

طراحی و ساخت مقطع آزمون آزمونگر محفظه احتراق توربین گاز اتمسفریک

امیر حسین عظیمی^{۱*}، صادق تابع جماعت^۲، مسعود عیدی عطارزاده^۲، مجید آقاییاری^۴، محمدمهدی بالزده^۵

آزمایشگاه سوخت و احتراق، دانشگاه صنعتی امیرکبیر - تهران، خیابان حافظ، بالاتر از چهارراه کالج

(^{*} نویسنده مخاطب: مسعود عیدی عطارزاده (eidiattar@aut.ac.ir))

چکیده

در این مقاله به طراحی و ساخت مقطع آزمون آزمونگر محفظه احتراق توربین گاز در شرایط اتمسفریک پرداخته می‌شود. از این آزمونگر می‌توان به منظور بررسی اثر تغییرات هندسی بر روی عملکرد محفظه احتراق، استخراج نقشه‌ی اشتعال‌پذیری و پایداری، بررسی ترکیب گازهای خروجی، پروفیل شعاعی دمای گازهای خروجی و دمای محفظه‌ی داخلی استفاده کرد. آزمونگر ساخته شده، قادر به آزمایش محفظه احتراق تا حداکثر دبی هوا ۸۰۰ مترمکعب بر ساعت بوده و قابلیت پیش گرم کردن هوای ورودی به محفظه تا حداکثر دمای ۱۰۰۰ کلوین را دارد. این آزمایشگاه قادر به انجام آزمایش با سوخت‌های مایع، گاز طبیعی و LPG است.

واژه‌های کلیدی: توربین گاز - محفظه احتراق - آزمونگر - مقطع آزمون - عملکرد

۱- مقدمه

با توجه به اینکه توربین گاز نقش حیاتی در تولید توان برای مصارف گوناگون نفت و گاز، برق، هوافضا و صنایع دریایی دارد، محصولی راهبردی محسوب شده و کشور ایران سرمایه‌گذاری عظیمی برای دستیابی به دانش و فناوری طراحی و ساخت آن نموده است. یکی از اجزای اصلی توربین گاز، محفظه احتراق آن می‌باشد که بخشی از توربین گاز است که در آن سوخت با هوای ورودی از کمپرسور سوخته، انرژی شیمیایی آن آزاد و به انرژی ترمودینامیکی، که قابلیت تولید کار را دارد، تبدیل می‌شود. به منظور بهبود طراحی و عملکرد محفظه‌های احتراق، لازم است که آنها مورد آزمایش قرار گیرند. این کار هم از جنبه‌ی اقتصادی و هم از جنبه‌ی امنیتی حائز اهمیت است.

برای بررسی عملکرد محفظه‌های احتراق روش‌های مختلفی وجود دارد: ۱- روش‌های عددی ۲- روش‌های تجربی. به دلیل وجود جریان‌های با آشفتگی بالا و رژیم‌های احتراقی مختلف، امکان شبیه‌سازی عددی دقیق عملکرد محفظه‌ی احتراق بسیار سخت بوده و در مرحله طراحی نیاز به آزمایش‌های مختلفی بر روی آن می‌باشد. آزمون‌های تجربی نیز خود دارای انواعی می‌باشند: ۱- آزمون عملکرد کامل موتور ۲- آزمونگر محفظه احتراق (Combustion Chamber Test Rig). آزمون‌های موتور دلیل هزینه‌ی زیاد و زمان طولانی لازم، کمتر مورد استفاده قرار می‌گیرند و معمولاً برای بررسی عملکرد محفظه‌های احتراق از آزمونگرهای محفظه احتراق استفاده می‌شود. از طرفی آزمونگرهای محفظه احتراق نیز دو نوع اند: ۱- آزمونگرهای فشار بالا ۲- آزمونگرهای اتمسفریک. با توجه به اینکه آزمایش‌های محفظه در شرایط واقعی کارکرد موتور، یعنی فشار، دما و دبی بالا بسیار هزینه‌بر می‌باشد، در مراحل اولیه طراحی آزمایش‌های اتمسفریک بسیار متداول می‌باشد [۷].

تاریخچه‌ی ساخت آزمونگرهای محفظه احتراق به دهه‌ی پنجاه قرن ۱۹ میلادی بازمی‌گردد. با گذشت زمان آزمونگرهای متعددی با قابلیت‌های مختلفی ساخته و مورد استفاده قرار گرفته اند؛ همچنین تکنولوژی‌های به کار گرفته شده در آزمونگرها،

۱- دانشجوی کارشناسی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر (پلی تکنیک تهران)

۲- استاد دانشکده هوافضا-گرایش پیشران، دانشگاه صنعتی امیرکبیر (پلی تکنیک تهران)، ۰۲۱۶۴۵۴۳۲۱۲، sadeh@aut.ac.ir

۳- دانشجوی دکتری مهندسی هوافضا-گرایش پیشران، دانشگاه صنعتی امیرکبیر (پلی تکنیک تهران)

۴- دانشجوی دکتری مهندسی هوافضا-گرایش پیشران، دانشگاه صنعتی امیرکبیر (پلی تکنیک تهران)

۵- دانشجوی کارشناسی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر (پلی تکنیک تهران)

بخصوص در حیطه‌ی ابزارآلات داده برداری، پیشرفت شگرفی داشته است. همانطور که بیان شد از جمله این آزمونگرها، آزمونگرهای اتمسفریک می‌باشند که می‌توانند اطلاعات مفیدی در زمینه‌ی فیزیک محفظه احتراق و دینامیک احتراق درون آن فراهم کنند. پارامترهای عملکردی چون افت فشار، بازده احتراق، آلاینده‌ها، دمای محفظه داخلی و محفظه‌ی بیرونی و پروفیل دمای گازهای خروجی را می‌توان از آزمون‌های اتمسفریک بدست آورد. امروزه در سطح جهانی آزمونگرهای مختلفی از این نوع وجود دارد که برای نمونه می‌توان به آزمونگرهای اتمسفریک شرکت آلستوم [۳]، تست استند MHI2 شرکت میتسوبیشی ژاپن [۴] و فینسیبونگ سوئد [۵] اشاره نمود.

۲- آزمونگر اتمسفریک

در ادامه قواعد حاکم بر طراحی کل تست استند محفظه احتراق بیان شده و سپس هر یک از سامانه‌های طراحی و ساخته شده در این آزمایشگاه توضیح داده می‌شود.

