

مروری بر توسعه انواع دیسک‌های ترمز هواپیما

مجتبی اسماعیلی^۱، عبدالقدیر نصیری^۲، محمد رئوف ابراهیمی^۳، سعید صافی^۴

^۱ دانشکده مهندسی متالورژی، دانشگاه صنعتی شریف،

^۲ دانشکده فنی - مهندسی مواد سرامیک، دانشگاه تربیت مدرس تهران،

^۳ پژوهشگاه پلیمر ایران، تهران،

^۴ پژوهشکده سرامیک، پژوهشگاه مواد و انرژی ایران

ghadirn@gmail.com

چکیده: امروزه سازندگان دیسک‌های ترمز هواپیماها بر روی کاهش وزن به همراه بهبود کیفیت و افزایش عمر کاری این قطعات با یکدیگر در رقابت هستند. بدین منظور در ابتدا از مواد و لاینینگ‌های آلی سپس از دیسک‌های فلزی و در ادامه از کامپوزیت‌های زمینه فلزی و کربن-کربن استفاده شد. با پیشرفت و توسعه مواد کامپوزیتی، این دیسک‌ها جای خود را به کامپوزیت‌های زمینه سرامیکی یا CMC^۱ بویژه کامپوزیت‌های SiC/Al₂O₃ دادند. امروزه دیسک‌های ترمز از این نوع کامپوزیت‌ها به علت دارا بودن قابلیت‌های بالایی نظیر دانسیته پایین، مقاومت به شوک حرارتی و سایش بالا نسبت به مواد دیگر مورد توجه سازندگان قطعات مذکور قرار گرفته‌اند بطوریکه هم‌اکنون در اکثر هواپیماهای پیشرفته و جدید از کامپوزیت‌های SiC/Al₂O₃ برای ساخت دیسک‌های ترمز استفاده می‌گردد. در این تحقیق مروری کلی بر تاریخچه ساخت و خواص انواع دیسک‌های ترمز هواپیماها انجام شده است.

۱- مقدمه

اولین نسل ترمزهای هواپیما به سال ۱۹۴۰ میلادی بر می‌گردد که از مواد و لاینینگ‌های آلی^۲ به عنوان دیسک‌های ترمز هواپیما استفاده گردید [۱]. سپس در سال‌های ۱۹۴۹ به بعد از مواد فلزی نظیر چدن خاکستری^۴ برای ساخت این قطعات استفاده شد. این قطعات دارای فرایند تولید بسیار ارزان قیمت بوده و از خواص تریبولوژیکی^۵ قابل قبولی برخوردار می‌باشند. دیسک‌های چدنی دارای دانسیته بالا (حدود ۷/۲ گرم بر سانتیمتر مکعب)، مقاومت به خوردگی ناپایدار می‌باشند که با توجه به توسعه و پیشرفت سیستم ترمزها و ساخت هواپیماهای جدیدتر و با توجه به ضرورت کاهش وزن آنها استفاده از این مواد محدود شده است [۱ و ۲].

در مرحله بعد کامپوزیت‌های با زمینه فلزی^۶ بر پایه آلومینیوم و ذرات سرامیکی گسترش یافت. دانسیته این مواد حدود ۳-۲/۸ گرم بر سانتیمتر مکعب است و به روش‌های متالورژی پودر ساخته می‌شوند. با توسعه این کامپوزیت‌ها کاهش قابل ملاحظه‌ای در وزن دیسک‌های ترمز هواپیما به همراه هدایت حرارتی بالاتر حاصل شد ولی علی‌رغم بهبود خواص یاد شده استفاده از این مواد تا دمای حداکثر ۴۰۰°C محدود می‌گردد [۲ و ۳]. در ادامه توسعه دیسک ترمز هواپیماها، کامپوزیت‌های کربن-کربن به علت دارا بودن خواصی همچون

