سال ۲۹، شماره ۱۳۱، صفحات ۲۶–۳۵، نوع مقاله: ترویجی

مجله علمی مهندسی مکانیک

ISSN: 1605-9719

بررسی عملکرد سامانه پشتیبانی حیات و تهویه مطبوع یک هواپیمای مسافربری

یاسر یزدانی[۱ و *]، جاماسب پیرکندی[۲]، مهران نصرت‌الهی[۲]

[۱] دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

[۲] دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

*مسئول مکاتبات: yazdaniyaser@gmail.com

◄ چکیده

سامانه پشتیبانی حیات و تهویه مطبوع در هواپیما یکی از مهم‌ترین سیستم‌های جانبی آن بشمار می‌آید. عملکرد صحیح این سامانه باعث افزایش احساس آسایش و امنیت برای مسافرین و خدمه هواپیما در طول پرواز شده و از سوی دیگر عملکرد نادرست آن نیز باعث خرابی‌های جبران ناپذیر و حتی باعث مرگ سرنشینان هواپیما می‌شود. طی سالیان گذشته تلاش‌های گسترده‌ای در خصوص بهبود عملکرد سیستم‌های پشتیبانی حیات و تهویه مطبوع هواپیماهای مسافربری انجام شده است. از جمله راه‌کارهای ارائه‌شده برای بهبود عملکرد این سامانه، استفاده از سیکل‌های هوایی در سیستم تهویه مطبوع هواپیما است. هدف عمده این مقاله بررسی عملکرد سامانه پشتیبانی حیات و تهویه مطبوع در یک هواپیمای مسافربری می‌باشد. در این مقاله ابتدا به معرفی سیستم کنترل محیطی هواپیما و اجزای آن پرداخته شده و سپس چهار سیکل هوایی که شامل سیکل هوایی سه چرخ ساده، سیکل هوایی چهار چرخ ساده، سیکل هوایی سه چرخ با سیستم جدایش آب در فشار بالا و سیکل هوایی چهار چرخ با سیستم جدایش آب در فشار بالا مورد بررسی قرار گرفته‌اند. در کلیه سیکل‌ها هوا به عنوان مبرد انتخاب شده است.

◄ واژگان کلیدی

هواپیما
پشتیبانی حیات
تهویه مطبوع
سیکل هوایی

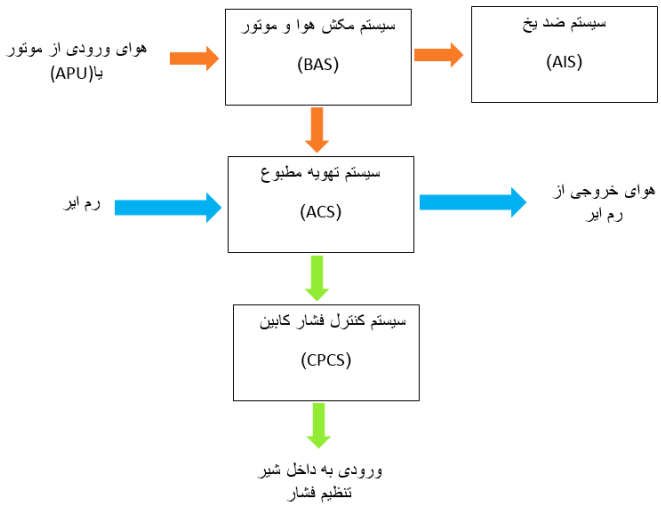
◄ تاریخچه مقاله

تاریخ دریافت ۱۳۹۷/۰۷/۱۰
تاریخ پذیرش ۱۳۹۹/۰۱/۰۹

۱ مقدمه

سامانه پشتیبانی حیات و تهویه مطبوع یکی از سیستم‌های جانبی مهم در هواپیما بوده و هدف عمده آن تأمین آسایش و راحتی برای سرنشینان و خدمه پروازی می‌باشد. امروزه در تمامی وسایل حمل و نقل هوایی غیر نظامی، از سیستم‌های کنترل محیطی استفاده می‌شود. این سیستم نیاز به هوای مکیده شده از موتورها داشته و کمک زیادی به فراهم نمودن یک محیط سالم برای مسافران و خدمه پروازی می‌کند. باید در نظر داشت که مکش هوا از موتور به داخل سیستم کنترل محیطی، نیاز به مصرف سوخت بیشتر داشته و این مسأله بر روی عملکرد سیستم پیشرانش تأثیر می‌گذارد. مقدار کار مصرفی توسط این نوع سیستم‌ها حدود ۳ الی ۵ درصد کل توان موتور می‌باشد [۱]. از سوی دیگر این نوع سیستم‌های تهویه مطبوع به دو شکل با سیستم جدایش آب در فشار کم و با سیستم جدایش آب در فشار زیاد تقسیم‌بندی می‌شوند که هر دوی آنها در هواپیماهای حمل و نقل غیرنظامی قابل استفاده می‌باشند. با توجه به توسعه‌یافتگی نرم‌افزارهای جدید می‌توان سیکل‌های مربوط به تهویه مطبوع هواپیما را مدل‌سازی کرد [۲]. سیستم کنترل محیطی در هواپیما به منظور ایجاد یک فضای راحت در کابین هواپیما استفاده شده و باید درجه حرارت، فشار، رطوبت و سرعت هوای در گردش داخل کابین را تنظیم کند تا در داخل کابین هواپیما، هوایی با کیفیت بالا ارائه گردد [۳]. از طرف دیگر این سیستم وظیفه کنترل یخ‌زدگی تجهیزات هواپیما را دارد و باید طوری عمل کند که در هر لحظه هرگونه یخ‌زدگی در هواپیما ذوب گردد.

با توجه به موارد فوق سیستم کنترل محیطی را می‌توان به چهار بخش تقسیم کرد: سیستم هوای مکیده‌شده به داخل سیکل، سیستم تهویه مطبوع، سیستم کنترل فشار داخل کابین و سیستم ضدیخ. این چهار سیستم از هم مستقل نیستند. برای مثال سیستم مکنده هوا، منبع تأمین هوای هر سه سیستم دیگر است و همچنین در این سیستم دمای هوا باید به گونه‌ای باشد که برای دو سیستم ضدیخ و تهویه مطبوع مناسب و قابل کاربرد باشد. در شکل ۱ نمونه‌ای از پیکربندی سیستم کنترل محیطی هواپیما نشان داده شده است [۴].



شکل ۱: سیستم کنترل محیطی استفاده‌شده در هواپیما.

سیکل هوایی یک روش مناسب برای خنک‌کاری هواپیما است. این

سیکل سبک‌تر و کم حجم‌تر از سیکل بخار بوده و از دیگر مزایای این چرخه می‌توان به موارد ذیل اشاره کرد:

- نرخ جریان هوای فشرده شده زیاد در داخل کابین،
- استفاده از بخشی از کار کمپرسور جهت تنظیم فشار داخل کابین،
- مشترک بودن تجهیزات سرمایش و گرمایش کابین (برای سیکل‌های خنک‌کاری دیگر، گرمایش تجهیزات خاص خود را دارد)،
- هماهنگ بودن سیستم تهویه و سیستم فشار داخل کابین.

هدف عمده از بکارگیری این نوع سیستم‌ها تأمین آسایش و ایمنی برای سرنشینان هواپیما در محدوده عملیاتی آن است. با اوج‌گیری هواپیما فشار محیط اطراف هواپیما شروع به کاهش نموده و اگر عملی برای مقابله با آن صورت نگیرد، سرنشینان هواپیما در معرض عوارض متعدد زیستی قرار خواهند گرفت. از این رو برای هواپیمایی که با تغییرات شدید در فشار، درجه حرارت و رطوبت مواجه هستند، باید سیستم تهویه مطبوع مناسبی استفاده گردد. یک سیستم تهویه مطبوع هواپیما باید الزامات زیر را برآورده کند [۵].

۱.۱ دما

دمای هوای داخل کابین هواپیما، باید بین ۴۰ الی ۸۰ درجه فارنهایت باشد و اصولاً دمای ۷۰ درجه فارنهایت بهترین شرایط دمایی برای آن محسوب می‌گردد. برای رسیدن به این شرایط دمایی باید موارد ذیل رعایت گردد:

- به منظور گرمایش هوای داخل کابین در شرایطی که هوای محیط به هر دلیلی سرد باشد، سیستم گرمایش فعال گردد.
- به منظور تأمین هوای خنک برای کابین در شرایطی که هوای محیط گرم و آزاردهنده است، سیستم سرمایش فعال شود.

