

بررسی تأثیر هواپیماهای سنگین بر روی ترک‌های انعکاسی روسازی مرکب فرودگاه‌ها با استفاده از روش المان محدود تعمیم یافته

مقاله پژوهشی

حسن طاهرخانی*، دانشیار، گروه مهندسی عمران، دانشگاه زنجان، زنجان، ایران
حامد صفاری، دانش‌آموخته کارشناسی ارشد، گروه مهندسی عمران، دانشگاه زنجان، زنجان، ایران

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: taherkhani.hasan@znu.ac.ir

دریافت: ۹۸/۰۳/۱۰ - پذیرش: ۹۸/۰۷/۲۵

صفحه ۶۳-۴۹

چکیده

در این تحقیق، تأثیر مشخصات بارهای دو نوع از هواپیماهای سنگین مسافری بر روی پتانسیل رشد ترک انعکاسی در روسازی مرکب فرودگاه‌ها مورد مطالعه قرار گرفته است. دو نوع هواپیما شامل بوئینگ ۷۴۷ و ایرباس A380 که از سنگین‌ترین هواپیماهای مسافربری موجود هستند مورد استفاده قرار گرفته‌اند. محورهای این هواپیماها در موقعیت‌های مختلفی از محل درز طولی و ترک موجود در لایه آسفالتی قرار گرفته‌اند و ضرایب شدت تنش‌ها و کرنش کششی در نوک ترک موجود در لایه آسفالتی محاسبه شده و مورد تحلیل و مقایسه قرار گرفته‌اند. تحلیل‌ها با مدلسازی المان محدود سه‌بعدی تعمیم‌یافته در نرم‌افزار آباکوس انجام گرفته‌اند. لایه آسفالتی به صورت ویسکوالاستیک خطی در نظر گرفته شده و سایر لایه‌ها و بستر الاستیک خطی در نظر گرفته شده‌اند. نتایج نشان می‌دهند که مقدار ضریب شدت تنش بحرانی مود ۱ هواپیمای بوئینگ از هواپیمای ایرباس بزرگتر است و مقادیر ضریب شدت تنش بحرانی مود ۲ و ۳ هواپیمای ایرباس از هواپیمای بوئینگ بزرگتر هستند. همچنین نتایج بیانگر این است که با حرکت محورها در راستای طولی ترک مقدار کرنش کششی بحرانی روند کاهشی داشته و مقدار آن نسبت به بارگذاری در مرکز به ترتیب در هواپیمای ایرباس تا ۴۲/۸۷ درصد و در هواپیمای بوئینگ تا ۲۳/۸۹ درصد کاهش می‌یابد. با حرکت محورها در راستای عرضی ترک مقدار کرنش کششی بحرانی روند افزایشی داشته که به ترتیب در هواپیما ایرباس تا ۲۶/۷۳ درصد و در هواپیمای بوئینگ تا ۱۷/۹۳ درصد افزایش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: المان محدود، ترک انعکاسی، روسازی مرکب، ضرایب شدت تنش، فرودگاه

۱-مقدمه

است، چون روسازی موجود به عنوان اساس برای روسازی جدید استفاده می‌شود. علاوه بر این، به دلیل اینکه روکش کردن یک فرآیند سریع است و بستن خطوط را می‌تواند به حداقل برساند؛ تاخیر در پروازها و هزینه‌های تاخیر کاربر را به حداقل می‌رساند (Kim and Buttlar, 2002). روکش کردن باعث همواری سطح، بازیابی مقاومت لغزندگی، تقویت ظرفیت باربری روسازی موجود می‌شود و

استفاده از روکش آسفالتی یکی از معمول‌ترین روش‌های بهسازی به منظور افزایش عمر بهره‌برداری روسازی مضمحل شده است. روکش‌های مخلوط آسفالتی داغ HMA¹ معمولاً بر روی روسازی‌های انعطاف‌پذیر و صلب، زمانی که شرایط عملکردی یا سازه‌ای روسازی به سطح بهره‌برداری غیر قابل قبولی رسیده است، اعمال می‌شوند. روکش آسفالتی دارای هزینه اولیه نسبتاً کمی در مقایسه با سایر روش‌های بهسازی

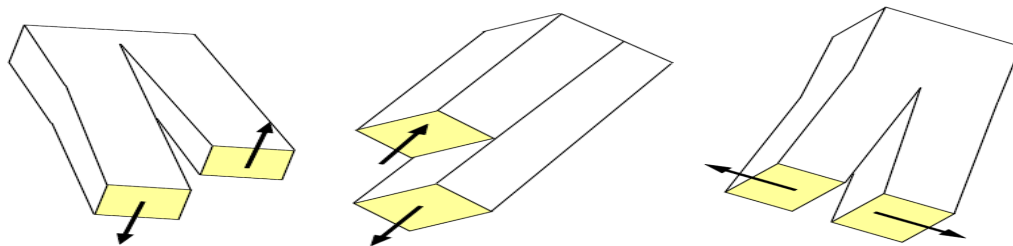
محاسبه ضرایب شدت تنش در نوک ترک، یک اساس برای تحلیل رشد ترک روسازی است. در یک محیط سه‌بعدی، همه مودهای ترک خوردگی (شکل ۱)، یعنی مود ۱ (بازشدگی)، مود ۲ (برشی)، و مود ۳ (پارگی) باید در نظر گرفته شوند (Garzon, Duarte and Buttlar, 2010).

- ✓ مود ۱ بارگذاری یا مود بازشونده: اگر قطعه ترک‌دار به گونه‌ای تحت بارگذاری قرار گیرد که سطوح ترک نسبت به هم فقط باز شوند قطعه تحت مود بارگذاری ۱ است.
- ✓ مود ۲ بارگذاری یا مود برشی: در مود ۲ بارگذاری، لغزش وجوه ترک در راستای موازی با صفحه ترک و عمود بر جبهه ترک است.
- ✓ مود ۳ بارگذاری یا مود پارگی: در مود ۳ بارگذاری، لغزش وجوه ترک در راستای موازی با صفحه ترک و موازی با جبهه ترک است.

از نفوذ رطوبت به روسازی جلوگیری می‌کند. با این حال، این مزایا به وسیله گسترش ترک انعکاسی در زمان کوتاهی بعد از بهسازی روسازی خنثی می‌شوند (Ghauch and Abou-Jaoude, 2013).

