بسم الله الرحمن الرحيم

١٤٩٤٧٣

دانشگاه شهید بهشتی

دانشکده فن‌آوریهای نوین، گروه مهندسی فضایی

پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی فضایی

عنوان

طراحی مفهومی موتورهای پیشران مایع کرایوژنیک با پیشران اکسیژن مایع-کروسین

نام دانشجو

سید محمدرضا محمودیان

اساتید راهنما

دکتر علیرضا طلوعی

دکتر حجت قاسمی

تابستان ۸۹

وزارت علوم، تحقیقات و فناوری
پژوهشگاه علوم و فناوری اطلاعات ایران
مرکز اطلاعات و مدارک علمی ایران
IRANDOC

۱۴۹۴۷۳

۱۳۸۹/۱۰/۱۹

مردان و زنان مومن همه یاور و دوست‌دار یکدیگرند، خلق را بـه کـار نیکو امر و از کار زشت نهی می‌کنند. نماز به‌پا می‌دارند و زکـات مـی-دهند و حکم خدا و رسول را اطاعت مـی‌کننـد. آنـان را البتـه خـدا مشمول رحمت خود خواهد گردانید که خدا صاحب اقتـدار و حکـیم است.

قرآن سوره توبه آیه ۷۱

شکر و سپاس، پروردگار آسمان‌ها و زمین و هرآنچه بین آنهاست.

در ابتدای این پایان‌نامه وظیفه خود می‌دانم از پدر و مادرم که با فراهم نمودن شرایط مناسب امکان انجام این تحقیق را فراهم آوردند و همچنین از استاد وظیفه‌شناس، جناب آقای دکتر حجت قاسمی که دیدگاه من به مسایل فضایی را جهت بخشیدند تشکر و قدردانی نمایم.

کلیه حقوق مادی مترتب بر نتایج مطالعات،

ابتکارات و نوآوریهای ناشی از تحقیق موضوع

این پایان نامه متعلق به دانشگاه شهید بهشتی

می باشد.

به نام خدا

نام ونام خانوادگی: سید محمدرضا محمودیان

عنوان پایان نامه: طراحی مفهومی موتورهای پیشران مایع کرایوژنیک با پیشران اکسیژن مایع- کروسین

استاد/اساتید راهنما: دکتر علیرضا طلوعی، دکتر حجت قاسمی

اینجانب سید محمدرضا محمودیان تهیه کننده پایان نامه کارشناسی ارشد حاضر خود را ملزم به حفظ امانت داری و قدردانی از زحمات سایر محققین و نویسندگان بنا بر قانون حق انحصاری(Copyright) می‌دانم. بدین وسیله اعلام می‌نمایم که مسئولیت کلیه مطالب درج شده با اینجانب می‌باشد و در صورت استفاده از اشکال؛ جداول، و مطالب سایر منابع، بلافاصله مرجع آن ذکر شده و سایر مطالب از کار تحقیقاتی اینجانب استخراج گشته است و امانتداری را به صورت کامل رعایت نموده‌ام. در صورتی که خلاف این مطلب ثابت شود، مسئولیت کلیه عواقب قانونی با شخص اینجانب می‌باشد.

نام ونام خانوادگی دانشجو:
سید محمدرضا محمودیان
امضاء و تاریخ: ۱۳۸۹/۶/۱۶

"این اثر را به پاس صبر و تحمل‌های همسر مهربانم به ایشان تقدیم می‌نمایم"

"فهرست مطالب"

