^2}{2} + \frac{\rho W_a^2}{2} + \frac{\rho W_2^2}{2} + \Delta p_{1-3}; \quad (7)$$

$$\dot{m}_\phi = \rho W_{bx} \pi r_{bx}^2 n; \quad (8)$$

$$k W_{bx} R_{bx} = r W_u. \quad (9)$$

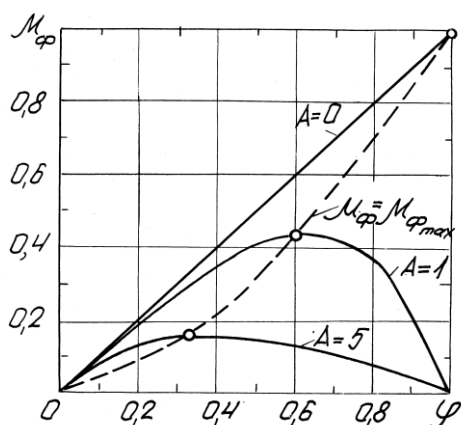
در این معادله  $\Delta p_{1-2}$  اتلاف فشار کامل در قسمت مجراهای ورودی مماس می باشد ( $n$  تعداد مجراها)، و  $\xi_\phi \rho W_{bx}^2$  اتلاف کل فشار کامل در انژکتور،  $k$  ضریب در نظر گیرنده افت اندازه حرکت زاویه ای در لحظه جابجایی مایع واقعی از بخش ۱-۱ به ۳-۳ (شکل ۲ راست)،  $W_u$  اجزای محیطی سرعت مطلق ذره مایع موجود در شعاع  $r$ ،  $W_a$  جزء محوری سرعت مطلق ذره مایع موجود در شعاع  $r$ ،  $W_r$  جزء شعاعی سرعت مطلق ذره مایع موجود در شعاع  $r$  است. از آنجایی

یک مقدار از  $\mu$  (مصرفی) دو مقدار  $\varphi$  تطابق می‌کند. این بدان معناست که هر مصرفی از مایع در دو بخش حلقوی دارای جایگاه است که این واقعیت در تجربیات نشان داده نمی‌شود. شرایط ثابت کاری انژکتور همان طور که پیداست زمانی به حقیقت می‌پیوندد که برای یک مقدار از  $\mu$  مقدار واحدی از  $\varphi$  تطابق کند. اما این امر تنها در نقاط حداکثری  $\mu$  جا دارد، که در آن  $(d\mu/d\varphi)_{A=const} = 0$  باشد (که با نام اصل حداکثری مصرف انژکتور مرکز گریز نامیده می‌شود). در صورت متمایز کردن عبارت (۱۴) و پذیرفتن صفر مشتق می‌توان به دست آورد:

$$Ak = \frac{(1-\varphi)\sqrt{2}}{\varphi\sqrt{\varphi}}; \quad (17)$$

$$\mu_{\Phi} = \frac{1}{\sqrt{\frac{2-\varphi}{\varphi^3} + \xi_{\Phi} \frac{A^2}{c^2}}}. \quad (18)$$

حل این معادلات برای شرایط سیال ایده‌آل ( $\xi_{\Phi} = 0$   $k = 0$ ) به صورت گرافیکی در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل شماره ۳. حل انژکتور گریز از مرکز برای شرایط سیال ایده‌آل [۱۵]

شاخصه مهم دیگر انژکتور گریز از مرکز این است که زاویه پراکندگی با ارتباط متقابل با سرعت محیطی و مطلق جریان در بخش نازل تعیین می‌شود:  $\sin\alpha = W_u/W$ . با استفاده از معادله‌های (۱۵)، (۱۲)، (۱۷) می‌توان به روابط ۱۹ و ۲۰ دست یافت:

$$W_u = \frac{r_c}{r} \mu_{\Phi} A \cdot k \sqrt{\frac{r}{\rho} \Delta p_{\Phi}}; \quad (19)$$

$$W = \sqrt{W_u^2 + W_a^2 + W_r^2} = \sqrt{1 - \xi_{\Phi} \mu_{\Phi}^2 \frac{A^2}{c^2}} \sqrt{\frac{2}{\rho} \Delta p_{\Phi}} \quad (20)$$

