# مطالعه عددی راندمان احتراق و افت فشار کل در احتراق مافوق صوت

سیدسعید نبوی	دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران، amt582000@yahoo.com
امیرمهدی تحسینی*	n_tahsini@iust.ac.ir استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران، n_tahsini

#### چکیدہ

مطالعهای عددی برای بررسی پدیده احتراق در محفظه احتراق موتور اسکرمجت همراه با تزریق سوخت از یک گوهی با زوایای مختلف (۱۱، ۱۲، ۱۷ و ۲۰ درجه) انجام شد. در این محفظه احتراق، هوا با عدد ماخ ۲ و سوخت هیدروژن با عدد ماخ نزدیک ۱ وارد میشوند. میدان جریان آشفته مورد نظر توسط معادلات میانگین گیری شده ناویر-استوکس (RANS) در حالت پایا شبیهسازی شد. در این شبیهسازی از مدل آشفتگی Realizable برای مدلسازی آشفتگی و از مدل نرخ محدود/ اضمحلال گردابه برای مدلسازی احتراق استفاده شد. مقایسهای نیز بین نتایج روش عددی و نتایج روش تجربی انجام شد که دقت و قابلیت شبکه محاسباتی و روش عددی را برای مطالعه جریان مذکور نشان داد. نتیجه حاصله این بود که با افزایش زاویه گوه، بازده احتراق از نزدیک ۶۳ درصد تا ۶۷ درصد افزایش مییابد اما در طرف دیگر با افزایش زاویه، امواج ضربهای تقویت میشوند و افت فشار کل نیز بیشتر میشود. بدین ترتیب برای داشتن حالت بهینه برای تولید نیروی رانش، باید مصالحهای بین راندمان احتراق و افت فشار کل توسط طراح انجام بگیرد.

واژههای کلیدی: محفظه احتراق، اسکرمجت، گوه، بازده احتراق، مافوق صوت.

# Numerical Study of Combustion Efficiency and Pressure Loss in Supersonic Combustion

S. S. Nabavi

A. M. Tahsini

a

School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

#### Abstract

A numerical study on combustion phenomenon in a scramjet combustion chamber with fuel injection from different wedge angles (11, 12, 17 and 20 degrees) was done. In this combustion chamber, the Mach numbers of inflow air and hydrogen fuel are 2 and 1 respectively. The considered turbulent flow field was simulated by RANS equations in steady state form. In the present simulations, a realizable  $k - \varepsilon$  turbulence model was selected for turbulence simulation and also finite-rate/eddy-dissipation model was used for combustion simulation. A comparison was done between numerical and experimental results and accuracy of numerical method verified. These simulations were performed in Ansys Fluent commercial software. Results showed that with increase of wedge angle, the combustion efficiency rises from 63 to 67 percent. On the other hand, an increase in wedge angle results in stronger shock waves and also total pressure loss increases. Therefore, a compromise should be done by designer from both sides to get an efficient thrust.

Keywords: Combustion Chamber, Scramjet, Wedge, Combustion Efficiency, Supersonic.

#### ۱– مقدمه

فرایند تراکم در دهانه ورودی منجر به امواج تراکمی بسیار قوی شده و لذا افت فشار کل جریان ورودی بسیار قابل توجه است. از طرفی افزایش شدید دما در این فرایند نیز راندمان احتراق را کاهش خواهد داد. این دو موضوع باعث پیدایش ایده احتراق مافوق صوت در پروازهای با ماخ بالا شده و در واقع ایده طراحی موتورهای اسکرمجت<sup>۱</sup> (رمجت با احتراق مافوق صوت) مطرح شده و طی دو دهه اخیر فعالیتهای بسیاری جهت عملیاتی شدن این ایده انجام شده است. در این زمینه مساله بازده احتراق از یک سو و کاهش میزان افت فشار کل پژوهشی قابل توجهی است. طراحی یک روش تزریق سوخت موفق برای احتراق در موتور اسکرمجت همواره چالش برانگیز بوده است و دلیل آن هم زمان اقامت کم در محفظه و نیاز به اختلاط سریع سوخت و هوا است. از طرفی کاهش اختلاط ناشی از اثرات تراکمپذیری در

به دلیل نیاز به کاهش سرعت ورودی محفظه احتراق به حدود ۰/۴،

موتورهای رمجت گونهای از موتورهای هواتنفسی هستند که قطعات دوار مانند توربین و کمپرسور در آنها وجود ندارد و لذا به لحاظ ساختاری، موتورهای سادهای هستند. در این موتورها، سرعت بالای حرکت پرتابه باعث افزایش فشار هوای ورودی شده، و هوای پرفشار با می الا که از این سرعت حرکت ناشی شده، وارد محفظه احتراق می شود تا واکنشهای شیمیایی و فرایند آزاد شدن انرژی در محفظه احتراق صورت پذیرفته و نهایتا منجر به تولید نیروی پیشران شود. ضعف موتورهای رمجت این است که در لحظه برخاستن با سرعت پرواز صفر، نیروی تراست صفر است و لذا ابتدا باید بوسیله ای این موتورها به سرعت حداقل لازم جهت تولید نیروی پیشران رسیده و سپس وارد عمل بشوند. این سرعت حداقل سرعتی حدود ماخ ۵/۰ است اگرچه راندمان موتورهای رمجت در حدود ماخ ۳ است. از طرفی امکان افزایش برای موتورهای رمجت در حدود داخ ۳ است. از طرفی امکان افزایش

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Scramjet

<sup>&</sup>lt;sup>®</sup> نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: am\_tahsini@iust.ac.ir تاریخ دریافت: ۱۲/۱۲/۲۴

ماخهای بالا، مانع دیگری در راستای رسیدن به یک طراحی سیستم پاشش موثر بوده است. در طی چندین سال تلاشهایی برای بهبود وضعیت اختلاط و احتراق در موتور اسکرمجت انجام گرفته است که در ادامه به مرور تعدادی از این مطالعات میپردازیم.