۲.۱ تهویه مطبوع

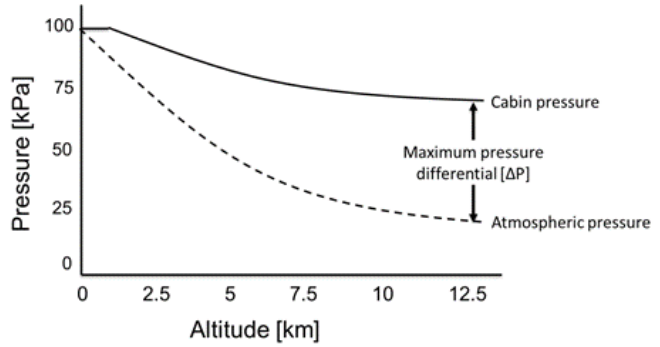
منظور از این واژه تأمین هوای خنک و توزیع مناسب آن در کل کابین با یک میزان پایدار و نیز تخلیه هوای راکد و مرده کابین به میزان ۲ بار در ساعت است. طبق استاندارد باید برای هر سرنشین هواپیما در داخل کابین، مقدار هوایی برابر ۱ الی ۲ پوند در هر دقیقه تأمین گردد [۲].

۳.۱ رطوبت

به طور کلی در هر فضای اشغال شده توسط انسان رطوبت زیاد و رطوبت کم آزار دهنده می‌باشد. برای مثال رطوبت زیاد باعث سلب آسایش مسافرین شده و در چنین مواردی رطوبت‌زدایی[1] از فضا لازم است. از سوی دیگر رطوبت کم نیز سبب ناراحتی بدنی و خستگی می‌شود که این مسأله در پروازهای طولانی نمود بیشتری دارد. در چنین شرایطی نیز باید از دستگاه‌های مرطوب‌کننده[2] محیط استفاده گردد.

۴.۱ فشار

این مسئله در مورد هواپیماهایی که در ارتفاع زیاد پرواز می‌کنند، مصداق دارد. سیستم هوای فشرده تضمین می‌نماید که بدون توجه به ارتفاع زیاد پروازی هواپیما شرایط ارتفاع کم در داخل کابین حفظ گردد. یعنی هواپیما می‌تواند در ارتفاع ۴۰۰۰۰ پا با فشار محیط معادل ۲/۷ پوند بر اینچ مربع پرواز نموده و در داخل کابین آن، فشار حاکم ۱۰/۹۲ پوند بر اینچ مربع باشد. این عدد مقدار فشاری است که برای سرنشینان قابل قبول بوده و آسایش زیستی آنها را موجب می‌گردد. این فرآیند در شکل ۲ نشان داده شده است. معمولاً بخشی از هوای فشرده‌شده کمپرسور موتورهای جت، به سمت کابین هواپیما ارسال می‌گردد و فشار مطلوب کابین نیز توسط شیر جریان خارجی کنترل می‌شود.



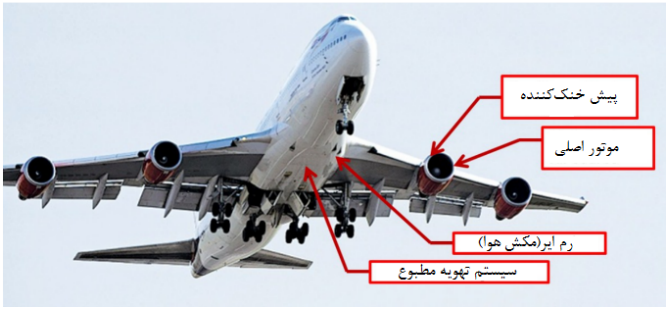
شکل ۲: اختلاف فشار کابین هواپیما و فشار اتمسفر [۲].

۲ اجزای سیستم کنترل محیطی

هر سیستم کنترل محیطی هواپیما اغلب شامل سیستم تهویه مطبوع، سیستم فشار و سیستم اکسیژن است. در ادامه هر کدام از سیستم‌های اشاره شده مورد بررسی قرار گرفته است.

۱.۲ سیستم تهویه مطبوع

سیستم تهویه مطبوع هواپیمای جت با هواپیماهای دیگر یک فرق اساسی داشته و آن این است که در این گونه هواپیماها کمپرسور موتور منبع اصلی تأمین هوای مورد نیاز کابین هواپیما است. هوا پس از ورود به موتور توسط کمپرسور فشرده شده و با دما و فشار بالاتری آن را ترک می‌کند. از این رو کمپرسور منبع قابل توجهی برای تأمین هوای مورد نیاز کابین به شمار می‌آید. در شکل ۳ نمایی از سیستم تهویه مطبوع هواپیما و همچنین سایر اجزای به کار رفته در آن مانند رم ایر (مکش هوا)، پیش خنک کننده و ... نشان داده شده است.



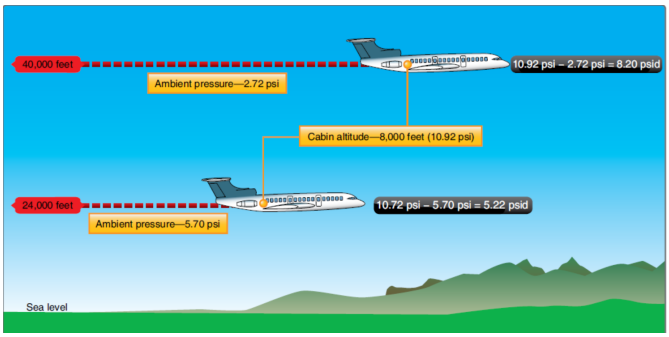
شکل ۳: اجزای سیستم کنترل محیطی در هواپیما [۶].

[1] moisture separator [2] humidifier

۲.۲ سیستم فشار

پرواز در ارتفاعات بالا دارای محاسنی می‌باشد که در این میان کاهش درگ حاصل از رقیق بودن هوا و در نتیجه کاهش مصرف سوخت از مهم‌ترین آنها به شمار می‌رود. با توجه به کارایی بالای هواپیماهای جدید و تولید موتورهای جت پیشرفته، ارتفاع پروازی هواپیماهای کنونی تا بیش از ۴۰۰۰۰ پا افزایش پیدا کرده است [۵]. طبیعی است که در این ارتفاع هوا شدیداً رقیق بوده و کمبود اکسیژن و پایین بودن فشار هوا موجب ایجاد مشکلات شدید تنفسی و نیز صدمه دیدن بافت‌های بدن خواهد شد. با توجه به موارد فوق در تمام هواپیماهای مسافربری طراحی و کنترل سیستم فشار بسیار مهم و ضروری می‌باشد. این سیستم باید طوری طراحی و کنترل شود که بتواند فشار هوای داخل کابین را در حد قابل قبول و تحملی نگه داشته و شرایط آسایش مسافرین را فراهم کند. طبیعی است که این امر موجب ایجاد اختلاف فشار قابل توجهی بین داخل و خارج هواپیما شده و این مسئله بدنه بسیار مستحکمی را برای هواپیما می‌طلبد. ضمن اینکه بدنه چنین هواپیماهایی به علت تغییرات فشار داخل، حالت دم و بازدم داشته و این نکته از نظر خستگی قابل تأمل است. در سال‌های اخیر با افزایش پیشرفت در زمینه طراحی و ساخت هواپیما (به‌ویژه در بخش سازه) این مشکلات نیز تا حدودی حل شده است.

تجربیات پزشکی نشان داده است که بدن انسان فشار استاندارد ۱۴/۷ پوند بر اینچ مربع سطح دریا و افت فشاری معادل ۴ پوند بر اینچ مربع را به خوبی می‌تواند تحمل نماید. یعنی فشاری معادل ۱۰/۷ پوند بر اینچ مربع برای انسان تحمل پذیر بوده و این تقریباً معادل فشار استاندارد در ارتفاع ۸۰۰۰ پا است (۱۰/۹۲ پوند بر اینچ مربع). بنابراین ملاحظه می‌شود که به هنگام پرواز در ارتفاعات زیاد مثلاً محدوده ۴۰۰۰۰ پا، حفظ فشار کابین در ارتفاع ۸۰۰۰ پا منطقی خواهد بود و این امر با توجه به شکل ۴ باعث بوجود آمدن اختلاف فشاری حدود ۸/۴ پوند بر اینچ مربع بین داخل و خارج هواپیما می‌شود که مستلزم داشتن بدنه‌ای بسیار قوی است. از اینجا این نکته دریافت می‌شود که چرا سازندگان هواپیما سعی نمی‌کنند فشار استاندارد سطح دریا را در کابین حفظ نمایند زیرا در این صورت اختلاف فشار بین داخل و خارج هواپیما از ۱۰ پوند بر اینچ مربع فراتر رفته و بار بزرگی بر روی سازه ایجاد می‌کند [۵]. لازم به ذکر است که هوایی که برای فشرده کردن کابین استفاده می‌شود، همان هوای تهویه شده‌ای است که در ابتدا وارد کابین می‌شود. در ادامه تحقیق در خصوص نحوه کنترل این سیستم مواردی مطرح خواهد شد.