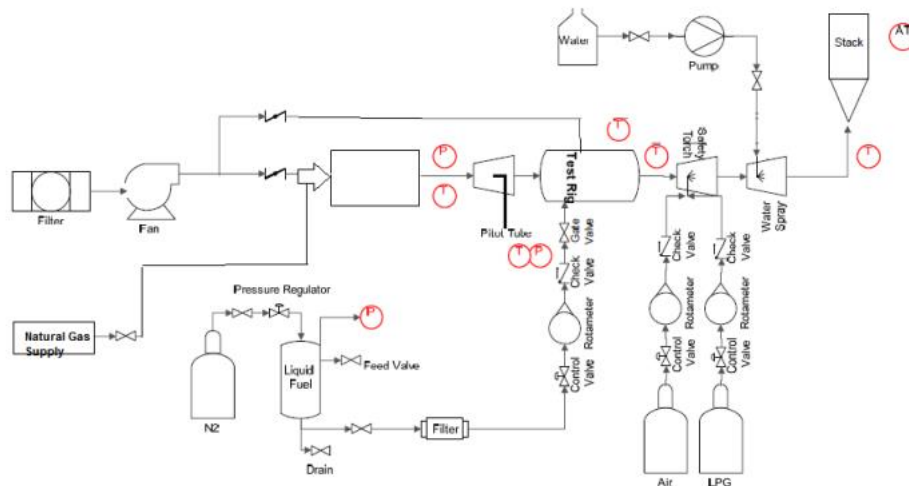
۲-۱- قواعد کلی طراحی

الزامات کلی حاکم بر طراحی آزمونگر محفظه احتراق، به ۲ دسته کلی تقسیم می‌شود، ۱- الزامات فنی ۲- الزامات ایمنی. بر اساس الزامات فنی، آزمونگر باید به گونه‌ای طراحی شود که کلیه پارامترهای مد نظر طراح محفظه احتراق قابل کنترل و اندازه‌گیری باشند. پارامترهای اساسی مد نظر طراح محفظه احتراق عبارتند از: دبی، دما، فشار و شدت توربولانس هوای ورودی به محفظه احتراق، دبی، فشار، دما و کیفیت سوخت ورودی به افشانه‌ها (انژکتورها)، فشار و پروفیل گازهای خروجی از محفظه احتراق، دمای محفظه‌ی درونی (Liner) و پوسته (Casing). علاوه بر این موارد، می‌توان به دبی هوای عبوری از سوراخ‌های مختلف محفظه‌ی درونی و چرخاننده (Swirler)، محل قرارگیری شعله و ترکیب محصولات احتراق اشاره نمود. بر اساس الزامات ایمنی، لازم است تا موارد زیر رعایت گردد: وجود شیرهای اطمینان، وجود سامانه اطفاء حریق، امکان قطع سوخت به صورت خودکار در صورت خاموشی محفظه و یا عدم روشن شدن مناسب، وجود سامانه اشتعال سوخت‌های نسوخته پیش از دودکش و خنک کاری مسیر گازهای بسیار داغ [۱].

برای طراحی این آزمونگر، در ابتدا آزمایش‌های لازم طراحی شده و سپس بر اساس آزمایش‌های مذکور، مقطع آزمون مناسب طراحی شده و سپس سیستم‌های دیگر مربوط به آزمونگر طراحی شده‌اند. آزمونگر ساخته شده قابلیت اجرای آزمایش‌های اتمسفریک محفظه احتراق توربین گاز در شرایط با پیش‌گرم هوای ورودی تا دمای ۱۰۰۰ کلوین را داراست. با استفاده از این آزمونگر می‌توان نقشه پایداری، نقشه اشتعال، پروفیل شعاعی دمای خروجی از محفظه احتراق را اندازه‌گیری نمود. علاوه بر این‌ها، می‌توان ترکیب گازهای خروجی، دمای روی محفظه داخلی را اندازه‌گیری کرد. در صورت تغییر قسمت میانی مقطع آزمون، می‌توان آزمایش‌های مربوط به افشانه‌ی سوخت و چرخاننده هوا را نیز اجرا نمود.

۲-۲- سامانه‌های آزمونگر محفظه احتراق

بر اساس آنچه که در بخش پیشین گفته شد، آزمونگر طراحی شده در آزمایشگاه سوخت و احتراق و توربولانس دانشکده‌ی هوافضای دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دارای سیستم‌های مختلفی است که عبارتند از: ۱- سیستم تامین هوای ورودی، ۲- سیستم پیش گرم هوا، ۳- سیستم تامین سوخت، ۴- مقطع آزمون، پایه‌های نگه دارنده‌ی محفظه و متعلقات آن، ۵- سیستم خروجی گاز و دودکش، ۶- سیستم آغازکننده‌ی احتراق ۷- سیستم داده‌برداری و کنترل. نحوه ارتباط سیستم‌های مختلف و برخی از اجزای آنها در شکل ۱ نشان داده شده است. هرکدام از این سیستم‌ها از بخشهای مختلفی تشکیل شده‌اند که هرکدام وظیفه‌ی خاصی را عهده‌دار می‌باشند. در ادامه هر یک از سیستم‌های فوق توضیح داده می‌شود.



شکل ۱ - نقشه P&ID سیستم‌های مختلف آزمونگر

۲-۲-۱- سیستم تأمین هوای ورودی

برای تأمین هوای ورودی، از یک دمنده سانتریفیوژ با دبی حداکثر ۸۰۰ مترمکعب بر ساعت و فشار ۱/۱ بار استفاده شده است. هوای خروجی از این دمنده با استفاده از ۱ شیر برقی و یک شیر دستی تنظیم دبی می‌شود. هوای خروجی از آن متناسب با طرح آزمونگر به دو قسمت تقسیم شده که بخش اول مستقیم وارد محفظه شده و در فرآیندهای احتراق درون آن شرکت می‌کند. بخش دیگر هوای خروجی توسط دو لوله از دو جانب به مقطع آزمون و از آن به جداره های کناری محفظه احتراق رسیده و عمل خنک کاری را انجام می دهد. این هوای خنک کاری در احتراق درون محفظه شرکت نکرده و در انتها به گازهای خروجی احتراق پیوسته، دمای آنها را نیز می‌کاهد و در نهایت وارد لوله‌ی خروجی شده و به محیط تخلیه می‌شود. علاوه بر این، با استفاده از یک شیر ثالث، دبی هوای کنارگذر لازم برای خنک کاری نیز تنظیم می‌شود. در شکل ۲ دمنده‌ی هوا و لوله‌کشی‌های انتقال به سامانه‌ی پیش گرم مشاهده می‌شود.