ترک خوردگی انعکاسی رایج‌ترین مشکل در روسازی‌های مرکب ساخته شده با روکش‌های آسفالتی بر روی روسازی بتنی ساده درزدار است. ترک‌های انعکاسی ترک‌هایی هستند که در روکش آسفالتی روسازی مرکب اتفاق می‌افتند و منطبق با ترک‌ها یا درزها در لایه زیرین هستند (Flintsch, Diefenderfer and Nunez, 2008).

اغلب مکانیزم‌هایی که منجر به ترک خوردگی انعکاسی می‌شوند به صورت کیفی نشان داده شده‌اند، و فقدان ابزارهای آزمایشگاهی و مدل‌سازی قدرتمند و در دسترس مانع از توصیف دقیق کمی این مکانیزم‌ها شده است (Dave and Buttlar, 2010). پیش‌بینی و شبیه‌سازی ترک خوردگی انعکاسی مربوط به بار در روسازی‌های فرودگاه‌ها نیازمند مدل‌های سه‌بعدی است تا اثر بارهای محور بر شروع و رشد ترک با دقت ثبت شود. به این منظور، باید از تحلیل‌های مکانیک شکست استفاده شود تا تنش موضعی در اطراف ترک بررسی شده و نتیجه به دست آمده مستقل از مش‌بندی باشد و در نتیجه با واقعیت مطابقت بیشتری داشته باشد. از اینرو



شکل ۱. مودهای ۱ و ۲ و ۳ بارگذاری (به ترتیب از راست به چپ) (Elseifi et al., 2004)

کیم و باتلر در سال ۲۰۰۲ با استفاده از مدل المان محدود غیر خطی سه‌بعدی پاسخ روکش آسفالتی که شامل یک مخلوط میان لایه جداکننده اساس همراه با لایه مسلح‌ساز الیاف شیشه بود و تحت بارهای هواپیما و بارهای دمایی قرار

نیاز به مدل‌سازی سه‌بعدی ترک خوردگی انعکاسی، توسعه مدل‌های محاسباتی با استفاده از روش‌های المان محدود استاندارد را پیچیده‌تر می‌کند (Garzon, Duarte and Buttlar, 2010).

گاوج و ابوجود در سال ۲۰۱۳ با استفاده از مدل المان محدود دو بعدی تاثیر ضخامت روکش، مدول بستر و زیراساس و سرعت وسیله نقلیه را بر کرنش‌های کششی و برشی را بررسی کردند و نتیجه گرفتند که کرنش کششی و برشی با افزایش سرعت وسیله نقلیه و مدول بستر و زیراساس کاهش می‌یابد. همچنین افزایش ضخامت روکش باعث کاهش کرنش تجمعی می‌شود (Ghauch and Abou-Jaoude., 2013).

اخوان بهابادی، خبیری و فتوحی فیروزآبادی در سال ۱۳۹۵ با استفاده از تحلیل المان محدود سه بعدی اثر ضخامت لایه آسفالتی، تغییر طول ترک و تغییرات دما را بر ضرایب شدت تنش بررسی کردند و نتیجه گرفتند که با افزایش ضخامت لایه آسفالتی و افزایش درجه دما، مقادیر ضرایب شدت تنش کاهش می‌یابند درحالی‌که با افزایش طول ترک افزایش می‌یابند. آنها همچنین توصیه کردند در تحقیقات آینده از روش XFEM استفاده شود (اخوان بهابادی، خبیری و فتوحی فیروزآبادی، ۱۳۹۵). شن و همکارانش در سال ۲۰۱۷ با استفاده از تحلیل المان محدود سه بعدی و بررسی میدانی (مغزه گیری) اثر بارهای ترافیکی و دمایی، ضخامت روسازی بالای ترک، سختی روکش و عوامل دیگر را بر پاسخ‌های بحرانی روسازی بررسی کردند و نتیجه گرفتند که ترک/درز موجود باعث افزایش تنش‌های کششی و $Von Mises$ می‌شود. همچنین، شرایط چسبندگی، مدول الاستیسیته لایه آسفالتی و اساس بر تنش کششی و $Von Mises$ اثر می‌گذارد (Shen et al., 2017). در مطالعات انجام شده در گذشته به بررسی نحوه تغییرات ضرایب شدت تنش در انواع مختلف هواپیما پرداخته نشده است. هدف این تحقیق بررسی نحوه تغییرات ضرایب شدت تنش همه مودهای شکست در طول ترک با توجه به موقعیت قرارگیری محور هواپیما است. محاسبه ضرایب شدت تنش برای رشد ترک و سرعت رشد ترک از اهمیت بالایی برخوردار است.

داشت را بررسی کردند و نتیجه گرفتند که استفاده از میان لایه جدا کننده اساس در زیر روکش آسفالتی، تنش‌های کششی و برشی در روکش آسفالتی را به مقدار زیاد کاهش می‌دهد، و ترکیب اثر بارگذاری دمایی و هواپیما بر پاسخ سیستم روکش می‌تواند با اصل جمع آثار قوا به طور قابل قبولی تخمین زده شود (Kim and Buttlar, 2002).

کیم، باتلر و چو در سال ۲۰۱۰ با استفاده از مدل المان محدود دو بعدی، تئوری مکانیک شکست و روش المان محدود استاندارد تاثیر موقعیت قرارگیری محور برضریب شدت را بررسی کردند و نتیجه گرفتند زمانی که چرخ در فاصله کمی از ترک قرار دارد ضریب شدت تنش مود ۲ بحرانی می‌شود و با دور شدن چرخ مقدار آن کاهش می‌یابد (Kim, Buttlar and Chou, 2010).