شکل ۴: نحوه تغییرات فشار کابین هواپیما [۷].

۳.۲ سیستم اکسیژن

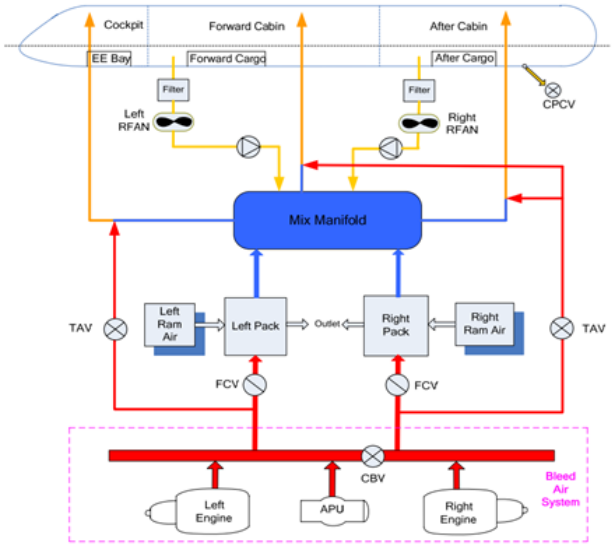
طبق مقررات بین‌المللی هوانوردی کلیه هواپیماهایی که بالاتر از ارتفاع ۱۰۰۰۰ پا پرواز می‌کنند، باید مجهز به سیستم اکسیژن باشند. این نکته در مورد هواپیماهای با کابین تحت فشار و بدون فشار صادق است. تنها مورد قابل توجه در این بخش این است که در هواپیماهای با کابین تحت فشار، استفاده از آن در موارد ضروری همچون فشارزدایی کابین نیز وجود دارد [۸].

اکسیژن مورد استفاده در این سیستم‌ها از نوع طبی بوده و اکسیژن صنعتی به علت دارا بودن ناخالصی به هیچ وجه نباید مورد استفاده قرار گیرد. به هنگام کار با قطعات این سیستم باید نظافت مطلق رعایت شده و جهت جلوگیری از اشتعال و انفجار گریس و روغن نباید با اکسیژن تماس حاصل نماید. سیستم اکسیژن در هواپیما به سه صورت زیر وجود دارد:

۱. **سیستم فشار پایین:** با فشار مخزنی حدود ۴۵۰ پوند بر اینچ مربع،
۲. **سیستم فشار بالا:** با فشار مخزنی حدود ۱۸۰۰ پوند بر اینچ مربع،
۳. **سیستم اکسیژن مایع:** در این حالات اکسیژن در داخل هواپیما به صورت مایع ذخیره شده و به دو شکل نوع درخواستی[3] برای خدمه هواپیما و نوع جریان متداوم[4] برای مسافرین مورد استفاده قرار می‌گیرد.

۳ اجزای سیستم تهویه مطبوع

سیستم تهویه مطبوع شامل سه بخش مولد هوا (سیکل هوایی و بسته)، سیستم چرخش هوا و سیستم توزیع هوا می‌باشد. در شکل ۵ یک نمونه سیستم تهویه مطبوع که از دو موتور و یک واحد کمکی[5] (APU) تغذیه می‌شود، نشان داده شده است.



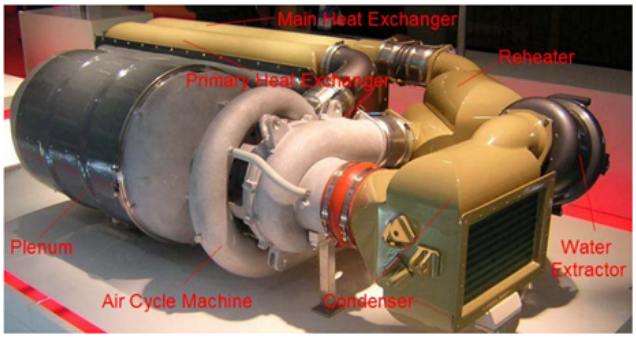
شکل ۵: سیستم کلی تهویه مطبوع هواپیما [۹].

۱.۳ سیکل هوایی

سیکل هوایی بخش اصلی و مولد سیستم تهویه مطبوع هواپیما می‌باشد. اساس سیکل هوایی بر اساس سیکل معکوس برایتون شکل گرفته است. این

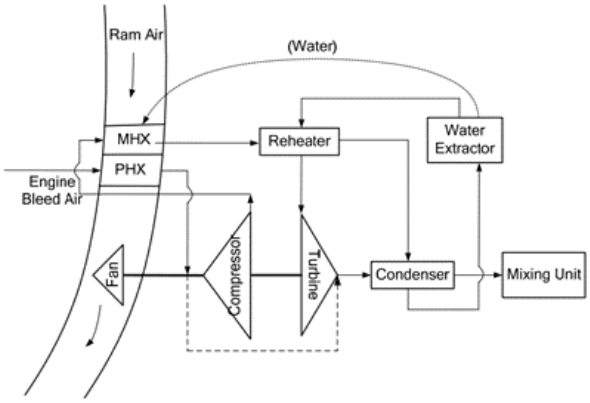
[3]demand type [4]continuous flow type [5]auxiliary power unit

سیستم دما و فشار هوای گرفته‌شده از موتور یا واحد کمکی (APU) را به دما و فشار مناسب در کابین هواپیما می‌رساند. دما و فشار کابین باید متناسب با مقررات ملی هوانوردی باشد. در هواپیما به ازای هر موتور یک سیستم تهویه مطبوع مجزا وجود دارد که هوای تولید شده در آنها به داخل محفظه اختلاط رفته و با هوای برگشتی از کابین مخلوط می‌شود. در ادامه هوای اختلاطی با دما و فشار مناسب وارد کابین هواپیما میشود. در شکل ۶ یک مجموعه سیکل هوایی با تمام تجهیزات جانبی آن نشان داده شده است. سیستم پیشنهادی به گونه‌ای است که اگر تمام موتورها دچار مشکل شوند، هواپیما باید به ارتفاع پایین آمده و از هوای رم ایر در سیستم تهویه مطبوع استفاده کند.



شکل ۶: اجزای سیستم تهویه مطبوع هواپیما [۲].

در شکل ۷ شماتیک یک سیکل هوایی با کاربرد در سیستم تهویه مطبوع هواپیما نشان داده شده است. این سیکل یک سیکل هوایی سه چرخ با سیستم جدایش آب در فشار بالا می‌باشد که اجزای آن در جدول ۱ معرفی شده‌اند.



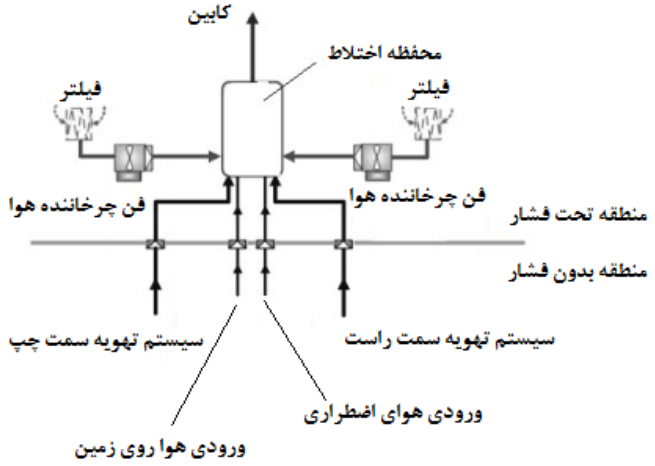
شکل ۷: شماتیک سیکل هوایی.