^۱ Ceramic Matrix Composites

^۲ کامپوزیت کربن/کربن - سیلیکون کاربید

^۳ Organic Lining

^۴ Grey Cast Iron

^۵ Tribology

^۶ Metal Matrix Composites

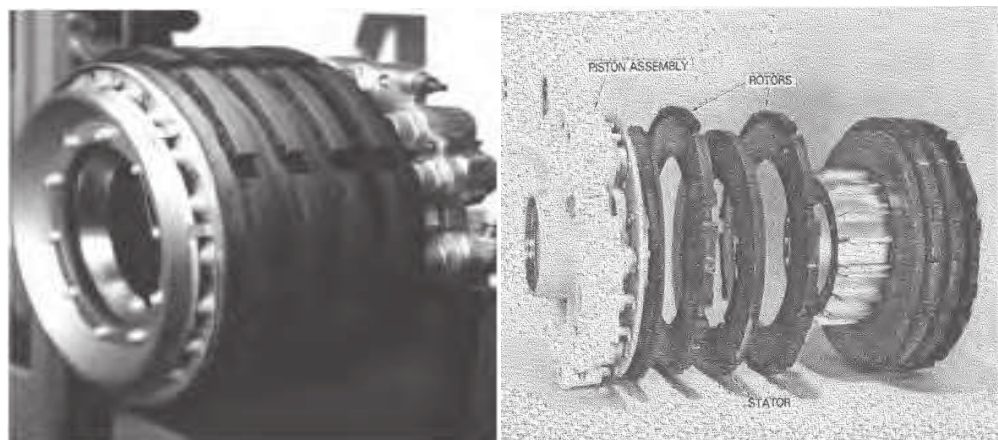
دانسته بسیار پایین و پایداری حرارتی بالا توسعه یافتند. اولین معرفی دیسک‌های ترمز از جنس کامپوزیت‌های کربن-کربن به صورت تجاری بر روی هواپیمای کونکورد^۱ در سال ۱۹۸۰ میلادی صورت گرفت که دارای وزن بسیار کمتر و عمر طولانی‌تر نسبت به نمونه‌های قبلی بود و در ادامه این ترمزها در هواپیماهایی همچون بوئینگ ۳۰۰-۷۶۷ نیز استفاده گردید. ترمزهای مذکور دارای LPO^۲ حدود ۳۰۰۰ بوده در صورتیکه ترمزهای فلزی دارای LPO حدود ۱۵۰۰ می‌باشند، همچنین وزن کل ترمزهای فلزی ۱۰۸۵ کیلوگرم بوده در صورتیکه وزن کل ترمزهای کربن-کربن ۶۹۰ کیلوگرم می‌باشد که مقدار ۳۹۵ کیلوگرم اختلاف وزنی دارند[۱].

علی‌رغم قابلیت‌ها و خواص یاد شده برای دیسک‌های ترمز کربن-کربن، به علت اکسیداسیون الیاف کربنی در دمای بالای ۴۰۰°C و همچنین ناپایداری ضریب اصطکاک در شرایط محیطی مختلف از جمله رطوبت و دمای بالا، زمان سرویس‌دهی و عمر این ترمزها کاهش می‌یافت به علاوه اینکه قیمت بالای فرایند تولید این نوع کامپوزیت‌ها باعث محدودیت‌هایی در استفاده از آنها به عنوان دیسک‌های ترمز گردید[۱ و ۲]. با توسعه کامپوزیت‌های زمینه سرامیکی یا CMC بویژه کامپوزیت‌های C/C-SiC و قابلیت‌های منحصر به فرد آنها نظیر خواص تریبولوژیکی عالی، ضریب اصطکاک و مقاومت به سایش بالا، این مواد مورد توجه قرار گرفته و جایگزین دیسک‌های ترمز کربن-کربن شدند. اولین تحقیقات برای ساخت این قطعات در سال ۱۹۸۵ میلادی توسط Walter Krenkel و همکاران ایشان در مرکز هوافضای اشتوتگارت آلمان صورت گرفت[۴].

۲- جنبه‌های طراحی و انتخاب مواد دیسک ترمز هواپیماها

بطور کلی موادی که به عنوان دیسک ترمز هواپیما بکار می‌روند می‌بایست از سه قابلیت زیر برخوردار باشند[۱]:

- ۱) اجزاء اصطکاکی بایستی گشتاور مورد نیاز جهت ایستادن و توقف هواپیما را دامنه وسیعی از شرایط محیطی فراهم نمایند.
 - ۲) بایستی به عنوان هادی حرارتی عمل نموده و انرژی سینتیکی هواپیما را جذب نمایند.
 - ۳) گشتاور ایجاد شده را به تاپرها منتقل نمایند.
- در ترمز هواپیماها اصولاً از یک سیستم ترمز چند دیسکی که شامل روتورهای چرخشی و استاتورهای ثابت مجزا می‌باشند استفاده می‌شود. در شکل ۱ یک نمونه از مجموعه کامل این دیسک‌ها نشان داده شده است.