فصل اول ۱
۱-۱ معرفی ۲
۱-۲ مایع کردن اکسیژن ۴
۱-۳ اکسیژن مایع کرایوژنیک ۶
۱-۴ سوخت هیدروکربنی کروسین ۹
۱-۵ ویژگیهای پیشران کرایوژنیک اکسیژن مایع- کروسین ۱۰
۱-۶ سایوز، موفقترین موشک کرایوژنیک ۱۳
۱-۷ رئوس مطالب و دستاوردها ۱۸
فصل دوم ۱۹
۲-۱ مقدمه ۲۰
۲-۲ پارامترهای اصلی طراحی موتور موشک ۲۲
۲-۳ طراحی موتور ۳۱
۲-۴ طراحی محفظه رانش ۴۵
۲-۵ نکات ویژه در مورد موتورهای کرایوژنیک اکسیژن مایع- کروزین ۷۱
۲-۶ بهینهسازی طراحی مفهومی ۷۹
۲-۷ طراحی ۸۲
۲-۸ سازگاری مواد ۸۶
۲-۹ جمع بندی ۹۰
فصل سوم ۹۱
۳-۱ الگوریتم طراحی مفهومی ۹۲
۳-۲ ورودیها ۹۴
۳-۳ فرآیند طراحی ۹۴
۳-۴ ارزیابی طرح ۱۱۲
۳-۵ جمع بندی ۱۱۲
فصل چهارم ۱۱۴
۴-۱ مثال ۱ ..... ۱۱۵
۴-۲ ورودیها ۱۱۵
۴-۳ تصمیم برای پارامترهای اساسی ۱۱۶
۴-۴ طراحی و محاسبه ۱۱۸
۴-۵ ارزیابی طرح ۱۲۵
۴-۶ تکرار تصمیم برای پارامترهای اساسی ۱۲۶
۴-۷ طراحی و محاسبه ۱۲۷
۴-۸ ارزیابی ۱۳۴
۴-۹ جمعبندی ۱۳۴
فصل پنجم ۱۳۷
۵-۱ جمعبندی ۱۳۸
۵-۲ پیشنهادات ۱۳۹
پیوست (الف) گزارش کار طرحی، ساخت، و آزمایش تراستر ۳۶ نیوتنی با پیشران اکسیژن=کروسین ۱۴۱
پیوست (ب) کد طراحی مفهومی موتورهای پیشران کرایوژنیک اکسیژن-کروسین ۱۵۵
مراجع ۱۶۳

فهرست اشکال و جداول

شکل ۱ -۱ نمودار دما- انتروپی اکسیژن((National Bureau of Standards, Boulder Laboratories (1965))...۶

شکل ۱ -۲ تکامل خانواده سایوز (Soyuz user manual, 2006)..... ۱۶

شکل ۱ -۳ نماهای مختلف موشک ماهوارهبر سایوز (Soyuz user manual, 2006)..... ۱۷

شکل ۲ -۱ دیاگرام نوعی زوال تراست (Huzel, 1992)..... ۲۶

شکل ۲ -۲ نمودار هد- دبی، راندمان و توان مورد نیاز برای یک پمپ (Huzel, 1992)..... ۳۹

شکل ۲ -۳ انژکتورهای جریان برخوردی (Turner, 2006)..... ۴۶

شکل ۲ -۴ زوایای برخورد در انژکتورهای جریان برخوردی (Sutton, 2001)..... ۴۷

شکل ۲ -۵ چندراهه و سطح مقطع انژکتور موتور روسی RD-107 (Sutton, 2003)..... ۴۸

شکل ۲ -۶ چگونگی آرایش افشانهها (غیر کرایوژنیک) درون محفظه مولدگاز یک موشک ماهوارهبر..... ۴۹

شکل ۲ -۷ بافل انژکتورها (Huzel, 1992)..... ۴۹

شکل ۲ -۸ تغییرات سطح مقطع سامانه خنککاری بازیابی (Huzel, 1992)..... ۵۴

شکل ۲ -۹ روشهای مختلف ساخت کانالهای عبور مبرد، در خنککاری بازیابی موتور موشک (Huzel, 1992)..... ۵۵

شکل ۲ -۱۰ سطح مقطع سه نوع ژاکت خنککننده (Sutton, 2003)..... ۵۵

شکل ۲ -۱۱ رژیمهای انتقال حرارت از دیوارهی داغ به جریان مایع (Sutton, 2001)..... ۶۲

شکل ۲ -۱۲ نمونهای از رسوب کروزین (Preclik, 2005)..... ۶۴

شکل ۲ -۱۳ نمای روبروی صفحه انژکتور و بخش ژاکت خنککننده محفظه احتراق موتور RD-170 (Sutton, 2003)..... ۷۱

شکل ۲ -۱۴ نمایش مدهای جدایش حباب در پدیده گایزر (Fisher, 1998)..... ۷۴

شکل ۲ -۱۵ سامانه تکرار سیرکولاسیون کرایوژنیک دماها برای اکسیژن مایع به درجه کلوین..... ۷۶

