



## اثرات فرآیند گرمایش و تبخیر قطره بر ناپایداری احتراق فرکانس پایین

داود دودانگه<sup>۱</sup>، محمدمهدی حیدری<sup>۲\*</sup> و اسماعیل ولی زاده<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> دانشجوی کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

<sup>۲</sup> استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

<sup>۳</sup> دانشجوی دکترا، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۰۲/۱۹، تاریخ بازنگری: ۱۳۹۶/۰۳/۰۶، تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۶/۲۹

### چکیده

در پژوهش حاضر، ناپایداری احتراق فرکانس پایین با استفاده از مدل تأخیر زمانی ساچ و ونزل بررسی شده است. برای تحلیل اثر تبخیر بر ناپایداری احتراق، از تأخیر زمان‌های تبخیر مربوط به سوخت و اکسیدانت استفاده شده است، در نتیجه مرزهای پایداری عملکرد موتور به دست آمده است. در محفظه احتراق هر یک از فرآیندهای اتمیزاسیون، تبخیر، اختلاط و اشتعال، دارای تأخیر زمانی مربوط به خود است که در این میان، زمان تأخیر تبخیر غالب بوده، به‌عنوان فرآیند کنترل‌کننده احتراق در نظر گرفته شده است؛ بنابراین با این فرض، زمان تبخیر که از مرحله قبل به دست آمده، در معادلات تبخیر قطره وارد گردیده و با استفاده از مدل تبخیر ITC و معادلات بقای جرم، انرژی، خواص ترموفیزیکی سوخت، میزان انتقال جرم و حرارت در قطره تحلیل می‌شود. در نهایت قطر قطره‌ای را که در زمان فوق تبخیر گردیده و احتراق پایداری ایجاد شده، محاسبه گردیده است. برای این کار، نرم‌افزاری تهیه شده است. براساس محاسبات انجام گرفته، برای زمان تأخیر تبخیر ۱/۴ میلی‌ثانیه، قطر قطره برای هپتان نرمال ۱۲۳/۴ میکرون به دست آمده است.

**کلمات کلیدی:** ناپایداری احتراق؛ موتور سوخت مایع؛ فرآیند تبخیر؛ قطر قطره.

## The Effects of Processes Heating and Evaporation of Droplet on the Low Frequency Combustion Instability

D. Dodange<sup>1</sup>, M. M. Heydari<sup>2,\*</sup>, E. Valizade<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.

<sup>2</sup> Department of propulsion, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.

<sup>3</sup> Aerospace Engineering, Khaje nasir'din tosi University of Technology, Tehran, Iran.

### Abstract

In the present study, the low frequency combustion instability using lag time Szuch and Wenzel has been investigated. For the analysis effect of evaporation on combustion instability from lag time the fuel and oxidizers is used, so that Stability boundaries of performances engine is obtained. in the combustion chamber each of processes of atomization, evaporation, mixing and ignition have a lag time for themselves, In the meantime, the evaporation lag time is dominant and therefore as combustion controller process be considered. In the result with this assumption, the time of evaporation that previous stage was obtained to enter drop evaporation equations into and with the use of the equations for energy and mass preservation and transfer of Mass and heat has been analysis. So in the end the ITC model has been used and we can to calculate the drop diameter in the specific evaporation time. To do this, the software is provided. According to calculations, To lag time evaporation of 1.4 milliseconds, diameter drops 123.4 micron for normal heptane has been obtained.

**Keywords:** Combustion Instability; Liquid Propellant Rocket; Evaporation Process; Droplet Diameter.

## ۱- مقدمه

به منظور دستیابی به الگوهای طراحی موتور موشک‌های سوخت مایع، بررسی فرآیندهای احتراقی لازم است. یکی از مسائل عمده در طراحی موتور، مسئله ناپایداری احتراق است. احتراق از فرآیندهای تزریق، اتمیزاسیون، اختلاط، تبخیر، واکنش شیمیایی و اشتعال تشکیل شده است. ناپایداری احتراق، عموماً به سبب همگیری<sup>۱</sup> بین فرآیندهای احتراق با آکوستیک محفظه و یا سیستم تغذیه ایجاد می‌شود. در طی ناپایداری احتراق، نوسانات شدید فشاری ایجاد می‌شوند که می‌تواند سازه موتور را از هم متلاشی کرده و یا سامانه هدایت موشک را دچار مشکل کنند. علاوه بر این به علت همین نوسانات، ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی در روی دیواره موتور می‌تواند تا ده برابر افزایش یابد که این امر موجب ذوب شدن بدنه موتور در کسری از ثانیه می‌شود.

ناپایداری احتراق را می‌توان به سه دسته تقسیم کرد؛ دسته اول ناپایداری فرکانس پایین (۱۰-۴۰۰ هرتز) است که به علت همگیری بین فرآیندهای احتراق و سیستم تغذیه ایجاد می‌شود. دسته دوم ناپایداری فرکانس متوسط (۴۰۰-۱۰۰۰ هرتز) است که به دلیل تولید نوسانی امواج آنتروپی در محفظه احتراق و همگیری آن با نازل خروجی و همچنین نوسان در نسبت اختلاط به وجود می‌آید. این نوع ناپایداری نسبت به دو نوع دیگر، کمتر اتفاق می‌افتد. ناپایداری فرکانس بالا (بزرگ‌تر از ۱۰۰۰ هرتز) است، ناپایداری فرکانس بالا را می‌توان به صورت پدیده‌ای دانست که تنها به محفظه احتراق مربوط بوده، سیستم تغذیه روی آن بی‌اثر است.

ناپایداری فرکانس پایین، حاصل همگیری نوسانات ناشی از سیستم تغذیه و یا پاشش با نوسانات فرآیند احتراق است. نوسانات فرکانس پایین، نه تنها باعث ارتعاش و عملکرد نامطلوب موتور می‌شود، بلکه احتمال تبدیل به نوسانات فرکانس بالا را دارد؛ لذا پیش‌بینی آن در طی فرآیند طراحی و توسعه موتورهای موشکی، بسیار حائز اهمیت است. از این رو جنبه‌های مختلف این نوع از ناپایداری به‌ویژه روش‌های تحلیلی و مدلسازی آن طی دهه‌های گذشته، مورد توجه جدی محققان قرار گرفته است. یکی از معروف‌ترین روش‌های تحلیلی موجود،

بر مبنای زمان تأخیر احتراق قرار دارد. ایده زمان تأخیر احتراق برای اولین بار توسط ون-کارمن و تیم همراه وی برای توصیف نوسانات فشاری محفظه ارائه شد. گاندر و فرینت، اثر سیستم تغذیه و سامرفیلد، اثر دینامیک محفظه احتراق را به مدل اضافه کردند [۱]. کروکو و چنگ مدل ارائه شده را توسعه داده و زمان تأخیر را به صورت تابعی از نوسانات فشار محفظه فرض کردند [۲]. تلاش‌های آن‌ها منجر به ارائه مدلی برای احتراق به نام مدل تأخیر زمانی احتراق شد که علاوه بر مدلسازی ناپایداری فرکانس پایین، در مدلسازی ناپایداری احتراق فرکانس بالا نیز، به صورت گسترده‌ای استفاده شد. در دهه ۷۰ و ۸۰، محققان دیگری از جمله ساچ و ونزل [۳]، هیدمن و همکاران [۴]، وود و درج [۵] و کان و همکاران [۶]، فعالیت‌های مختلفی برای مدلسازی ناپایداری احتراق فرکانس پایین انجام دادند. از میان مدل‌های موجود، مدل ساچ و ونزل به صورت گسترده‌ای در مدلسازی ناپایداری فرکانس پایین به کار رفته و جواب‌های قابل قبولی ارائه داده است [۷، ۸].

مطالعه تبخیر و احتراق قطرات، اهمیت فراوانی در پیش‌بینی و بهبود سیستم‌های پاشش اسپری دارند. در سیستم‌های با احتراق سوخت‌های مایع مانند راکت‌ها و موتورهای هوا تنفسی، بویلرها، توربین‌ها، موتورهای دیزل پاشش مستقیم کاربرد دارند، چون در آن بازده احتراق تا حد زیادی به اتمیزاسیون مؤثر سوخت مایع و در نتیجه فرآیند تبخیر بستگی دارد. در تبخیر اسپری‌ها، جریان‌های دوفازی گاز-مایع، برای ایجاد شرایط عملی تبخیر قطرات در جریان گاز با دمای بالا مورد استفاده قرار می‌گیرند. این شرایط شامل، گونه‌های پراکنده از فاز مایع به صورت تعداد زیادی از قطرات گسسته همراه با جابجایی و تبخیر در گونه‌های فاز گازی پیوسته است. چنانچه مایع از طریق سرعت بالای انژکتور به جریان داغ وارد می‌شود، فرآیند اتمیزاسیون، مایع را به قطرات کوچک می‌شکند. طی این فرآیند، تنها کسر کوچکی از قطرات مایع در نزدیکی سطح مشترک مایع و گاز گرم می‌شود؛ درحالی‌که قسمت مرکزی آن خنک باقی می‌ماند. انتقال حرارت از طریق همرفت و هدایت به داخل قطرات وارد گردیده، آن را تبخیر می‌نماید تا اینکه طول عمر قطره به پایان برسد. برای محاسبه این اثر همرفتی، مدل‌های چندبعدی پیچیده شامل، قطرات مجزا مورد نیاز است که توسط آبرامزون و سیریگنانو بیان شده است [۹]. با این وجود،

<sup>۱</sup> Coupling

## ۲- معادلات حاکم بر ناپایداری احتراق

در موتور سوخت مایع، سوخت و اکسیدکننده توسط سیستم تغذیه به انژکتورها ارسال شده و از طریق آن‌ها به درون محفظه پاشیده و اتمیزه می‌شود و بعد از طی فرآیندهای تبخیر، اختلاط و اشتعال، محترق شده و به گازهای داغ تبدیل گردیده، سپس با خروج گازهای گرم خروجی از نازل طی فرآیند انبساط تراست موردنیاز ایجاد می‌شود. قابل توجه آنکه تمامی فرآیندهای مذکور با یک تأخیر زمانی نسبت به فرآیند ما قبل آن همراه است. براساس تعریف، زمان مورد نیاز، مابین پاشش سوخت و اکسیدکننده تا احتراق آن‌ها، حاصل جمع تمام زمان‌های تأخیر بوده و زمان تأخیر کل نامیده می‌شود.