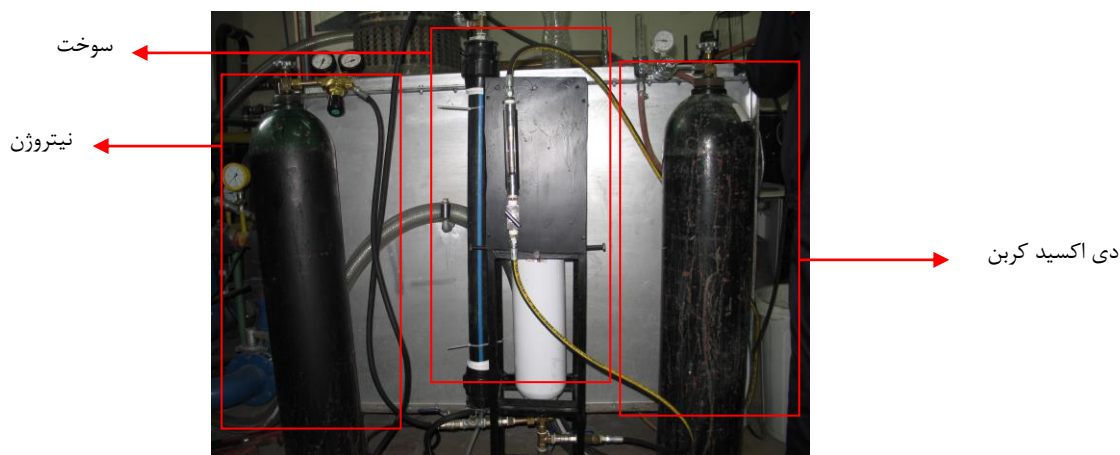
شکل ۲ - سامانه‌ی تأمین هوای ورودی

۲-۲-۲- سیستم پیش گرم هوا

این سیستم وظیفه گرم کردن هوای ورودی به محفظه احتراق را دارد. این سیستم از یک مشعل و یک کوره کوچک تشکیل شده که توانایی افزایش دمای هوا بین ۳۰۰ تا ۱۰۰۰ کلوین را دارد.

۲-۲-۳- سیستم تأمین سوخت

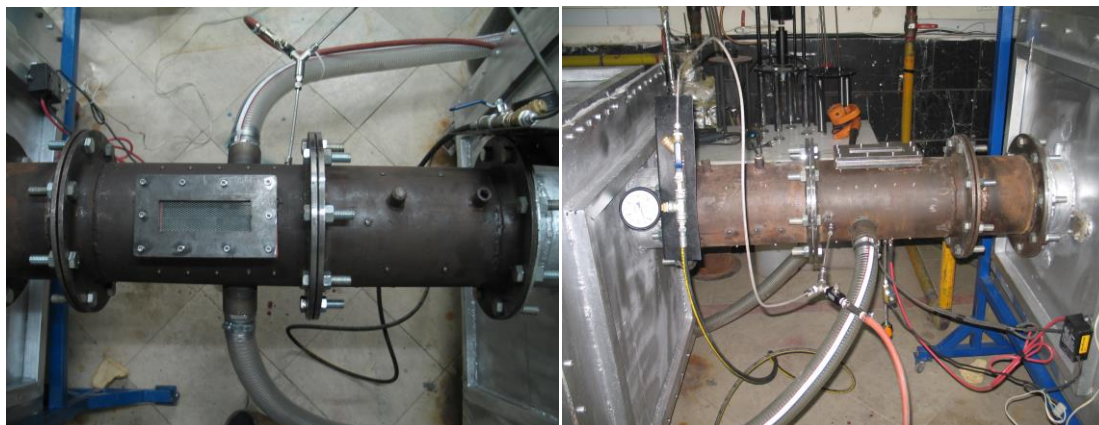
این سیستم به نحوی طراحی شده که توانایی استفاده از LPG، گاز طبیعی و سوخت مایع را داراست. سیستم سوخت مایع به صورت گاز فشارنده با نیتروژن طراحی شده و قابلیت افزایش فشار سوخت تا ۳۰ بار را دارد. حداکثر سوخت تحت فشار ۵ لیتر بوده و دبی آن ۲۰ لیتر بر ساعت می‌باشد. به منظور رعایت مسائل ایمنی، شیر برقی بر روی سیستم سوخت نصب شده است که به ترموکوپل خروجی محفظه احتراق متصل بوده و در صورت خاموش شدن شعله، به صورت خودکار مسیر سوخت بسته می‌شود. در شکل ۳ سامانه‌ی تأمین سوخت مشاهده می‌شود.



شکل ۳- سامانه‌ی تأمین سوخت

۲-۲-۴- مقطع آزمون

این مقطع از ۳ قسمت کلی تشکیل شده است. قسمت اول به منظور تنظیم شرایط هوای ورودی به محفظه احتراق طراحی و ساخته شده است. این قسمت، ضمن تقسیم کردن جریان و جهت دادن به آن، قابلیت تنظیم شدت توربولانس هوای ورودی را دارد. در قسمت میانی، محفظه احتراق توسط نگه‌دارنده‌های مخصوص ثابت شده و هوای احتراق از قسمت جلو وارد این قسمت می‌شود. هوای کنارگذر خنک کاری از طرفین محفظه وارد قسمت میانی می‌شود. ترموکوپل‌های سنجش دما و آتش‌زنه در این قسمت بر روی محفظه احتراق نصب شده است. جهت امکان رویت درون محفظه، یک پنجره در این قسمت تعبیه شده است. قسمت سوم و انتهایی وظیفه جمع‌آوری کلیه گازها و هدایت آنها به سمت سیستم خروجی گازها را بر عهده دارد. جهت جلوگیری از سوختگی، این قسمت توسط آب خنک کاری می‌گردد. شکل ۴، مقطع آزمون را مشخص می‌کند.



شکل ۴- مقطع آزمون (در دو نما)، در این شکل، سه قسمت آن به‌وضوح دیده می‌شود.

۲-۲-۵- سیستم خروجی گاز و دودکش

این قسمت که اصطلاحاً استک (stack) نامیده می‌شود، وظیفه خنک کاری و انتقال گازهای سوخته به خارج از آزمایشگاه را بر عهده دارد. دیواره‌های این قسمت با استفاده از آب خنک کاری می‌شوند. با توجه به دودکش بسیار بلند نصب شده در ادامه این قسمت، فشار منفی ایجاد شده که به مکش بهتر محصولات احتراق کمک می‌کند. علاوه بر این، یک سیستم ایمنی پیش‌بینی شده است تا با استفاده از گاز شهری، شعله‌ای مستقل در این قسمت ایجاد شده تا در صورتی که بخش زیادی از سوخت به صورت نسوخته از محفظه احتراق خارج شود، در این قسمت بسوزد و باعث انفجار در دودکش نشود.