شکل ۲ -۱۶ نمایش عملکرد یک TVS نوعی (Fisher, 1998)..... ۷۷

شکل ۲ -۱۷ بهینهسازی کارایی سیکل باز مولدگاز (Huzel, 1992)..... ۸۱

شکل ۲ -۱۸ بهینهسازی سیکل بسته staged-combustion (Huzel, 1992)..... ۸۱

شکل ۳-۱ الگوریتم طراحی مفهومی..... ۹۳

شکل ۳-۲ نسبت اختلاط جرمی بر حسب نسبت هم ارزی..... ۹۶

شکل ۳ -۳ دمای محفظه برحسب نسبت هم ارزی برای فشارهای مختلف محفظه احتراق..... ۹۷

شکل ۳ -۴ جرم مولکولی برحسب نسبت هم ارزی برای فشارهای مختلف محفظه احتراق..... ۹۸

شکل ۳ -۵ گاما برحسب نسبت هم ارزی برای فشارهای مختلف محفظه احتراق..... ۹۸

شکل ۳ -۶ سرعت مشخصه برحسب نسبت هم ارزی برای فشارهای مختلف محفظه احتراق..... ۹۸

شکل ۳ -۷ ضربه ویژه برحسب نسبت هم ارزی برای فشارهای مختلف محفظه احتراق..... ۹۹

شکل ۳ -۸ نوع سامانه تغذیه و فشار مخازن پیشران بر حسب حجم مخازن (Humble, 1995)..... ۱۰۰

شکل ۳ -۹ افت گرانشی برای ضربه حضیض به عنوان تابع نسبت اولیه تراست به وزن (Humble, 1995)..... ۱۰۱

شکل ۳ -۱۰ روش تحلیلی برای تخمین جرم محفظه رانش (Humble, 1995)..... ۱۰۹

جدول ۱ -۱ ویژگیهای اکسیژن مایع و کروسین..... ۱۰

جدول ۱-۲ چگالی متوسط و ضربه ویژه خلا برای سامانههای پیشرانش اکسیژن مایع، نسبت اختلاط جرمی برای تمام پیشرانها بین ۲ تا ۲٫۵ میباشد (Valentian, 2008)..... ۱۱

جدول ۱ -۳ رخدادها در طول پرواز سایوز (Soyuz user manual, 2006)..... ۱۸

جدول ۲ -۱ مقایسه دو سیکل باز و بسته (Huzel, 1992)..... ۳۶

جدول ۲ -۲ اجزاء و مفاهیم توربوماشینهای پیشرفته (Huzel, 1992)..... ۳۹

جدول ۲ -۳ رسانش حرارتی در مواد مختلف در سامانه خنککاری بازیابی (Edwards, 2003)..... ۶۱

جدول ۴ -۱ مقایسه دو طرح..... ۱۳۶

جدول پ-۱ مقایسه طرح ها از روش محاسبه شده در فصل چهارم و نرم افزار طراحی مفهومی..... ۱۶۱

چکیده

در این پایان‌نامه سعی شده است یک روند ساده برای طراحی مفهومی موتورهای موشک پیشران کرایوژنیک با پیشران اکسیژن مایع-کروسین ارائه گردد که علاوه بر سادگی، بهینه‌سازی و کاهش هزینه‌ها را نیز دربر گیرد.

در اینجا ابتدا خلاصه‌ای از موتورهای موشک کرایوژنیک و نحوه عملکرد آنها ارائه شده و سپس ویژگی‌ها و مبانی طراحی اجزا و بخش‌های مختلف سامانه پیشرانش کرایوژنیک همچون مخازن، انژکتورها، روش‌های خنک‌کاری محفظه احتراق و . . . مورد بررسی قرار گرفته اند. در ادامه الگوریتمی برای طراحی مفهومی موتورهای موشک پیشران کرایوژنیک اکسیژن مایع-کروسین ارائه شده است، و در نهایت موتوری با این ترکیب پیشران برای طبقه بالایی یک موشک ماهواره‌بر طراحی گردیده است.

واژه‌های کلیدی: اکسیژن مایع- کروسین- پیشرانش- کرایوژنیک

فصل اول

موتورهای پیشران کرایوژنیک اکسیژن مایع-کروسین و پرکاربردترین نمونه‌ی تاریخی آنها

۱-۱ معرفی

تعاریف

به جوهر اصلی موتور موشک که شامل سوخت و اکسنده است، "پیشران" گفته می‌شود. این واژه ترجمه عبارت "Propellant" می‌باشد. زمانی که هم سوخت و هم اکسنده مایع باشند، آنرا پیشران مایع نامیده و موتور موشکی که با آن کار می‌کند را موتور موشک پیشران مایع می‌نامند. اگر حداقل یکی از مولفه‌ها ماده یا عنصر بسیار سردی همچون اکسیژن مایع باشد، به این ترکیب، پیشران کرایوژنیک گفته می‌شود. کلمه "Propulsion" که به معنای بسوی جلو راندن می‌باشد با گفتار "پیشرانش" هم معنا است.

عبارت "Thrust" توسط واژه "رانش" به فارسی برگردانده شده و عبارت "Thruster" با واژه "رانش‌گر" جایگزین شده است.