مفهوم تأخیر زمانی، اساساً شرح مدلی است که تأخیر مربوط به گاز احتراقی را از زمان پاشش سوخت محاسبه می‌کند. اساس فرضیه بر این استوار است که یک تأخیر زمانی، بین نوسان دلخواه در جریان سوخت و اثرات متعاقب آن در فشار محفظه احتراق وجود دارد [۱۵] به طوری که این مدل‌ها بینش پدیده‌شناسی<sup>۲</sup> و چندین شرایط اولیه، برای پایداری را ارائه می‌دهند. با توجه به اینکه در مدلسازی حاضر، فرآیند حاکم بر احتراق و آزادسازی انرژی در محفظه، طی فرآیند تبخیر در نظر گرفته شده است، در نتیجه زمان تأخیر حاکم بر محفظه نیز، زمان تأخیر تبخیر است و زمان‌های تأخیر دیگر مانند، اختلاط، واکنش و اشتعال در نظر گرفته نمی‌شوند؛ زیرا مرتبه آن‌ها در مقایسه با زمان تبخیر، بسیار کوچک‌تر است. ساچ و ونزل [۳]، بر اساس مطالعات متعدد مدلی را روی ناپایداری احتراق توسعه دادند که دو ویژگی جدید داشت، طی آن می‌توانستند تأخیر زمان جداگانه‌ای را برای هر عامل پیشران اعم از سوخت و اکسنده به کار ببرند و این مدل یک راه حل عملی، برای طراحی مهندسی در اختیار می‌گذاشت. بنابراین آن‌ها در ابتدا با استفاده از معادله بقای جرم شروع کردند که شماتیک آن در شکل ۱ نشان داده شده است. در این معادله ترم نرخ سوزش با تأخیر زمانی تبخیر مربوط به هر عامل پیشران توضیح داده می‌شود:

از طرف دیگر، مدل کلاسیک با دمای قطره ثابت (قانون مربع قطرات) یا مدل‌های هدایت حرارتی نامحدود، یعنی اختلاط کامل داخل قطرات مایع، اغلب برای مدلسازی احتراق اسپری، مورد استفاده قرار می‌گیرد. نرخ تبخیر قطرات، به‌وسیله مدل‌های هدایت حرارتی نامحدود<sup>۱</sup> (ITC) در سمت مایع پیش‌بینی می‌شود. برتولی و میگیلیاشو [۱۰] نشان دادند که دقت کدهای CFD در محاسبه گرمایش، تبخیر و احتراق اسپری سوخت، به‌طور قابل ملاحظه‌ای افزایش می‌یابد، اگر فرض هدایت حرارتی نامحدود مایع به کار برده شود. روش‌های مدلسازی ساده، برای محاسبه اثر هدایت حرارتی محدود (F-C) در قطرات تبخیری براساس تجزیه و تحلیل تقریبی پروفیل‌های دمایی داخل قطرات ارائه شده است. در این مدل‌های ساده، فرمولاسیون دما، توسط اختلاف دمای بین سطح قطره و مرکز قطره (وجود گرادیان دمایی) ارائه شده است که در آن اثر هدایت حرارتی محدود مدل می‌شود. در مدل رنکسایز بلوت [۱۱]، اختلاف دمای بین سطح و مرکز قطره مربوط به شار حرارتی در سطح قطره به‌وسیله عدد ناسلت ثابت بیان شده است. زنگ و لی [۱۲]، یک مدل صفر بعدی را توسعه دادند که در آن اختلاف دمای بین سطح و مرکز قطره، توسط معادله دیفرانسیل معمولی به دست می‌آید که توزیع دمای غیریکنواخت داخل قطره را بیان می‌کند. دو نوع مدل دمایی از معادله دیفرانسیل معمولی توسط مایر و همکارانش [۱۳]، جهت محاسبه مدلسازی تبخیر لانگ‌مویر-نارسون مورد استفاده قرار گرفت. را و ریتز [۱۴]، یک لایه مرزی حرارتی در داخل قطرات، برای محاسبه اثر هدایت حرارتی محدود استفاده کردند. ضخامت لایه مرزی حرارتی با استفاده از مدل انتشار حرارتی آبرامزون و سیریگنانو به دست می‌آید که برای محاسبه چرخش داخلی قطرات استفاده می‌شود. در این پژوهش، بررسی ناپایداری احتراق توسط مدل ساچ و ونزل انجام شده و در تبخیر قطره نیز، با در نظر گرفتن جریان استفان از مدل ITC استفاده شده است که به دلیل بالا بودن دمای محیط و کوچک بودن اندازه قطره در حد میکرون است؛ بنابراین از فرض گرادیان دمای داخل قطره می‌تواند صرف‌نظر شود.

<sup>2</sup> Phenomenological

<sup>1</sup> Infinite Thermal Conductivity

ها  $MR = MR(\dot{m}_o, \dot{m}_f)$  است که حول مقادیر متوسط آنها توسط سری تیلور بسط داده می‌شود. نسبت اختلاط به شکل معادله ۷ تعریف می‌شود:

$$MR = \dot{m}_o / \dot{m}_f \quad (۷)$$

بطوریکه شکل نوسانی تابع نسبت اختلاط به صورت معادله ۸ تبدیل می‌شود:

$$\frac{MR'}{MR} = \frac{\dot{m}'_o}{\dot{m}_o} - \frac{\dot{m}'_f}{\dot{m}_f} \quad (۸)$$

در نهایت پس از جاگذاری روابط به دست آمده از مباحث فوق در داخل معادله ۵، می‌توان شکل نهایی مدل را به دست آورد:

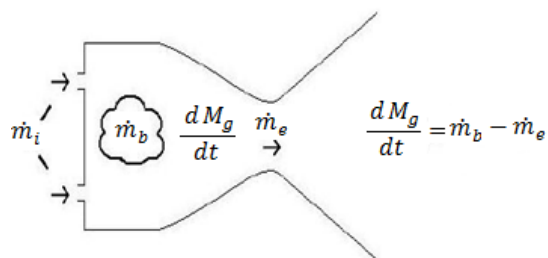
$$\frac{\theta_g dP'}{\bar{P} dt} + \frac{P'(t)}{\bar{P}} = \frac{1}{\bar{m}} \left[ \left( 1 + \frac{MR+1}{c^*} \frac{dc^*}{dMR} \Big|_{\bar{P}, MR} \right) \dot{m}'_o(t - \bar{\tau}_{T,o}) + \left( 1 - \frac{MR(MR+1)}{c^*} \frac{dc^*}{dMR} \Big|_{\bar{P}, MR} \right) \dot{m}'_f(t - \bar{\tau}_{T,f}) \right] \quad (۹)$$

بنابراین، ناپایداری احتراق کلاسیک چاگ (فرکانس پایین) به‌طور دقیق توسعه داده شده و فرمول‌ها به شکل پارامتریک و تحلیلی در آورده شده‌اند. این نوع از معادلات به محقق اجازه می‌دهد تا به‌آسانی یک راه‌حل ایجاد کرده و پایداری را به‌طور مناسب برای موتور ترسیم کند. مدل ساچ و ونزل، به شکل مناسب قادر به حل پایداری برای طراحی و توسعه موتورهای راکت است. طی این تحلیل، منحنی آستانه پایداری برحسب نسبت افت فشار انژکتور سوخت و اکسیدانت، به‌عنوان محورهای مختصات رسم می‌گردد. بدین ترتیب این تحلیل، اطلاعات بسیار مفیدی برای طراحان فراهم می‌کند.