۲-۲-۶- سیستم آغازکننده‌ی احتراق

این سیستم با تامین انرژی اولیه ی احتراق از طریق یک مشعل (Torch)، مخلوط اسپری سوخت خروجی از افشانه سوخت و هوای چرخشی خروجی از چرخاننده‌ی هوا را محترق کرده و منجر به تشکیل شعله در محفظه می‌شود. این سیستم از یک کپسول کوچک بوتان، سامانه‌های جرقه زن، شیربرقی، کلید کنترل و اتصالات و لوله‌های مربوطه تشکیل شده‌است. این سیستم در زیر مقطع آزمون قرار دارد و به محض وصل کردن کلید اتصال، شیر گازی باز شده، همزمان شمع‌ها شروع به جرقه‌زدن کرده و در نتیجه شعله‌ای از گازهای سوخته تولید می‌کند. این شعله از طریق یکی از سوراخ‌های خنک‌کاری محفظه‌ی داخلی وارد فضای آن شده و محفظه را محترق می‌کند. پس از گسترش شعله درون محفظه و حصول اطمینان از قابلیت آن برای حفظ احتراق، این سیستم غیر فعال می‌شود. در شکل ۵، نمونه‌ای از شعله‌ی تشکیل شده توسط این سامانه از نمای روبه‌رو به محفظه مشاهده می‌شود.



شکل ۵- شعله‌ی تشکیل شده توسط مشعل درون محفظه احتراق

۲-۲-۷- سیستم داده‌برداری و کنترل

سنسورهای مورد استفاده در این آزمونگر عبارتند از ترموکوپل، فشارسنج، روتامتر و لوله‌پیتوت. با توجه به تعداد ترموکوپل‌های زیاد، ۳ عدد دستگاه ADAM 4017+ و یک عدد دستگاه ADAM 4520 استفاده که در مجموع قابلیت ارسال داده از ۲۴ ترموکوپل به کامپیوتر داده‌برداری را داراست. علاوه بر این جعبه کنترلی تعبیه شده است تا با استفاده از آن، دبی و دمای هوای ورودی به مقطع آزمون کنترل شود. سایر کنترل‌ها به صورت دستی و بصری انجام می‌شود. در توضیح دسترسی‌های بصری لازم به ذکر است که علاوه بر پنجره‌ای که بر روی مقطع آزمون نصب شده و از آن می‌توان مستقیماً به محفظه‌ی داخلی و جریان احتراق درون آن دید داشت، پنجره‌ای نیز بر روی استک و دقیقاً روبه روی محفظه‌ی داخلی نصب شده است که از آن به طور کامل می‌توان درون محفظه را دید. بر روی این پنجره یک دوربین مدار بسته نصب گشته‌است که

تصاویر آن بر روی نمایشگری، که با کل آزمونگر دارای فاصله می‌باشد، مشاهده می‌شود. تصویر شماره ۵ این مقاله نیز از همین پنجره گرفته شده است.

۳- طراحی مقطع آزمون

اولین گام در طراحی آزمونگرهای احتراق، طراحی مفهومی و تعیین مسیرهای جریان می‌باشد. در فاز طراحی مفهومی لازم است تا مشخصه‌های عملکردی و محدودیت‌های هندسی آزمونگر مشخص شود [۸]. به این منظور مطالعات میدانی برای یافتن مواردی کاربردی در صنعت صورت گرفت. با توجه به نیاز کشور تصمیم بر ساخت آزمونگری برای انجام آزمایشات احتراق مربوط به موتورهای توربوجت کوچک (Small Turbojet) گرفته شد. این دسته از توربوجت‌ها دارای نیروی پیشرانی در حدود ۱ تا ۶ کیلو نیوتون، نسبت فشاری در حدود ۴ تا ۷، دبی هوای عبوری ۵ تا ۸ کیلوگرم بر ثانیه و وزن خالصی بین ۳۰ تا ۸۰ کیلوگرم می‌باشند. همچنین محفظه احتراق چنین موتورهایی، معمولاً از نوع حلقوی (Annuular Combustor) بوده و دارای تعداد انژکتورهایی بین ۷ تا ۱۲ عدد و قطر خارجی ۱۵ تا ۲۰ و قطر داخلی ۷ تا ۱۰ سانتی متر می‌باشند.

۳-۱- تطبیق شرایط عملکردی محفظه با شرایط آزمایشگاهی اتمسفریک

با استفاده از روش آنالیز ابعادی، می‌توان شرایط ایجاد کرد تا محفظه احتراق در شرایط آزمایشگاهی اتمسفریک و شرایط واقعی پرفشار، عملکردی یکسان داشته باشد. برای این کار لازم است که هم شرط تشابه هندسی و هم تشابه دینامیکی آن ارضا شود. تشابه هندسی خود به خود ارضا می‌شود، چرا که از همان محفظه‌ی موتور واقعی برای آزمون استفاده می‌شود. برای ارضا شرط تشابه دینامیکی و داشتن جریان و مشخصه‌های احتراقی یکسان با شرایط واقعی، کافی است دبی جرمی اصلاح شده محفظه در شرایط واقعی با شرایط آزمونگر یکسان باشد. لذا با تعریف فاکتور بدون بعد دبی جرمی (NDF) مطابق روابط زیر خواهیم داشت [۶]:

$$NDF_{Engine} = \dot{m}_3 \sqrt{T_3} / P_3 \quad (۱)$$

$$NDF_{Rig} = \dot{m}_{3,atm} \sqrt{T_{3,atm}} / P_{3atm} \quad (۲)$$

در این معادلات، نقطه‌ی ۳ بیانگر ورودی محفظه احتراق، و زیر وند atm بیانگر شرایط اتمسفریک می‌باشد. با معادل قرار دادن این دو رابطه خواهیم داشت:

$$\dot{m}_{3,atm} = \dot{m}_3 \sqrt{T_3} P_{3,atm} / \sqrt{T_{3,atm}} P_3 \quad (۳)$$

همچنین با داشتن نسبت سوخت به هوا (AFR)، میتوان دبی سوخت لازم را مطابق رابطه‌ی زیر حساب کرد:

$$\dot{m}_{fuel,atm} = \dot{m}_{3,atm} / AFR \quad (۴)$$

حال با توجه به مطالعات انجام شده، با فرض $\dot{m}_3$ برابر ۵ کیلوگرم بر ثانیه، P_{3atm} برابر ۵ بار، P_3 برابر ۱،۱ بار (با توجه به خروجی دمنده‌ی موجود)، T_3 برابر ۴۰۰ درجه کلوین و $T_{3,atm}$ ۳۱۳ کلوین (۴۰ درجه سانتی‌گراد، حدود دمای خروجی دمنده) خواهیم داشت:

$$\dot{m}_{3,atm} = 1.24 \text{ Kg} / \text{s}$$

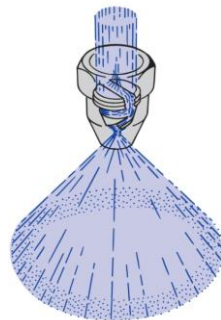
اکنون با فرض وجود ۱۰ انژکتور، برای یک قطاع ۳۶ درجه شامل یک انژکتور، دبی لازم برابر ۰،۱۲۴ کیلوگرم بر ثانیه و با فرض چگالی هوای ۱،۲۲۵ کیلوگرم بر متر مکعب، حدود ۳۶۰ مترمکعب بر ساعت خواهد بود که مسلماً در توان دمنده‌ی موجود خواهد بود. حال برای قطاع مذکور، با فرض نسبت سوخت به هوای ۰،۰۲ خواهیم داشت:

$$\dot{m}_{fuel,atm} = 2.48 \text{ g} / \text{s}$$

با فرض سوخت JP-4 و چگالی ۸۰۰ کیلوگرم بر متر مکعب، دبی سوخت لازمه برای آزمون یک انژکتور حدود ۱۲،۸۳ لیتر بر ساعت خواهد بود.