از سال ۱۹۲۶ که رابرت گدارد اولین موشک پیشران مایع را پرتاب نمود این وسایل در ابعاد و اندازه‌های مختلف با هر دو سامانه تغذیه توربوپمپی و تحت فشار ساخته شدند که متناسب با کاربردشان سیکل‌ها، پیشران‌ها، و تراست‌های متفاوتی داشته‌اند. اما یک چیز همچنان بدون تغییر مانده و آن اصل فیزیکی و اصول طراحی آنها می‌باشد. عملی‌کردن این اصل نیاز به صنعت پیشرفته و سطح تکنولوژی بالایی دارد (Huzel, 1992).

از مهمترین نیازهای فعلی کشور با توجه به رشد سریع جمعیت و پهناوری وسیع جغرافیایی، ارتباطات مخابراتی و تلویزیونی می‌باشند. بهترین وسیله برای فراهم نمودن بسترهای مناسب جهت دسترسی ارزان و کارآمد برای این اهداف، ماهواره‌های مخابراتی و تلویزیونی هستند که بیشتر در مدار ژئوسنکرون قرار می‌گیرند. اینگونه ماهواره‌ها به دلیل نیاز به زیر سیستم‌های مختلف و گوناگون دارای جرم زیادی بوده و در بیشتر موارد از مرتبه چندین هزار کیلوگرم جرم دارند. لذا

جهت پرتاب و در مدار قرار دادن آنها باید از پیشران‌هایی با چگالی و توان تولید ضربه‌ی ویژه بالا استفاده نمود.

مناسب‌ترین ترکیب پیشران که تا به حال به صورت عملی مورد استفاده قرار گرفته است ترکیب اکسیژن مایع و کروسین است که ضربه ویژه‌ای حدود ۳۰۰ ثانیه ایجاد می‌نماید و از وزن مخصوص متوسط بالای ۱،۰۲ برخوردار است. ترکیب اکسیژن مایع و هیدروژن مایع وزن مخصوص متوسط پایینی داشته ۰،۲۸ که باعث بزرگ شدن مخازن شده و افزایش پسای وسیله در مدت اوج گرفتن آن را به دنبال دارد (Cornelisse, 1979). همچنین با بررسی ماهواره‌برهای موفق دنیا می‌توان دریافت، آنهایی که از پیشران اکسیژن مایع-کروسین استفاده می‌نمایند نسبت به دیگر وسایل از قابلیت اطمینان بالاتر و هزینه کمتری برخوردار هستند (Isakowitz, 2000).

در کشورهای مختلف تحقیقات گسترده‌ای بر روی اجزا و بخش‌های مختلف سامانه‌های پیشرانش کرایوژنیک از قبیل؛

طراحی سیستمی و مدیریت

[(Iacobellis, 1967), (Durteste, 2007), (Aydelott, 1985)]

پیشرانش فضایی، کاهش هزینه‌ها، قابلیت اطمینان، و طراحی سیستم‌های کرایوژنیک فضایی

[(Eidison, 1992), (Glover, 1991), (Lak, 200), (Valentian, 2003, 2005, 2006, 2007)]

مشخصات و ویژگی‌های اکسیژن مایع-کروسین

[(Fan, 2008), (Greene, 2002), (Mehta, 1995)]

سیکل‌ها و توربوپمپ

[(Huzel, 1992), (Manski, 1998), (Sreeyasunath, 1995), (Sergienko, 1995)]

محفظه رانش و نازل

[(Nicolay, 2000), (Ehresman, 2005)]

مخازن و پرفشارسازی آنها

[(Lak, 1990), (Torre, 1987), (Aoki, 2001), (Yokozeki, 2005)]

انژکتورهای جریان چرخشی و جریان برخوردی

[(Gautam, 2006, 2007, 2008), (Kim, 2005), (Soller, 2005)]

انتقال حرارت

[(Namkoung, 2006), (Wagner, 2006), (Zhong, 2008)]

سوخت و احتراق

[(Edwards, 2002), (Fan, 2007), (Kim, 2005), (Lindstedt, 2000), (Wang, 2001)]