گارزون، دوآرته و باتلر در سال ۲۰۱۰ با استفاده از مدل المان محدود سه بعدی، روش المان محدود تعمیم یافته و تئوری مکانیک شکست تاثیر موقعیت قرارگیری محور برضریب شدت تنش و انرژی آزاد شده را بررسی کردند و نتیجه گرفتند که ترک انعکاسی تحت تاثیر رفتار ترکیبی هر سه مود شکست است و برای شبیه سازی و پیش بینی مسیر رشد ترک نیاز به تحلیل سه بعدی است (Garzon, Duarte and Buttlar, 2010). گارزون و همکارانش در مطالعه دیگری در سال ۲۰۱۳ با استفاده از مدل المان محدود سه بعدی، روش المان محدود تعمیم یافته و تئوری مکانیک شکست تاثیر اندازه ناحیه غنی سازی بر دقت محاسبه ضرایب شدت تنش را بررسی کردند و نتیجه گرفتند که با افزایش اندازه ناحیه غنی سازی دقت نتایج افزایش می‌یابد. آنها همچنین دقت روش المان محدود تعمیم یافته در محاسبه ضرایب شدت تنش را با محاسبه عددی مستقیم مقایسه کردند و دریافتند که نتایج مشابه است. از اینرو، روش المان محدود تعمیم یافته نیازی به مش بندی ریز ندارد که می‌تواند در مدل سازی روسازی فرودگاه‌ها که ابعاد محورهای هواپیما بزرگ است استفاده شود (Garzon et al., 2013).

۲-روش تحقیق

استفاده شده در این تحقیق را نشان می‌دهد. برای درز دال بتنی عرض اسانتی متری در نظر گرفته شد. فرض شد که یک ترک طولی به ارتفاع ۳ سانتی متر و عرض ۲ میلی متر دقیقاً بالای درز دال بتنی زیرین در پایین روکش آسفالتی وجود دارد. ضخامت ۵ متر برای لایه بستر فرض شد تا میزان تنش‌ها در عمق به مقدار ناچیز برسد. در جدول ۱ ابعاد استفاده شده در مدل‌سازی نشان داده شده است.

جدول ۱. ابعاد لایه‌ها

هندسه مدل			
نوع لایه	طول (میلی‌متر)	عرض (میلی‌متر)	ارتفاع (میلی‌متر)
روکش آسفالتی	۹۵۰۰	۹۰۰۰	۱۳۰
دال بتنی	۴۷۵۰	۴۵۰۰	۴۵۷
اساس تثبیت شده با سیمان	۹۵۰۰	۹۰۰۰	۲۰۳
بستر	۹۵۰۰	۹۰۰۰	۵۰۰۰
ترک	۹۵۰۰	۲	۳۰

۲-۲-مشخصات مصالح روسازی

در این تحقیق، رفتار لایه آسفالتی ویسکو الاستیک خطی و سایر لایه‌ها و بستر به صورت الاستیک خطی مدل‌سازی گردیدند. در نرم‌افزار ABAQUS، خصوصیات الاستیک مصالح با استفاده از مدول الاستیسیته و نسبت پواسون تعریف می‌شود و خصوصیات ویسکو الاستیک مصالح را می‌توان به کمک سری پرونی تعریف نمود.

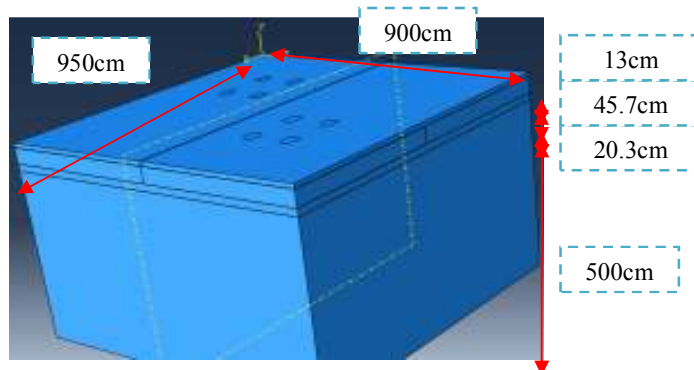
در این تحقیق از روش المان محدود تعمیم یافته XFEM برای مدل‌سازی و تحلیل مدل‌ها استفاده گردیده است. این روش توسط بلک و بلیتچکو در سال ۱۹۹۹ معرفی شد (Belytschko and Black, 1999). این روش از توابع غنی‌سازی برای نشان دادن ترک استفاده می‌کند. هندسه ترک نیاز به مش‌بندی و هم راستا بودن با مش ندارد و می‌تواند در هر جایی از مواد قرار بگیرد (Islam, Vallejo and Tarefder, 2017). تقریبی از یک تابع بردار جابجایی u با سهم مشارکت غنی‌شده با استفاده از رابطه ۱ محاسبه می‌شود.

$$U = \sum_{i=1}^N N_i(x) [U_i + H(x)a_i + \sum_{\alpha=1}^4 F_{\alpha}(x)b_i^{\alpha}]$$

که $N_i(x)$ توابع معمول شکل گره؛ U_i بردار جابجایی معمول گره مربوط به قسمت پیوسته حل المان محدود؛ a_i بردار درجه آزادی غنی‌شده گره؛ $H(x)$ تابع پرش جابجایی در سراسر سطح ترک؛ b_i^{α} بردار درجه آزادی غنی‌شده گره و $F_{\alpha}(x)$ توابع الاستیک مجانب نوک ترک است (ABAQUS 6.13, 2013).

۲-۱-هندسه مدل

به منظور بررسی ترک انعکاسی در روسازی مرکب فرودگاه‌ها از نرم افزار آباکوس نسخه ۶،۱۴،۲ استفاده شد و روسازی به ترتیب شامل چهار لایه روکش آسفالتی، دال بتنی ساده درزدار، اساس تثبیت شده با سیمان و بستر است. ضخامت لایه‌های روسازی مطابق با سازه روسازی باند پرواز 9L-27R فرودگاه بین‌المللی O'Hare در مناطق شمالی ایالات متحده انتخاب شد (Kim and Buttlar, 2009). ابعاد ۹/۵ متر طول و ۹ متر عرض برای روسازی در نظر گرفته شد. شکل ۲ هندسه و ابعاد



شکل ۲. هندسه مدل

و N تعداد جملات سری پرونی را نشان می‌دهد که معمولاً کمترین مقدار آن را ϵ در نظر می‌گیرند. البته، مطالعات صورت گرفته نشان می‌دهد که یک سری پرونی ۵ جمله‌ای می‌تواند نسبت مدول برشی را با دقت مناسبی تقریب بزند. بنابراین در این تحقیق، در جهت اطمینان، یک سری پرونی ۸ جمله‌ای انتخاب شده است. همچنین، $G(t)$ مدول برشی در لحظه t و $G(t=0)$ مدول برشی لحظه‌ای است. مشخصات مصالح لایه‌های روسازی و بستر در جدول ۲ و ۳ نشان داده شده‌اند.