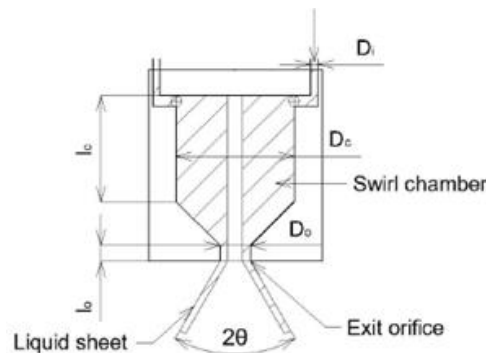
۳-۲- افشانه‌ی اصلاح شده‌ی اتمسفریک

سوخت استفاده شده در این آزمونگر JP4 بوده و این سوخت مایع می‌باشد. در نتیجه به یک افشانه برای پاشش سوخت به داخل محفظه نیاز است. این افشانه باید به گونه‌ای طراحی شود که در آزمونگر شرایطی مشابه موتور واقعی ایجاد کند. شرایطی که برای طراحی یک افشانه باید لحاظ شود، دبی عبوری از افشانه، قطر قطرات پاشش، طول مربوط به جدایش قطرات پاشیده شده و اختلاف فشار دو طرف افشانه می‌باشد. افشانه مورد استفاده در این آزمونگر از نوع چرخشی می‌باشد. در نتیجه شعاع بازشوندگی سوخت نیز اهمیت پیدا می‌کند. در شکل ۶ می‌توان شماتیکی از افشانه استفاده شده را مشاهده کرد.



شکل ۶- شماتیکی از افشانه استفاده شده و نحوه پاشش آن

براساس روابط مطرح شده در قسمت قبل، مقدار سوخت موتور واقعی و سیستم موجود در آزمایش به ترتیب برابر ۱۰ و ۲,۴۸ گرم بر ثانیه محاسبه گردیده است. در این افشانه، به دلیل تفاوت در اختلاف فشار دو طرف افشانه، نسبت به حالت واقعی و همچنین دبی سوخت عبوری، باید تغییراتی نسبت به حالت واقعی در آزمونگر ایجاد شود. در ادامه به تغییرات ایجاد شده در افشانه اشاره خواهد شد.



شکل ۷- پارامترهای طراحی افشانه

از مهمترین پارامترهایی که برای یک افشانه چرخشی می‌توان نام برد، عدد جریان می‌باشد که به صورت زیر تعریف می‌شود [۸]:

$$FN = \dot{m}_3 / \sqrt{\rho_1 \Delta p_1} \quad (5)$$

که این عبارت بیانگر سطح جریان مؤثر افشانه می‌باشد. این عبارت با توجه به ابعاد افشانه، مطابق شکل ۷ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$FN = 0.389 D_0^{1.25} A_t^{0.5} D_c^{-0.25} \quad (6)$$

از جمله سایر پارامترهای موثر، ضریب تخلیه می‌باشد که نسبت دبی جریان واقعی به دبی جریان تئوری می‌باشد. ضریب تخلیه برای افشانه‌های چرخشی مقداری کم می‌باشد. این عدد برای افشانه‌های چرخشی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$C_d = 0.35 \left(\frac{A_t}{D_c D_t} \right)^{0.5} \left(\frac{D_c}{D_o} \right)^{0.25} \quad (7)$$

پارامتر مهم دیگر در افشانه‌های چرخشی، زاویه بازشوندگی مخروطی می‌باشد که با تغییر این زاویه، سوخت پاشش شده در معرض هوای بیشتری قرار می‌گیرد. یکی از روابط ارائه شده برای این زاویه در زیر آورده شده است:

$$2\theta = 6 \left(\frac{D_c D_t}{A_t} \right)^{0.15} \left(\frac{\Delta p D_o^2 \rho}{\mu} \right)^{0.25} \quad (8)$$

پارامتر دیگری که در تمامی افشانه‌ها تقریباً مهم می‌باشد، پارامتری به نام قطر میانگین قطرات پاشیده (SMD) می‌باشد که از ویژگی‌های هر افشانه بوده و نقش مهمی در فرآیند احتراق بازی می‌کند. معمولاً در افشانه‌ها سعی بر این است که این مقدار تا حد ممکن کم باشد. در شبیه‌سازی انجام شده نیز، این مقدار باید با مقدار اصلی برابر باشد. برای سوخت مورد نظر، SMD به صورت زیر تعریف می‌شود [۹]:

$$SMD = 4.52 \left[\frac{\sigma \mu^2}{\rho_{air} \Delta p^2} \right]^{0.25} [t \cos \theta]^{0.25} + 0.39 \left[\frac{\sigma \rho}{\rho_{air} \Delta p^2} \right]^{0.25} [t \cos \theta]^{0.25} \quad (9)$$

که در این معادله σ تنش سطحی سوخت می‌باشد. روابط ارائه شده در بالا به صورت نیمه تجربی بوده و با اندکی تغییر برای سیستم آزمونگر طراحی شده قابل استفاده می‌باشد. بدین منظور از یک افشانه که بر اساس روابط بالا بدست آمده است، استفاده شده و قطر قطرات با نمونه واقعی مقایسه شده است. با توجه به روابط ارائه شده در بالا، زاویه چرخش در افشانه سیستم آزمونگر ثابت در نظر گرفته می‌شود. با توجه به اینکه اختلاف فشار دو سمت افشانه در حالت واقعی و اتمسفریک با نسبت ۳ به ۱ تغییر پیدا کرده است، قطر خروجی و ورودی افشانه طوری تنظیم شده است که پارامترهای ارائه شده در دو حالت با هم یکسان شود. بدین منظور قطر خروجی حدود ۰٫۲۵، حالت واقعی در نظر گرفته شده است. قطر ورودی نیز تقریباً ۰٫۷، برابر حالت واقعی بدست می‌آید. همچنین قطر افشانه نیز حدود ۰٫۳، حالت واقعی محاسبه شده است.