شیرآلات و جریان درون مسیرها

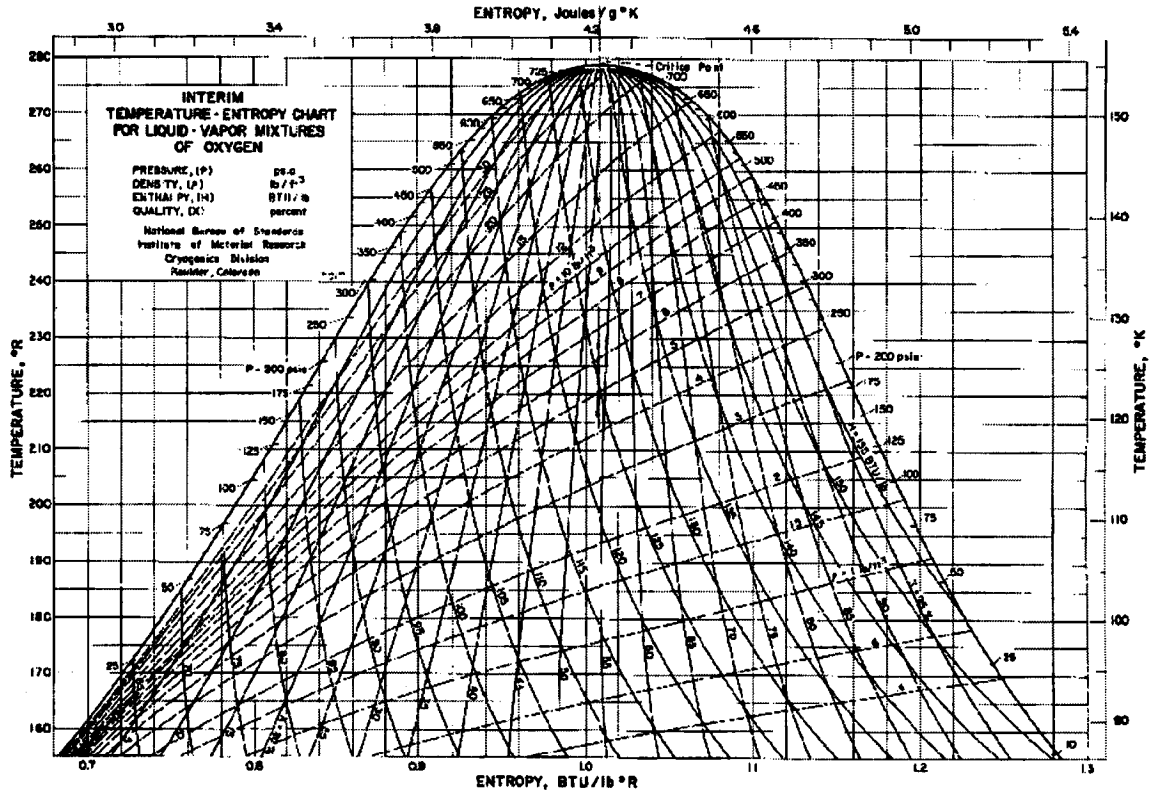
[(Horstmann, 1999), (Robbins, 1964), (Popp, 1989)]

و . . . صورت گرفته است. در این پایان‌نامه سعی شده است با لحاظ نمودن این تحقیقات، یک روند ساده برای طراحی مفهومی موتورهای موشک پیشران کرایوژنیک اکسیژن مایع- کروسین ارائه گردد که علاوه بر سادگی، بهینه‌سازی و کاهش هزینه‌ها را نیز دربر گیرد.

۱-۲ مایع کردن اکسیژن

در سال ۱۸۲۳ میلادی مایکل فارادی راهی ارائه داد. اگر گازی تحت فشار قرار گیرد، فشار، مولکول‌های آن را به هم نزدیک می‌کند، و این تمایل گاز برای مایع شدن را زیاد می‌کند. اگر گاز تحت هر دو اثر فشار بالا و دمای پایین قرار گیرد ممکن است آسان‌تر از زمانی که تنها دمای آن کاهش می‌یابد، مایع شود. فارادی کار خود را با لوله شیشه‌ای ضخیم آغاز کرد. او در این لوله مقداری ماده شیمیایی قرار داد که در اثر گرما کلر از آن آزاد می‌شد. سر دیگر لوله را ذوب و مسدود کرد و با ذوب کردن قسمت وسط لوله آنرا خم کرد. سپس یک طرف لوله را که در آن ماده شیمیایی بود در آب داغ، و طرف دیگر را در آب یخ گذاشت. در طرفی که گرم می‌شد، گاز کلر به وجود می‌آمد و به این ترتیب، فشار بیشتر می‌شد. سرانجام فشار زیاد، همراه با سرمای حاصل از آب یخ، سبب تولید کلر مایع در طرف سرد لوله شد. کلر بدون فشار در دمای ۲۳۸٫۶ کلوین مایع می‌شود. کلر را به سادگی می‌توان در زمستان سیبری مایع کرد. اما سرما به اضافه‌ی فشار می‌تواند برای مایع‌کردن گازهایی به کار رود که در حالت عادی در دماهایی از این هم پایین‌تر مایع می‌شوند. به علاوه این روش راهی جدید برای رسیدن به دماهای پایین در اختیار دانشمندان گذاشت.