سری پرونی یک سری نمایی است که رابطه تنش- کرنش را برای یک سیستم ویسکوالاستیک خطی (که به وسیله یک مدل فنر- میراگر نمایش داده می‌شود) بیان می‌کند. شکل کلی معادله سری پرونی توسط رابطه (۲) در زیر آورده شده است (Liao, 2007).

$$g(t) = 1 - \sum_{i=1}^N g_i (1 - e^{-t/\tau_i})$$

$$g(t) = G(t) / G(t=0)$$

در روابط بالا، $g(t)$ به عنوان نسبت مدول برشی تعریف می‌شود. همچنین، پارامترهای τ_i و g_i ثابت‌های پرونی هستند که وابسته به مشخصات مصالح هستند و پارامتر t نشان‌دهنده زمان است

جدول ۲. مشخصات مواد استفاده شده در مدل‌سازی

مشخصات مواد						
مرجع	انرژی شکست (mj/mm ²)	مقاومت کششی (Mpa)	ضریب پواسون	مدول الاستیسیته (Mpa)	دما (درجه سانتی گراد)	نوع لایه
(Baek and Al-Qadi 2011)	0.22	2.4	0.22	17200	-10	مخلوط آسفالتی داغ
(Kim, Buttlar and Chou 2010)	-	-	0.15	27600	-	بتن
(Kim, Buttlar and Chou 2010)	-	-	0.2	6890	-	اساس تثبیت شده با سیمان
(Modarres and Shabani 2015)	-	-	0.4	40	-	بستر

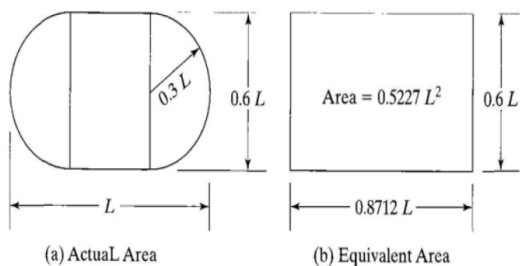
جدول ۳. مشخصات ویسکوالاستیک لایه آسفالتی (Baek et al., 2010)

مشخصات سری پرونی										دما (درجه سانتی گراد)	نوع لایه
-	0.097	0.083	0.114	0.127	0.138	0.112	0.132	0.049	G_i	-10	مخلوط آسفالتی داغ
-	1000	100	10	1	0.1	0.01	0.001	0.0001	T_i		

بارگذاری

محورهای اصلی، فشار باد چرخ‌ها، فاصله محورها و فاصله چرخ‌ها از یکدیگر) از کاتالوگ‌های شرکت‌های سازنده استفاده شد. مساحت سطح تماس چرخ‌ها با سطح روسازی از رابطه ۳ و ϵ تعیین گردید. سطح تماس چرخ به صورت ترکیبی از دو نیم دایره و یک مستطیل با فشار پکنواخت استفاده

به منظور مقایسه اثر هواپیماهای سنگین و موقعیت‌های مختلف قرارگیری محورها (فاصله مرکز محور از مرکز ترک) بر پاسخ روسازی از دو نوع هواپیمای سنگین از دو شرکت بوئینگ و ایرباس، شامل AA380-800, B747-400ER استفاده شد. برای مشخصات هواپیماها (وزن، درصد وزن بر



Dimension of tire contact area.

شد (Huang, 2004). شکل ۳ سطح تماس مستطیلی و ترکیبی را نشان می‌دهد. بارگذاری به صورت استاتیکی و مدت اعمال بار ۱ ثانیه است.

$$A = \frac{p}{q} \quad (۳)$$

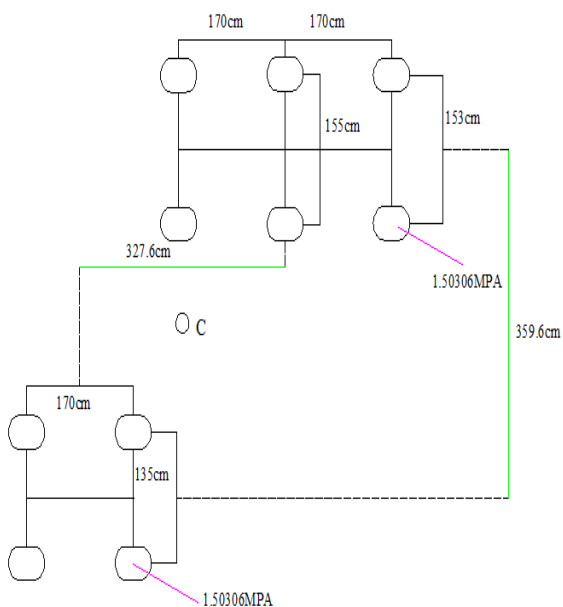
$$L = \sqrt{\frac{Ac}{0.5227}} \quad (۴)$$

شکل ۳. سطح تماس مستطیلی و ترکیبی (Huang, 2004)

جدول ۴ روند محاسبات برای انواع مختلف هواپیماها را نشان می‌دهد.

جدول ۴. روند محاسبات سطح تماس برای انواع مختلف هواپیماها

L (mm)	Ac (mm ²)	فشار باد چرخ محور مرکزی (Mpa)	فشار باد چرخ محور اصلی (Mpa)	درصد وزن بر محور مرکزی	درصد وزن بر محور اصلی	وزن (تن)	نوع هواپیما
577.648	174413.271	1.50306	1.50306	57.06	38.04	562	AA380-800
535.172	149705.825	1.58579	1.58579	46.75	46.75	414.13	B747-400ER



شکل ۴-الف. جزئیات محور هواپیما AA380-800

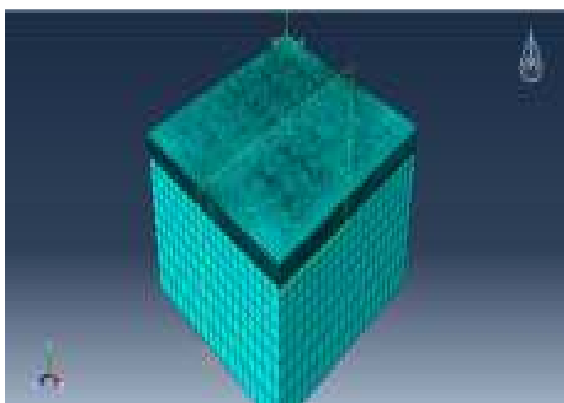
شکل ۴-الف و ب، به ترتیب، شماتیک محورهای هواپیمای AA380-800 و B747-400ER را نشان می‌دهد. در این شکل به دلیل تقارن نصف کل محورها نشان داده شده است.