۲.۳ سیستم چرخش هوا

سیستم چرخش هوای داخل کابین برای به گردش درآوردن هوای داخل آن استفاده می‌شود. در این سیستم هوای گرم از سقف هواپیما به سمت پایین جریان پیدا کرده و توسط دریچه‌هایی از داخل کابین خارج می‌شود. هوای خارج شده به کمک فن و با عبور از فیلترها به داخل محفظه اختلاط هوا دمیده می‌شود. در محفظه اختلاط هوای برگشتی از کابین با هوای تازه مخلوط شده و دوباره به داخل کابین بازگردانده می‌شود. از مزیت‌های این کار می‌توان به کاهش اختلاف دمای داخل کابین و هوای تازه اشاره کرد که موجب می‌شود سرنشینان احساس راحتی بیشتری داشته باشند. در شکل ۸ شماتیکی از یک سیستم چرخش هوا نشان داده شده است [۹].

جدول ۱: اجزای سیکل هوایی و نحوه کارکرد آنها

اجزا		نحوه کارکرد در سیکل
مبدل حرارتی اول (PHX)		خنک کردن جریان هوا قبل از این که وارد کمپرسور سیکل هوایی شود.
مبدل حرارتی دوم (SHX)		خنک کردن هوای خروجی از کمپرسور سیکل هوایی
سیکل هوایی (ACS)	کمپرسور	فشرده سازی هوای گرم و بالا بردن فشار و تأمین فشار بالا برای توربین
	فن	تولید یا افزایش توان زمانی که هواپیما در ارتفاع پایین قرار دارد یا در حال برخاستن از روی زمین است.
	توربین	خنک کردن جریان هوا با کاهش فشار زیاد و تولید توان مورد نیاز برای فن و کمپرسور
بازگرمکن (RHX)		کاهش اختلاف درجه حرارت بین خروجی مبدل و ورودی توربین، همچنین تبدیل قطرات آب موجود در هوا به بخار آب
کندانسور		استفاده از هوای خروجی توربین برای خنک کردن هوای ورودی به محفظه‌ی اختلاط و همچنین تبدیل کردن بخار آب به مایع
Water Extractor		جمع آوری قطرات آب و اسپری آن به هوای ورودی به رم ایر برای افزایش بهره‌وری مبدل حرارتی

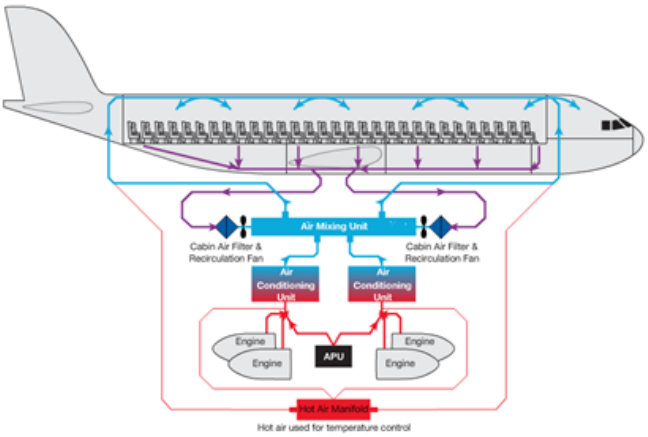


شکل ۸: شماتیک سیستم چرخش هوا در کابین [۹].

۳.۳ سیستم توزیع هوا

به طور معمول می‌توان هواپیماهای مسافربری را به دو قسمت کابین خلبان و کابین مسافران تقسیم‌بندی کرد. سیستم توزیع هوا باید به گونه‌ای باشد که دو بخش کابین خلبان و کابین مسافران را تحت پوشش قرار دهد [۹]. دمای نرمال هوای ورودی به داخل کابین بین ۱۰ تا ۱۲ درجه سانتیگراد می‌باشد. پس از اختلاط هوای تازه و هوای برگشتی، سیستم توزیع هوا[6] وظیفه انتقال هوای مطبوع به کل کابین هواپیما را بر عهده دارد. همانطور که در شکل ۹ مشاهده می‌شود، قبل از ورود هوای تازه به داخل کابین از شیر جریان هوای تازه استفاده می‌شود. تأمین هوای تازه یک مسأله مهم در سیستم تهویه مطبوع بوده و باید با توجه به تعداد مسافران هوای تازه مورد نیاز برای داخل کابین تأمین گردد.

[6] trim air valve



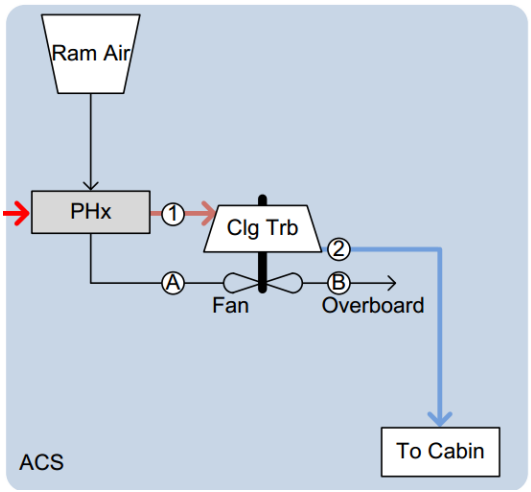
شکل ۹: شماتیک سیستم چرخش هوا در یک هواپیمای مسافربری.

۴ انواع سیکل هوایی

سیکل‌های هوایی استفاده‌شده در سیستم تهویه مطبوع هواپیما انواع مختلفی دارند که در ادامه چند نمونه از آنها به‌تفصیل مورد بررسی قرار گرفته است.

۱.۴ سیکل هوایی ساده

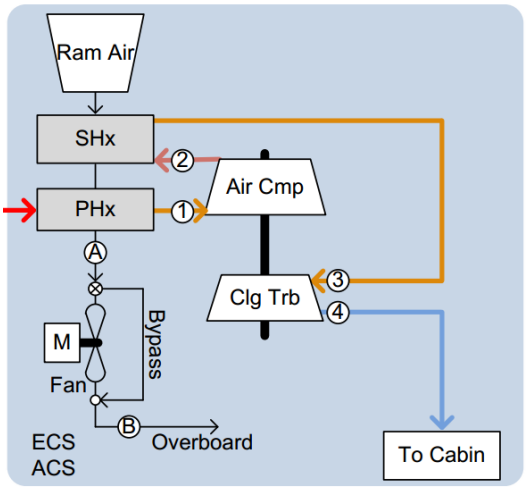
ساده‌ترین شکل سیستم خنک‌کاری کابین هواپیما به وسیله سیکل هوایی ساده و با سیال عامل هوا انجام میشود. به طور معمول این نوع از سیکل‌ها در خنک‌کاری هواپیماهای کوچک‌تر استفاده شده و یا به عنوان یک سیستم خنک کننده مکمل در هواپیماهای بزرگ‌تر نیز کاربرد دارند [۱۰]. در شکل ۱۰ شماتیک این نوع از سیکل‌های هوایی ساده نشان داده شده است. همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، بر روی محور اصلی موتور یک توربین و یک فن قرار دارد که تمام کار تولیدی توربین به فن منتقل می‌شود. در این سیستم نیاز به تزریق هوای زیادی در داخل سیکل وجود دارد.



شکل ۱۰: شماتیک سیکل هوایی ساده [۶].

۲.۴ سیکل هوایی دو چرخ خودراه‌انداز

سیکل هوایی ساده نیازمند دریافت حجم هوای زیادی از موتور برای خنک‌کاری کابین می‌باشد. سیکل هوایی دو چرخ خودراه‌انداز دمای هوای مکیده شده را تا حد زیادی کاهش می‌دهد، به طوری که به صورت مستقیم در کابین قابل استفاده نمی‌باشد. هوای مکیده‌شده در ادامه با مقدار هوای برگشتی از کابین مخلوط می‌شود تا دمای آن به حد مورد نیاز برسد. این امر باعث کاهش حجم هوای ورودی از موتور میشود. همانطور که در شکل ۱۱ نشان داده شده است در این سیکل توربین و کمپرسور در روی محور اصلی سیکل قرار داشته و کار تولیدی توربین، توسط کمپرسور مصرف می‌شود.

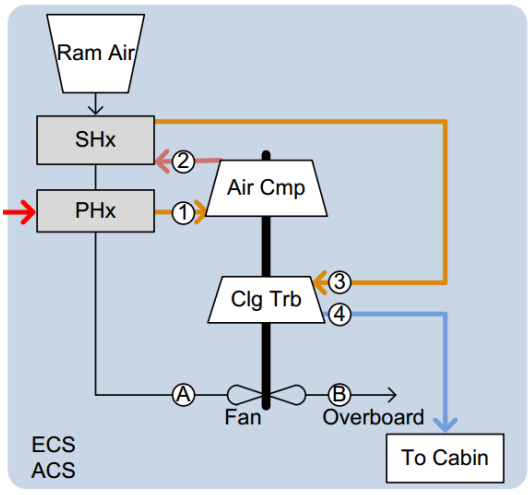


شکل ۱۱: شماتیک سیکل هوایی دو چرخ خودراه‌انداز [۶].