### ۳- بررسی پایداری

با گرفتن تبدیل لاپلاس از معادله ۹ و با در نظر گرفتن اینکه همه شرایط اولیه برابر با صفر هستند [۱۶]، شکل معادله با رابطه (۱۰) به حوزه اعداد مختلط تبدیل می‌شود:

$$(\theta_g s + 1)P(s) = \frac{1}{\bar{P}} \left[ \left( 1 + \frac{MR+1}{c^*} \frac{dc^*}{dMR} \Big|_{\bar{P}, MR} \right) G_o e^{-s\bar{\tau}_{T,o}} + \left( 1 - \frac{MR(MR+1)}{c^*} \frac{dc^*}{dMR} \Big|_{\bar{P}, MR} \right) G_f e^{-s\bar{\tau}_{T,f}} \right] P(s) \quad (۱۰)$$



شکل ۱- شماتیک بقای جرم داخل محفظه احتراق برای مدل چاگ

$$\dot{m}_b(t) = \dot{m}_e(t) + \frac{dM_g(t)}{dt} \quad (۱)$$

$$\frac{\dot{m}_b(t)}{\bar{m}} = \frac{\dot{m}_e(t)}{\bar{m}} + \frac{dM_g(t)}{dt \bar{m}} = \frac{\dot{m}'_o(t - \bar{\tau}_{T,o}) + \dot{m}'_f(t - \bar{\tau}_{T,f}) + \bar{m}}{\bar{m}} \quad (۲)$$

معادله ۳ به‌عنوان ترم نرخ انباشتگی جرم استفاده می‌شود که در آن  $M_g$  جرم داخل محفظه احتراق و  $\theta_g$  زمان اقامت گاز و  $P'$  نوسانات فشار است.

$$\frac{dM_g(t)}{dt \bar{m}} = \frac{\theta_g dP'}{\bar{P} dt} \quad (۳)$$

معادله ۴ که به‌عنوان نرخ دبی جرمی خروجی به کار می‌رود، با استفاده از بسط سری تیلور چندبعدی حول مقادیر متوسط  $P$  و  $T$  به‌صورت رابطه (۴) خواهد شد:

$$\frac{\dot{m}'_e}{\bar{m}} = \frac{P'}{\bar{P}} - \frac{1}{2} \frac{T'}{\bar{T}} \quad (۴)$$

در نهایت با جاگذاری معادلات فوق در معادله بقای جرم، شکل معادله به‌صورت رابطه (۵) به دست خواهد آمد:

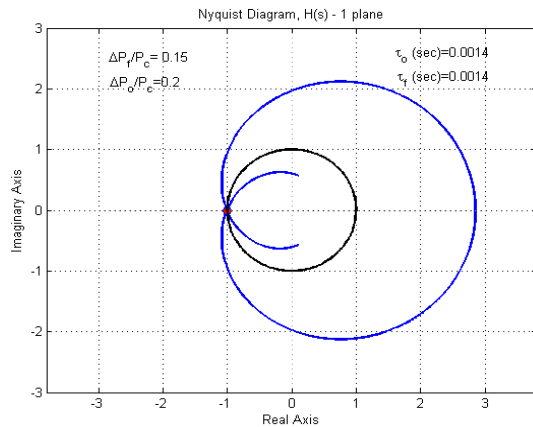
$$\frac{\theta_g dP'}{\bar{P} dt} + \frac{P'(t)}{\bar{P}} = \frac{\dot{m}'_o(t - \bar{\tau}_{T,o})}{\bar{m}} + \frac{\dot{m}'_f(t - \bar{\tau}_{T,f})}{\bar{m}} + \frac{1}{2} \frac{T'}{\bar{T}} \quad (۵)$$

در ادامه باید جزء دمایی موجود در معادله ۵ برحسب سرعت مشخصه جاگذاری شود. برای اینکار، از دینامیک گاز برای محفظه احتراق داریم:

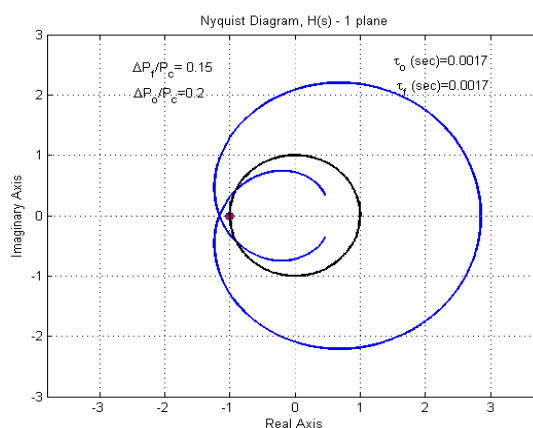
$$\frac{c^*}{\bar{c}^*} = \frac{1}{2} \frac{T'}{\bar{T}} \quad (۶)$$

شایان توجه اینکه سرعت مشخصه نیز، تابعی از فشار و نسبت اختلاط  $c^* = c^*(P, MR)$  است که آن را با استفاده از بسط خطی تیلور حول مقدار متوسط، به دست می‌آوریم. از آنجایی که ترم فشاری در معادله حاصل تأثیر بسیار کمی روی سرعت مشخصه دارد، لذا قابل اغماض است. در ادامه ترم نسبت اختلاط، خود تابعی از دبی جرمی سوخت و اکسیدانت

یکی از پارامترهای اساسی برحسب فرکانس حل می‌شوند. این روش، روش جدایش نیمارک دی [۱۷] است که روش دی پارتیشن<sup>۱</sup> [۱۸] نیز نامیده می‌شود و مجموعه‌ای از منحنی‌ها را در صفحه پارامترهای مهم یعنی نسبت افت فشارها ارائه می‌دهد که این منحنی‌ها صفحه را به مناطقی تقسیم می‌کند. برای جدا کردن مناطق کاری پایدار و ناپایدار، ماتریس ژاکوبین با توجه به پارامترهای مهم برای معادله مشخصه ۱۴ محاسبه می‌شود. با حرکت در امتداد مرز در جهت افزایش  $\omega$ ، اگر دترمینان ژاکوبین بزرگ‌تر از صفر شود، سمت راست پایدار می‌شود و اگر کمتر از صفر شود، سمت چپ پایدار می‌شود؛ همچنین از معیار نایکوئیست، هم پایداری و ناپایداری سیستم مشخص می‌شود.



شکل ۲- پایدار بودن دیاگرام نایکوئیست



شکل ۳- ناپایدار بودن دیاگرام نایکوئیست

که در آن  $G$  ادمیتانس انژکتور بوده و برابر با نسبت نوسانات دی جرمی به نوسانات فشار محفظه است:

$$G_o = \frac{\dot{m}_o}{P'_c} = -a \frac{\bar{m}_o}{\Delta \bar{P}_o} \quad (11)$$

$$G_f = \frac{\dot{m}_f}{P'_c} = -b \frac{\bar{m}_f}{\Delta \bar{P}_f} \quad (12)$$

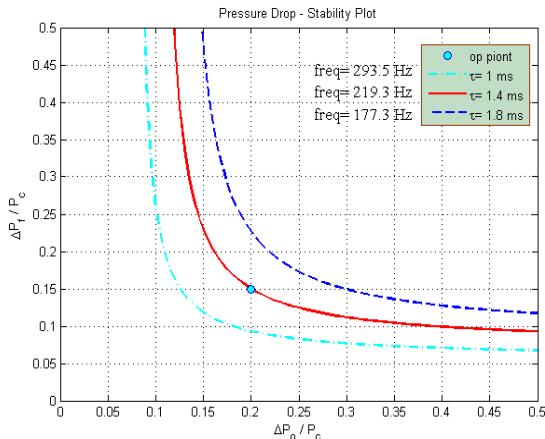
پارامترهای  $a, b$  مربوط به فیزیک پیشران می‌باشند که برای نوع مایع برابر با  $0.5$  و برای نوع گاز برابر با یک است. در نتیجه معادله ۱۰ به صورت معادله مشخصه زیر نوشته می‌شود:

$$-\frac{1}{(\theta_g s + 1) \bar{m}} \cdot \left[ \left( 1 + \frac{MR+1}{\bar{c}^*} \frac{dc^*}{dMR} \Big|_{\bar{P}, MR} \right) G_o e^{-s\bar{T}_{T,o}} + \left( 1 - \frac{MR(MR+1)}{\bar{c}^*} \frac{dc^*}{dMR} \Big|_{\bar{P}, MR} \right) G_f e^{-s\bar{T}_{T,f}} \right] = -1 \quad (13)$$

معادله مشخصه معمولاً به ساختار ۱۳ در می‌آید، یعنی اینکه برای تجزیه و تحلیل برابر با مقدار منفی یک قرار می‌گیرد. اینکار اجازه می‌دهد که فرمول‌های یک تابع تبدیل حلقه باز در یک سیستم فیدبک‌دار حلقه بسته ارائه شوند. دیاگرام‌های پایداری، حد بهره و حد فاز را نمایش می‌دهند؛ بنابراین برای این کار دیاگرام پایداری قطبی یا نایکوئیست به کار برده می‌شود که سیستم‌ها را به صورت فرکانسی بررسی می‌کند. نمودارهای قطبی، تغییرات اندازه و زاویه فاز را بر حسب تغییرات فرکانس نشان می‌دهند. حال روش تشریحی که وجود دارد، جاگذاری  $s = i\omega$  و تبدیل معادله مشخصه داده شده به یک عبارت مختلط و در نهایت محاسبه اندازه و فاز با تغییر فرکانس است. به‌طور کلی سیستمی پایدار است که هیچ یک از ریشه‌های معادله مشخصه دارای قسمت حقیقی مثبت نباشد و یا اینکه نمودار نایکوئیست نقطه مختلط  $(-1, 0)$  را دور نزده باشد که به معیار پایداری نایکوئیست معروف است، چنانچه در شکل ۲ و ۳ پایداری و ناپایداری نمودار نایکوئیست نشان داده شده است [۱۶].