قطر قطرات اندکی بزرگتر از مقدار واقعی بدست آمد است. SMD نمونه واقعی در مرکز حدود $40 \mu m$ می‌باشد، در حالی SMD بدست آمده از نمونه محاسبه شده، برابر $60 \mu m$ می‌باشد. در نتیجه برای بدست آوردن SMD نمونه واقعی، قطر خروجی اندکی کوچکتر در نظر گرفته می‌شود تا شبیه سازی به نحو صحیح انجام گیرد. در شکل ۸، قطرات پاشیده شده از افشانه را می‌توان در دو حالت با قطر محاسبه شده از روابط و قطر بدست آمده از نتایج مشاهده کرد.



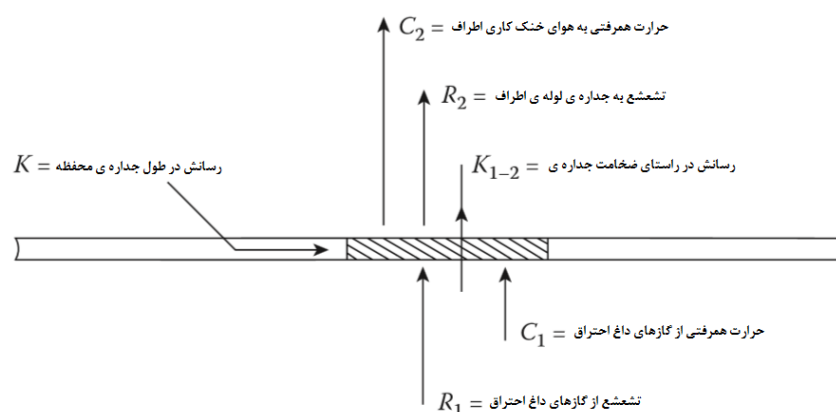
شکل ۸- قطر قطرات افشانه اصلاح شده که از روابط بدست آمده است (سمت چپ) در مقایسه با حالت واقعی بدست آمده (سمت راست)

۳-۳- محاسبات انتقال حرارت محفظه

یکی از مهمترین بخش‌های طراحی یک آزمونگر، محاسبه‌ی میزان حرارت تولیدی توسط آن و بررسی مقاومت مواد مورد استفاده در تحمل این حرارت می‌باشد. با توجه به آزمونگر طراحی شده، قطاعی ۳۶ درجه از یک محفظه احتراق حلقوی، به شعاع داخلی ۹ و شعاع خارجی ۱۷ سانتی‌متر درون لوله‌ای به قطر ۱۹,۳ سانتی‌متر که توسط پایه‌هایی نگه داشته شده‌است، فرض می‌شود. این قطاع دارای یک افشانه‌ی سوخت و چرخاننده‌ی هوا می‌باشد. دو طرف این قطاع توسط دو ورق مسدود گشته‌است و آن را به صورت یک محفظه احتراق کوچک درآورده‌است. دبی هوای ورودی به محفظه جهت احتراق ۳۶۰ متر مکعب بر ساعت بوده که ۳۰ درصد آن وارد بخش ابتدایی محفظه شده و مابقی از بالا و پایین آن جهت خنک کاری و شرکت در فاز های بعدی احتراق عبور می‌کند. از دو طرف آن نیز هوا با دبی ۱۶۰ متر مکعب بر ساعت جهت خنک کاری ورق‌های اطراف آن عبور می‌کند (در مجموع دبی جرمی هوای اطراف حدود ۰,۱۴ کیلوگرم بر ثانیه و دبی جرمی هوای ناحیه ابتدایی، با احتساب جرم سوخت پاشیده شده، حدود ۰,۳۷ کیلوگرم بر ثانیه تخمین زده می‌شود). این هوا در فشار اتمسفریک بوده و دمایی حدود ۳۱۳ کلوین خواهد داشت. تخمین زده می‌شود که در ناحیه‌ی ابتدایی احتراق و در مرکز هسته‌ی احتراق دما ۱۹۰۰ کلوین و در ۱ سانتی متری دیواره‌ی محفظه احتراق، حدود ۱۷۰۰ کلوین باشد. سوخت مورد استفاده JP-4 (یا نفت سفید) می‌باشد. جنس قطاع مذکور " hastalloy X" و ضخامت آن ۰,۸ میلیمتر در نظر گرفته می‌شود. جنس لوله‌ی اطراف آن نیز آهن خشک (Cast Iron) در نظر گرفته می‌شود.

با این فرضیات دمای حالت پایای جداری داخلی و خارجی محفظه را بدست آورده و اثر تغییر دبی هوای خنک کاری اطراف و همچنین دمای هسته‌ی شعله، بررسی می‌شود. برای این کار (با استفاده از مفهوم قطر هیدرولیکی) قطاع محفظه به صورت یک محفظه‌ی قوطی شکل (Can Combustor) شبیه‌سازی شده و با استفاده از معادلات انتقال حرارت لوله‌های مستقیم و نوشتن تعادل حرارتی روی جداری محفظه، می‌توان دمای سطح داخلی و خارجی آن را به صورت تقریبی بدست آورد. در به کارگیری معادلات انتقال حرارت مذکور فرضیات زیر به کار رفته‌است [۲]: ۱- محفظه به صورت لوله‌ای درون یک لوله‌ی بزرگتر مدل شده‌است. ۲- سطوح داخلی محفظه به صورت سطح سیاه و مابقی سطوح به صورت سطح خاکستری در نظر گرفته شده‌اند. ۳- با توجه به اتمسفریک بودن احتراق، گازهای احتراق به صورت غیر درخشانده (Non-Luminous) در نظر گرفته شده‌اند. ۴- دمای لوله‌ی اطراف محفظه، با هوای خنک کاری میان آن و جداری محفظه، یکسان فرض شده‌است. ۵- انتقال حرارت رسانی در طول جداری محفظه ناچیز فرض شده‌است.

با استفاده از فرضیات بالا می‌توان تعادل حرارتی زیر را در نظر گرفته و روابط زیر را برای آن نوشت؛ مطابق شکل ۹، برای یک المان از سطح محفظه خواهیم داشت:



شکل ۹- چگونگی انتقال حرارت در یک المان جداری محفظه داخلی محفظه احتراق

بر مبنای تعادل حرارتی نشان داده شده در شکل ۹ روابط حاکم به صورت زیر خواهد بود [۲]:

$$R_1 + C_1 = R_2 + C_2 = k_w/t_w (T_{w1} - T_{w2}) = K_{1-2} \quad (10)$$

$$R_1 = 0.5\sigma(1 + \varepsilon_w)\varepsilon_g T_g^{1.5} (T_g^{2.5} - T_{w1}^{2.5}) \quad (11)$$

$$\varepsilon_g = 1 - \exp[-290 \times P \times (q \times l_b)^{0.5} \times T_{w1}^{-0.5}] \quad (12)$$

$$R_2 = \left[\frac{\sigma \varepsilon_w \varepsilon_c}{\varepsilon_c + \varepsilon_w (1 - \varepsilon_c)(A_w/A_c)} \right] (T_{w2}^4 - T_3^4) \quad (13)$$

$$C_{1,pz} = 0.017 \frac{k_g}{D_L^{0.2}} \left(\frac{\dot{m}_{pz}}{A_L \mu_g} \right)^{0.8} (T_g - T_{w1}) \quad (14)$$

$$C_2 = 0.020 \frac{k_a}{D_{an}^{0.2}} \left(\frac{\dot{m}_{an}}{A_{an} \mu_a} \right)^{0.8} (T_{w2} - T_3) \quad (15)$$