۳.۴ سیکل هوایی سه چرخ خودراه‌انداز

این سیکل تقریباً مشابه سیکل قبلی می‌باشد، با این تفاوت که فن در روی محور اصلی و در کنار توربین و کمپرسور قرار می‌گیرد. در شکل ۱۲ شماتیک این طرح نشان داده شده است. اجزاء این سیکل به صورت یکپارچه در کنار هم قرار گرفته و نیاز به قدرت الکتریکی برای فن آن وجود ندارد.

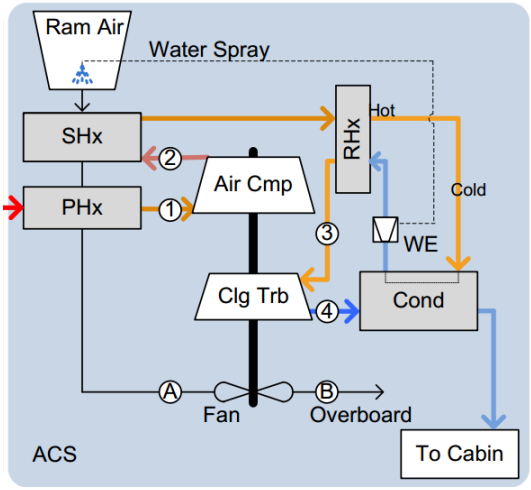
این سیستم یک برتری واضح نسبت به پیکربندی‌های قبلی دارد و در حالتی که هواپیما در روی زمین بوده و موتورها خاموش هستند، کارایی و راندمان آن بالاتر است. در این حالت سیستم خنک‌کاری را می‌توان با یک واحد تولید توان کمکی (APU) راه‌اندازی و بهره برداری کرد. این سیستم سبب کاهش مصرف سوخت هواپیما نیز می‌گردد.



شکل ۱۲: شماتیک سیکل هوایی سه چرخ خودراه‌انداز [۶].

۴.۴ سیکل هوایی سه چرخ توسعه‌یافته

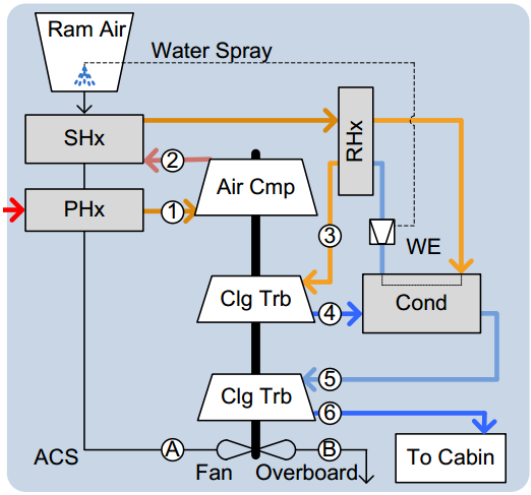
مسأله رطوبت در داخل سیکل هوایی یک چالش بزرگ بوده و در مواردی این مسأله باعث خرابی سیستم میشود. برای مقابله با این چالش و تأمین هوای خشک در داخل کابین، نیاز به توسعه سیکل‌های بالا وجود دارد. برای حل این مشکل پیکربندی جدید از سیکل هوایی سه چرخ در شکل ۱۳ ارائه شده است. در این سیکل سه جزء بازگرمکن، کندانسور و جداکننده آب اضافه شده و جداسازی آب در آن در فشار بالا صورت می‌گیرد. سیستم جدا کننده آب در این سیستم مانند یک فن سانتریفیوژ عمل می‌کند. به این صورت که با چرخش هوا قطرات آب جدا شده و به بدنه قیف مانند سیستم می‌چسبند و در ادامه به سمت پایین حرکت می‌کنند.



شکل ۱۳: شماتیک سیکل هوایی سه چرخ با سیستم جدایش آب در فشار بالا [۶].

۵.۴ سیکل هوایی چهار چرخ توسعه‌یافته

گام نهایی در تکامل سیکل‌های هوایی، سیکل چهار چرخ توسعه‌یافته می‌باشد. مزیت این پیکربندی اضافه شدن یک توربین دیگر بر روی محور اصلی سیکل است. دمای هوای خروجی از این توربین تا ۲– درجه فارنهایت هم می‌رسد که با مقدار هوای برگشتی از کابین مخلوط می‌شود. در شکل ۱۴ شماتیک پیکربندی این سیکل نشان داده شده است.



شکل ۱۴: شماتیک سیکل هوایی چهار چرخ با سیستم جدایش آب در فشار بالا [۶].

این سیستم یکی از جدیدترین سیستم‌های پنوماتیکی به شمار می‌رود. این پیکربندی برای اولین بار در هواپیمای بوئینگ ۷۷۷ استفاده شد [۱۰]. مشکل اساسی احتمال یخ زدن توربین در این دمای کاری است که با کنترل دمای خروجی توربین می‌توان این مشکل را برطرف کرد.

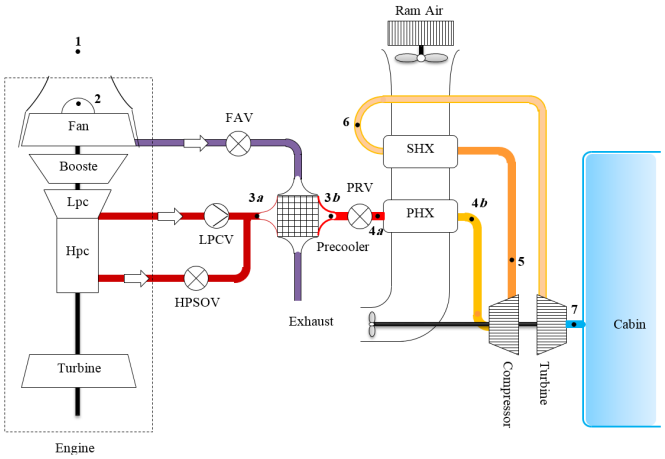
به طور کلی، تمام سیستم‌های خنک‌کننده هواپیما بر پایه سیکل‌های هوایی کار می‌کنند، ولی کاربرد آنها برای شرایط عملیاتی خاص متفاوت است.

۵ تحلیل عملکرد سیکل‌های هوایی معرفی‌شده

در این بخش به بررسی عملکرد چهار سیکل هوایی معرفی‌شده در این تحقیق پرداخته شده است.

۱.۵ سیکل هوایی سه چرخ ساده

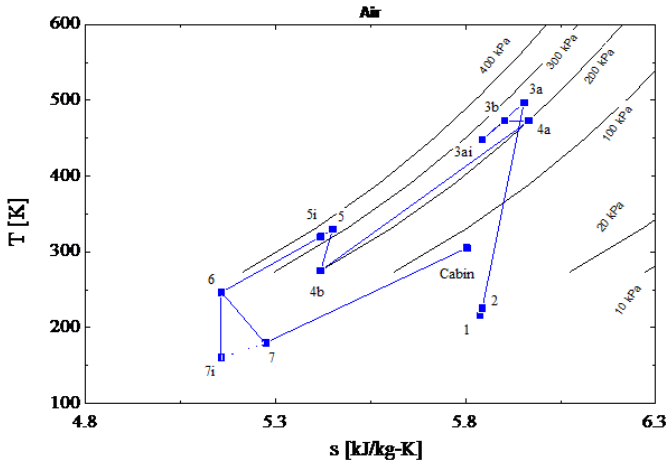
در شکل ۱۵ پیکربندی سیستم تهویه مطبوع یک هواپیمای نمونه با موتور توربوفن نشان داده شده است. این مدل از سه زیرسیستم موتور، بخش مدیریت سیستم و سیکل تهویه مطبوع تشکیل شده که اجزای هر زیرسیستم و ابتدا و انتهای هر فرآیند ترمودینامیکی در شکل ۱۵ نشان داده شده است. زیرسیستم‌ها مستقل از یکدیگر نبوده و هر کدام باید طبق قوانین زیرسیستم‌های دیگر عمل کنند. منظور از اصطلاح سیکل سه چرخ این است که در محور اصلی سیکل تهویه سه جزء توربین، کمپرسور و فن قرارگرفته‌اند و نیروی لازم فن و کمپرسور را توربین تأمین می‌کند.