برای بررسی پایداری، از معادله مشخصه با تأخیر زمانی تبخیر استفاده شده که در ابتدا بخش حقیقی و موهومی معادله جداسازی می‌شود. سپس شرط آستانه پایداری را با استفاده از پارامتر مختلط  $s = \alpha + i\omega$  می‌توان به دست آورد. بخش حقیقی پارامتر مختلط که مشخص‌کننده رشد نوسانات است، صفر در نظر گرفته می‌شود؛ در نتیجه این سیستم معادلات برای پارامترهای نسبت افت فشار، به‌عنوان

<sup>۱</sup> D-Partition



شکل ۵- تأثیر زمان تأخیر تبخیر بر پایداری

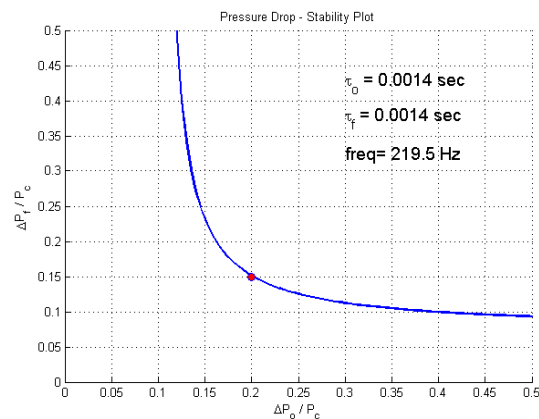
#### ۴- مدل تبخیر و گرمایش قطرات:

در محفظه احتراق تبخیر، سوخت نقش مهمی را در چگونگی اختلاط سوخت و اکسیدانت بازی می‌کند. تبخیر قطرات شامل، فرآیندهای انتقال حرارت و جرم است. گرمای مورد نیاز برای تبخیر قطرات، با استفاده از تشعشع و جابجایی گازهای داغ اطراف آن به سطح قطره منتقل می‌شود، در نتیجه بخار ناشی از این قطره نیز، به وسیله جابجایی و نفوذ به جریان گازی برمی‌گردد. لفتور [۱۹] تبخیر را در حالت پایا و ناپایا در نظر گرفته است. تجزیه و تحلیل حالت پایای تبخیر در فرآیند تبخیر قطرات، برای تشریح مرحله‌ای استفاده شده است که در آن دمای سطح قطره به دمای حباب‌تر رسیده است و همه گرمای منتقل شده به سطح قطره صرف ایجاد گرمای نهان تبخیر می‌شود. در مورد تبخیر و گرمایش ناپایا، از تأثیر گرمای گذرا در فرآیند تبخیر نمی‌تواند صرف‌نظر شود. چندین روش برای محاسبه دما و نرخ تبخیر در طی گرمایش گذرا پیشنهاد شده است [۲۰]. در این مقاله، از مدل تبخیر ITC در فاز مایع و اثر جریان استفان استفاده شده است؛ یعنی از فرض دمای یکسان برای قطره استفاده می‌شود که با گذشت زمان تغییر می‌کند؛ زیرا نتایج فرض دمای یکسان در کل قطره، همخوانی بهتری نسبت به فرض‌های وجود گرادیان دمای درون قطره و یا تغییر دمای ناگهانی در سطح قطره، با نتایج تجربی داشته و همچنین حافظه و زمان اجرای کمتری را از رایانه برای محاسبات می‌گیرد؛ زیرا دمای محیط بالا و اندازه قطرات در حد میکرون است.

$$H(s) = -\frac{1}{(\theta_g s + 1)} \frac{\bar{P}}{\dot{m}} \cdot \left[ \left( 1 + \frac{MR+1}{c^*} \frac{dc^*}{dMR} \Big|_{\bar{P}, MR} \right) G_o e^{-s\tau_{T,o}} + \left( 1 - \frac{MR(MR+1)}{c^*} \frac{dc^*}{dMR} \Big|_{\bar{P}, MR} \right) G_f e^{-s\tau_{T,f}} \right] + 1 \quad (14)$$

حال معادله ۱۴ را برابر با صفر  $H(s) = 0$  قرار می‌دهیم و با حل معادلات برحسب فرکانس مرز پایداری سیستم به دست می‌آید که در این تحلیل، مرز پایداری بر مبنای نسبت افت فشار انژکتورهای سوخت و اکسیدانت نمایش داده می‌شوند، چنانچه در شکل ۴ نشان داده شده است [۲۶].

با استفاده از معادله فوق و با توجه به پارامترهای عملکردی محفظه احتراق و سیستم تغذیه که در جدول ۱ داده شده است، می‌توان تأخیر زمان‌های مربوط به سوخت و اکسیدانت را مورد بررسی قرار داد. تأثیر آن را روی مرز پایداری مشخص نمود. لازم به ذکر است که برخی از پارامترهای عملکردی سیستم را می‌توان با استفاده از نرم‌افزار تحلیلی پیش‌رانشی RPA<sup>۱</sup> به دست آورد که در جدول ۲ آورده شده است. لذا در ادامه با بهره‌گیری از همین زمان‌های تأخیر، می‌توان قطر قطره‌ای که در شرایط پایداری، تبخیر می‌شود را به دست آورد. همان‌طور که در شکل ۵ مشخص است، با افزایش زمان تأخیر ناحیه مربوط به پایداری کاهش می‌یابد؛ لذا افزایش زمان تأخیر، اثر ناپایدارکنندگی خواهد داشت.



شکل ۴- مرز پایداری براساس نسبت افت فشار سوخت و اکسیدانت

<sup>۱</sup> Rocket Propulsion Analysis

جدول ۱- پارامترهای عملکردی محفظه احتراق

مقادیر	پارامتر
$C_7H_{16} (L)$ و $O_2 (L)$	سوخت و اکسید کننده
۲/۳	نسبت اختلاط $\overline{MR}$
۱۰۰ gr/sec	دبی جرمی کل $\dot{m}_{tot}$
۲۰ bar	فشار $p$
۳ bar	افت فشار سوخت $\Delta p_f$
۴ bar	افت فشار اکسیدایزر $\Delta p_o$

جدول ۲- خروجی‌های نرم‌افزار RPA

مقادیر	پارامتر
۳۳۰۰ k	دمای محفظه
۷۳ m/sec	سرعت گاز
۱۸۰۷ m/sec	سرعت مشخصه گازهای سوخته شده $c^*$
۱.۹ ms	زمان اقامت گاز $\theta_g$
۲۱.۰۳ kg/kmol	جرم مولکولی $Mw$
۱.۵۰۷ kg/m <sup>3</sup>	دانسیته

مدلسازی ریاضی فاز اول، توسط مدل جنبشی تشریح می‌شود و مدلسازی دومین فاز، به وسیله مدل هیدرودینامیکی تشریح می‌شود. در اکثر کاربردهای CFD، از تأثیر انرژی جنبشی در نزدیک سطح قطرات صرف‌نظر شده و فرض می‌شود، در این منطقه بخار سوخت در حالت اشباع باشد. این قسمت روی مدل‌های هیدرودینامیکی تمرکز می‌کند که به‌طور عمومی در کدهای CFD استفاده می‌شود.

مدل گازی اصولاً شامل، محاسبه نرخ تبخیر جرمی از سطح قطره و مقدار حرارت نفوذی به داخل قطره از طریق جابجایی و تشعشع است. به‌طور کلی فرآیند تبخیر شامل، دو مرحله گذرا و پایا یا ثابت است.

#### ۴-۱- گرمایش و تبخیر گذرا

به‌منظور محاسبه گرمایش گذرا فرض می‌کنیم که فاز گازی شبه پایا است. به این معنی که لایه مرزی اطراف قطره همانند لایه مرزی پایا برای شرایط اندازه قطره، دمای سطح و محیط برابر، مشخصات یکسانی دارد.

فرضیات اساسی که در تبخیر قطره مورد استفاده قرار می‌گیرد:

- قطرات به‌صورت متقارن کرووی باقی می‌مانند.
- خواص ترموفیزیکی گاز و قطرات دما بالا به‌صورت یکنواخت باقی می‌ماند.
- میدان جریان آرام و متقارن محوری است.
- تأثیر گرانش، اتلاف ویسکوز، تغییرات دمایی داخل قطرات صرف‌نظر می‌شود.
- دمای سطح قطرات یکنواخت بوده و با زمان تغییر می‌کند.
- سوخت یک مایع خالص با دمای جوش تعریف شده باشد.

بطور کلی، تبخیر قطرات شامل دو فاز اصلی است: الف) جداسدن مولکول‌های سوخت از سطح قطرات به داخل گازهای اطراف  
ب) نفوذ بخار سوخت از سطح قطرات به داخل محیط گازی

قطره به دمای جوش می‌رسد، نرخ تبخیر به‌طور مستقیم از معادله (۲۴) محاسبه و ترم مربوط به گرم شدن قطره برابر صفر گذاشته می‌شود. به عبارتی همه گرمای منتقل شده به قطره برای تبخیر آن استفاده می‌شود. در حالت تبخیر پایا دمای سطح ثابت باقی می‌ماند که به دمای حباب تر نیز معروف است.

$$0 = hA_d(T_\infty - T_s) + \bar{Q}_a A_d \sigma (T_\infty^4) - \frac{dm_d}{dt} L \quad (24)$$

با توجه به اینکه شعاع به دست آمده در معادله (۲۳) برای یک تک قطره است؛ لذا برای تعمیم آن در اسپری فرض شده که به‌عنوان شعاع متوسط ساتر در نظر گرفته شود.

$$SMD = 2R_d \quad (25)$$

#### ۳-۴- مدل‌های هیدرودینامیکی

مدل‌های هیدرودینامیکی تبخیر قطرات، به مدل نفوذ بخار سوخت از سطح قطره به داخل محیط گازی مربوط می‌شود. این مدل‌ها معمولاً براساس این فرض است که بخار سوخت در مجاورت سطح قطره در وضعیت اشباع است. از این رو، نرخ تبخیر سوخت برابر با نرخ نفوذ سوخت از سطح قطره به محیط گازی است.