در این روابط σ ، ثابت استفان-بولتزمن، ε_w و ε_c ، ضرایب صدور گازهای داغ احتراق، جداره‌ی محفظه و لوله‌ی اطراف، k_w ، k_a و k_g ، ضرایب انتقال حرارت رسانشی جداره‌ی محفظه، هوای اطراف و گازهای داغ احتراق، t_w ، ضخامت جداره‌ی محفظه، P ، فشار احتراق، q ، نسبت تعادلی سوخت و هوا، l_b ، طول مشخص کننده‌ی شکل و حجم گازهای داغ درون محفظه، A_w/A_c ، نسبت مساحت لوله‌ی اطراف به مساحت محفظه، D_L ، قطر محفظه، A_L ، مساحت مقطع محفظه، D_{an} ، اختلاف قطر لوله با محفظه، A_{an} ، مساحت مقطع جریان حلقوی هوای خنک کاری اطراف، μ_a و μ_g ، لزجت گازهای داغ و هوای خنک کاری و نهایتاً T دما می‌باشد. برخی از این پارامترها توسط روابط زیر محاسبه می‌شوند [۲]:

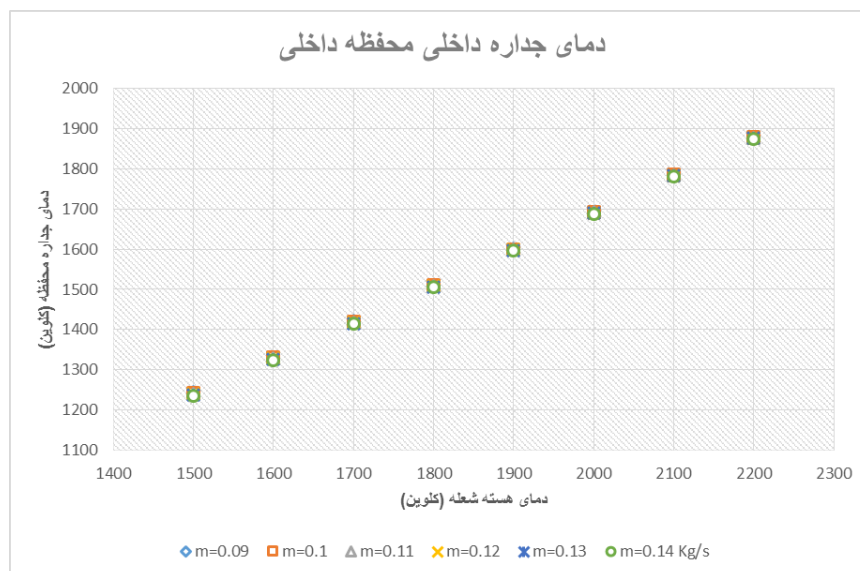
$$l_b = 0.6D_L \quad (16)$$

$$D_L = 4A_L/P_L \quad (17)$$

$$A_L = 36/360 \times \pi(r_o^2 - r_i^2) \quad (18)$$

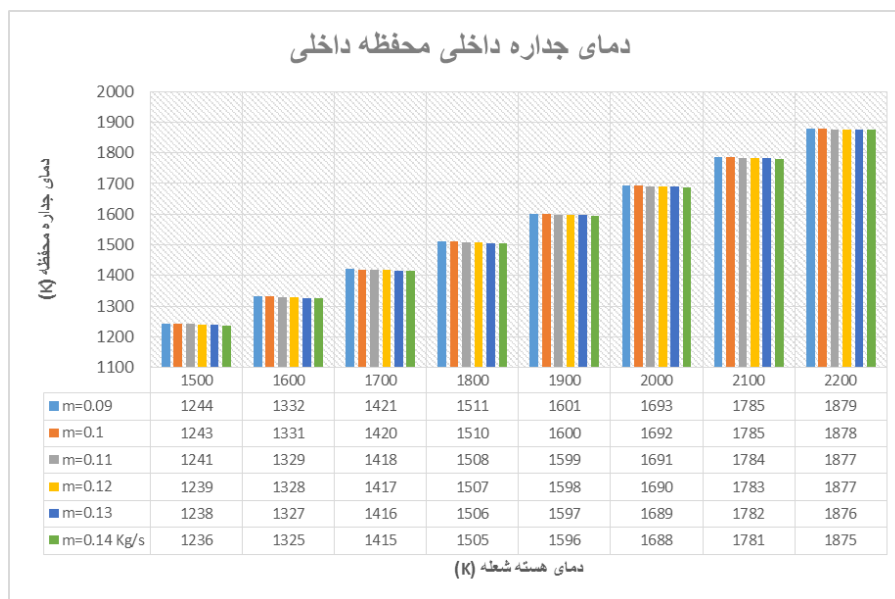
$$P_L = 2(r_o - r_i) + 36/360 \times 2\pi(r_o + r_i) \quad (19)$$

با استفاده از این روابط و تشکیل دستگاه معادلات مربوطه و تغییر دمای هسته‌ی شعله در ناحیه‌ی ابتدایی از ۱۵۰۰ تا ۲۲۰۰ کلوین و همچنین تغییر دبی هوای خنک کاری اطراف از ۰.۰۹ تا ۰.۱۴۰ کیلوگرم بر ثانیه، تغییرات دمای سطح داخلی محفظه‌ی احتراق به صورت نمودار ۱ بدست خواهد آمد:



نمودار ۱- تغییرات دمای جداره‌ی محفظه احتراق با تغییر دمای شعله و دبی جرمی هوای خنک کاری

با توجه به نزدیکی نقاط، برای بررسی بهتر نمودار زیر نیز رسم می‌شود:



نمودار ۲- تغییرات دمای جداره‌ی محفظه احتراق با تغییر دمای شعله و دبی جرمی هوای خنک کاری

همانطور که مشاهده می‌شود، با افزایش دمای هسته‌ی گازهای داغ، دمای جداره‌ی داخلی محفظه افزایش می‌یابد. همچنین با افزایش میزان دبی هوای خنک کار اطراف محفظه، دمای سطح داخلی آن کاهش یافته است. چنین روندی انتظار می‌رفت، چرا که با افزایش دمای گازهای داغ، میزان حرارت تولیدی (به خصوص از نوع تشعشعی) افزایش می‌یابد. از طرفی همانطور که مشاهده می‌شود، تغییر دمای جداره بر اثر افزایش هوای خنک کار چندان محسوس نمی‌باشد، چرا که میزان تغییرات هوا ناچیز است و نسبت به تشعشع که منبع اصلی حرارت است اثر بسیار کمتری ایجاد می‌کند.