که در این صورت:

در آن صورت معادله برنولی را بعد از جایگزینی معادله (۱۰) در معادله (۷) می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$p_{10} = p_k + \frac{\rho W_u^2}{2} \left(1 - \frac{r_m^2}{r^2}\right) + \frac{\rho W_u^2}{2} + \frac{\rho W_a^2}{2} + \xi_{\Phi} \frac{\rho W_{bx}^2}{2} \quad (11)$$

که از آن خواهیم داشت:

$$W_a = \sqrt{\frac{2}{\rho} \Delta p_{\Phi} - \xi_{\Phi} W_{bx}^2 - W_{Um}^2} \quad (12)$$

در این معادله  $\Delta p_{\Phi} = p_{10} - p_k$  اختلاف فشار در انژکتور می‌باشد. از معادله (۱۲) پیداست که جزء محوری سرعت بر خلاف جزء محیطی وابسته به شعاع نمی‌باشد.

با در نظر گرفتن ثابت  $W_a$  در طول بخش جریان حلقوی، معادله (۸) را به شکل زیر تصور می‌کنیم.

$$\dot{m}_{\Phi} = \frac{\varphi \pi r_c^2 \rho W_a}{\varphi \pi r_c^2 \sqrt{2\rho \Delta p_{\Phi} - \xi_{\Phi} \rho^2 W_{bx}^2 - \rho^2 W_{Um}^2}} \quad (13)$$

در اینجا  $W_{Um} = \frac{k R_{bx} W_{bx}}{r_m}$  و  $W_{bx} = \frac{m_{\Phi}}{\pi n r_{bx}^2 \rho}$  می‌باشد. با وارد کردن پارامتر هندسی انژکتور  $A = \frac{R_{bx} r_c}{n r_{bx}^2}$  و ضریب باز شده نازل  $C = \frac{R_{bx}}{r_c}$  خواهیم داشت:

$$W_{bx} = \frac{m_{\Phi} A}{\pi r_c^2 \rho C} \quad (14)$$

$$W_{Um} = \frac{k R_{bx} W_{bx}}{r_c \sqrt{1-\varphi}} = \frac{k R_{bx} \dot{m}_{\Phi}}{r_c \sqrt{1-\varphi} \pi n r_{bx}^2 \rho} = \frac{k \dot{m}_{\Phi}}{\pi r_c^2 \sqrt{1-\varphi}} A \quad (15)$$

با جایگزینی معادلات متقابل (۱۵) و (۱۴) در معادله (۱۳) و حل نسبی  $\dot{m}_{\Phi}$  آن، می‌توان به بیانی برای شاخص مصرفی انژکتور گریز از مرکز رسید:

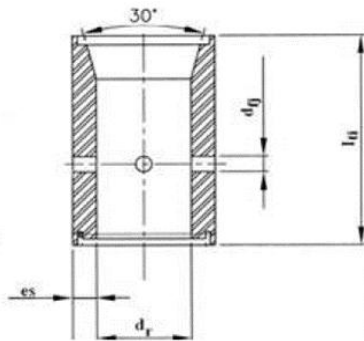
$$\dot{m}_{\Phi} = \frac{\pi r_c^2}{\sqrt{\frac{1}{\varphi^2} + \frac{A^2 k^2}{1-\varphi} + \xi_{\Phi} \frac{A^2}{c^2}}} \sqrt{2\rho \Delta p_{\Phi}} \quad (16)$$

که در آن  $\mu_{\Phi} = \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{\varphi^2} + \frac{A^2 k^2}{1-\varphi} + \xi_{\Phi} \frac{A^2}{c^2}}}$  ضریب مصرف می-

باشد. همان طور که پیداست فاکتورهای بسیاری بر اندازه ضریب مصرف در انژکتور گریز از مرکز تأثیر می‌گذارند، از جمله پر شدن بخش نازل با سیال ( $\varphi$ )، تلفیق پارامترهای هندسی اندازه‌های ساختار ( $A, C$ )، اتلاف‌های هیدرولیکی  $\xi_{\Phi}$  و اتلاف در اندازه حرکت زاویه‌ای ( $k$ ).