۲-۵- شرایط تماس

انتخاب مشخصات مکانیکی سطح مشترک نقش مهمی در پاسخ روستازی، بسته به نوع تماس در نظر گرفته شده دارد. چسبندگی بین لایه روکش و لایه بتنی زیرین به صورت چسبندگی کامل در نظر گرفته شد. برای اعمال شرایط تماس مماسی بین لایه‌ها در نرم افزار از روش Penalty استفاده شد و ضریب اصطکاک ۱ برای سطح تماس روکش و بتن در نظر گرفته شد.

۲-۶- مش بندی

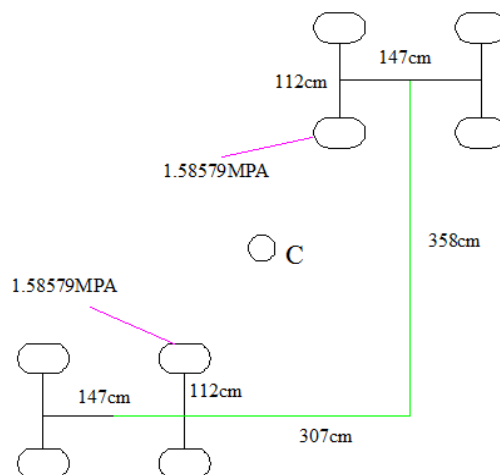
در این تحقیق از مش بندی درجه بندی شده استفاده شد به این معنی که از مش های ریزتر در اطراف ترک و درز و محل قرارگیری چرخ ها استفاده شد و با فاصله گرفتن از ترک به تدریج مش ها بزرگتر شدند. برای لایه روکش از ۴۶۴۷۳ المان، لایه بتنی ۲۵۳۰۰ المان، لایه اساس ۷۰۰۰ المان، لایه بستر ۲۷۳۶ المان و در مجموع ۸۱۵۰۹ المان استفاده شد. المان ها از نوع المان پیوسته سه بعدی ۸ گره ای انتگرال کاهش یافته C3D8R مرتبه اول بودند. المان های C3D8R فقط یک نقطه انتگرال گیری دارند، بنابراین زمان محاسبات را بدون تاثیر زیادی بر دقت نتایج، کاهش می دهند. در شکل ۵ مش بندی استفاده شده نشان داده شده است.



شکل ۵. مش بندی

۲-۷- اعتبارسنجی

برای اعتبارسنجی مدل سازی های انجام شده، مدل المان محدودی در مقیاس آزمایش انجام شده، ساخته شد و نتایج این مدل با نتایج آزمایش مسیر چرخ که توسط اوگندپیه، تام و



شکل ۴-ب. جزئیات محور هواپیما B747-400ER

برای بررسی تاثیر موقعیت های مختلف قرارگیری محورها (فاصله مرکز محور از مرکز ترک) بر پاسخ روستازی (ضریب شدت تنش بحرانی و کرنش کششی بحرانی)، علاوه بر قرار گرفتن مرکز محورها بر مرکز ترک در سطح روکش، فاصله ۵۰ و ۱۰۰ و ۱۵۰ سانتی متر در راستای محور Z و ۵۰ و ۱۰۰ و ۱۵۰ سانتی متر در راستای محور X و ترکیب این فاصله ها از مرکز ترک در نظر گرفته شد در مجموع ۱۶ مدل برای هر هواپیما ساخته و تحلیل گردید. محور Z در امتداد درز طولی بوده و محور X در امتداد درز عرضی روستازی است.

۲-۴- شرایط مرزی

کف روستازی به صورت کاملاً مقید (ENCASTRE, $U_1, U_2, U_3, UR_1, UR_2, UR_3 = 0$) مدل شد به این معنی که از حرکت و دوران در کف روستازی در جهت های X و Y و Z جلوگیری شد. به دلیل نقش حرکت های افقی و قائم در ایجاد ترک انعکاسی، حرکت لایه ها در راستای قائم (راستای محور Y) آزاد می باشد و از حرکت صفحات موازی محور X در راستای محور Z و صفحات موازی محور Z در راستای محور X جلوگیری شد.

المان محدود و مدل آزمایشگاهی، مقدار قابل قبولی محسوب می‌شود.

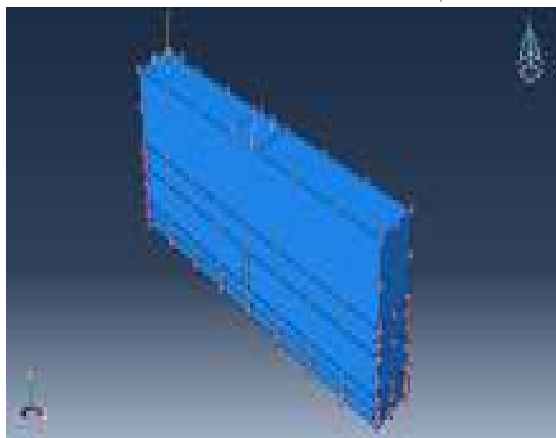
۳- نتایج و تحلیل‌ها

بعد از انجام مدلسازی و تحلیل مدل‌ها ضرایب شدت تنش در سه مود بازشدگی و برشی و پارگی در امتداد ترک طولی در اثر قرارگیری محورها در موقعیت‌های مختلف تعیین شده و مورد مقایسه و تحلیل قرار گرفتند. همچنین، کرنش کششی در نوک ترک نیز در مدل‌های مختلف تعیین گردیدند. کرنش کششی در نوک ترک در فرآیند رشد ترک دارای اهمیت می‌باشد. در بخش‌های زیر نتایج این تحلیل‌ها ارائه می‌گردند.