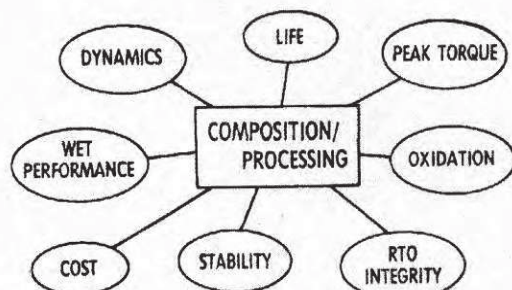


شکل ۱- یک مجموعه کامل دیسک ترمز از جنس کامپوزیت کربن-کربن شامل روتور و استاتورهای مجزا [۱ و ۲]

¹ Concorde

² Landing Per Overload

نتایج بررسی‌ها نشان می‌دهد در اثر اصطکاک بین دیسک‌های ثابت و چرخشی در هواپیما دما به حدود 1500°C می‌رسد و جهت طراحی این دیسک‌ها پارامترهای وسیعی وجود دارد که تولیدکنندگان و سازندگان این قطعات آنها را مد نظر قرار می‌دهند [۱ و ۶]. در شکل ۲ بصورت شماتیک پارامترهای طراحی دیسک ترمز هواپیما نشان داده شده است.



شکل ۲- پارامترهای موثر در طراحی دیسک ترمز هواپیما [۱]

۳- دیسک‌های ترمز از جنس کامپوزیت کربن-کربن (C/C)

کامپوزیت‌های کربن-کربن در چند دهه اخیر کاربردهای بسیار مهم و متعددی یافته‌اند که می‌توان به استفاده از آنها در ساخت قطعات و سازه هواپیماها، فضاپیماهای مافوق صوت، مواد بیولوژیکی، المنت کوره‌های دما بالا، پره توربین‌های گازی، ترمزهای پیشرفته مورد استفاده در هواپیماها، ماشین‌های مسابقه و قطارهای سریع‌السیر و نازل راکت‌ها و شاتل‌های فضایی و... اشاره نمود. بطور کلی در مواردی که به استحکام ویژه (نسبت استحکام به وزن) بالا و مقاومت به سایش در برابر جریان شدید گازهای خورنده و بسیار گرم و عدم امکان استفاده از سیستم‌های خنک کننده نیاز باشد این مواد کاندیدای بسیار خوبی می‌باشند. این مواد به چند دلیل عمده ذیل مورد توجه قرار گرفته‌اند [۷ و ۸].

۱- کامپوزیت‌های کربن-کربن می‌توانند دماهای بیش از 2500°C را به خوبی تحمل می‌نمایند و در این دماها احتیاج به سیالات خنک کننده ندارند. ضمن اینکه این مواد ذوب نمی‌شوند و نقطه تصعید آنها 3800°C می‌باشد.

۲- این مواد مدول الاستیک بالایی دارند و در برابر سایش و خستگی مقاومت خوبی دارند.

۳- دارای قابلیت ماشینکاری و سوراخکاری مطلوبی می‌باشند و از خاصیت روغنکاری خود به خودی برخوردارند.

۴- وزن مخصوص آنها $1/6 - 2/3 \text{ gr/cm}^3$ می‌باشد در حالیکه این پارامتر در سوپر آلیاژها به 8 gr/cm^3 می‌رسد.

۵- ضریب اصطکاک مناسب این مواد آنها را جهت استفاده در سیستم ترمزهای پیشرفته مطرح ساخته است.

۶- مواد کربنی شوک پذیری خوبی دارند بنابراین می‌توان آنها را طی چند ثانیه از دماهای زیر صفر تا 1500°C گرم نمود.

۷- از نظر شیمیایی خنثی می‌باشند در نتیجه در بیوتکنولوژی نیز کاربرد دارند.