در شکل (۳) تصویر گرافیکی وابستگی  $\mu = f(\varphi)$  برای مقادیر مختلف  $A = const$  در شرایط  $k = 0$  و  $k = 1$  (مایع ایده‌آل) نمایش داده شده است. نمایان است که برای

شکل شماره ۶. مدل هندسی موتور RD-170 با یک نازل سوخت مایع [۱۶]

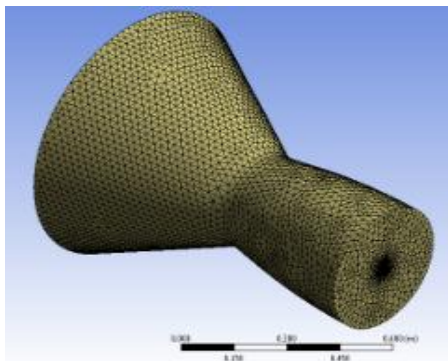


جدول شماره ۱. مشخصات هندسی موتور RD-170

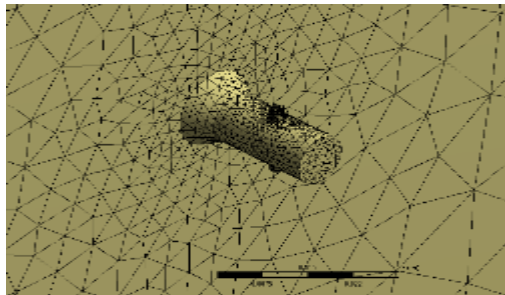
396	تعداد نازلها
2.5	قطر محل ورود سوخت به نازل (mm)
10	قطر محل ورود اکسیدکننده به نازل (mm)
25	طول نازل (mm)
30	زاویه پاشش نازل (درجه)
1.2	طول محفظه احتراق (m)
0.3	قطر گلوگاه (m)
0.4	قطر صفحه نازل (m)
1	قطر اگزوز (m)

#### ۴- مدل محاسباتی

در اشکال شماره ۷ و ۸ مدل مش بندی شده مورد استفاده در این تحلیل مورد نمایش قرار گرفته که در آن از ۱۱۶۰۰۰ المان چهار وجهی استفاده شده است.

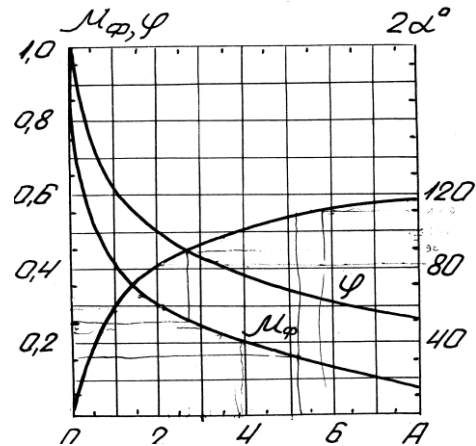


شکل شماره ۷. مدل مش بندی شده موتور RD-170



شکل شماره ۸. مدل مش بندی شده نازل سوخت مایع

$$\sin \alpha = \frac{r_c}{r} \mu_{\Phi} A k / \sqrt{1 - \xi_{\Phi} \mu_{\Phi}^2 \frac{A^2}{C^2}} \quad (21)$$



شکل شماره ۴. شاخصه های انژکتور

گریز از مرکز برای حالت مایع ایده آل [۱۵]