ضریب شدت تنش (SIF) یکی از مهم‌ترین پارامترهای مورد استفاده در مکانیک شکست برای پیش‌بینی رشد ترک است. هرچقدر که مقدار ضریب شدت تنش بزرگتر باشد به این معنی است که رشد ترک سریعتر اتفاق می‌افتد. مقدار مثبت ضریب شدت تنش در مود ۱ به معنی تحت کشش قرارگرفتن صفحات ترک (دورشدن از یکدیگر) و مقدار منفی ضریب شدت تنش نشان دهنده تحت فشار قرارگرفتن صفحات ترک (نزدیک‌شدن به یکدیگر) است که در رشد ترک تأثیری ندارد. مقدار مثبت و منفی در مود ۲ و ۳ تنها نشان دهنده جهت حرکت صفحات ترک هست و هر دو مقدار در رشد ترک تأثیر دارند. به دلیل کاهش یکپارچگی سازه‌ای در محل تلاقی درز طولی و درز عرضی مقادیر ضریب شدت تنش در همه مودهای شکست افزایش می‌یابد. شکل ۷ تغییرات ضرایب شدت تنش در طول ترک تحت بارهای دو نوع هواپیما، وقتی مرکز هندسی آنها در مرکز ترک طولی قرار می‌گیرد را نشان می‌دهد. در این شکلها K_{IB} و K_{IA} نشان دهنده ضرایب شدت تنش مود ۱، ۲ یا ۳

برای هواپیمای ایرباس و بوئینگ هستند.

کلوپ (Ogundipe, Thom and Collop, 2012) انجام شده بود مقایسه شد. این آزمایش شامل پنج لایه است که به ترتیب لایه روکش، میان لایه غشاء جاذب تنش (SAMI)، اساس، لایه لاستیکی و لایه فولادی است. ترک در لایه اساس قرار دارد و عرض آن ۱۰ میلی‌متر و ارتفاع آن ۳۰ میلی‌متر می‌باشد. مدل استفاده شده دارای طول ۴۰۴ میلی‌متر و عرض ۵۰ میلی‌متر است. مقدار بار اعمال شده ۱/۱ مگاپاسکال و سطح تماس به صورت مستطیلی با ابعاد ۴۵ میلی‌متر طول و ۵۰ میلی‌متر عرض می‌باشد. شکل ۶ هندسه، شرایط مرزی و بارگذاری را نشان می‌دهد. مشخصات لایه‌ها مطابق با تحقیق انجام گرفته انتخاب شد. برای شرایط مرزی، کف روسازی و دو انتها چپ و راست به صورت کاملاً مقید مدل شد. مقادیر کرنش کششی در ۴ میلی‌متر بالاتر از ترک در مدل ساخته شده و آزمایش انجام داده شده مقایسه شدند.

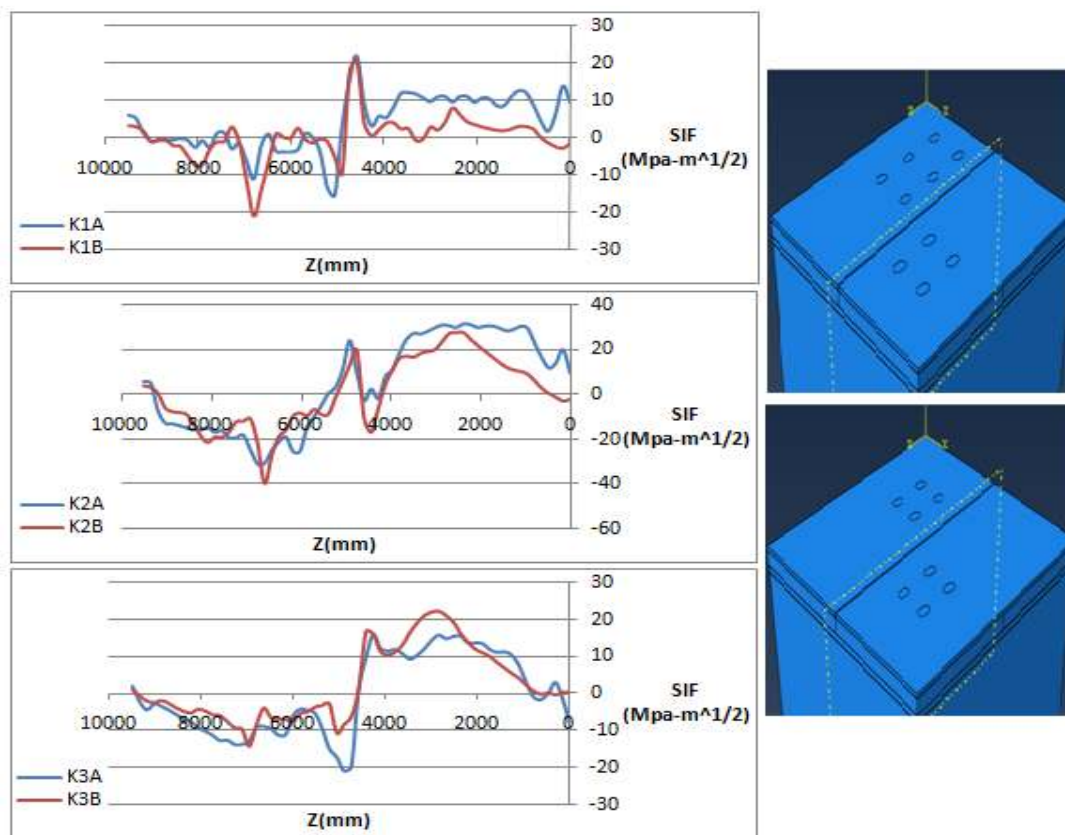


شکل ۶. هندسه، شرایط مرزی و بارگذاری اعمال شده، در مدل استفاده شده برای اعتبارسنجی

جدول ۵. مقایسه نتایج آزمایش و مدلسازی

۰,۷۷	درصد اختلاف	۱۳۰	آزمایش مسیر چرخ	کرنش در ناحیه ترک (میکرون)
		۱۲۹	مدل المان محدود	