ويلاسنور و همكاران [1] براى اولين بار به مطالعه عددى احتراق مافوق صوت به وسیله تعامل مدل آشفتگی و واکنش نرخ محدود پرداختند. جریان مورد مطالعه دراین کار، یک جریان واکنشی تقارن محوری است که به وسیله یک کد مدلسازی شده است. مدل آشفتگی استفاده شده در این مطالعه، مدل تغییر یافته k-ɛ-g برای استفاده در جريان مافوق صوت است. همچنين مدل واكنشى نرخ محدود استفاده شده در این مطالعه از نوع تعادل جزئی ( است. در این مطالعه هیدروژن به طور موازی به درون جریان هوا تزریق می شود .در این مطالعه ابتدا بر اساس یک اعتبار سنجی جریان دو بعدی غیرواکنشی برای تعیین نرخ رشد لایه برشی، مشخص شد که مدل استاندارد آشفتگی k- ε-g بدون لحاظ تصحيح تراكم پذيرى، براى جريان هاى مافوق صوت مناسب نیست. لذا بر اساس یک رابطه تجربی که بر حسب عدد ماخ همرفتی بود، لزجت آشفتگی تصحیح شد. سپس نتایج جریان واکنشی تقارن محوری با نتایج مطالعه عددی ایوان و همکاران [۲] مقایسه شد (حل ایوان و همکاران تاثیرات تراکمپذیری را شامل نمی شد)، و مشخص شد كه نتايج مطالعه حاضر مطابقت خوبي با نتايج تجربي، نسبت به مطالعه ايوان و همكاران دارد.

مطالعه دیگری توسط نورتام و همکاران [۳] انجام شد که در این مطالعه شرایط پرواز با ماخ ۷-۵ به صورت تجربی شبیهسازی شد، که در این شبیهسازی بازده احتراق در جریان با ماخ ۲ با وجود انژکتورهای سطح شیب دار سوئیپ دار و بدون سوئیپ مورد ارزیابی قرار گرفت. نتیجه حاصله این بود که بازده احتراق حاصل شده توسط انژکتورهای سطح شیب دار سوئیپ دار در مقایسه با بازده احتراق انژکتورهای بدون سوئیپ بیشتر است، و دلیل آن هم گردابههای تولید شده توسط انتهای سوئیپ دار انژکتورها و به تبع آن افزایش اختلاط است.

فوجیموری و همکاران [۴] یک مطالعه تجربی دو بعدی درون تونل باد و یک مطالعه عددی به وسیله یک کد دو بعدی تراکم پذیر، انجام دادند. در مطالعه عددی از مدل واکنش یک مرحلهای بازگشتناپذیر برای احتراق هیدروژن-هوا استفاده شد. در این مطالعه یک استرات<sup>7</sup> دو بعدی به شکل گوه به همراه دو صفحه صاف در بالا و پایین آن به عنوان مولد موج ضربهای، در معرض جریان با عدد ماخ ۲۵/۵ قرار گرفت و دمای سکون جریان هوا ۸۰۰–۵۵۰ کلوین بود. همچنین گوه دارای یک تورفتگی در قسمت پشت خود بود که هیدروژن از یک شکاف درون آن تورفتگی تزریق میشد. در این مطالعه دیده شد که با ایجاد امواج ضربهای، این امکان ایجاد میشود که منطقهای را برای نگهداری شعله بهوجود آورد که این امر در حالت بدون صفحات مسطح و امواج ضربهای، حداقل در شرایط این مسئله غیر ممکن بود.

تابعجماعت و همکاران [۵] به مطالعه احتراق در جریان مافوق صوت دو بعدی در پشت یک بلوک پرداختند، که سوخت به صورت

موازی از پشت بلوک به درون جریان اصلی تزریق میشد. در این مطالعه فرض شد که یک محفظه پیش حتراق قبل از نازلِ سوخت وجود دارد که پیش احتراق هیدروژن و هوا درون آن اتفاق میافتد. همچنین عدد ماخ جریان بالادست ۱/۵ و دمای آن ۲۹۳ کلوین در نظر گرفته شد. برای این شبیه سازی یک مدل آشفتگی جبری به نام بالدوین –لومکس<sup>3</sup> و همچنین مدل احتراقی نرخ محدود استفاده شد. تایچ مطالعه نشان داد که برای جریان هوای با دمای کم (۲۹۳–۲۶۳)، اشتعال و احتراق در ۷۲مΦ>۲۱ امکان پذیر است. همچنین نتیجه دیگر این بود که پیش احتراق از دو طریق اشتعال را امکان پذیر می کند و واکنش احتراقی را افزایش می دهد، که عبارت است از: افزایش دمای سوخت و تولید رادیکال ها.

در مطالعهای بارله و همکاران [۹] تاثیر دو نوع پیکربندی استرات و سطح شیبدار<sup>4</sup> بر بازده اختلاط و افت فشار کل را مورد ارزیابی قرار دادند. برای انجام این مطالعه از یک کد سه بعدی ناویر-استوکس به نام وولکان<sup>4</sup> بهره برده شده است. این کد مشتق شده از کد لارک<sup>۷</sup> است که در مرکز لانگلی ناسا توسعه داده شده است. مدل آشفتگی مورد استفاده برای این محاسبات، مدل ترکیبی ۵–k-۶ است. در واقع این مدل، مدل استاندارد  $\infty$ -۸ در نزدیکی سطوح جامد و مدل استاندارد رینولدز بالای 3-۸ در نقاط دور از سطح است. این مطالعه نشان داد که پیکربندی استرات مشخصات اختلاطی بهتری نسبت به پیکربندی سطح شیبدار در افت فشار کل یکسان دارد.