از رابطه (۲۱) پیداست که زاویه ذره مایع واقع در مسافت های مختلف  $r$  از محور یکسان نمی باشد. ( $\sin \alpha \sim 1/r$ ) در محاسبات با وارد کردن کمی نامیزانی زاویه پراکندگی  $\alpha$  را که مطابق شعاع میانی می باشد تعیین می کنند

$$r_{cp} = r_c + \frac{r_m}{2} = \frac{r_c}{2} (1 - \sqrt{1 - \varphi})$$

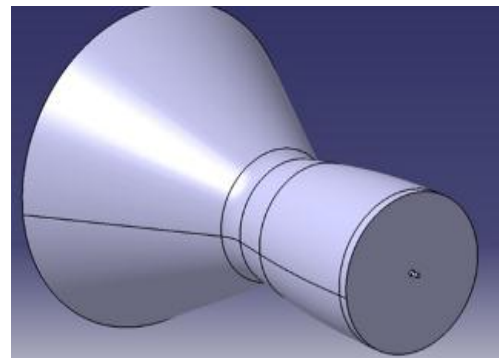
آنگاه داریم

(۲۲)

$$\sin \alpha = \frac{2 \mu_{\Phi} A k}{1 - \sqrt{1 - \varphi} \sqrt{1 - \xi_{\Phi} \mu_{\Phi}^2 \frac{A^2}{C^2}}}$$

#### ۳- مدل هندسی و مشخصات موتور RD-170

در اشکال شماره ۵ و ۶ مدل هندسی موتور RD-170 و نازل سوخت مایع به تصویر کشیده شده است و در جدول شماره ۱ مشخصات مذکور ارائه شده است.



شکل شماره ۵. مدل هندسی موتور RD-170 با یک نازل سوخت

مایع

۴-۱- مشخصات سوخت

در جدول ۲ خواص ترموفیزیکی سوخت کروسن<sup>۲۷</sup> و اکسیژن مایع (اکسیدکننده) مورد استفاده در این تحقیق نشان داده شده است.

جدول شماره ۲. خواص ترموفیزیکی سوخت کروسن و اکسیدکننده مورد استفاده در تحقیق

اکسیژن مایع	کروسن	واحد	
32	120	(kg/kmol)	جرم مولی
1141	810	(kg/m <sup>3</sup> )	چگالی
1.7	2.01	(kj/kg.k)	ظرفیت ویژه گرمایی
0.000186	0.00164	(pa.s)	ویسکوزیته دینامیکی
0.151	0.15	(w/m.k)	رسانایی گرمایی

۴-۲- شرایط مرزی

از شرط مرزی سرعت برای ورودی سوخت و اکسیدان به نازل و از شرط مرزی فشار برابر صفر برای سطح آگزوز موتور به منظور مدل سازی شرایط خلأ استفاده شده است. سایر سطوح مورد استفاده دارای شرط مرزی دیواره بدون لغزش می باشند.

۴-۳- مفروضات مساله

نوع مساله حالت پایدار و رژیم جریان، آشفته در نظر گرفته شده است. به منظور ساده سازی مساله از آثار تراکم پذیری صرف نظر شده و الگوی جریان ورودی سوخت و اکسیدکننده به نازل، زیرصوت فرض شده است. به منظور حل معادلات ناویر استوکس از مدل  $k-\epsilon$  برای مدل سازی توربولانس و عامل باقیمانده  $\epsilon=0.00001$  برای حل معادلات پیوستگی و مومنتوم استفاده شده است. از نرم افزار انسیس CFX برای حل معادلات و تعداد تکرار ۱۰۰۰ جهت همگرایی مساله استفاده شده است.

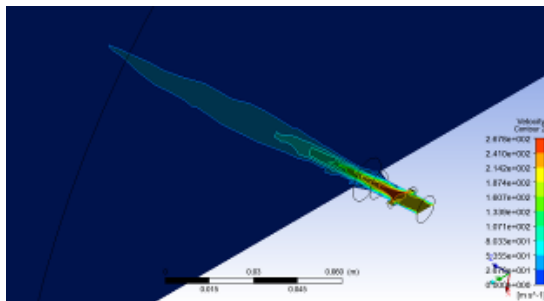
۵- یافته های تحقیق

در جدول ۳ به منظور بررسی پارامتر نسبت مخلوط، حالت های مورد استفاده در این تحقیق نشان داده شده که حالت شماره ۱ شرایط عملکردی واقعی موتور را نشان می دهد.