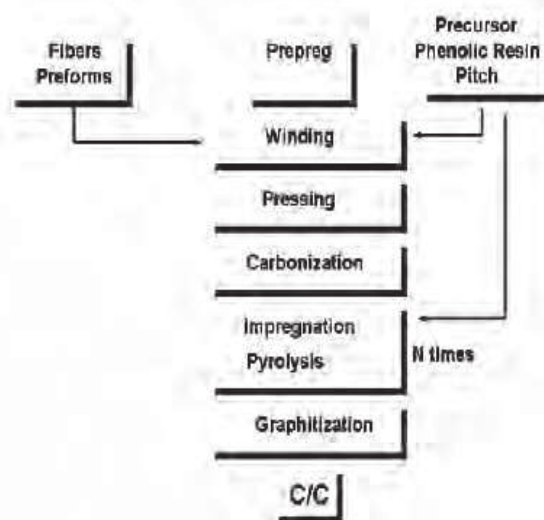
۸- استحکام کششی این مواد در دماهای بیش از 1200°C افزایش می‌یابد و این استحکام را در دماهای بالای 2000°C حفظ می‌کنند، در حالیکه که استحکام سوپر آلیاژهای رایج از دمای 1200°C به بالا کاهش می‌یابد.

۹- کامپوزیت‌های کربن-کربن در هنگام شکست قطعه، به سرعت متلاشی و تخریب نشده بلکه دارای شکست تدریجی می‌باشند که این پدیده را شکست آرام می‌نامند.

بطور کلی روش‌های متنوعی برای ساخت این کامپوزیت‌ها وجود دارد که مهمترین این روش‌ها روش تزریق فاز گازی یا CVI^۱ و روش پرس ایزواستاتیک گرم یا HIP^۱ می‌باشد. [۱ و ۷]. در این کامپوزیت‌ها تقویت‌کننده از

^۱ Chemical Vapor Infiltration

جنس الیاف کربن است و فاز زمینه شامل کربن پیرولیتیک^۲ و یا ترکیبی از کربن پیرولیتیک و کربن شیشه‌ای می‌باشد [۱ و ۴]. در شکل ۳ فرایند ساخت یک دیسک ترمز از جنس C/C و در شکل ۴ نمونه‌ای از دیسک‌های ترمز کامپوزیت C/C نشان داده شده است.

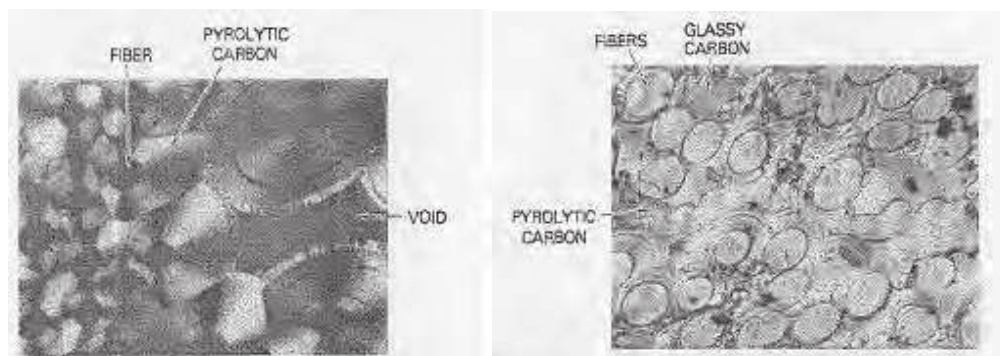


شکل ۳- فرایند ساخت کامپوزیت C/C [۴]



شکل ۴- دیسک‌های ترمز هواپیمای غیر نظامی از جنس کامپوزیت C/C [۴]

در شکل ۵ ساختار میکروسکوپی دو نوع کامپوزیت C/C ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود شکل سمت چپ شامل زمینه پیرولیتیک و تقویت‌کننده الیاف کربن است و شکل سمت راست کامپوزیت C/C با زمینه دوتایی شامل کربن شیشه‌ای و کربن پیرولیتیک را نشان می‌دهد [۱ و ۵].



شکل ۵- ساختار میکروسکوپی دو نوع کامپوزیت C/C با فاز زمینه مختلف [۱]

¹ Hot Isostatic Press
² Pyrolytic Carbon

در جدول ۱ خواص فیزیکی و مکانیکی یک نوع دیسک ترمز از جنس کامپوزیت کربن-کربن که به روش CVI تولید گردیده ارائه شده است.