در پژوهش دیگری که توسط گرلینگر و همکاران [۷] انجام شد از یک استرات بریده بریده^ در وسط محفظه احتراق و بین دو دیواره بالایی و پایینی برای تزریق هیدروژن به جریان مافوق صوت استفاده شد. دلیل ارجحیت این نوع تزریق بر تزریق عرضی در جریان، این است که سیستمهای تزریق عرضی باعث مسدود شدن جریان میشوند و در نتیجه بازگشتناپذیریهایی را به خاطر موج ضربه ای ایجاد میکنند، که نیروی رانش را کاهش میدهد. دلیل دیگر این است که در تزریق از طریق استرات، معمولا تمام سوخت در جهت جریان اصلی تزریق می شود، در نتیجه یک مومنتوم اضافه توسط تزریق سوخت به طور موازی ایجاد می شود که نیروی رانش موتور را افزایش می دهد. به دلیل قابلیت اختلاط محدود در جریانهای موازی و سرعت بالا، از روشهایی برای جبران این محدودیت استفاده می شود که یکی از این روش ها تولید گردابه در جهت جریان است که گرلینگر و همکاران نیز از این روش استفاده کردند. در این مطالعه از کدی به نام تسکام تری دی ٔ استفاده شد که این کد معادلات کامل ناویر-استوکس تراکم پذیر، معادلات آشفتگی و انتقال گونهها را حل میکند. برای مدلسازی احتراق نیز از یک مکانیزم ۲۰ مرحله ای با ۹ گونه شیمیایی، استفاده شد. نتیجهای که از این مطالعه گرفته شد این بود که اکسیژنی که خارج از ناحیه گردابه (نزدیک به دیواره بالایی و پایینی) در دسترس است، ممكن است با سرعت كافي به منطقه احتراق منتقل نشده و محفظه احتراق را بدون شركت در واكنش ترك كند. بنابراين ارتفاع

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Partial Equilibrium

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> Convective Mach number

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup> strut

<sup>&</sup>lt;sup>4</sup> Baldwin-Lomax algebraic eddy viscosity model

<sup>&</sup>lt;sup>5</sup> Ramp

<sup>&</sup>lt;sup>6</sup> VULCAN

<sup>&</sup>lt;sup>7</sup>LARCK

<sup>&</sup>lt;sup>8</sup> lobed strut

<sup>&</sup>lt;sup>9</sup> TASCOM 3D

محفظه باید با ارتفاع گردابهها سازگار باشد یا باید سوخت اضافهای از دیوارهها تزریق شود تا نسبت استوکیومتری مناسب حاصل شود.

هانگ و همکاران [۸] نیز برای افزایش زمان اقامت مخلوط سوخت و هوا از دو نوع شعله نگهدار پلهای و حفرهای برای مطالعه عددی خود استفاده کردند. در این مطالعه معادلات دو بعدی ضمنی و مزدوج<sup>را</sup> میانگین گیری شده ناویر- استوکس، مدل آشفتگی ٤-k استاندارد و مدل واکنشی نرخ محدود همراه با مدل شکست گردابه برای شبیه سازی میدان جریان موتور اسکرمجت به کار گرفته شد. این شبیهسازی در نرم افزار فلوئنت انجام شد و مشاهده شد که ناحیه گردابهای در بالادست انژکتور تزریق سوخت در شعله نگهدار پلهای و ناحیه گردابهای درون حفره میتوانند اختلاط بین سوخت و هوا را بهبود ببخشند، که این امر به نوبه خود باعث افزایش بازده احتراق می شود.

مطالعهای نیز توسط مای و همکاران [۹] انجام شد که یک مطالعه تجربی و عددی برای بررسی تعامل بین موج ضربهای برخوردی و جریان جت عرضی و تاثیر آن بر اختلاط و احتراق در جریان مافوق صوت بود. در این کار از تجهیزات تحلیلی <sup>۲</sup> NO-PLIF و <sup>۲</sup> VIV برای مطالعه تجربی جریان غیرواکنشی، و از یک شبیهسازی سهبعدی واکنشی/غیرواکنشی برای مطالعه عددی استفاده شد. برای انجام مطالعه تجربی از یک تونل باد احتراق مافوق صوت استفاده شد، که عدد ماخ ۲/۵ در آن تثبیت شده بود. برای مطالعه عددی نیز از یک کد بر اساس معادلات تراکمپذیر سه بعدی میانگینگیری شده رینولدز نربهای به پاییندست شکاف تزریق، حتی در صورت دمای سکون کم، ضربهای به پاییندست شکاف تزریق، حتی در صورت دمای برخوردی، نقش مهمی در ورود هوا و افزایش اختلاط در ناحیه گردابهای دارد. همچنین این جریان دایرهای بزرگ، زمان اقامت واکنشدهندهها را در ناحیه فروصوتی افزایش میدهد.

تحسینی [۱۰] مطالعهای را برای تحلیل تاثیر نوسانات فشار هوای ورودی و فشار جت سوخت بر بازده احتراق انجام داد. برای این منظور یک کد دو بعدی جریان ناپایا بر اساس روش حجم محدود توسعه داده شد. نتایج نشان داد که اگر تحریکات بسامدبالا بر فشار ورودی اعمال شود، پاسخ نوسانی میرا میشود؛ اما این موضوع در مورد نوسانات فشار مود، پاسخ نوسانی میرا میشود؛ اما این موضوع در مورد نوسانات فشار میشود، و این مقدار در حالت بدون موج ضربهای قویتر است. همچنین اعمال تحریک بر هر دو جریان، در شرایط غیرهمافاز، تشدیدی قوی را نشان داد. این چنین رفتاری ممکن است باعث ناپایداری احتراق شود و باید در شرایط واقعی مورد تحلیل قرار گیرد.