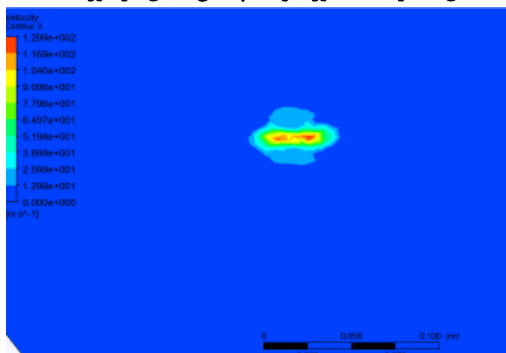
جدول شماره ۳. حالت های مورد استفاده در تحقیق

نسبت مخلوط	دبی جرمی اکسیژن مایع در هر نازل (kg/s)	دبی جرمی کروسن در هر نازل (kg/s)	دبی جرمی کل اکسیژن مایع (kg/s)	دبی جرمی کل کروسن (kg/s)	مورد
2.8	4.45	1.58	1762	626	مورد ۱
2.25	4.45	1.98	1762	784	مورد ۲
1.87	4.45	2.38	1762	942	مورد ۳
1.6	4.45	2.78	1762	1101	مورد ۴

در شکل های ۹ و ۱۰ کانتورهای پاشش سوخت به درون محفظه احتراق موتور در مورد ۱ نشان داده شده است، نسبت اختلاط برابر ۲.۸ بوده و دبی جرمی سوخت و اکسیدکننده در هر نازل به ترتیب ۱.۵۸ و ۴.۴۵ کیلوگرم بر ثانیه می باشد. براساس کانتورهای بدست آمده از پاشش سوخت این مورد، سرعت ماکزیمم سوخت در رأس مخروط پاشش و در فاصله ۱.۵ سانتی متری از صفحه نازل به ترتیب ۲۶۷ و ۱۲۹ متر بر ثانیه می باشد.



شکل شماره ۹. کانتور سرعت پاشش سیال در مورد ۱

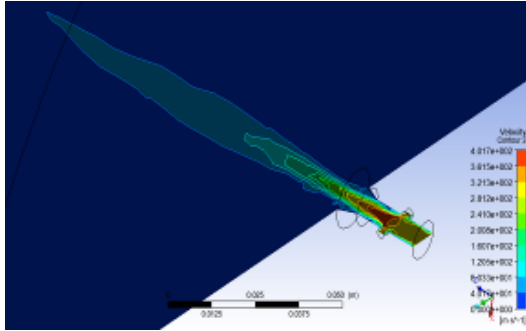


شکل شماره ۱۰. کانتور سرعت پاشش سیال در فاصله ۱.۵ سانتی متری

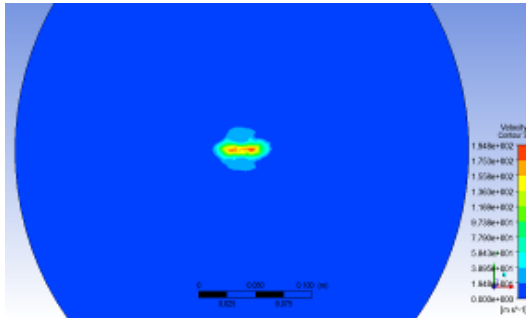
از صفحه نازل در مورد ۱

27- kerosene

شکل شماره ۱۳. کانتور سرعت پاشش سیال در مورد ۳

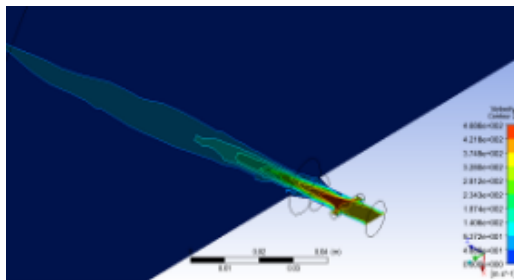


شکل شماره ۱۳. کانتور سرعت پاشش سیال در مورد ۳

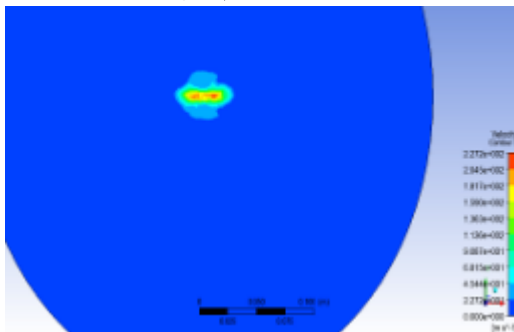


شکل شماره ۱۴. کانتور سرعت پاشش سیال در فاصله ۱.۵ سانتی‌متری از صفحه نازل در مورد ۳