شکل ۱۵: شماتیک سیکل هوایی سه چرخ ساده.

در این سیکل ابتدا هوا تحت شرایط استاندارد و در ارتفاع ۱۱ کیلومتری به داخل فن مکیده شده و مقدار فشار و دمای آن کمی افزایش می‌یابد (فرآیند 1 تا 2 در شکل ۱۶). برای فن دو خروجی تعبیه شده که یکی به داخل پیش خنک کننده و دیگری به داخل کمپرسور موتور هدایت می‌شود. بعد از فشرده شدن هوا در داخل کمپرسور موتور (فرآیند 2 تا a3)، هوا جهت خنک‌کاری اولیه به داخل پیش خنک‌کننده انتقال داده می‌شود (فرآیند a3 تا b3). برای تنظیم فشار هوا از یک شیر تنظیمی استفاده شده و هوا از آن عبور داده می‌شود (فرآیند b3 تا a4). هوای خروجی از شیر تنظیم فشار دارای دمای بالایی است که این هوا وارد مبدل حرارتی اول شده و در فشار ثابت مقدار دمای آن

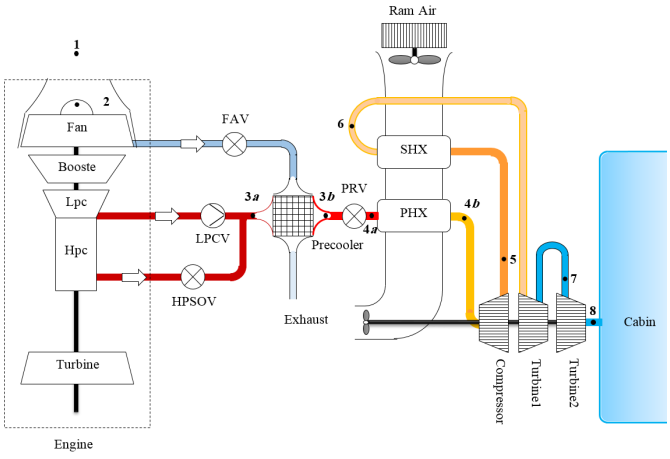
کاهش می‌یابد (فرآیند a4 تا b4). هوای خروجی از مبدل به داخل کمپرسور دوم رفته و دما و فشار آن افزایش می‌یابد (فرآیند b4 تا 5). برای خنک‌کاری مجدد مبرد داخل سیکل، از مبدل حرارتی دوم استفاده می‌شود (فرآیند 5 تا 6). هوای خروجی از مبدل حرارتی دوم وارد توربین می‌شود و با انبساط هوا، فشار و دمای آن کاهش می‌یابد (فرآیند 6 تا 7). هوا بعد از خروج از توربین وارد جعبه اختلاط شده و با هوای فیلترشده برگشتی از کابین ترکیب و مجدداً وارد کابین می‌شود (فرآیند 7 تا cabin).



شکل ۱۶: نمودار $T-S$ برای سیکل هوایی سه چرخ ساده.

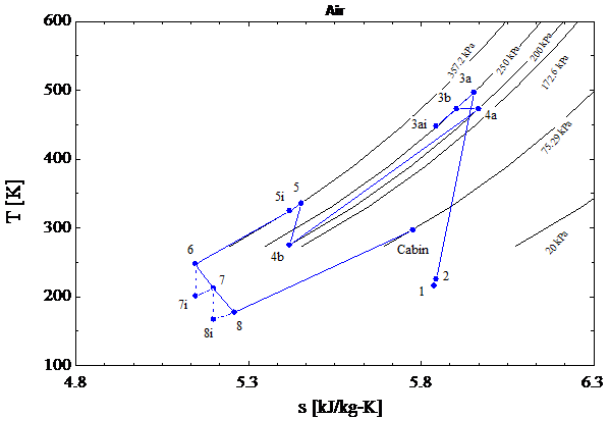
۲.۵ سیکل هوایی چهار چرخ ساده

این پیکربندی نسبت به پیکربندی قبلی متفاوت بوده و یک توربین دیگر به سیکل هوایی اضافه شده است. شماتیک سیکل هوایی چهار چرخ ساده در شکل ۱۷ نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود در این سیستم دو توربین، یک کمپرسور و یک فن در روی محور اصلی سیکل تهویه مطبوع قرار گرفته‌اند و به همین دلیل نیز این سیکل را چهارچرخ می‌نامند. کل اجزاء این سیکل همانند سیکل قبل عمل کرده و تنها در توربین‌های سیکل، انبساط در دو مرحله انجام می‌گیرد. موتور و سیستم مدیریت این پیکربندی دقیقاً مشابه پیکربندی سیکل هوایی سه چرخ است. مراحل انجام فرآیندها در این سیکل تا خروجی توربین اول مشابه سیکل قبل است و در شکل ۱۸ آورده شده است.



شکل ۱۷: شماتیک سیکل هوایی چهار چرخ ساده.

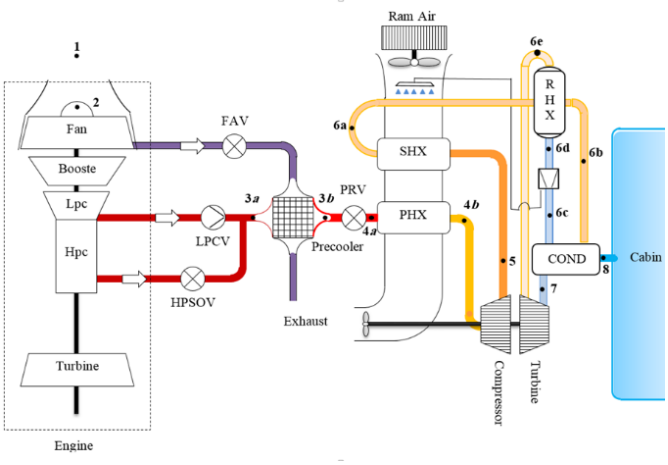
پس از انبساط هوا در درون توربین اول دوباره هوا وارد توربین دوم شده و فشار و دمای آن کاهش می‌یابد (فرآیند ۷ تا ۸). هوای خروجی بعد از عبور از جعبه اختلاط وارد کابین هواپیما می‌شود.



شکل ۱۸: نمودار $T-S$ برای سیکل هوایی چهار چرخ ساده

۳.۵ سیکل هوایی سه چرخ با سیستم جدایش آب در فشار بالا

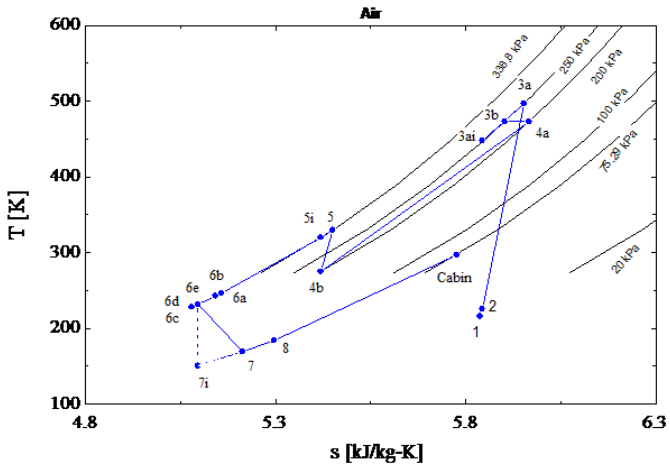
رطوبت یکی از پارامترهای تأثیرگذار در عملکرد سیکل هوایی است. برای مقابله با این چالش و تهیه هوای خشک برای کابین، سیکل تکامل‌یافته‌ای معرفی و شماتیک آن در شکل ۱۹ ارائه شده است. این سیکل شامل بازگرمکن، کندانسور و سیستم جداکننده آب در فشار بالا است. جداکننده آب دستگاه قیف‌مانند است که با چرخش سریع، قطرات آب به بدنه آن چسبیده و به سمت پایین سرازیر می‌شوند. عملکرد جداکننده شبیه یک فن سانتریفیوژ است. آب جداشده به ورودی رم ایر انتقال داده می‌شود تا با پاشش به هوای ورودی رم ایر، دمای این هوا را کاهش دهد و عملکرد مبدل‌های حرارتی بهتر شود.



شکل ۱۹: شماتیک سیکل هوایی سه چرخ با سیستم جدایش آب در فشار بالا.