در مطالعه دیگری تحسینی [۱۱] یک کد دو بعدی بر اساس حجم محدود برای شبیهسازی جریان تراکم پذیرِ واکنشیِ آشفته توسعه داد. در این مطالعه عملکرد ورودیِ مافوق صوت و شرایط ورودی محفظه احتراق بهوسیله چند موج ضربهای مایل، که دارای زاویه انحرافِ جریان یکسان هستند، شبیهسازی شد. در این مطالعه شرایط پروازی در ارتفاع ۳۰ کیلومتر و ماخ پروازی ۷/۵ مد نظر قرار گرفت. مدل احتراقی مورد

استفاده در این مطالعه، مدل واکنشی نرخ محدود بر اساس ۹ گونه شیمیایی و ۱۹ واکنش است. همچنین لزجت آشفتگی نیز با استفاده از مدل اسپالارت-آلماراس محاسبه شد. نتایج نشان داد که نقطه بهینه در حالتی که نسبت فشار جت به ورودی ثابت باشد با حالتی که نسبت همارزی ثابت باشد متفاوت است؛ اما حالت دوم برای انتخاب نقطه طراحی به صورت کمی و کیفی مناسب تر است. در این مطالعه، عدد ماخ ۲/۵ بهترین نقطه برای طراحی ورودی و محفظه احتراق معرفی شد.

همانطور که دیدیم در مطالعات گذشته برای افزایش بازده اختلاط و احتراق از روشهای مختلفی استفاده شده بود که این روشها به شرح ذیل است:

تزریق موازی از استرات، استفاده از شعلهنگهدار گوهای، پلهای و حفرهای، استفاده از پیش احتراق سوخت و هوا، استفاده از موج ضربهای برخوردی و استفاده از نوسان فشار در ورودی و جت سوخت.

نکته مهمی که در اکثر این مطالعات مورد غفلت قرار گرفته بود، توجه به افت فشار کل در استفاده از روشهای مذکور بود. درصورت وجود افت فشار کل زیاد، حتی اگر بازده احتراق بالایی هم داشته باشیم، تولید نیروی رانشِ مناسب برای پرواز ماوراء صوت با مشکل روبرو خواهد شد. لذا در کار حاضر از مدل اسکرمجت مطالعه [۱۲] انجام شده در مرکز هوافضای آلمان (DLR)، برای بررسی اثر زاویه گوه بر بازده احتراق و افت فشار کل، استفاده شده است.

### ۲- روش عددی و معادلات حاکم

جریان شامل اختلاط آشفته سرعت بالا و اضافه شدن حرارت، توسط معادلات سه بعدی میانگین گیری شده ناویر-استوکس و با استفاده از حلگر Ansys-Fluent مدلسازی شده است. این حلگر یک حلگر حجم محدود است. دلیل این که معادلات مذکور برای کار عددی حاضر انتخاب شد این بود که این معادلات اجازه استفاده از شبکه درشت تر را در مقایسه با روشهای عددی دیگر مانند روش شبیه سازی گردابههای بزرگ و روش شبیه سازی عددی مستقیم می دهند [۱۳].

## ۲-۱- مدل آشفتگی

در این مطالعه از مدل  $k - \varepsilon$  Realizable برای شبیه سازی آشفتگی بهره برده شده است. مدل  $k - \varepsilon$  Realizable یکی از مدلهای دو معادله انتقالی اضافی برای محاسبه خواص آشفتگی جریان می باشد. دو متغیر انتقالی در این مدل، انرژی جنبشی آشفتگی (k) و نرخ اتلاف انرژی جنبشی آشفتگی (3) است. در مدل  $k - \varepsilon$  Realizable معادلات انتقال زیر تعیین می شوند [1۴]:

$$\frac{\partial}{\partial x_{j}}(\rho k u_{j}) = \frac{\partial}{\partial x_{j}} \left[ (\mu + \mu_{t}) \frac{\partial k}{\partial x_{j}} \right] + G_{k} + G_{b} - \rho \varepsilon - Y_{M} + S_{k}$$
(1)

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Coupled

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> NO Planar Laser Induced Fluorescence

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup> Particle Imaging Velocimetry

(6)

$$\frac{\partial}{\partial x_{j}}(\rho \varepsilon u_{j}) = \frac{\partial}{\partial x_{j}} \left[ (\mu + \frac{\mu_{t}}{1.2}) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_{j}} \right] + \rho C_{1} S \varepsilon - 1.9 \rho \frac{\varepsilon^{2}}{k + \sqrt{v\varepsilon}} + (\Upsilon)$$

$$.44 \frac{\varepsilon}{k} \tanh \left| \frac{v}{u} \right| G_{b} + S_{\varepsilon}$$

در معادلات بالا  $G_k$  تولید انرژی جنبشی آشفتگی به دلیل گرادیان سرعت متوسط،  $G_b$  تولید انرژی جنبشی آشفتگی ناشی از شناوری و  $M_M$  انبساط نوسانی<sup>(1</sup> در تلاطم تراکمپذیر به نرخ اتلاف کلی میباشد.  $S_a$  و  $S_a$  نیز جملههای چشمه هستند که توسط کاربر تعیین میشوند. همچنین در معادلات انتقال میباشد [۱۴] [۱۵].

$$C_1 = \max\left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5}\right] \tag{(7)}$$

$$I = S \frac{k}{\epsilon}$$
(f)

$$S = \sqrt{2S_{ii}S_{ii}}$$
( $\Delta$ )