در اشکال شماره ۱۵ و ۱۶ کانتورهای پاشش سوخت به درون محفظه احتراق موتور در مورد ۴ نشان داده شده است. در این حالت نسبت اختلاط برابر ۱.۶ بوده و دبی جرمی سوخت و اکسیدان در هر نازل به ترتیب ۲.۷۸ و ۴.۴۵ کیلوگرم بر ثانیه می‌باشد. بر اساس کانتورهای مذکور سرعت ماکزیمم سوخت در رأس مخروط پاشش و در فاصله ۱.۵ سانتی‌متری از صفحه نازل به ترتیب ۴۶۸ و ۲۲۷ متر بر ثانیه می‌باشد.



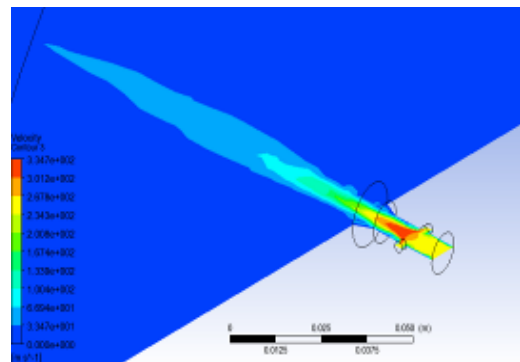
شکل شماره ۱۵. کانتور سرعت پاشش سیال در مورد ۴



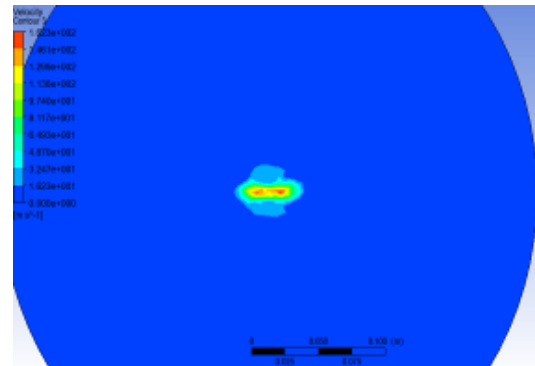
شکل شماره ۱۶. کانتور سرعت پاشش سیال در فاصله ۱.۵ سانتی‌متری از صفحه نازل در مورد ۴

در اشکال شماره ۱۱ و ۱۲ کانتورهای پاشش سوخت بدون محفظه احتراق موتور در مورد ۲ نشان داده شده است. در این حالت نسبت اختلاط برابر ۲.۲۵ بوده و دبی جرمی سوخت و اکسیدکننده در هر نازل به ترتیب ۱.۹۸ و ۴.۴۵ کیلوگرم بر ثانیه می‌باشد. بر اساس کانتورهای مذکور بیشینه سرعت سوخت در رأس مخروط پاشش و در فاصله ۱.۵ سانتی‌متری از صفحه نازل به ترتیب ۳۳۴ و ۱۶۲ متر بر ثانیه می‌باشد.