نتایج حاصل از این مقایسه (جدول ۵) نشان می‌دهد که اختلاف بین نتایج مدل المان محدود و نتایج آزمایشگاهی کم است؛ اختلاف کمتر از ۱۰ درصد میان نتایج حاصل از تحلیل



شکل ۷. ضرایب شدت تنش موده‌های شکست در موقعیت بارگذاری در مرکز

شدت تنش در طول ترک بررسی شدند. برای مثال، شکل‌های ۸ و ۹ تغییرات این ضرایب را برای دو نوع هواپیما در حالتی که مرکز هندسی در جهت عرضی به ترتیب ۱۰۰ و ۱۵۰ سانتیمتر جابجا شده نشان می‌دهند. نتایج نشان داد، به طور کلی، برای هواپیمای ایرباس، با دور شدن چرخ‌های محور مرکزی از ترک مقدار ضریب شدت تنش در مود ۱ کاهش و در مود ۲ افزایش می‌یابد. همچنین، با نزدیک شدن چرخ‌های محور اصلی به ترک، مقدار ضریب شدت تنش مود ۲ و ۳ افزایش می‌یابد و مقدار ضریب شدت تنش مود ۱ مثبت می‌شود که به علت تنش کششی ایجاد شده در ترک است. برای هواپیمای بوئینگ، با دورتر شدن چرخ‌های محور مرکزی از ترک مقدار ضریب شدت تنش در مود ۱ و ۲ کاهش می‌یابد. مشابه نتایج هواپیمای ایرباس، با نزدیک‌تر شدن چرخ‌های محور اصلی به ترک، مقدار ضریب شدت تنش مود ۲ و ۳ افزایش می‌یابد و به علت تنش کششی ایجاد شده در ترک، مقدار ضریب شدت تنش مود ۱ مثبت می‌شود. زمانی که مرکز محورها در فاصله ۱۵۰ سانتی متری در راستای عرضی از مرکز ترک قرار می‌گیرد ضرایب شدت تنش بحرانی مود ۱، ۲

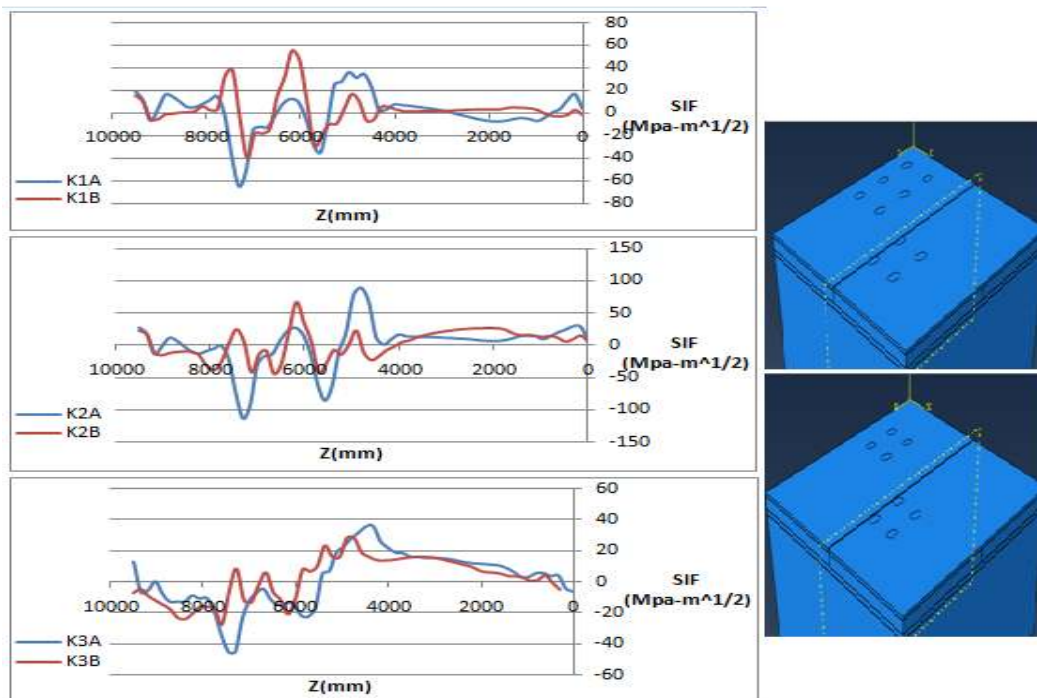
همانگونه که ملاحظه می‌گردد، در $0 < Z < 4000$ ضریب شدت تنش مود ۱ و ۲ در هواپیمای ایرباس از هواپیمای بوئینگ بزرگتر است. دلیل این موضوع را می‌توان به نزدیکی بیشتر چرخ‌های محور مرکزی هواپیمای ایرباس A380 به ترک نسبت به هواپیمای بوئینگ ۷۴۷، به دلیل هندسه محورهای آنها و همچنین اعمال درصد بیشتری از وزن هواپیما به محور مرکزی در این هواپیما نسبت داد. در فاصله $6500 < Z < 7000$ ضریب شدت تنش مود ۱ و ۲ هواپیمای بوئینگ از ایرباس بزرگتر است، که علت آن فاصله کم چرخ‌های محور اصلی از ترک و همچنین فشار باد بیشتر چرخ‌های هواپیمای بوئینگ است. همچنین، در فاصله $4750 < Z < 9500$ مقدار ضریب شدت تنش مود ۳ هواپیمای ایرباس از هواپیمای بوئینگ بزرگتر است که به دلیل خمش بزرگتر ایجاد شده در روسازی است.