## ۲-۲- مدلسازی احتراق

مدل نرخ محدود/اتلاف گردابه<sup>۲</sup> یکی از معمول ترین روشهای مدلسازی احتراق است که بهصورت عمده در کار حاضر استفاده شده است. در این مطالعه ثابت میشود که واکنش یک مرحلهای برای مطالعه پارامتریِ میدان جریان احتراقی مناسب است. در این کار از واکنش یک مرحلهای احتراقِ هیدروژن، بهدلیل قابلیت پیش بینی متغیرهای عملکردی کلی و هزینه محاسباتی کم [۱۶]، استفاده شده است که معادله واکنش آن بهصورت زیر است و به صورت کوپل با سایر معادلات حاکم حل شده است تا میدان جریان و دما محاسبه شود:

$$2H_2 + O_2 \rightarrow 2H_2O$$

در نرمافزار Ansys-Fluen کسر جرمی محلی هر گونه ( <sub>Y</sub> ) با حل معادله بقا برای هر گونه تعیین می شود. این معادله بقا به شکل زیر نوشته می شود [۱۴]:

$$\frac{\partial(\rho u_{j} Y_{i})}{\partial x_{j}} = -\frac{\partial J_{i}}{\partial x_{j}} + R_{i}$$

$$(Y)$$

$$i = 1, 2, 3$$

 $R_i$  نرخ خالص تولید گونه iام توسط واکنش شیمیایی و جمله  $J_i$  شار پخشی گونه iام به دلیل گرادیان دما و غلظت است [۱۴]. در Ansys-Fluent پخش جرمی در جریانهای متلاطم بهصورت زیر مدل می شود:

$$\mathbf{J}_{i} = -(\rho \mathbf{D}_{i,m} + \frac{\mu_{t}}{\mathbf{S}\mathbf{c}_{t}})\frac{\partial \mathbf{Y}_{i}}{\partial \mathbf{x}_{j}} - \mathbf{D}_{\mathrm{T},i}\frac{1}{\mathrm{T}}\frac{\partial \mathrm{T}}{\partial \mathbf{x}_{j}}$$
(A)

که  $Sc_t$  عدد اشمیت آشفته (  $\mu_t/\rho D_t$  که  $\mu_t$  لزجت آشفته و i فریب پخش آشفته است)،  $D_{i,m}$  پخشندگی جرمی برای گونه i خریب پخش آشفته است)،  $D_{i,m}$  پخشندگی جرمی برای گونه V/v و  $D_{T,i}$  پخشدگی گرمایی است. مقدار پیشفرض عدد اشمیت  $D_{T,i}$  است[14].

# ۳- دامنه محاسباتی

دامنه سهبعدی استفاده شده در کار حاضر همانطور که قبلا گفته شد بر اساس محفظه احتراق DLR است و در مطالعه مشابه مرجع [۱۳] استفاده شده است و در مطالعه حاضر برای کاهش هزینه محاسبات و با توجه به تقارن هندسه و جریان در جهت عمق (شرایط جریان در ورودی یکنواخت است و ۱۵ انژکتور در فاصله یکسان از هم قرار گرفتهاند)، از مقطع ۱/۱۵ (یک پانزدهم) آن برای محاسبات بهره برده شده است. این محفظه احتراق دارای ۳۰۰ mm طول و سطح مقطع <sup>2</sup> ۳x۵۰ mm<sup>2</sup> و ۳x۶۲ mm<sup>2</sup> به ترتیب در ورودی و خروجی است. این محفظه در اشکال ۱ الف، ب، ج نشان داده شده است. دیواره بالایی محفظه به اندازه ۳ درجه نسبت به راستای طول دارای زاویه است و نقطه شروع این سطح شیبدار دیواره بالایی، در فاصله ۵۸ mm از ورودی محفظه قرار دارد. یک گوه به عنوان شعلهنگهدار درون محفظه قرار دارد که لبه حمله آن در فاصله ۳۵ mm پایینتر از ورودی هوای احتراق قرار گرفته است. این گوه دارای ۳۲ mm طول است که در کار حاضر با زاویههای ۱۱، ۱۲، ۱۷ و ۲۰ درجه مورد مطالعه قرار گرفته است. هیدروژن توسط سوراخی به قطر ۱/۵ mm از انتهای گوه تزریق مىشود.





شکل ۱– جزئیات هندسه

## ۴- استقلال از شبکه و شرایط مرزی

شبکه با سازمانی شامل سلولهای شش وجهی برای محاسبات گسسته میدان جریان به کار گرفته شده است. در راستای انتخاب شبکه

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Fluctuating Dilatation

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> Finite Rate/Eddy Dissipation

مناسب، ابتدا شبکه درشتی برای گرفتن خصوصیات کلی میدان جریان انتخاب شد. سپس سعی شد بهطور کلی در محل قرارگیری امواج ضربهای، شبکه ریز بشود که بر اساس آن دو نوع شبکه ریزتر تولید شد. همچنین بر اساس مدل آشفتگی انتخابی در نزدیکی دیواره، مقدار ۲۰۰=۲۲ در نزدیکی دیواره گوه در نظر گرفته شد. ریزترین شبکه مورد استفاده در محاسبات نیز در شکل ۲ نشان داده شده است. تمامی کانتورهای نشان داده شده در مطالعه حاضر، از صفحه میانی در راستای عمق محفظه گرفته شده است. از آنجایی که ما قصد مطالعه محفظه احتراق را از نظر پیشرانشی داریم، مشخصات عملکردی محفظه در خروجی برای ما اهمیت دارد؛ لذا پروفیلهای توزیع کسر جرمی هیدروژن، فشار کل و دمای استاتیکی در خط مرکزی صفحه خروجی محفظه، به ترتیب برای ۳ نوع شبکه با تعداد المانهای مختلف در شکل ۳ آورده شده است. بر اساس این شکل دیده می شود که نتایج حاصل از هر سه نوع شبکه در خروجی محفظه، بسیار نزدیک به هم هستند و شبکه نوع سوم، در عین داشتن افزایش تقریبا یکسان تعداد سلول در مقایسه با شبکه نوع دوم، تغییرات کمتری در پروفیل کسر جرمی هیدروژن نسوخته که مستقیما با راندمان احتراق در ارتباط است، دارد. به این ترتیب ریزترین شبکه برای انجام مطالعه انتخاب شد؛ که برای زوایای گوه بزرگتر نیز نیاز به تغییر کمتری دارد.