شکل شماره ۱۱. کانتور سرعت پاشش سیال در مورد ۲



شکل شماره ۱۲. کانتور سرعت پاشش سیال در فاصله ۱.۵ سانتی‌متری از صفحه نازل در مورد ۲



شکل شماره ۱۲. کانتور سرعت پاشش سیال در فاصله ۱.۵ سانتی‌متری از صفحه نازل در مورد ۲

در اشکال شماره ۱۳ و ۱۴ کانتورهای پاشش سوخت به درون محفظه احتراق موتور در مورد مطالعاتی ۳ نشان داده شده است. در این حالت نسبت اختلاط برابر ۱.۸۷ بوده و دبی جرمی سوخت و اکسیدان در هر نازل به ترتیب ۲.۳۸ و ۴.۴۵ کیلوگرم بر ثانیه می‌باشد. بر اساس کانتورهای مذکور بیشینه سرعت سوخت در رأس مخروط پاشش و در فاصله ۱.۵ سانتی‌متری از صفحه نازل به ترتیب ۴۰۱ و ۱۹۴ متر بر ثانیه می‌باشد.



Gulf Publishing, Houston, Texas, Vol. 3, Chapter 10, pp.233-249.

[15] Rodrigo Monteiro Elliot, "Development of a Gas-Liquid Injector for Liquid rocket Engine" COBEM Conference, 2007.

[16] Li Dongxia, Xu Xu. "Numerical Simulation of Combustion Flow field in RD-170 Chamber", AIAA Journal, pp.4959-496, 2009.

با کاهش نسبت مخلوط، دبی جرمی سوخت افزایش یافته که این امر منجر به افزایش سرعت در هسته مخروط سوخت و متمیزه شدن و اختلاط بهتر آن با اکسیدکننده می‌گردد.

#### ۶- منابع

[1] Bazarov, V.G. and Yang, V, "Liquid Propellant Rocket Engine Injector Dynamics", J.Propulsion and Power, Vol.14, No. 5, 1998.

[2] Sutton G.P., "Rocket Propulsion Elements", 15th Edition., John Wiley & Sons, 1986.

[3] Rayleigh, L., "On the Instability of Jets," London Mathematical Society, Vol. 10, 1879, pp. 361-371.

[4] Zahao, Y.H., Hou, M.H., and Chin, J.S., "Drop Size Distribution from Swirl and Air-blast Atomizer", Atomization and Spray Technology, pp. 3-15, 1986.

[5] Vasiliov, A.P., Kodraftsov, B.M., Korbatinkov, B.D., Ablintsky, A.M., Polyayov, B.M., and Palvian, B.Y., "Principles of Theory and Calculations of Liquid Fuel Jet", Moscow, 1993.

[6] Paie, B.U. and Nijaquana, B.T., "The Characterization of Spray", The 2nd Int. Conf. on Liquid Atomization and Spray System, pp.1-4, 1982.

[7] Dorfner, V., Domnick, J., Drust, F., and Kohler, R., "The Viscosity and Surface Tension Effects in Pressure Swirl Atomization", Atomization and Spray, Vol. 5, pp. 261-285, 1996.

[8] Ranganadha, B.K. and Vnarayanaswmy M., "Prediction of Mean Drop Size from Swirl Atomizer", The 2nd Int. Conf. on Liquid Atomization and Spray System, pp.3-4, 1982.

[9] Giffen E. and Muraszew A., "The Atomization of Liquid Fuel", Chapman & Hall, 1953.

[10] Dodge, Lee G., and James A. Schwalb. "Fuel spray evolution: comparison of experiment and CFD simulation of nonevaporating spray." Journal of Engineering for Gas Turbines and Power 111, no. 1, pp. 15-23, 1989.

[11] Mashayek, F. and Ashgriz, N., "A Hybrid Finite Element-Volume of Fluid Method for Simulating Liquid Atomization", The 6th Annual Conf. on Liquid Atomization and Spray Systems, Worcester, Massachusetts, pp. 225-229, 1993.

[12] Spangler, Christopher A., James H. Hilbing, and Stephen D. Heister. "Nonlinear modeling of jet atomization in the wind-induced regime." Physics of Fluids 7, no. 5 (1995): 964-971.

[13] Hilbing, J. H., Stephen D. Heister, and C. A. Spangler. "A boundary-element method for atomization of a finite liquid jet." Atomization and Sprays 5, no. 6 (1995).

[14] Reitz, R.D. Bracco, F.V., "Mechanisms of Breakup of Round Liquid Jets", The Encyclopedia of Fluid Mechanics, Chermisnoff N.,