به‌منظور در نظر گرفتن تأثیر جابجایی اجباری ایجاد شده در اثر حرکت نسبی قطرات و جریان گاز، از تئوری لایه نازک در فرآیند انتقال جرم و حرارت استفاده می‌شود. براساس تئوری لایه نازک، مفهوم ضخامت لایه برای بیان مقاومت انتقال جرم و حرارت بین جریان هوا و سطح قطره بوجود می‌آید. جریان استفان تولید شده توسط تبخیر قطره می‌تواند روی ضخامت لایه تأثیر داشته باشد [۳]؛ بنابراین تغییر نسبی ضخامت لایه ایجاد شده توسط آن، باید با پارامترهای ضریب تصحیح  $F_T, F_M$  نشان داده شود. مطالعات موجود نشان می‌دهد که تغییرات لحظه‌ای خواص ترموفیزیکی با زمان در لایه، روی فرآیند تبخیر غیر قابل‌اغماض است؛ لذا در این جا، معادله ۴۰ به‌عنوان دمای مرجع در محاسبات پارامترهای ترموفیزیکی لایه، مورد استفاده قرار می‌گیرد که در آن  $A_T$  پارامتر متوسط و مقدار آن برابر با  $\frac{1}{3}$  است، به عبارتی قانون یک‌سوم نیز نامیده می‌شود. در معادلات فوق ضریب انتقال جرم و حرارت با استفاده از اعداد شروود و ناسلت به دست می‌آیند [۲۵]:

گرمای موجود برای گرم کردن قطره، از اختلاف بین  $Q_t$  و  $Q_e$  به دست می‌آید که برابر است با  $Q_L$ :

$$\frac{dQ}{dt} = Q_L = Q_t - Q_e \quad (15)$$

$$Q_t = hA_d(T_\infty - T_s) + \bar{Q}_a A_d \sigma (T_\infty^4) \quad (16)$$

$$Q_e = \frac{dm_d}{dt} L \quad (17)$$

$$Q = m_d C_p (T_s - T_0) \quad (18)$$

با جاگذاری معادلات فوق:

$$m_d C_p \frac{dT_d}{dt} = hA_d(T_\infty - T_s) + \bar{Q}_a A_d \sigma (T_\infty^4) - \frac{dm_d}{dt} L \quad (19)$$

$$h = \frac{Nuk}{d} \quad (20)$$

ترم سمت چپ، انرژی لازم برای گرم کردن قطره را بیان می‌کند، اولین ترم در سمت راست، بیان‌کننده نرخ انتقال حرارت به قطره توسط مکانیزم همرفت است، ترم دوم نرخ انتقال حرارت توسط مکانیزم تشعشع است و ترم آخر، بیان‌کننده حرارت لازم برای تبخیر جرم ترک‌کننده قطره است.  $\frac{dm_p}{dt}$  نرخ تبخیر مایع از سطح قطره است که با توجه به معادله بقای جرم به دست می‌آید.

معادله بقای جرم:

$$\dot{m}_d = \pi \bar{\rho}_g \bar{D}_g d Sh^* \ln(1 + B_M) \quad (21)$$

که در آن  $\bar{D}_g$  نفوذ جرمی بخار مایع در هوا است که برای تمام سوخت‌ها با فشار رابطه عکس و با دما رابطه مستقیم دارد.

دقت داشته باشید که تا زمانی که دمای قطره از دمای جوش کمتر است، نرخ تبخیر از طریق تغییرات غلظت و با معادله (۲۲) محاسبه و با استفاده از همین معادله قطر قطره و از معادله انرژی دمای قطره محاسبه می‌شود که به این حالت گرمایش گذرای قطره گفته می‌شود.

$$\frac{dm_d}{dt} = -\dot{m}_d \quad (22)$$

$$\frac{dR_d}{dt} = -\frac{\dot{m}_d}{4\pi\rho R_d^2} \quad (23)$$

#### ۴-۲- تبخیر پایا

در صورتی که دمای قطره به دمای جوش آن می‌رسد، مقدار گرمای تبخیر نزدیک صفر شده و مقدار نرخ تبخیر جرم برابر بینهایت می‌شود، بطوریکه مشکلات عددی بر سر حل معادلات به وجود می‌آید. برای رفع این مشکلات، وقتی دمای



$$Y_{Fs} = x_{Fs} W_F / \sum_i x_i W_i \quad (۳۶)$$

در آن کسر مولی بخار سوخت در سطح قطره با استفاده از فشار بخار اشباع در سطح قطره و یا معادله کلایزیوس کلایپیرون ارزیابی می‌شود:

$$x_{Fs} = P_{Fs} / P \quad (۳۷)$$

$$P_{Fs} = \exp\left(A - \frac{B}{T_s - C}\right) \quad (۳۸)$$

در اینجا اشاره می‌کنیم که همه خواص استفاده شده در محاسبات فوق از جمله  $\mu_g, D_g, C_{pg}, k_g, \rho_g, C_{pF}$ ،  $Sc = \frac{\mu_g}{\rho_g D_g}$ ،  $Pr = \frac{C_{pg} \mu_g}{k_g}$  و  $Le = \frac{Sc}{Pr}$  براساس شرایط مرجع در فیلم گازی به دست آمده است که توسط معادله ۴۰ داده شده و در شکل ۴ نشان داده شده است؛ اما عدد رینولدز که با استفاده از دانسیته جریان آزاد  $\rho_\infty$  و ویسکوزیته بخار سوخت در فیلم گازی  $\mu_g$  تعریف می‌شود که بیان‌کننده نسبت نیروی اینرسی به نیروی ویسکوز در قطره است، به صورت رابطه (۳۹-۴۰) بیان می‌شود:

$$Re = \rho_\infty |U_g - V_d| 2R_d / \mu_g \quad (۳۹)$$

$$T_r = T_s + A_r (T_\infty - T_s) \quad (۴۰)$$

$$Y_{F,r} = Y_{Fs} + A_r (Y_{F\infty} - Y_{Fs}) \quad (۴۰)$$

موارد خاصی که در مدل‌های قطرات صرف نظر می‌شود، به‌طور صریح در اینجا بیان می‌شود: زمانی که فشار بخار اشباع با فشار محیط برابر و یا دمای سطح قطره به دمای جوش آن برسد، باعث می‌شود، حرارت وارد شده به قطره منفی شود، زیرا در دمای جوش مقدار گرمای تبخیر برابر صفر شده و مقدار نرخ تبخیر جرم برابر بینهایت می‌شود؛ در نتیجه در این حالت ترم زمانی در معادله انرژی صفر شده و هیچ حرارتی به داخل قطره منتقل نمی‌شود، بنابراین همه حرارت منتقل شده از محیط گازی به قطره صرف تبخیر قطره می‌شود.

ضریب جذب مؤثر تشعشع نیز، تابعی از دمای محیط بوده و رابطه آن با استفاده از داده‌های تجربی و برازش آن‌ها به صورت ذیل به دست آمده است [۲۲، ۲۱] ضرایب  $a$  و  $b$  نیز برای  $N = 2$  or  $4$  محاسبه می‌شوند:

$$\bar{Q}_a = a \cdot (R_d)^b \quad (۴۱)$$

$$a = \sum_{i=0}^N a_i \left(\frac{\theta_R}{1000}\right)^i$$

$$b = \sum_{i=0}^N b_i \left(\frac{\theta_R}{1000}\right)^i \quad (۴۲)$$

$$Sh \equiv \frac{2R_d h}{D_g} = Sh^* \frac{\ln(1 + B_M)}{B_M} = \left(2 + \frac{Sh_0 - 2}{FM}\right) \frac{\ln(1 + B_M)}{B_M} \quad (۲۶)$$

$$Nu \equiv \frac{2R_d h}{k_g} = Nu^* \frac{\ln(1 + B_T)}{B_T} = \left(2 + \frac{Nu_0 - 2}{FT}\right) \frac{\ln(1 + B_T)}{B_T} \quad (۲۷)$$

که در اینجا  $Sh_0$  و  $Nu_0$  به ترتیب، اعداد شروود و ناسلت مربوط به قطرات غیر تبخیری و یا به عبارتی بدون جریان استغاف است.