شرایط ورودی برای هوا و هیدروژن در جدول ۱ آورده شده است. متغیرهای جریان در خروجی محفظه توسط مقادیر داخلی دامنه برونیابی میشوند. شرط لغزش برای دیوارههای بالایی و پایینی و شرط عدم لغزش برای دیواره گوه تنظیم شده است. دیوارهها عایق حرارتی فرض شدهاند. همچنین تابع دیواره استاندارد<sup>۱</sup> در دیوارهها برای مدلسازی توابع آشفتگی انتخاب شده است.



شکل ۲- ریزترین شبکه مورد بررسی

شرط همگرایی در شبیه سازیهای انجام شده، رسیدن باقیمانده در تمام معادلات شامل جرم، ممنتوم، گونهها، و آشفتگی به کمتر از <sup>3-10</sup> بوده است.

جدول ۱- شرایط ورودی هوا و هیدروژن متغیر هوا

هيدروژن	هوا	متغير	نماد
١	٢	عدد ماخ	М
۳۰۰	۵۰۰	دمای استاتیکی (K)	Т
10	))	فشار استاتیکی (Pa)	Р
۱۳۱۸/۳۲	٩٠٠	سرعت محوری (m/s)	U
•	•/٣٣٢	کسر جرمی اکسیژن	$Y_{O2}$
•	۰/۷۳۶	کسر جرمی نیتروژن	$Y_{N2}$
•	•/•٣٢	کسر جرمی آب	$Y_{H2o}$
N	•	کسر جرمی هیدروژن	$Y_{H2}$

## ۵- اعتبارسنجی

در این مطالعه محاسبات عددی به دو قسمت تقسیم شدهاند. در قسمت اول روش عددیِ استفاده شده از طریق بررسی استقلال از شبکه و اعتبارسنجی مورد ارزیابی قرار گرفته است؛ که در بخش اعتبارسنجی، نتایج عددی با نتایج تجربیِ مستخرج از مراجع [۱۲] و [۱۷] مقایسه شده است. در این مقایسه نتایج محاسباتی با نتایج اندازهگیریهای سرعت، فشار و دما قیاس شدهاند.

نتایج عددی فشار استاتیکی در راستای خط مرکزی در mm y=۲۵ و دیواره پایینی در mm در شکل ۴ نشان داده شده است. مقدار بیشینه فشار در x=۱۱۰ mm در راستای خط مرکزی، مقداری کمتر از مقدار تجربی تخمین زده شده است. همچنین منحنی فشار در پاییندست هر دو موقعیت، مقداری به پایینتر در جهت جریان منتقل شده است. دلیل اختلافها ممکن است ناشی از وجود شرط لغزش و در نظر نگرفتن زبری سطح در دیوارهها باشد. همچنین این اختلافها ممکن است بهطور کلی در اثر عدم پیشبینی دقیق الگوی امواج ضربهای توسط محاسبات باشد. توزیع سرعت در دو ایستگاه اندازه گیری در جهت جریان برای جریان واکنشی در شکل ۵ آورده شده است. نتایج عددی، سرعتِ کمتر در نزدیکی گوه و سرعتِ بیشتر در پاییندست را نشان میدهند. با این وجود شکل کلی پروفیلها حفظ شده است و به نظر میرسد در این حد مطابقت، پاسخگوی مطالعه پارامتری حاضر باشد. همچنین توزیع دمای استاتیکی در دو ایستگاه اندازه گیری در جهت جریان در شکل ۶ نشان داده شده است. همانطور که از شکل بر میآید، تطابق بسیار خوبی بین نتایج عددی و تجربی برقرار است. به این ترتیب اثبات میشود که واکنش یک مرحلهای احتراق هیدروژن برای مطالعه حاضر مناسب است.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Standard wall functions



شکل ۳- پروفیلهای (الف) توزیع کسر جرمی هیدروژن (ب) فشار سکون (ج) دمای استاتیکی





شکل ۴- تغییرات فشار استاتیکی در راستای (الف) دیواره پایینی (ب) خط مرکزی محفظه



٣۴

نشربه مهندسی مکلیک دانشگاه تبریز، شماره پیاپی ۱۰۱، جلد ۲۵، شماره ۴، زمستان، ۱۰۴۱، صفحه ۲۹–۲۸ – پژوهشی کامل – سیدسعید نبوی و امپرمهدی تحسینی

(الف)

T (K):



شکل ۵- توزیع سرعت در دو ایستگاه (الف) x=۷۸ mm (ب) مکل ۵- توزیع سرعت در دو ایستگاه (الف)



شکل ۶- توزیع دما در دو ایستگاه (الف) x=۱۲۵ mm (ب) مکل ۶− توزیع دما در دو ایستگاه (الف) x=۲۳۳

# ۶- نتایج و بحث بر روی نتایج ۶-۱- خصوصیات جریان

جریان سرعتبالای درون محفظه احتراق اسکرمجت پیچیده است و شامل چندین موج ضربهای متوالی، تداخل موج ضربهای و لایه برشی، تداخل دو موج ضربهای و تشکیل گردابه است. جریان سرعتبالای هوا با عدد ماخ ۲ با رسیدن به گوه از مسیر محوری منحرف میشود و توسط امواج ضربهای فشرده میشود. این هوا دوباره بعد از عبور از امواج انبساطی به مسیر محوری باز میگردد.