۳-۴- بررسی اثر دیواره‌های جانبی

همان طور که بیان شد، در دو طرف قطاع محفظه داخلی، دو دیواره نصب گردیده است، این دیواره‌ها همانند دو بخش بالا و پایین محفظه‌ی داخلی، شعله را در برگرفته و مانع از اختلاط هوای خنک کاری و شعله‌ی درون محفظه می‌شوند. در واقعیت این دیواره‌ها وجود نداشته و در کنار یک افشانه، افشانه‌ی دیگر و در نتیجه شعله‌ای دیگر وجود خواهد داشت. این شعله‌ها بر یکدیگر اثر گذاشته و تبادل حرارت (به خصوص از نوع تشعشعی) دارند. در اینجا اثر وجود دیواره بر کاهش تشعشع دریافتی توسط شعله‌ی درون قطاع محفظه مورد آزمایش، بررسی می‌شود.

تشعشع خالص انتقال یافته بین شعله و دیواره، از رابطه‌ی ۱۱ قابل محاسبه است. حال برای تشعشع بازتابیده از دیواره به شعله خواهیم داشت [۲]:

$$R_{\text{wall-to-flame}} = 0.5\sigma(1 + \varepsilon_w) \times \alpha_g T_{w1}^4 \quad (20)$$

که در آن α_g ضریب جذب تشعشع توسط شعله می‌باشد که برای آن داریم:

$$\alpha_g = \varepsilon_g \times (T_g / T_{w1})^{1.5} \quad (21)$$

همچنین برای حرارتی که شعله به تنهایی گسیل می‌کند (درواقع حرارتی که یک شعله به شعله‌ی دیگر در شرایط واقعی و بدون دیواره‌ها تشعشع می‌کند) خواهیم داشت:

$$R_{\text{flame}} = \sigma \varepsilon_g T_g^4 \quad (22)$$

اکنون مطابق محاسبات بخش قبل، برای دبی هوای خنک کاری ۰,۱۴ کیلوگرم بر ثانیه و دمای هسته‌ی شعله‌ی ۱۹۰۰ کلوین، دمای جداری داخلی حدود ۱۵۹۶ کلوین محاسبه شد. با فرض ϵ_w و ϵ_g برابر ۰,۸۸ و ۰,۹۹ و قرار دادن در روابط ۲۰، ۲۱ و ۲۲ خواهیم داشت:

$$R_{flame} = 731531W / m^2$$

$$R_{wall-to-flame} = 444691W / m^2$$

از این نتایج می‌توان این‌گونه برداشت کرد که اثر دیواره در تشعشع به شعله، معادل حدود ۶۰ درصد تشعشع یک شعله‌ی دیگر ناشی از افشانه‌ای مجاور می‌باشد. در عمل برای ایجاد شرایطی مشابه شرایط واقعی، میتوان از قطاعی ۱۰۸ درجه، دارای ۳ افشانه استفاده کرد. در چنین قطاعی، شعله‌ی افشانه‌ی میانی، با دریافت تشعشع لازم از دو شعله‌ی مجاور، شرایطی کاملاً مشابه شرایط واقعی خواهد داشت.

۴- نتیجه‌گیری

آزمونگر اتمسفریک ساخته شده قادر به آزمایش محفظه احتراق تا حداکثر دبی هوا ۸۰۰ مترمکعب بر ساعت بوده و قابلیت پیش گرم کردن هوای ورودی به محفظه تا حداکثر دمای ۱۰۰۰ کلوین را دارد. با استفاده از این آزمونگر می‌توان نقشه پایداری، نقشه اشتعال، پروفیل شعاعی دمای خروجی و ترکیب گازهای خروجی از محفظه احتراق را اندازه‌گیری نمود. در صورت تغییر قسمت میانی مقطع آزمون، می‌توان آزمایش‌های مربوط به افشانه‌ی سوخت و چرخاننده هوا را نیز اجرا نمود. در آزمونگر طراحی شده، دبی هوای ورودی، دبی سوخت و کیفیت سوخت پاشیده شده توسط افشانه، برای ایجاد شرایطی متناسب با عملکرد واقعی محفظه، در نظر گرفته شده‌است. همچنین حرارت تولید شده توسط شعله‌ی ایجاد شده درون قطاع محفظه، مورد ارزیابی قرار گرفته و راهکار مناسب برای ایجاد شرایطی کاملاً مشابه با شرایط واقعی عملکرد محفظه ارائه شد.

مراجع

- ۱- مسعود عیدی عطارزاده، صادق تابع جماعت، محمد مهدی بالزده، امیرحسین عظیمی، مجید آقایی، "طراحی و ساخت تست استند محفظه احتراق توربین گاز در شرایط اتمسفریک"، مجموعه خلاصه مقالات چهارمین همایش ملی توربین گاز، مهرماه ۱۳۹۴، GTC94-50-004
- 2- Arthur H. Lefebvre, Dilip R. Ballal; *Gas Turbine Combustion (alternative fuels and emissions)*, 3rd edition, Taylor and Francis Group, 2010
- 3- A.Ciani, A.Eroglu, F.Güthe, B.Paikert, "Full-scale atmospheric tests of sequential combustion", ASME TurboExpo, Glasgow, UK, GT2010-22891
- 4- Lindholm, A., Lörstad, D., Magnusson, P., Andersson, P., Larsson, T., "Combustion stability and emissions in a lean premixed industrial gas turbine burner due to changes in the fuel profile", Proceedings of GT2009, GT2009-59409
- 5- Tsukuda, Y., Akita, E., Arimura, H., Tomita, Y., Kuwabara, M., Koga, T., "The operating experience of the next generation gas turbine", Proceedings of ASME Turbo Expo 2001, 2001-GT-0546
- 6- Ahmet Topal, Sitki Uslu, Ender Celik, Haydar Battaloglu; "Design of an atmospheric combustor test rig for small aero engine applications", ISABE-2013-10305, Ankara, Turkey, 2013
- 7- Crystal Marie Murphy; "Design and construction of a gas turbine combustor test rig for alternative fuel testing", Carleton University Ottawa Ontario Canada, September 2004
- 8- Lacava, P.T., Bastos-Netto D., Pimenta A. P., "Design procedure and experimental evaluation of pressure-swirl atomizers", 24th International congress of the aeronautical science (ICAS), 2004.
- 9- Stevenson J., "Design of a liquid fuel injector for alternative fuel studies in an atmospheric model gas turbine combustor", Bucknell University, student thesis, 2011.