$$Sh_0 = 1 + (1 + Re Sc)^{1/3} \max(1, Re^{0.077}) \quad (۲۸)$$

$$Nu_0 = 1 + (1 + Re Pr)^{1/3} \max(1, Re^{0.077}) \quad (۲۹)$$

در حالیکه اعداد  $Sh^*$  و  $Nu^*$  بیان‌کننده اعداد شروود و ناسلت اصلاح شده و اثر جریان استغاف می‌باشند. زیرنویس  $T$  و  $M$  به ترتیب، به انتقال حرارت و جرم اشاره می‌کند. برای یک قطره غیر تبخیری، ضخامت لایه‌های حرارتی  $\delta_T$  و جرمی  $\delta_M$  به صورت رابطه (۳۰-۳۱) محاسبه می‌شود:

$$\delta_{M0} = \frac{2R_d}{Sh_0 - 2} \quad (۳۰)$$

$$\delta_{T0} = \frac{2R_d}{Nu_0 - 2} \quad (۳۱)$$

در مواردی که اثر جریان استغاف وجود ندارد، ضریب تصحیح برای هر دو ضخامت حرارتی و جرمی به یک تبدیل می‌شود،  $FT = \delta_T / \delta_{T0} = 1$  و  $FM = \delta_M / \delta_{M0} = 1$  در نتیجه اعداد اصلاح شده  $Sh^*$  و  $Nu^*$  به ترتیب به  $Sh_0$  و  $Nu_0$  کاهش می‌یابد. ضریب تصحیح ضخامت لایه با استفاده از عدد انتقال جرم و حرارت اسپالدینگ به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$F(B_{M,T}) = (1 + B_{M,T})^{0.7} \frac{\ln(1 + B_{M,T})}{B_{M,T}} \quad (۳۲)$$

که در آن

$$B_M = \frac{Y_{Fs} - Y_{F\infty}}{1 - Y_{Fs}} \quad (۳۳)$$

$$B_T = (1 + B_M)^0 - 1 \quad (۳۴)$$

$$\phi = \left(\frac{\bar{C}_{pF}}{\bar{C}_{pg}}\right) \left(\frac{Sh^*}{Nu^*}\right) \frac{1}{Le} \quad (۳۵)$$

در اینجا لازم است که عدد انتقال حرارت اسپالدینگ به صورت روش تکراری محاسبه شود. در معادله مربوط به عدد انتقال جرم اسپالدینگ، کسر جرمی بخار سوخت در سطح قطره به صورت رابطه (۳۶) به دست می‌آید:

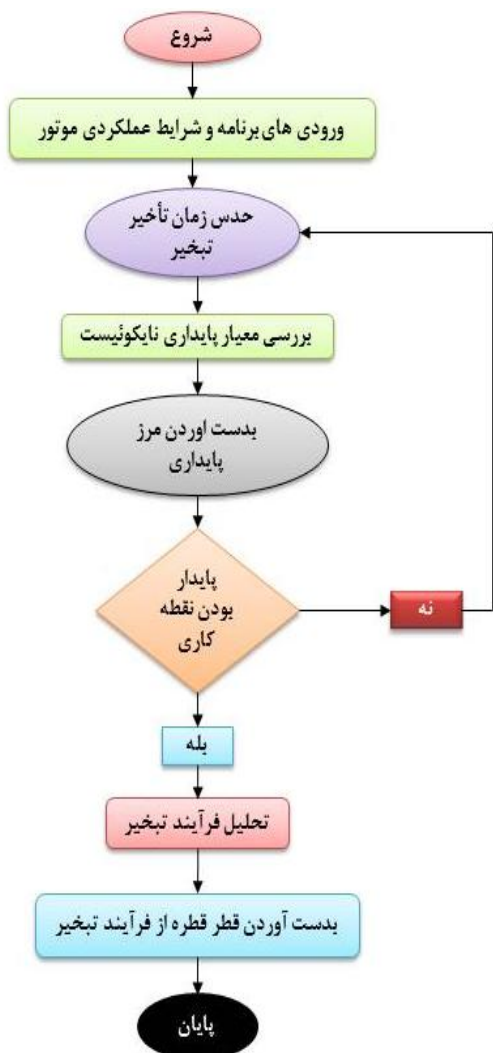
جدول ۳- ضرایب تجربی مورد استفاده در معادله ۴۱ [۲۲]

ضرایب	بنزین	تری‌متیل پنتان
$a_0$	۰/۰۵۲۲	۰/۰۲۵۹
$a_1$	-۰/۰۲۰۸۹	-۰/۰۱۰۴
$a_2$	۰/۰۰۲۷۱	۰/۰۰۱۲۹
$b_0$	۰/۵۷۵۴۰۵	۰/۶۲۰۳۸
$b_1$	۰/۰۸۱۶۳	۰/۱۱۲۲۵
$b_2$	-۰/۰۰۸۳	-۰/۰۱۵۷۱

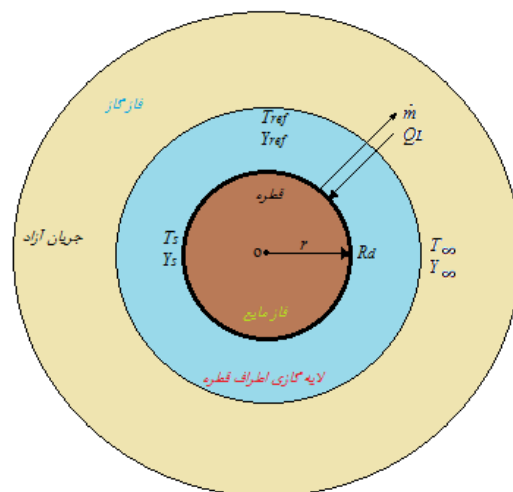
برای نمونه ضرایب به دست آمده برای بنزین<sup>۱</sup> و تری‌متیل-پنتان<sup>۲</sup> در محدوده شعاع قطره ۲ تا ۲۰۰ میکرون و دمای محیط بین ۱۰۰۰ تا ۳۰۰۰ کلوین، با فرض  $N = 2$  به صورت جدول ۳ محاسبه شده است.

معادلات ارائه شده با دانستن زمان و مکان پاشش قطره و همچنین مقادیر اولیه، قابلیت محاسبه قطر قطره، دمای قطره، نرخ تبخیر قطره و سرعت قطره در لحظه پاشش دارند. وقتی دمای قطره به دمای جوش می‌رسد، از آنجا که نرخ تبخیر قطره به سمت بینهایت میل می‌نماید، مشکلات عددی در حل معادلات به وجود می‌آید. برای رفع این مشکلات، وقتی دمای قطره به دمای جوش می‌رسد، نرخ تبخیر به‌طور مستقیم از معادله (۲۴) محاسبه می‌شود و ترم مربوط به گرم شدن قطره برابر صفر گذاشته می‌شود. از آنجا که نرخ تبخیر در واقع همواره عدد محدودی است، بنابراین روش مذکور نه تنها از مشکلات عددی جلوگیری می‌کند، بلکه به واقعیت نیز نزدیک تر است.

برای حل معادلات فوق و ترسیم نمودارهای پایداری برنامه کامپیوتری با استفاده از محیط گرافیکی کاربر (GUI)<sup>۳</sup> متلب ایجاد شده است که بتواند محاسبات مربوطه را انجام دهد [۲۳] که روند آن مطابق فلوجارت شکل ۷ است.



شکل ۷- فلوجارت حل مسئله حاضر



شکل ۶- شماتیک یک قطره در حال تبخیر

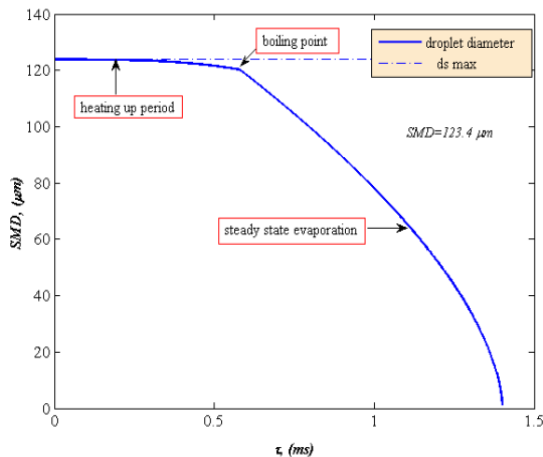
<sup>1</sup> Gasoline

<sup>2</sup> Trimethylpentane

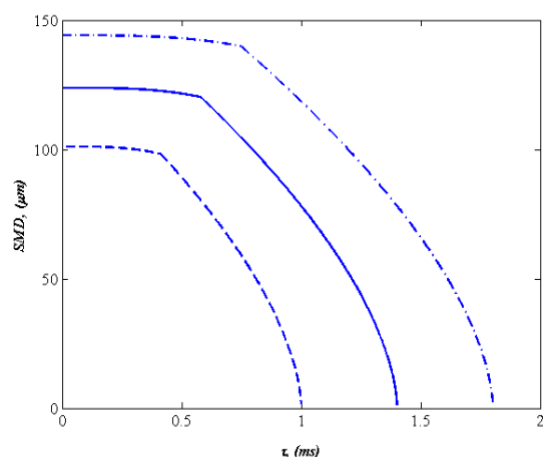
<sup>3</sup> Graphical User Interface

می‌کند و مربوط به حالت گذرا است، دارای شیب کمتر و زمان کمتری است، در مقابل بخش اعظم قطره تبخیر می‌شود که ناشی از انتقال حرارت است که بیان‌کننده حالت پایا است و زمان بیشتری را نیز به خود اختصاص داده است.