گوه موجود در وسط محفظه چندین وظیفه را به عهده دارد که شامل فشردهسازی هوای ورودی و افزایش دمای آن به منظور اشتعال بهتر، تزریق و توزیع سوخت و همچنین نگهداری شعله میباشد. تشکیل گردابهها را کنترل میکند و بدین طریق بر روی اختلاط و احتراق موثر است. به همین دلیل در این مطالعه به تاثیر زاویه گوه بر روی مشخصات جریان احتراقی، شامل بازده احتراق و افت فشار کل پرداختهایم. شکل ۷ کانتور دمای استاتیکی را برای ۴ حالت زاویه گوه نشان میدهد. در نزدیکی انتهای گوه، واکنش در لایهی نازکی بین منطقه هنوز سوختغنی است، بنابراین دما به مراتب پایین است. در منطقه هنوز سوختغنی است، بنابراین دما به مراتب پایین است. در قسمتهای پایینتر جریان، جت هیدروژن بیشتر درون هوا نفوذ میکند و لایه اختلاط و احتراق در دو طرف جت عریضتر میشود تا جایی که در انتهای محفظه در هر ۴ حالت، بیش از ۶۰ درصد هیدروژن



۳۵





شکل ۸- کانتور عدد ماخ برای گوه الف) ۱۱ ب) ۱۲ ج) ۱۷ د) ۲۰ درجه

شکل ۸ کانتور عدد ماخ را برای هر ۴ حالت زاویه گوه نشان می دهد. طبق شکل ۸ الف، موج ضربهای انعکاسی از دیوارههای بالا و پایین، در نقطه ۲۰۰۳ mm با لایه برشی برخورد می کند. با افزایش زاویه گوه این نقطه برخورد به تدریج عقب تر می رود و به انتهای گوه نزدیک تر می شود. این برخورد، انرژی جنبشی آشفتگی و شدت آشفتگی اضافی را القا می کند که به نوبه ی خود باعث افزایش اختلاط بین هوا و هیدروژن و بهبود احتراق می شود. با عقب رفتن نقطه برخورد بین موج ضربه ای و لایه برشی، زاویه امواج ضربه ای با خط عمود تندتر می شود که خود نشان از افزایش قدرت امواج ضربه ای و افزایش افت فشار کل دارد.

شکل **۹** نیز گردابههای تشکیل شده در پشت گوه را برای هر ۴ حالت زاویه گوه نشان میدهد. این شکل گویای این است که با افزایش زاویه گوه، علاوه بر افزایش اندازه دو گردابه موجود در پشت گوه، در زوایای ۱۷ و ۲۰ درجه، دو گردابهی ثانویه نیز در بین دو گردابه قبلی و جت سوخت ایجاد میشود که این افزایش اندازه و تعداد گردابهها باعث بهبود اختلاط و به تبع آن بهبود احتراق میشود.







$$\eta_{p} = 1 - \frac{\int p_{0\text{outlet}} \rho u dA}{\int p_{0\text{Inlet}} \rho u dA}$$
(9)

بازده احتراق نیز با استفاده از مقدار باقیمانده هیدروژن در خروجی محفظه و توسط رابطه (۱۰) بهدست میآید.

$$\eta_{\rm C} = 1 - \frac{m_{\rm H_2} \text{ Outlet}}{m_{\rm H_2} \text{ Injected}}$$
(1.)

شکل ۱۰ نمودار بازده احتراق و افت فشار کل را بر اساس افزایش زاویه گوه نشان می دهد. طبق این نمودار با افزایش زاویه گوه از ۱۱ تا ۲۰ درجه، افت فشار سکون و بازده احتراق سیر صعودی دارد. همانطور که قبلا گفته شد دلیل افت فشار سکون، قوی تر شدن امواج ضربهای است و نیز علت افزایش بازده احتراق را میتوان از طرفی افزایش بیشتر دما و فشار در پشت امواج ضربهای و مهیا شدن شرایط مناسب تر احتراق، و از طرف دیگر افزایش اندازه و تعداد گردابهها در پشت گوه و افزایش زمان اقامت که منجر به بهبود اختلاط میشود، عنوان کرد. برای داشتن یک محفظه احتراق ایدهآل نیاز به کمترین افت فشار کل و بیشترین بازده احتراق است، اما با وجود اینکه دو مشخصه یاد شده موزمان روند صعودی دارند، لذا طراح باید مصالحهای بین بازده احتراق و افت فشار سکون انجام دهد تا در عین حال که به احتراق به عنوان یک مولفه اصلی در پیشرانش یک محفظه احتراق توجه می کند، افت فشار سکون را هم به عنوان یک شرط محدود کننده در نظر گرفته باشد.

با توجه به اینکه هندسه مطالعه صرفا یک محفظه احتراق است و نازلی برای آن در نظر گرفته نشده است، طراح میتواند با اضافه کردن این المان، میزان نیروی رانش تولیدی در هر زاویه گوه را بررسی کند و بر اساس بیشترین مقدار آن، زاویه بهینه را انتخاب کند.