جدول ۱- خواص فیزیکی- مکانیکی دیسک ترمز C/C تولید شده به روش CVI [۹]

Properties	Natural gas
Density (g/cm^3)	1.71
Flexural strength (MPa)	101.3
Standard difference	8.7
Dispersed coefficient (%)	8.59
Flexural modulus (GPa)	28.0
Standard difference	2.17
Dispersed coefficient (%)	7.75
Displacement at failure (mm)	0.57
Standard difference	0.12
Dispersed coefficient (%)	21.05

۴- ساخت ترمزهای جدید از نسل کامپوزیت های C/C-SiC

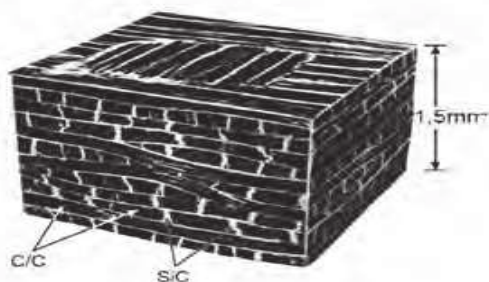
اغلب سیستم های ترمز هواپیماها در قبل از سال ۲۰۰۰ میلادی از جنس کامپوزیت های C/C بود که دارای خواص قابل قبولی بود ولی برخلاف مزایای بسیار زیاد این کامپوزیت ها دو اشکال اساسی وجود دارد: اولاً پایین بودن میزان هدایت حرارتی و ثانیاً فعالیت بالای این مواد با هیدروژن و اکسیژن در دماهای بالا، که باعث خوردگی شیمیایی و تشکیل اکسیدهای کربن و هیدروکربن ها می شود چرا که در هواپیماهای جدید و پیشرفته دما در سیستم های ترمزها به بالای 1000°C می رسد بنابراین برای استفاده از کامپوزیت های کربنی در کاربردهای دما بالا بایستی آنها را محافظت نمود که روشهای مختلفی برای حفاظت اکسیداسیونی این مواد وجود دارد که شامل موارد ذیل می باشد:

الف: ایجاد پوشش های دیرگداز بر روی کامپوزیت های کربنی

ب: افزودن مواد دیرگداز به مواد کربنی

ج: نفوذ دادن مذاب سیلیکون به داخل بدنه کربنی و ساخت کامپوزیت های C/C-SiC

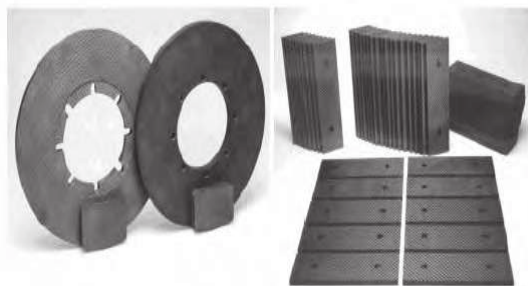
روش های مختلفی برای ساخت این کامپوزیت ها وجود دارد که ارزان ترین و رایج ترین آنها روش نفوذ مذاب سیلیکون به داخل بدنه کربنی می باشد. سیلیکون پس از نفوذ به داخل بدنه با کربن واکنش می کند و در نتیجه کامپوزیت کربن-کربن با زمینه SiC تولید می شود. علت انتخاب SiC در فاز زمینه این است که سیلیکون کاربرد مقاومت بالایی در مقابل اکسیژن و هیدروژن دارد و همچنین SiC هدایت حرارتی بالا، انبساط حرارتی پایین، استحکام گرم بالا، شوک پذیری بسیار بالا و سازگاری خوب با الیاف کربنی دارد و SiC تشکیل شده در داخل ساختار کامپوزیت و در کنار الیاف کربن، تبخیر شوندگی و ایجاد گاز را کاهش می دهد [۶و۱۱و۱۲]. در شکل ۶ ساختار میکروسکوپی کامپوزیت C/C-SiC نشان داده شده است.