در شکل ۹ اثر اندازه قطره بر زمان تبخیر نشان داده شده است، همان‌طور که مشاهده می‌شود، با افزایش قطر قطره زمان تبخیر نیز افزایش یافته است؛ لذا با توجه به اینکه افزایش زمان تبخیر ناحیه پایداری را کاهش می‌دهد (با مراجعه به شکل ۵)، می‌توان نتیجه گرفت که افزایش قطر قطره در شرایط عملکردی ثابت، منجر به کاهش ناحیه پایداری خواهد شد.



شکل ۸- تغییرات قطر قطره با زمان



شکل ۹- تأثیر قطر قطره بر زمان تبخیر

## ۵- بحث و ارائه نتایج

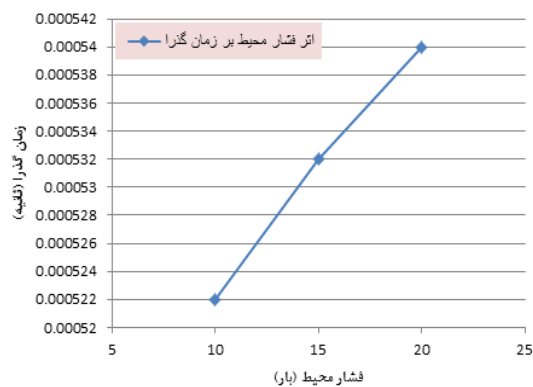
طی این تحقیق با توجه به پارامترهای عملکردی موتور سوخت مایع در محفظه احتراق، ناپایداری احتراق مورد بررسی قرار گرفته و تأخیر زمان مربوط به فرآیند تبخیر به دست می‌آید و بر اساس آن مطابق شکل ۴، منحنی آستانه پایداری ترسیم می‌شود؛ بنابراین شرایط کاری موتور که به صورت یک نقطه مشخص است، پایداری و ناپایدار بودن عملکرد موتور را تعیین خواهد کرد؛ بطوری‌که، اگر نقطه کاری در سمت راست و بالای منحنی آستانه پایداری قرار گرفت، سیستم پایدار خواهد بود و زمانی‌که در سمت چپ و پایین منحنی واقع شد، سیستم ناپایدار خواهد بود.

شکل ۴ متداول‌ترین نمودار پایداری چاگینگ مشاهده شده در موتورهای راکت را نشان می‌دهد. این شکل نشان می‌دهد که نقطه کاری سیستم در سمت راست نمودار است و بیان‌کننده پایداری بودن موتور راکت است. همچنین فرکانس نشان داده شده در آن، فرکانسی است که اگر نقطه کاری، منحنی آستانه پایداری را قطع کند، ناپایداری رخ می‌دهد.

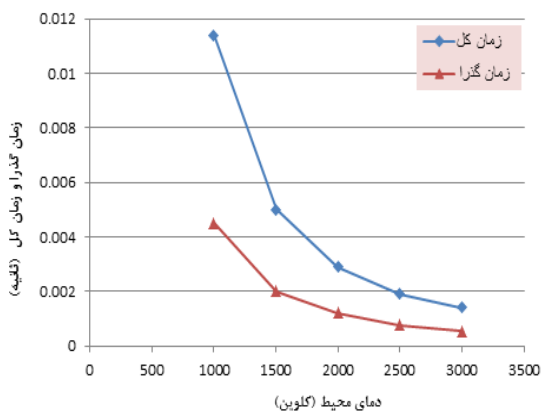
فرآیند تبخیر تک قطره در گازهای با دمای بالا به دو فاز تقسیم می‌شود که شامل، گرمایش گذرا و تبخیر پایا است و تبخیر قطره نیز با استفاده از دو فرآیند انتقال جرم و انتقال حرارت صورت می‌گیرد، از این رو، زمانیکه دمای قطره کمتر از دمای جوش آن باشد، فرآیند انتقال یا نفوذ جرم که با توجه به تغییرات غلظت انجام می‌شود، غالب بوده و لذا نرخ تبخیر از رابطه ۲۱ محاسبه می‌شود. شایان ذکر است که در این حالت انتقال حرارت به قطره که از طریق جابجایی و تشعشع است، صرف گرم کردن قطره از دمای اولیه تا دمای جوش می‌شود که این حالت همان فرآیند گذرای مربوط به تبخیر قطره است؛ در حالیکه اگر دمای قطره به دمای جوش برسد، انتقال حرارت غالب شده و قطره از این طریق تبخیر خواهد شد، در نتیجه نرخ تبخیر به‌طور مستقیم از رابطه ۲۴ محاسبه می‌شود. باید دقت داشت که با داشتن نرخ تبخیر و با استفاده از بقای جرم سطح قطره، می‌توان قطر قطره‌ای را محاسبه کرد که در زمان تبخیر مورد نظر وجود دارد؛ بنابراین نمودار تغییرات قطر قطره یا تاریخچه آن در طی زمان تبخیر در شکل ۸ نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، بخشی از قطره که ناشی از انتقال جرم پسروی

مختلف رسم شده است. فشار از ۱۰ تا ۲۰ بار متغیر بوده و مشاهده می‌شود که با افزایش فشار، زمان گرمایش نیز افزایش می‌یابد. در فشار بالا دمای حباب تر یا دمای جوش بالاست؛ بنابراین زمان مورد نیاز برای رسیدن به آن دما نیز بالا است. می‌توان نتیجه گرفت که چنانچه فشار کل افزایش یابد، دمای تبخیر افزایش یافته و زمان مورد نیاز برای رسیدن به حالت پایا افزایش خواهد یافت.

شکل ۱۳ نمودار زمان گذرا و زمان کل را در برابر دما نشان داده است. مشاهده می‌شود که چنانچه دمای محیط افزایش یابد، زمان گذرا و زمان تبخیر کل کاهش می‌یابد. می‌توان نتیجه گرفت که چنانچه دمای محیط افزایش یابد، نیروی (انرژی) جنبشی فاز گاز افزایش می‌یابد؛ بنابراین نرخ انتقال حرارت از گاز اطراف به قطره مایع افزایش یافته به طوری که سبب کاهش گرمایش گذرا و زمان تبخیر می‌شود.

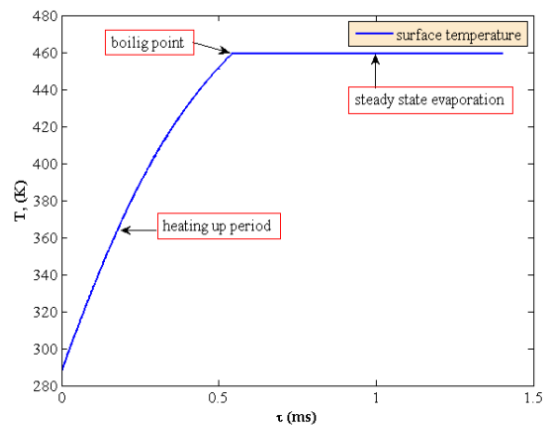


شکل ۱۲- تأثیر فشار محیط بر زمان تبخیر گذرا

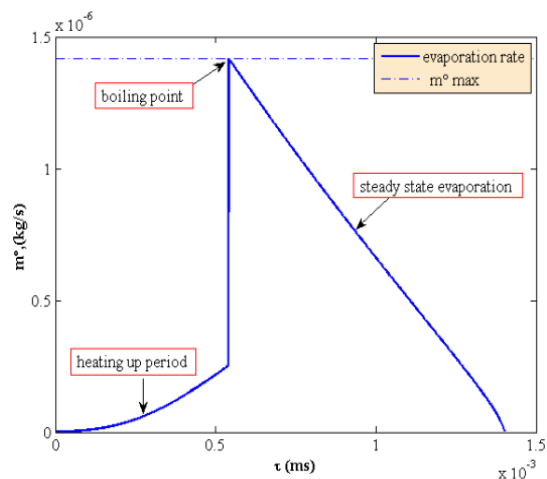


شکل ۱۳- تأثیر دمای محیط بر زمان گذرا و زمان کل تبخیر

در شکل ۱۰ تغییرات دمایی مربوط به قطره داده شده است. همان‌طور که می‌بینید، دمای قطره در طی زمان گذرا به دمای جوش یا دمای حباب تر خود رسیده و پس از آن در مقدار ثابت باقی مانده است. در فاز اولیه، از مقدار گرمای جذب شده در قطره بیشتر از تبخیر، برای افزایش دمای قطره مورد استفاده قرار می‌گیرد که مدت زمان این مرحله، به دمای گاز و فشار بستگی دارد. با این حال، گرمایش حالت پایا، بیشترین زمان فرآیند تبخیر را در بر می‌گیرد. در شکل ۱۱ نیز، تغییرات نرخ تبخیر با زمان نشان داده شده است.