گازی تحت فشار مایع شده و مخزن آن طوری عایق‌بندی گردیده که گرمای بیرون به درون مخزن راه نمی‌یابد. اگر در این حال درب مخزن باز شود مایع شروع به جوشیدن می‌کند و به گاز تبدیل می‌شود. برای تشکیل گاز مولکول‌های مایع باید از هم دور شوند، دور شدن مولکول‌ها از یکدیگر نیاز به انرژی دارد. این انرژی تنها از خود مایع می‌تواند تامین شود، بنابراین، با تبخیر مایع، خود مایع به سرعت سرد می‌شود. مشکلی که در مایع کردن گازهایی نظیر اکسیژن، نیتروژن، هیدروژن، هلیوم و . . . وجود داشت، تامس اندروز دانشمند ایرلندی، در سال ۱۸۶۹ میلادی توضیح داد. او دریافت که هرچه دمای گاز بالاتر باشد، فشار بیشتری برای مایع کردن آن لازم است و فشار لازم سریع‌تر از دما بالا می‌رود به طوری که بالاتر از یک دمای بحرانی معین، فشار هر قدر باشد نمی‌تواند گاز مورد نظر را مایع کند. در سال ۱۸۵۲ میلادی لرد کلوین (که در آن موقع فقط ویلیام تامسون نامیده می‌شد) و یکی از دوستانش جیمز پرسکت جول، دانشمند انگلیسی، نشان دادند که تبخیرکردن تنها راه ایجاد کاهش در دما نیست. اگر گاز درون مخزنی تحت فشار قرار گیرد، و سپس تا حد امکان سرد شود. در این صورت اگر این گاز متراکم، منبسط شود، این انبساط، انرژی می‌گیرد، و این انرژی از خود گاز گرفته می‌شود، در نتیجه دما به سرعت پایین می‌آید. این را اثر (جول- تامسن) می‌نامند. در سال ۱۸۷۷ میلادی لویی پل کایته فیزیکدان فرانسوی، اکسیژن را تا جایی که می‌توانست متراکم کرد. سپس دمای اکسیژن متراکم را به پایین‌ترین حدی که می‌توانست رساند و گذاشت تا اکسیژن منبسط شود، دمای آن پایین آمد، و سرانجام او توانست قطره‌های ریزی مانند مه از اکسیژن مایع تهیه کند. با پیشرفت و اصلاح روش مذکور، دانشمندان در سال ۱۸۸۳ میلادی توانستند این گاز مایع شده را به مقداری قابل ملاحظه بدست‌آورند. در واقع ۱۲ سال بعد، کارل فون لینده، شیمیدان آلمانی، راهی یافت که به کمک آن توانست آن قدر زیاد هوای مایع (متشکل از اکسیژن و نیتروژن) تهیه کند که، برای استفاده‌ی صنعتی، به حد کافی ارزان باشد (خرمی، ۱۳۷۳). شکل ۱-۱ نمودار دما-انتروپی برای مخلوط دو فازی بخار-مایع اکسیژن را نشان می‌دهد.



شکل ۱ -۱ نمودار دما- انتروپی اکسیژن ((National Bureau of Standards, Boulder Laboratories (1965).

۱-۳ اکسیژن مایع کرایوژنیک

اکسیژن مایع را اغلب به صورت LOX نشان می‌دهند. مایع بسیار سرد (کرایوژنیک) بوده و نقطه جوش آن در فشار یک اتمسفر ۹۰ کلوین یا ۱۸۳- درجه سلسیوس است. در دمای ۱۸۳- درجه سلسیوس، وزن مخصوص ۱,۱۴ دارد. بدون بو است و دارای رنگ آبی کمرنگ می‌باشد. دما و فشار بحرانی آن ۱۱۸- درجه سلسیوس یا ۱۵۴ کلوین و ۵۱ bar است (Universal Industrial Gases, Inc. (2010).

این عنصر بسیار مورد استفاده بوده و هنگام استفاده با هیدروکربن‌ها دارای شعله‌ای به رنگ سفید روشن- زرد است. همچنین با سوخت‌های الکل، کروسین، و هیدروژن استفاده شده است. این اکسنده دارای کارایی قابل قبولی است که برای استفاده در موتورهای راکت آن را مطلوب می‌سازد. موشک‌های زیر از این نوع اکسیدایزر استفاده کرده‌اند؛ اطلس، ژوپیتر، سایوز، ساترن، شاتل فضایی،

آریان، موشک‌های ژاپنی، V-2 و ردستون. اگرچه این اکسیدایزر به خودی خود شعله‌ور نمی‌شود، اما هنگامی که با مواد آلی تحت فشار ترکیب شده باشد، امکان احتراق یا انفجار آن وجود دارد.