شکل ۶- نمای سه بعدی کامپوزیت C/C-SiC [۴]

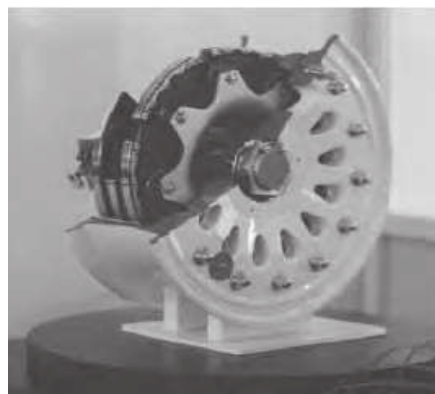


همانگونه که مشاهده می‌شود ساختار شامل الیاف کربن-کربن در کنار زمینه سیلیکون کارباید می‌باشد. کامپوزیت‌های C/C-SiC در مقایسه با کامپوزیت‌های C/C دارای تخلخل باز کمتر (کمتر از ۵٪)، دانسیته نسبتاً بالاتر (حدود $2g/cm^3$)، عدم حساسیت به اکسیداسیون و دمای کاری بالاتر می‌باشند [۱-۱۳]. این کامپوزیت‌ها به علت خواص بسیار عالی در دماهای بالا و خواص هسته‌ای، رادیواکتیویته پایین، استحکام بالا و هدایت حرارتی خوب کاربردهای متنوعی در صنایع مختلف دارند و برای کاربردهای دما بالا و تکنولوژی‌های برتر خصوصاً در صنایع هوا فضا نظیر محفظه احتراق موتور موشک‌ها، دیسک‌های ترمز هواپیماها، موتورهای پیشرفته، توربین‌های گازی، مبدل‌های حرارتی، کوره‌های عملیات حرارتی و دیواره راکتورهای هسته‌ای توسعه یافته‌اند. علاوه بر خواص یاد شده این مواد دارای خواص تریبولوژیکی و سطحی بسیار عالی بخصوص ضریب اصطکاک و مقاومت سایشی بالا در مقایسه با چدن خاکستری و یا کربن-کربن می‌باشند [۹ و ۱۴ و ۱۵]. در شکل ۷ چند نمونه ترمز اضطراری و دیسک‌های ترمز از جنس کامپوزیت C/C-SiC نشان داده شده است.

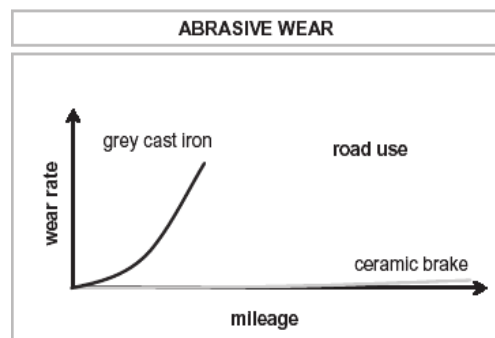


شکل ۷- نسل اول ترمزهای اضطراری (راست) و دیسک‌های ترمز C/C-SiC (چپ) [۲]

در شکل ۸ رفتار سایشی دیسک‌های ترمز فلزی و کامپوزیت‌های C/C-SiC مقایسه شده‌اند و در شکل ۹ نمای برش مقطع مجموعه کامل روتور^۱ و استاتور^۲ سیستم ترمز هواپیما ساخت شرکت هواپیما سازی Goodrich نشان داده شده است.



شکل ۹- برش مقطع مجموعه روتور و استاتور ترمز هواپیما [۱۵]



شکل ۸- تغییرات نرخ سایش دیسک‌های ترمز فلزی و کامپوزیت‌های CMC با افزایش مسافت طی شده [۴]

همانگونه که مشاهده می‌شود مقاومت به سایش دیسک‌های ترمز از جنس کامپوزیت CMC بسیار بالاتر از دیسک‌های فلزی می‌باشد که این امر ناشی از بالا بودن مقاومت به سایش فاز زمینه کامپوزیت یعنی سیلیکون کارباید می‌باشد به علاوه اینکه الیاف کربن موجود در این کامپوزیت‌ها باعث افزایش استحکام مکانیکی نسبت به سیلیکون کارباید مونولیتیک می‌شوند [۲ و ۳ و ۴]. در جدول ۲ خواص انواع دیسک‌های