شکل ۱۰- بازده احتراق و افت فشار کل برای زوایای گوه ۱۱، ۱۲، ۱۷ و ۲۰ درجه











(ა)

شکل ۹- گردابههای تشکیل شده در پشت گوه (الف)۱۱ (ب)۱۲ (ج)۱۷ (د)۲۰ درجه

## ۶-۲- متغیرهای عملکردی

برای جریان در عرض موج ضربهای آنتالپی کل و دمای کل پایسته میماند ولی فشار کل بهدلیل بازگشتناپذیری کاهش مییابد. در

- [5] Tabejamaat S., Ju Y. and Niioka T., Numerical Simulation of Secondary Combustion of Hydrogen Injected from Preburner into Supersonic Airflow, AIAA JOURNAL, Vol. 35, 1997.
- [6] Baurle R. A., Fuller R. P., White J. A., Chen T. H., Gruber M. R.and Nejad A. S., An Investigation of Advanced Fuel Injection Schemes for Scramjet Combustion, *American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.*, 1997.
- [7] Gerlinger P., Stoll P., Kindler M., Schneider F. and Aigner, M., Numerical investigation of mixing and combustion enhancement in supersonic combustors by strut induced streamwise vorticity, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 12, p. 159–168, 2008.
- [8] Huang W., Pourkashanian M., Ma L., Ingham D. B., Luo S. B. and Wang Z. G., Investigation on the flameholding mechanisms in supersonic flows: backward-facing step and cavity flameholder, *Journal of Visualization*, Vol. 14, p. 63– 74, 2010.
- [9] Mai T., Sakimitsu Y., Nakamura H., Ogami Y., Kudo T.and Kobayashi H., Effect of the incident shock wave interacting with transversal jet flow on the mixing and combustion, *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 33, p. 2335– 2342, 2011.
- [10] Tahsini A. M., The Effects of Pressure Fluctuations on the Hydrogen Jet Combustion in a Supersonic Cross Flow, *Heat and Mass Transfer Research Journal*, Vol. 2, 2018.
- [11] Tahsini A., Combustion efficiency and pressure loss balance for the supersonic combustor, *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 234, pp. 1149 - 1156, 2019.
- [12] Waidmann W., Alff F., Brummund U., Bohm M., Clauss W.and Oschwald M., Experimental Investigation of Combustion Process in a Supersonic Combustion Ramjet (SCRAMJET), 1994.
- [13] Aravind S. and Kumar R., Supersonic combustion of hydrogen using an improved strut injection scheme, *International journal of hydrogen energy*, Vol. 44, pp. 6257-6270, 2019.

[15] ANSYS FLUENT Theory Guide, ANSYS, Inc., 2011.

- [16] Choubey G.and Pandey K., Effect of variation of angle of attack on the performance of two-strut scramjet combustor, *International journal of hydrogen energy*, Vol. xxx, pp. 1-16, 2016.
- [17] Oevermann M., Numerical investigation of turbulent hydrogen combustion in a SCRAMJET using flamelet modeling, *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol. 4, p. 463–480, 2000.

۷- نتیجهگیری

نشريه

دانشگاه

يبريز.

شماره پیاپی

÷

70,

شماره

زمستان،

صفحا

52

7.1-

– پژوهشی

کامل

نبوى و اميرمهدى

Т

در این مطالعه، جریان و پدیده احتراق در محفظه احتراق موتور اسکرمجت همراه با گوهای در وسط آن به عنوان شعلهنگهدار با زاویههای ۱۱، ۱۲، ۱۷ و ۲۰ درجه، بهصورت عددی مورد مطالعه قرار گرفت. مدل آشفتگی  $k-\varepsilon$  Realizable گرفت. مدل آ نرخ محدود/شکست گردابه با واکنش یک مرحلهای هیدروژن برای توصيف ميدان جريان ماقوق صوت استفاده شد و مشاهده شد كه با افزایش زاویه گوه، بازده احتراق افزایش می یابد؛ که دلیل آن افزایش بیشتر دما و فشار استاتیکی در پشت امواج ضربه ای و همچنین افزایش اندازه و تعداد گردابهها و بیشتر شدن زمان اقامت، عنوان شد. اما در طرف دیگر با افزایش زاویه گوه، زاویه امواج ضربهای تشکیل شده با خط عمود تندتر می شود و این امواج تقویت می شوند و فشار کل همواره بیشتر افت می کند. برای داشتن یک محفظه احتراق ایدهآل نياز به بيشترين بازده احتراق و كمترين افت فشار كل است. بدين ترتیب برای رسیدن به حالت بهینه برای تولید نیروی رانش باید مصالحهای بین راندمان احتراق و افت فشار کل انجام بگیرد؛ که برای این کار، قرار دادن یک نازل در انتهای محفظه و بررسی مقدار نیروی رانش تولیدی در هر زاویه گوه پیشنهاد شد.

۸– نمادها

انرژی جنبشی آشفتگی

- p فشار (Pa)
- دما (K)
- uj مولفه j سرعت (m/s)
- j کسر جرمی گونه شیمیایی ز
- e نرخ اتلاف انرژی جنبشی آشفته
  - µ لزجت سيال
  - µt لزجت آشفته
  - (kg/m³) چگالی r

#### ۹- مراجع

- [1] Villasenor R., Ghent J.-Y.and Pitzt R. W., Modeling Ideally Expanded Supersonic Turbulent Jet Flows with Nonpremixed H2-Air Combustion, AIAA JOURNAL, Vol. 30, 1992.
- [2] Evans J. S., Schexnayder C. J. and Beach H. L., Application of a Two-Dimensional Parabolic Computer Program to Prediction of Turbulent Reacting Flows, NASA TP-1169, 1978.
- [3] Northam G. B., Greenberg I., Byington C. S.and Capriotti D. P., Evaluation of Parallel Injector Configurations for Mach 2 Combustion, JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, Vol. 8, 1992.
- [4] FUJIMORI T., MURAYAMA M., SATO J., KOBAYASHI H.and NIIOKA T., FLAME-HOLDING BEHIND A WEDGE BY INCIDENT SHOCK WAVES, in SPRINGER SCIENCE+BUSINESS MEDIA, B.V., Poitiers, France, 1995.