برای کاهش تلفات تبخیر، باید مخازن، لوله‌ها، شیرها و ... را به خوبی ایزوله کرد. تمام سامانه‌هایی که از اکسیژن مایع استفاده می‌کنند، برای خروج آب مایع شده در اطراف قطعاتِ در تماس با آن از آبریزهای تخلیه کننده استفاده می‌کنند (Sutton, 2001).

اکسیژن مایع در ایران تولید می‌شود و کارخانه تولیدی در استان اصفهان مستقر است. هزینه تهیه این عنصر در سال ۱۳۸۸ برای مقادیر بیشتر از یک تن از قرار هر کیلوگرم حدود ۷۰۰۰ ریال است.

هشدارهای حفاظتی

۲۱٪ از هوا بصورت طبیعی حاوی اکسیژن است و اساساً غیر سمی می‌باشد. تا غلظت ۵۰٪ برای مدت ۲۴ ساعت می‌تواند استنشاق شود. غلظت بیشتر از ۷۵٪ موجب سردرد، سرگیجه، کسالت، کندی واکنش، و بیهوشی می‌شود. بخار بسیار سرد متصاعد شده از اکسیژن مایع در تماس طولانی مدت و مکرر می‌تواند سبب انجماد راه‌های تنفس و دستگاه تنفسی شود. سامانه‌هایی که ممکن است تحت تأثیر این ماده قرار گیرند عبارتند از؛ دستگاه تنفسی، دستگاه قلبی عروقی، سامانه عصبی، بینایی، جنین.

تماس اکسیژن مایع با بدن موجب یخزدگی می‌شود. علائم انجماد متوسط پوست؛ بیحسی، تیرکشیدن، و خارش و علائم انجماد شدید پوست؛ سوزش و سوختگی بسیار حساس و سفتی موضع تحت تأثیر قرار گرفته می‌باشند، همچنین پوست به رنگ سفید و یا زرد در می‌آید و امکان تاول، مرگ پوست، و قانقاریا نیز وجود دارد ((Universal Industrial Gases, Inc. (2010)).

کمک‌های اولیه

اگر حالت یخزدگی اتفاق افتاد، سریعاً لباس‌ها یا تزئیناتی که در اثر تماس این ماده به پوست چسبیده است را از تن خارج کنید و موضع آلوده را با مقدار زیادی آب ولرم و تمیز شستشو داده

تا آلودگی برطرف شود. هرگز موضع آسیب دیده را ماساژ ندهید. در تماس اکسیژن مایع با چشم، سریعاً آن را با مقدار زیادی آب حداقل بمدت ۱۵ دقیقه شستشو دهید. اگر علائم و مشکلات تنفسی نمایان شد، فرد مصدوم را به هوای آزاد برده و به فرد مصدوم اجازه کشیدن سیگار ندهید. سریعاً به پزشک یا اورژانس مراجعه کنید ((Universal Industrial Gases, Inc. (2010).

اطفاء حریق

اکسیژن قابل اشتعال نیست و نمی‌سوزد با این حال اکسیژن مایع خالص یا حالت گازی اکسیژن خطر جدی برای حریق دارند زیرا سبب ترویج و بالا رفتن آن می‌شوند. زمانیکه اکسیژن مایع وجود داشت و حریقی اتفاق افتاد، باید از وسایل ویژه برای خاموش نمودن آتش استفاده شود. اشتعال مواد سوختی همراه با اکسیژن مایع نمی‌تواند بطور مؤثری توسط مواد اطفاء حریق معمولی مهار شود. برای خاموش کردن حریق فاصله ایمن رعایت شود (Universal Industrial Gases, Inc. (2010)).

احتیاطات شخصی

از دست‌کش و لباس‌های حفاظتی ویژه مواد کرایوژنیک استفاده شود. برای حفاظت چشم از عینک‌های ایمنی استفاده شود. در اکثر مواقع محافظت از صورت ضروری است. وجود دوش و چشم شورهای ایمنی در محیط کار با این ماده الزامی است. معمولا تجهیزات حفاظت تنفسی مورد نیاز نیستند ((Universal Industrial Gases, Inc. (2010).

احتیاطات محیطی

اگر اکسیژن مایع بر روی آسفالت و سطوح کف ریخت، به مدت چند دقیقه روی این سطوح راه نروید تا حالت انجمادی آن از بین برود. کلیه منابع قابل اشتعال را از محیط دور کرده و محیط را تهویه کنید ((Universal Industrial Gases, Inc. (2010).