¹ Rotor
² Stator

ترمز فلزی از جنس چدن خاکستری (GJL-250)، کامپوزیت‌های C/C و C/C-SiC ارائه شده است. امروزه مؤسسات و صنایع مختلف تحقیقات وسیعی را در زمینه بکارگیری کامپوزیت‌های CMC در سیستم‌های اصطکاکی نظیر ترمز هواپیماها انجام داده‌اند و با بهبود خواص از جمله کاهش تخریب‌ها تا حد ۵٪ و افزایش حجم الیاف تا بالای ۳۰٪ به خواص مکانیکی قابل قبولی دست یافته‌اند. در سال ۲۰۰۰ ترمزهای از جنس C/C-SiC در مدل‌های خاصی از اتومبیل‌های مرسدس کلاس S و Porsche توربو ۹۱۱ بکارگرفته شد و در آمریکا چند شرکت سازنده قطعات هواپیما نظیر Honeywell، Parker-Hannifin و Goodrich نمونه‌های مختلفی از این نوع کامپوزیت‌ها را برای سیستم ترمز هواپیماها طراحی و تولید نموده‌اند (شکل ۱۰) [۱۵ و ۱۶ و ۱۷].

جدول ۲- خواص انواع دیسک‌های ترمز فلزی و کامپوزیتی [۴]

	C/C-SiC					C/C		GJL-250
	Schnack FU2952	SGL carbon sigrasic	DaimlerChrysler C-brake	Brembo CCM	MS production sicom	DLR silica SF	HITCO-SGL	(typical)
Density [g/cm ³]	2.0	2.4	2.25	2.25	1.6-1.9	2.0-2.1	1.7-1.8	7.2
Flexural strength [MPa]	65	80	67	-	320-370	90-140	140-170	340
Young's modulus [GPa]	25	30	30-35	-	75	50-70	50	103-118
Open porosity [%]	<5	<1	<2	-	-	<3	-	0
SiC-fraction [%]	25	70	-	-	-	48	0	0
Ultimate strain [%]	0.25	0.3	-	-	-	-	-	<1
Specific heat [J/kgK]	1250	800-1200	800-1400	1200	600-2200	1300	-	500
Specific heat [J/kgK] at [°C]	1000	RT-1200	-	-	RT-1200	1200	-	RT
CTE _L [10 ⁻⁶ K ⁻¹]	-	-	4.0-4.7	4	6.5	1.0-4.0	5-10	10.5-13
CTE _T [10 ⁻⁶ K ⁻¹]	-	1.8-3.0	2.4-2.7	-	0.5	0.5-3.5	0.3-1.14	10.5-13
CTE _T [10 ⁻⁶ K ⁻¹] at [°C]	-	RT-1200	-	20-400	-	100-1400	100-800	100-600
Thermal conductivity _L [W/mK]	14	40	24	20	7	25-30	4.6-7.5	42
Thermal conductivity _T [W/mK]	25	-	30	-	27	-	-	42
Thermal conductivity _T [W/mK] at [°C]	-	20	-	-	-	50	RT-500	100



شکل ۱۰- سیستم ترمز چرخ‌های هواپیمای مسافربری [۱۵]

۵- خلاصه

بطور خلاصه بایستی گفت سیستم ترمز هواپیماهای نسل اول از جنس لاینینگ‌های آلی، چدن خاکستری، کامپوزیت‌های زمینه فلزی بود، با توسعه و ساخت هواپیماهای جدید که دارای سرعت و وزن بالایی می‌باشند این سیستم‌های ترمز نسل اول از نظر استحکام و خواص حرارتی پاسخگوی شرایط جدید نبودند بنابراین در دهه‌های اخیر دچار تغییر و تحولات اساسی گردید.

با توسعه کامپوزیت‌های کربن-کربن (C/C) در جهان و دارا بودن خواصی نظیر استحکام ویژه، مدول الاستیک، خواص حرارتی و مکانیکی عالی جایگاه ویژه‌ای در صنایع مختلف از جمله سیستم‌های اصطکاکی و ترمز هواپیماها یافتند.

با معرفی کامپوزیت‌های C/C-SiC در دهه‌های اخیر و برتری خواص مکانیکی، حرارتی و سایشی نسبت به کامپوزیت‌های کربن-کربن موجب شد این کامپوزیت‌ها مورد توجه تولیدکنندگان سیستم‌های ترمز هواپیماها قرار گرفته و جایگزین دیسک‌های ترمز فلزی، کربن-کربن و غیره شوند.