هوا ابتدا با شرایط استاندارد اتمسفر در ارتفاع ۱۱ کیلومتری، به داخل فن مکیده می‌شود و مقدار فشار و دمای آن کمی افزایش می‌یابد (فرآیند 1 تا 2 در شکل ۲۰). برای فن دو خروجی تعبیه شده که یکی به داخل پیش خنک کننده و دیگری به داخل کمپرسور موتور هدایت می‌شود. بعد از فشرده

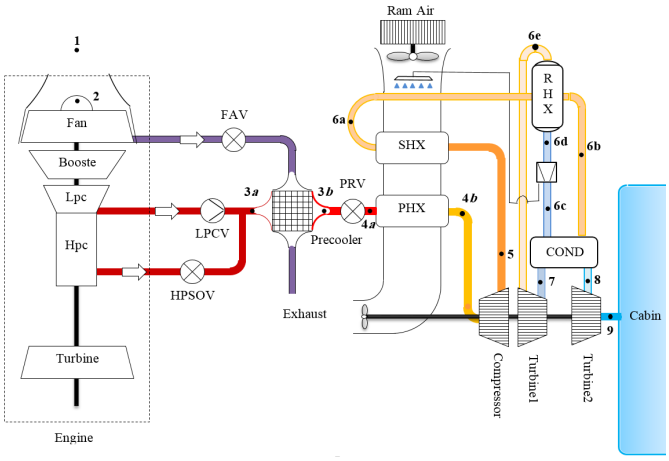
شدن هوا در داخل کمپرسور موتور (فرآیند 2 تا a3) جهت خنک‌کاری اولیه، هوا به داخل بازگرمکن انتقال داده می‌شود (فرآیند a3 تا b3). برای کنترل فشار، هوا از شیر تنظیم فشار عبور داده می‌شود (فرآیند b3 تا a4). هوای خروجی از شیر تنظیم فشار دارای دمای بالایی است. این هوا وارد مبدل حرارتی اول شده و در فشار ثابت مقدار دمای آن کاهش می‌یابد (فرآیند a4 تا b4). هوای خروجی از مبدل در ادامه وارد کمپرسور دوم شده و دما و فشار آن افزایش می‌یابد (فرآیند b4 تا 5). در ادامه برای خنک‌کاری مبرد داخل سیکل، از مبدل حرارتی دوم استفاده می‌شود (فرآیند 5 تا a6). هوا وارد بازگرمکن شده و مقداری از دمای خود را در فشار ثابت از دست می‌دهد (فرآیند a6 تا b6). هوای خروجی از بازگرمکن دارای بخار آب می‌باشد. برای جداسازی بخار آب، هوای خروجی از بازگرمکن ابتدا در داخل کندانسور سرد می‌شود تا بخار آب به قطرات آب تبدیل شود (فرآیند b6 تا c6). سپس برای جداسازی قطرات، هوای مرطوب در داخل جداکننده آب به گردش در می‌آید. قطرات آب با داشتن وزن بیشتر به بدنه جداکننده آب چسبیده و جداسازی می‌شود (فرآیند c6 تا d6). بعد از فرآیند جداسازی ممکن است مقداری قطره آب در هوا باقی مانده باشد و این قطرات می‌توانند توربین انبساطی را با خطر مواجه کنند. به منظور از بین بردن این قطرات، هوای خروجی از جداکننده دوباره وارد بازگرمکن می‌شود تا قطرات به بخار آب تبدیل شوند (فرآیند d6 تا f6). هوای گرم شده در بازگرمکن وارد توربین انبساطی شده و دما و فشار آن کاهش می‌یابد (فرایند f6 تا 7). در ادامه هوای خروجی از توربین برای دریافت حرارت از بازگرمکن به داخل کندانسور هدایت می‌شود و دمای آن در فشار ثابت افزایش می‌یابد (فرآیند 7 تا 8). هوا بعد از خروج از کندانسور وارد جعبه اختلاط شده و با هوای فیلترشده برگشتی از کابین ترکیب و مجدداً وارد کابین می‌شود (فرآیند 8 تا cabin).



شکل ۲۰: نمودار $T-S$ برای سیکل هوایی سه چرخ با سیستم جدایش آب تحلیل شده.

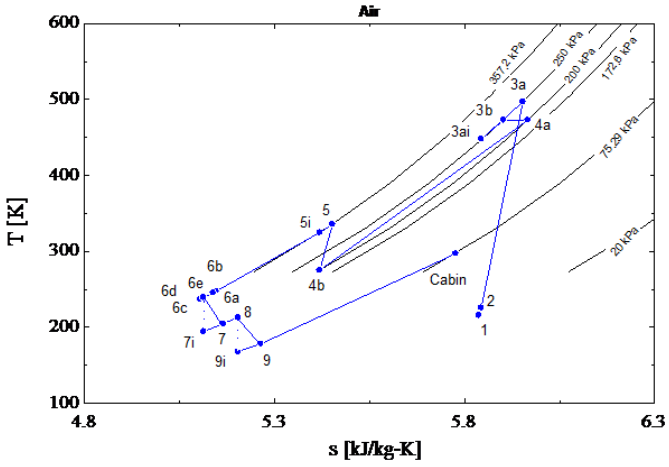
۴.۵ سیکل هوایی چهار چرخ با سیستم جدایش آب در فشار بالا

گام نهایی در تکامل سیکل‌های هوایی، سیکل چهار چرخ با سیستم جدایش آب در فشار بالا است. مزیت این پیکربندی در اضافه شدن یک توربین دیگر بر روی محور اصلی سیکل است. دمای هوای خروجی از این توربین تا ۲– درجه فارنهایت هم می‌رسد که با مقدار هوای برگشتی از کابین مخلوط میشود. در شکل ۲۱ شماتیک پیکربندی این سیکل نشان داده شده است.



شکل ۲۱: شماتیک سیکل هوایی چهار چرخ با سیستم جدایش آب در فشار بالا.

تفاوت سیکل هوایی چهار چرخ با سیستم جدایش آب در فشار بالا با سیکل هوایی سه چرخ با سیستم جدایش آب در فشار بالا در تعداد توربین انبساطی است. به این صورت که بعد از خروج هوا از کندانسور دوباره هوا وارد یک توربین انبساطی دیگر شده و دما و فشار آن کاهش می‌یابد (فرآیند 8 تا 9 شکل ۲۲). هوا بعد از خروج از توربین انبساطی دوم وارد جعبه اختلاط شده و با هوای فیلتر شده برگشتی از کابین ترکیب و مجدداً وارد کابین می‌شود (فرآیند 9 تا cabin). در شکل ۲۲ نمودار $T-S$ این سیکل ارائه شده است.

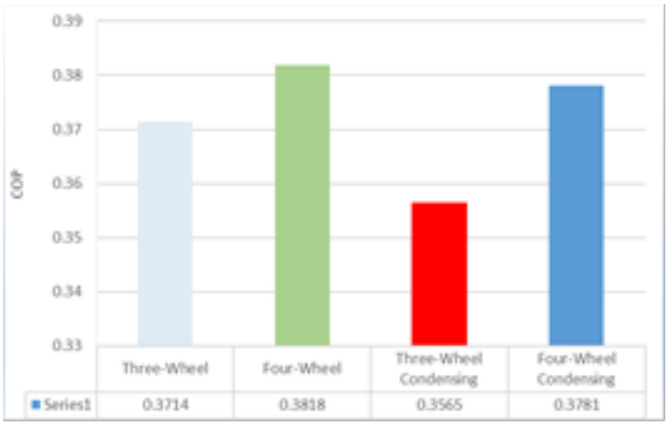


شکل ۲۲: نمودار $T-S$ برای سیکل هوایی چهار چرخ با سیستم جدایش آب تحلیل شده

۵.۵ مقایسه عملکرد چهار سیکل معرفی‌شده

در شکل ۲۳ مقادیر ضرایب عملکرد چهار سیکل هوایی معرفی شده آورده شده است. این شکل نشان می‌دهد که دو سیکل هوایی چهار چرخ نسبت به سیکل‌های هوایی سه چرخ عملکرد بهتری دارند. دلیل این مسأله هم این است که با اضافه شدن یک توربین انبساطی به سیکل هوایی، دمای خروجی سردتر شده و در نتیجه اختلاف دمای داخل کابین و ورودی به آن بیشتر می‌شود. این

مسأله سبب خواهد شد که انتقال حرارت از داخل کابین به بیرون بیشتر شده و در نتیجه این موضوع منجر به خنک‌تر شدن داخل کابین شود.