شکل ۱۰- تغییرات دمای قطره با زمان



شکل ۱۱- تغییرات نرخ تبخیر قطره با زمان

اثر فشار و دمای محیط بر زمان تبخیر نیز بررسی شده است. در شکل ۱۲، زمان گذرا به‌عنوان تابعی از فشار محیط

### ۶- نتیجه گیری

طی این پژوهش قطر قطره‌ای به دست آمده است که با توجه با پارامترهای عملکردی محفظه احتراق و خواص ترموفیزیکی سوخت می‌تواند پایداری احتراق را تضمین کند. همان‌طور که مشاهده شد، قطر قطره‌ای که در زمان تبخیر ۱/۴ میلی‌ثانیه به دست آمد، برابر با ۱۲۳/۴ میکرون است. با افزایش قطر قطره ناحیه پایداری کاهش می‌یابد؛ زیرا زمان تبخیر مربوط به آن افزایش پیدا می‌کند. چنانچه قبلاً نشان داده شد، افزایش زمان تبخیر منجر به کاهش ناحیه پایداری می‌شود. به عبارت دیگر ابتدا زمان تبخیری به دست آمده که به ازای آن سیستم پایدار است و با توجه به این زمان و استفاده از مدل تبخیر قطره ITC، قطر قطره محاسبه شده است؛ بنابراین برای دستیابی به قطر قطره فوق، باید انژکتوری طراحی شود که بتواند قطر متوسطی کمتر از قطر به دست آمده را ایجاد کند.

### ۷- فهرست علائم

عدد پرانتل	$Pr$	
ضریب جذب مؤثر تشعشع	$Q_a$	
ثابت گاز ( $\text{kJkg}^{-1}\text{k}$ )	$R$	
شعاع قطره ( $m$ )	$R_d$	
عدد رینولدز	$Re$	
پارامتر مختلط لاپلاس	$s$	
عدد اشمیت	$Sc$	
عدد شرود	$Sh$	
زمان ( $sec$ )	$t$	
دما ( $K$ )	$T$	
سرعت ( $\text{ms}^{-1}$ )	$V_d$	
کسر مولی	$x_F$	
	<b>علائم یونانی</b>	
زمان اقامت گاز ( $s$ )	$\theta_g$	
دمای محیط ( $k$ )	$\theta_R$	
لزجت دینامیکی ( $\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$ )	$\mu$	
چگالی ( $\text{kgm}^{-3}$ )	$\rho$	
ثابت استفان بولتزمن	$\sigma$	
تأخیر زمان تبخیر ( $s$ )	$\bar{\tau}_T$	
فرکانس زاویه‌ای	$\omega$	
	<b>بالانویس‌ها</b>	
نوسانی	'	
متوسط یا میانگین	-	
اصلاح‌شده (در اعداد بی‌بعد)	*	
	<b>زیرنویس‌ها</b>	
نقطه جوش	$b$	
محفظه احتراق	$C$	
قطره	$d$	
سوخت	$F$	
بخار سوخت	$Fv$	
گاز	$g$	
اکسیدایزر	$o$	
مرجع	$r$	
سطح قطره	$s$	
محیط دور از سطح قطره	$\infty$	
		مساحت سطح قطره ( $m^2$ )
		عدد انتقال جرم اسپالدینگ
		عدد انتقال حرارت
		ظرفیت گرمای ویژه قطره ( $\text{kJkg}^{-1}\text{k}$ )
		سرعت مشخصه ( $\text{ms}^{-1}$ )
		ضریب نفوذ ( $m^2s$ )
		قطر قطره ( $m$ )
		ضریب تصحیح ضخامت لایه جرمی
		ضریب تصحیح ضخامت لایه حرارتی
		ادمیتانس انژکتور
		ضریب انتقال حرارت ( $\text{wm}^{-2}\text{k}$ )
		گرمای نهان تبخیر ( $\text{kJkg}^{-1}$ )
		عدد لوئیس
		دبی جرمی ( $\text{kgs}^{-1}$ )
		جرم پیشران پاشیده شده
		نسبت اختلاط
		عدد ناسلت
		فشار ( $\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$ )
		$A_p$
		$B_M$
		$B_T$
		$C_p$
		$c^*$
		$D_g$
		$d_p$
		$FM$
		$FT$
		$G$
		$h$
		$L$
		$Le$
		$\dot{m}_b$
		$M_g$
		$MR$
		$Nur$
		$Pr$

## ۸- ضمایم

خواص ترموفیزیکی سوخت‌های هیدروکربنی JP5 ، JP4 ، nHeptane [۲۴]

دانسیتته:

$$\rho_F = \rho_{F,288k} [1 - 1.8c_{ex}(T - 288.6) - 0.09(T - 288.6)^2 / (T_{crit} - 288.6)^2] [kg/m^3] \quad (پ-۱)$$

گرمای ویژه بخار سوخت:

$$c_{p,Fv} = (0.363 + 0.000467T_r)(5 - 0.001\rho_{F,288k}) [kj/kgk] \quad (پ-۲)$$

گرمای ویژه سوخت:

$$c_{p,F} = (0.76 + 0.00335T_{drop})(0.001\rho_F)^{0.5} [kj/kgk] \quad (پ-۳)$$

$$c_{p,F} = 94.626 + 5.860997Ts - 1.982310^{-3}Ts^2 - 6.8869910^{-8}Ts^3 - 1.93795210^{-10}Ts^4 [j/kgk] \quad (پ-۴)$$

ضریب هدایت حرارتی بخار سوخت:

$$n = 2 - 0.0372(T_r/T_{bn})^2 \quad (پ-۵)$$

$$k_{Fv} = 10^{-6}[13.2 - 0.0313(T_{bn} - 273)](T_r/273)^n [w/m.k] \quad (پ-۶)$$

گرمای نهان تبخیر:

$$L = L_{T_{bn}}(T_{crit} - T_s/T_{crit} - T_{bn})^{0.38} [kj/kg] \quad (پ-۷)$$

## ۹- مراجع

- [10] Bertoli C, Migliaccio M (1999) A finite conductivity model for diesel spray evaporation and computations, *Int J Heat Fluid Flow* 20: 552-561.
- [11] Rensizbulut M, Yuen MC (1983) Experimental study of droplet evaporation in a high temperature air stream. *ASME J Heat Transfer* 105: 384-388.
- [12] Zeng Y, Lee CF (2002) A preferential vaporization model for multicomponent droplets and sprays. *Atomization Sprays*.
- [13] Wakil MM, Uyehara OA, Myers PS (1954) A theoretical investigation of the heating-up period of injected fuel droplets vaporizing in air. *NACA Technical Note* 3179.
- [14] Reitz RD (1987) Modelling atomisation process in high-pressure vaporizing spray, *atomisation and spray technology* 3: 309-337.
- [15] Harrje DT, Reardon FH (1972) Liquid propellant rocket combustion instability. *NASA, NASA SP-194, Washington, DC*.
- [16] Ogata K (2002) *Modern control engineering*. 4th edn. Prentice-Hall, Inc., Upper Saddle River, NJ.
- [17] Natanzon MS (1999) *Combustion instability*. Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA 222, Reston, VA.
- [18] Bellen A, Zennaro M, Golub GH, Schwab C, Light WA, Süli E (2003) *Numerical methods for delay differential equations*. Clarendon Press, Oxford.
- [19] Lefebvre AH (1989) *Atomization and sprays*. Hemisphere, Washington, DC.
- [1] Fang J (1984) Application of combustion time lag theory to combustion stability analysis of liquid and gaseous propellant rocket engines. *AIAA Paper*.
- [2] Crocco L, Cheng SI (1956) *Theory of combustion instability in liquid propellant rocket motors*. Butterworths Publications Ltd, London.
- [3] Wenzel LM, Szuch J (1965) Analysis of chugging in liquid-bipropellant rocket engines using propellants with different vaporizations rates. *NASA TN D-3080*.
- [4] Heidmann MF, Sokolowski DE, Diehl LA (1967) Study of chugging instability with liquid-oxygen and gaseous- hydrogen combustors. *NASA TND-4005*.
- [5] Wood DJ, Dorsch R (1967) Effect of propellant feed system coupling and hydraulic parameters on analysis of chugging. *NASA TN D-3896*.
- [6] Kahn DR (1975) Orbital maneuvering engine-feed system coupled stability investigation. *NASA CR-150944*.
- [7] Lim KC, George PE (1987) Combustion stability analysis of preburners during engine shutdown. *AIAA Paper*.
- [8] Ordonneau G (2000) Analysis and modeling of VULCAIN engine shutdown transient chugging. *ONERA TP*.
- [9] Abramzon B, Sirignano WA (1989) Droplet vaporization model for spray combustion calculations. *Int J Heat Mass Trans* 32(9): 1605-1618.

- [24] Yaws CL (1999) Chemical properties handbook. McGraw-Hill, New York.
- [25] Yin C (2015) Modelling of heating and evaporation of n-Heptane droplets: Towards a generic model for fuel droplet/particle conversion. Department of Energy Technology, Aalborg University, 9220 Aalborg East, Denmark, ScienceDirect 64-73.
- [26] Ramezani AR (2013) Determine the range of stability of low frequency, combustion chamber of liquid rocket engines in terms of performance of thrust change. Iranian Combustion Institute 6(2). (In Persian)
- [20] Sirignano WA (1999) Fluid dynamics and transport of droplets and sprays. Cambridge, Cambridge University Press.
- [21] Dombrovsky LA, Sazhin SS, Sazhina EM, Feng G, Heikal MR, Bardsley MEA, Mikhalovsky SV (2001) Heating and evaporation of semi-transparent diesel fuel droplets in the presence of thermal radiation. Fuel 80(11): 1535-1544.
- [22] Sazhin SS, Abdelghaffar WA, Sazhina EM, Mikhalovsky SV, Meikle ST, Bai C (2004) Radiative heating of semi-transparent diesel fuel droplets. ASME J Heat Trans 126: 105-109.
- [23] "MATLAB®," The Mathworks, Inc., 1984-2009.