بررسی‌ها نشان می‌دهد این نوع کامپوزیت‌ها در حال حاضر علاوه بر هواپیماها در سیستم ترمز انواع اتومبیل‌های مسابقه‌ای مثل Porsche، Ferrari و Daimlerchrysler نیز توسعه یافته‌اند و در حال حاضر سالیانه حدود ۵۰۰۰۰ دیسک ترمز بصورت تجاری از این نوع کامپوزیت‌ها در جهان تولید می‌شود.

لازم به ذکر است اخیراً کامپوزیت‌های مذکور در سیستم ترمزهای اضطراری آسانسورها، جرثقیل‌ها و قطارهای سریع‌السیر و در صنایع هوافضا توسعه یافته‌اند که در آینده نیز کاربردهای بیشتری برای آنها متصور خواهد بود و در حال حاضر رقابت سازندگان بر روی کاهش هزینه تولید و بهبود کیفیت آنها می‌باشد.

مراجع

1. Shrikant Awasthi, Jerry L. Wood, "C/C Composite materials for aircraft brakes", *Advanced Ceramic Materials*, Vol. 3, No. 5, 1988, pp. 449-451.
2. W. Krenkel, B. Heidenreich, R. Renz, "C/C-SiC Composites for advanced friction systems", *Advanced Engineering Materials*, 4, No. 7, 2002, pp. 427-436.
3. J. Zhang, Y. Yongdong, "Effect of braking speed on friction and wear behaviors of C/C-SiC composites", *Int. J. Appl. Ceram. Technol.*, 4, [5], 2002, pp.43-49.
4. W. Krenkel, *Ceramic Matrix Composites: fiber reinforced ceramics and their applications*, WILEY-VCH, 2008.
5. G. Savage, *C/C Composites*, Chapman & Hall, London, 1992.
6. W. Krenkel, F. Berndt, "C/C-SiC composites for space applications and advanced friction systems", *Materials Science and Engineering A*, 412, 2005, PP. 177-181.
7. Ruiying Luo, "Friction performance of C/C composites prepared using rapid directional diffused chemical vapor infiltration processes", *Carbon*, 40, 2002, pp.1279-1285.
8. T. J. Hutton, B. McEnaney, J. C. Crelling, "Structural studies of wear debris from carbon-carbon composite aircraft brakes", *Carbon*, 37, 1999, pp. 907-916.
9. Z. Stadler, K. Krmel, T. Kosmac, "Friction behavior of sintered metallic brake pads on a C/C-SiC composite brake disc", *Journal of the European Ceramic Society*, 27, 2007, pp. 1411-1417.
10. C. Byrne, Z. Wang, "Influence of thermal properties on friction performance of carbon composites", *Carbon*, 39, 2001, pp. 1789-1801.
11. R. Luo, "Fabrication of carbon/carbon composites by an electrified preform heating CVI method", *Carbon*, 40, 2002, pp.1957-1963.
12. J. Nakano, K. Fujii, R. Yamada, "Mechanical properties of oxidation-resistant SiC/C Compositionally graded graphite materials", *J. Am. Soc.*, 80, [11] (1997) 2897-902.
13. J. Don, Z. Wang, "Effects of Anti-Oxidant Migration on Friction and Wear of C/C Aircraft Brakes", *Appl Compos Mater*, 2009, 16, PP.73-81.
14. R. Naslain, "Design, preparation and properties of non-oxide CMCs for application in engines and nuclear reactors: an overview", review article, *composite science and technology* 64(2004)155-170.
15. J. Schulte-Fischedick, A. Zern, J. Mayer, M. Ruhle, M. Frieß, W. Krenkel, R. Kochendorfer, "The morphology of silicon carbide in C/C-SiC composites", *Materials Science and Engineering A*, 332, 2002, PP. 146-152.
16. Y. Xu, Y. Zhang, L. Cheng, L. Zhang, J. Lou, J. Zhang, "Preparation and friction behavior of carbon fiber reinforced silicon carbide matrix composite", *Ceramic international*, 2006, PP. 127-135.
17. A. Favrea, H. Fuzellier, J. Suptil, "An original way to investigate the siliconizing of carbon materials", *Ceramics International* 29 (2003) PP.235-243.