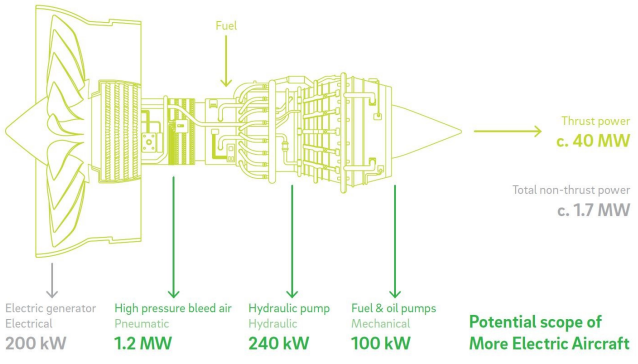
شکل ۲۳: ضرایب عملکرد مربوط به چهار پیکربندی مختلف معرفی‌شده

۶ توسعه سیستم کنترل محیطی

از مطرح شدن موضوع پرواز الکتریکی زمان زیادی می‌گذرد و در تمامی این سال‌ها با پیشرفت‌هایی که در فناوری‌های مرتبط رخ داده، بحث و مطالعه در مورد این سیستم‌ها همواره در جریان بوده است. در سال‌های اخیر موضوع الکتریکی شدن هواپیماها به دلایل ذیل بیشتر در دستور کار محققان و طراحان قرار گرفته است [۱۱]:

- ضرورت کاهش مصرف سوخت‌های فسیلی وکم کردن آلودگی‌های زیست محیطی،
- پیشرفت‌های چشمگیر در سیستم‌های تولید و ذخیره‌ساز انرژی،
- پیشرفت در حوزه طراحی و ساخت موتورهای الکتریکی،
- نیاز به کاهش هزینه‌های عملیاتی،
- افزایش ایمنی هواپیما با استفاده از منابع انرژی اضافی.

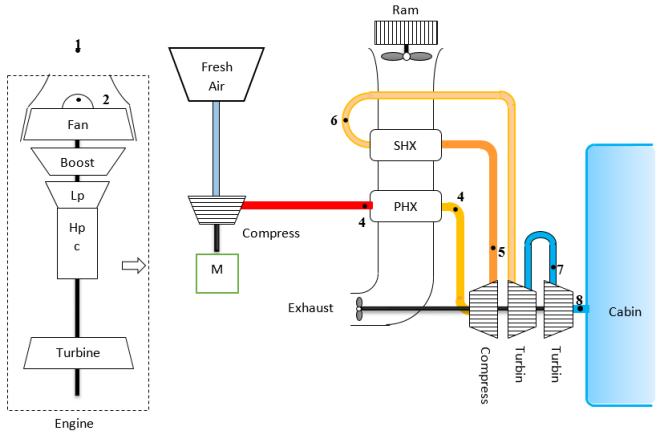
یک نمونه از سیستم‌های جدید با آلایندگی پایین در شکل ۲۴ نشان داده شده است. در این شکل موتور ایرباس A330 در دو حالت الکتریکی و احتراق داخلی به تصویر کشیده است. این موتور در حالت استفاده از سوخت به انرژی حدود ۴۰ مگاوات نیاز داشته و در حالت برقی تنها به ۱/۷ مگاوات انرژی نیاز دارد و این نشان دهنده کاهش چشمگیر مصرف توان است [۱۱].



شکل ۲۴: موتور ایرباس در دوحالت احتراق داخلی و الکتریکی [۱۱].

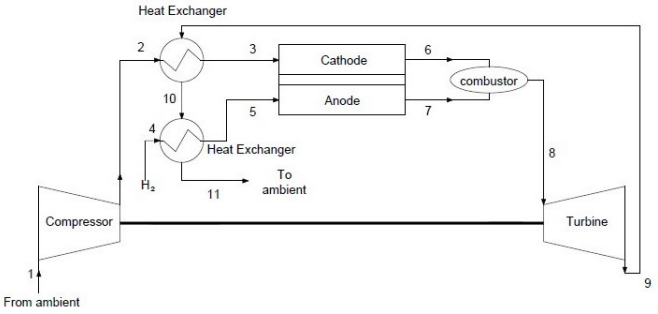
یکی از سیستم‌هایی که در هواپیما انرژی زیادی مصرف می‌کند، سیستم کنترل محیطی می‌باشد که با الکتریکی شدن آن می‌توان به بهره‌وری بیشتر دست یافت.

در این بخش سیستمی طراحی شده که سیکل آن مشابه سیکل چهار چرخ هوایی (شکل ۱۷) می‌باشد، ولی به جای استفاده از سیستم مدیریت هوا از یک کمپرسور و یک کانال ورودی هوای تازه استفاده می‌شود. شماتیک این طرح در شکل ۲۵ نشان داده شده است. توان این کمپرسور به صورت الکتریکی تأمین شده و از یک موتور الکتریکی در آن بهره گرفته شده است.



شکل ۲۵: سیکل چهارچرخ الکتریکی.

از دیگر سیستم‌های جدید در این زمینه می‌توان به سیستم هیبریدی توربین‌گاز و پیل‌سوختی اکسید جامد اشاره کرد. در این سیستم از یک پیل‌سوختی در ساختار واحد تولید توان کمکی استفاده شده و می‌توان راندمان سامانه را تا حدود ۶۰ الی ۷۰ درصد افزایش داد [۱۲].



شکل ۲۶: واحد تولید توان کمکی مجهز به پیل سوختی [۱۲].

۷ نتیجه‌گیری

با ظهور سیکل‌های هوایی وزن سیستم تهویه مطبوع هواپیما کاهش یافته و این موضوع باعث کاهش وزن کل هواپیما و در نتیجه کاهش مصرف سوخت در آن می‌شود. با توجه به این موارد به طور حتم در سال‌های آتی پیشرفت‌های بسیار زیادی در زمینه سیکل‌های هوایی ایجاد خواهد شد. روند توسعه این سیکل‌ها به گونه‌ای است که بهترین شرایط آسایش را برای خدمه و مسافرین به همراه دارد. همانطور که در مقایسه سیکل‌ها مشاهده شد، سیکل‌های چهار چرخ عملکرد بهتری نسبت به سیکل‌های سه چرخ دارند، اما سیکل چهار چرخ ساده در تمام شرایط پروازی ایده‌ال نمی‌باشد. در مناطقی که رطوبت

بالا می‌باشد ممکن است سیکل هوایی چهار چرخ ساده دچار مشکل شده و عملکرد مناسبی نداشته باشد. با اضافه کردن سه جزء کندانسور، بازگرمکن و جداکننده آب به سیکل هوای چهار چرخ ساده از مشکلاتی که ممکن بود بر اثر رطوبت زیاد بوجود آید، پیشگری می‌شود. بررسی سیکل‌های جدید نشان می‌دهد که با ارائه سیکل چهار چرخ الکتریکی، به دلیل حذف اجزایی مانند پیش خنک‌کننده، شیرهای تنظیم فشار و شیر تنظیم جریان در مصرف توان صرفه‌جویی بیشتری خواهد شد.

مراجع

[1] Vega Diaz, Rolando. Analysis of an electric environmental control system to reduce the energy consumption of fixed-wing and rotary-wing aircraft. Master's thesis, Cranfield University, 2011.

[2] Isidoro, Martinez. Aircraft environmental control, 2013.

[3] American Society of Heating, Refrigerating and Engineers, Air-Conditioning. *ASHRAE Handbook: HVAC applications*. American Society of Heating, Refrigerating and Air Conditioning Engineers, 2007.

[4] Lombardo, David A. *Advanced aircraft systems*. McGraw Hill Professional, 1993.

[5] Air conditioning and cabin pressurisation, 2002. in JAR.

[6] Parrilla, Javier A. Hybrid environmental control system integrated modeling trade study analysis for commercial aviation. in *SAE Technical Paper*. SAE International, 09 2014.

[7] Cabin environmental control systems, 2010. in Physiology of Flight.

[8] Oxygen, 2002. in JAR 66 CATEGORY.

[9] Peng, Xiong. Aircraft environmental control systems modeling for configuration selection, 2013.

[10] SAE International Standards Engineers. Environmental control systems terminology, July 2011.

[11] Berger, R. Aircraft electrical propulsion, September 2017.

[12] Pirkandi, Jamasb, Mahmoodi, Mostafa, and Amanlo, Farhad and. Thermodynamic modeling of an auxiliary power unit equipped to a tubular solid oxide fuel cell with application in aerospace power system. *Modares Mechanical Engineering*, 15(6), 2015.