جابجایی و انبار

حمل و نقل و انبار کردن در صورتیکه با مواد آلی تماسی نداشته باشد، ایمن است. این ماده دارای خاصیت خورندگی، و سمی بودن نیست و تاثیری بر دیواره‌های مخازن نمی‌گذارد. به علت اینکه اکسیژن مایع از تبخیر پذیری بالایی برخوردار است، نمی‌توان آن را به راحتی برای زمان‌های طولانی انبار کرد. قبل از حمل و نقل، اقدامات کنترل مهندسی برای محافظت از اپراتور بسیار مهم است. اپراتور می‌بایست به کلیه تجهیزات ایمنی فردی مورد نیاز، مجهز باشد. افرادی که با این ماده کار می‌کنند باید طرز کار ایمن و خطرات کار با این ماده را آموزش دیده باشند. از سیستم تهویه مناسب استفاده شود. هرگز با سیستم‌های تحت فشار بدون احتیاط لازم و اطمینان از عدم نشتی کار نشود ((Universal Industrial Gases, Inc. (2010).

۱-۴ سوخت هیدروکربنی کروسین

مشتقات نفتی شامل یک سری از انواع هیدروکربن‌های شیمیایی مختلف هستند که می‌توانند به عنوان سوخت موشک مورد استفاده قرار گیرند. در کل سوخت‌های نفتی، دارای شعله‌ای درخشان از رنگ زرد- سفید در هنگام سوختن هستند و کارایی خوبی دارند. حمل و نقل آنها ساده بوده و از نظر قیمت و در دسترس بودن مناسب می‌باشند. مخصوصاً محصولات نفتی پالایش شده برای موتورهای راکت از جمله RP-1 (کروسین) بسیار مناسبند. بعضی از هیدروکربن‌ها در خلال عبور از مسیرهای خنک‌کاری دچار ته‌نشینی کربن شده و انتقال حرارت را با مشکل روبرو می‌کنند، تشکیل این کربن‌ها به دمای سوخت در پوشش خنک‌کننده، ویژگی سوخت، انتقال حرارت، و مواد دیواره محفظه بستگی دارد. کروسین یا RP-1 ساده‌ترین سوخت است، از مزایای آن می‌توان به موارد زیر اشاره نمود. راحتی و سادگی در حمل و نقل، همچون سوخت‌های هیدروکربنی دیگر مثل نفت سفید که روزانه میلیون‌ها لیتر از آن در سراسر جهان در حال انتقال از نقطه‌ای به نقطه‌ی دیگر است، ساده و راحت قابل انتقال می‌باشد. این ماده از ترکیبات آروماتیک بوده و دارای بوی خوش می‌باشد. چگالی نسبتاً مطلوبی در حدود ۰٫۸۱ کیلوگرم بر لیتر دارا است. باز هم مشابه با نفت

سفید قیمت کم و فراوانی زیاد از دیگر مزایای آن به شمار می‌رود (Mehta, 1995). کروسین غیر سمی بوده و در حین کار با آن نیازی به رعایت مقررات و موارد ایمنی دست و پا گیر وجود ندارد. *ایران* دارای منابع عظیم نفت می‌باشد، لذا امکان تهیه کروسین به سادگی وجود داشته و می‌توان از آن در پروژه‌های فضایی کشور به صورت یک سوخت قابل اطمینان و در دسترس و ارزان قیمت استفاده نمود. کروسین دمای مشخصی برای تجزیه شدن نداشته و وابسته به نفت خام و فرآیند پالایش آن می‌تواند ویژگی‌های متفاوتی داشته باشد.

جدول ۱ -۱ ویژگی‌های اکسیژن مایع و کروسین

	اکسیژن مایع (Universal Industrial Gases, Inc. 2010)	کروسین (Burkhardt, 2002)
وزن مخصوص	۱,۱۴	۰,۸۱
نقطه جوش (K)	۹۰	۴۵۰-۲۹۰ Edwards,) (2003
نقطه انجماد (K)	۵۴,۷۵	۲۲۴
گرمای نهان تبخیر (kJ/kg)	۲۱۳	-
گرمای ویژه (kJ/kg.K)	۱,۶۶۹	۲,۰۹۳
دمای بحرانی(K)	۱۵۴	۶۲۲
فشار بحرانی (bar)	۵۱	۲۲
رنگ	آبی روشن	-
سمی	خیر	خیر
خورنده	خیر	خیر
هزینه در سال ۸۸ (ریال)	۷۰۰۰	-
پایداری	خوب	عالی

۱-۵ ویژگی‌های پیشران کرایوژنیک اکسیژن مایع- کروسین