۳-۱- حرکت چرخ‌ها در راستای عرضی ترک

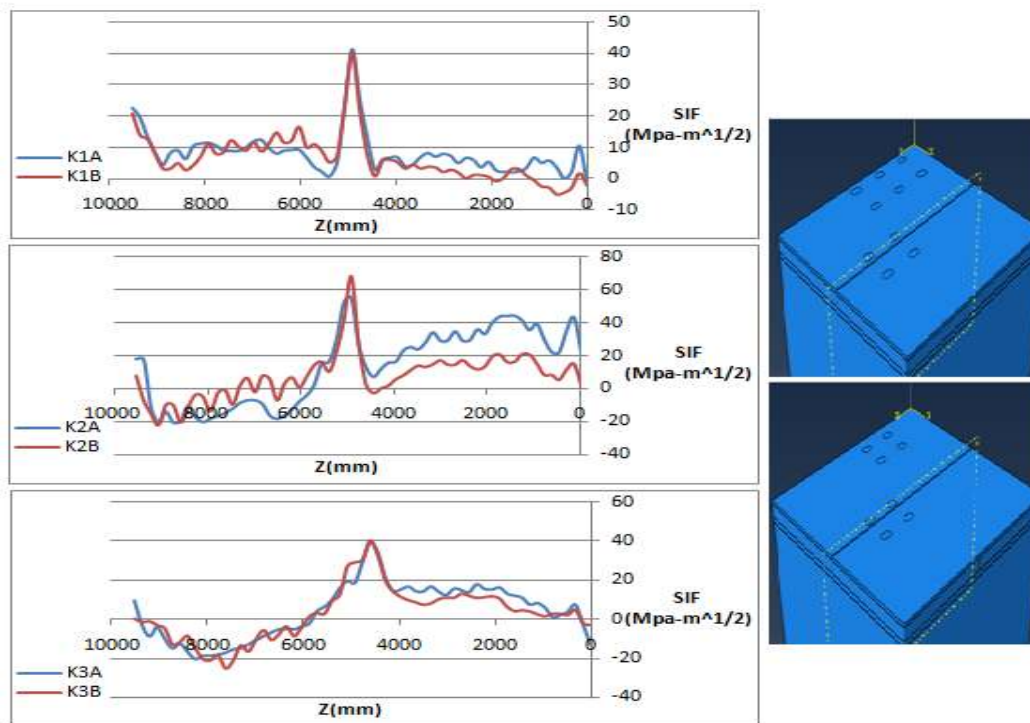
با تغییر مرکز هندسی محورهای دو نوع هواپیما در جهت عرضی در فواصل ۵۰، ۱۰۰ و ۱۵۰ سانتیمتر تغییرات ضرایب

بوئینگ ۹۴/۷۲ درصد، ۱۴۳/۴۶ درصد و ۸۳/۲۴ درصد افزایش می‌یابد.

و ۳ نسبت به بارگذاری در مرکز به ترتیب در هواپیما ایرباس ۸۹/۹۵ درصد، ۷۴/۴۷ درصد و ۱۵۰/۸۱ درصد و در هواپیما



شکل ۸. ضرایب شدت تنش موده‌های شکست در موقعیت بارگذاری با ۱۰۰ سانتی‌متر فاصله از مرکز در راستای X



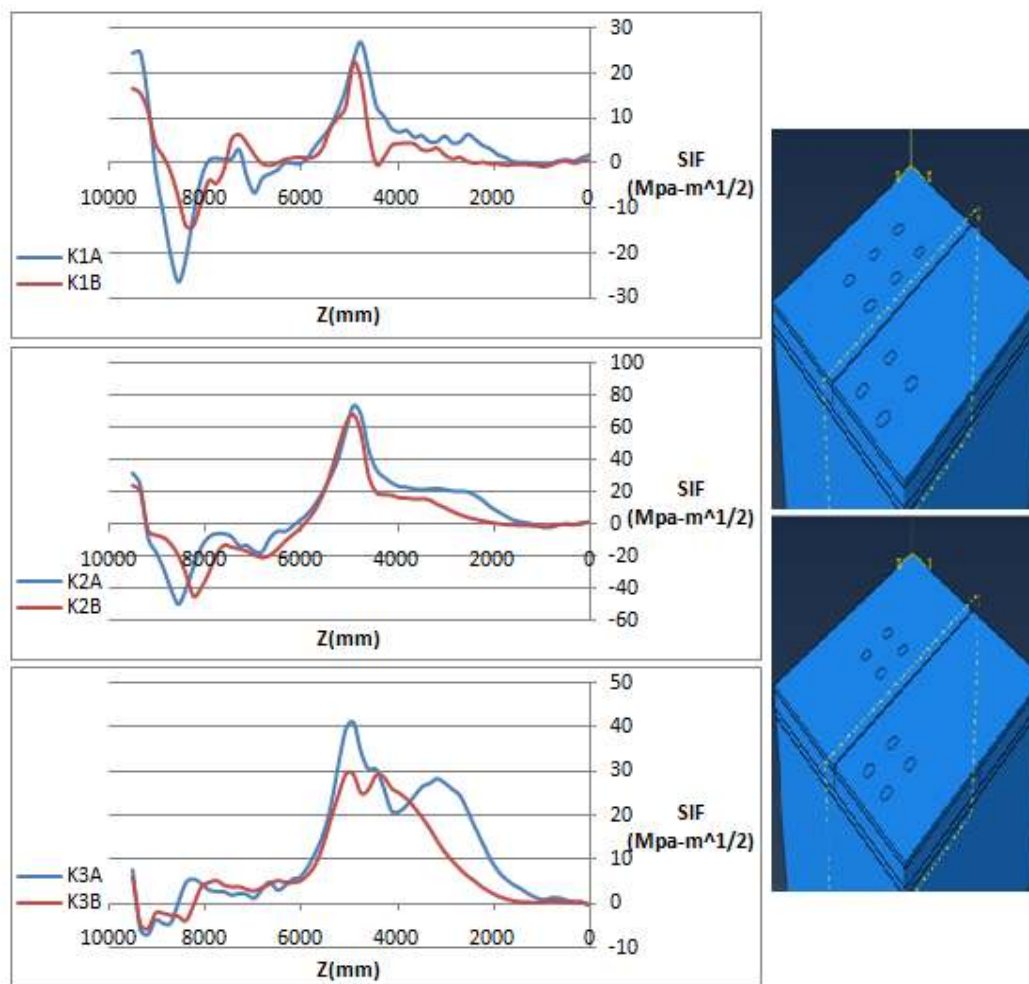
شکل ۹. ضرایب شدت تنش موده‌های شکست در موقعیت بارگذاری با ۱۵۰ سانتی‌متر فاصله از مرکز در راستای X

مرکز ترک قرار گرفت. برای مثال، شکل ۱۰ ضرایب شدت تنش را در طول ترک وقتی که مرکز هندسی بارها در فاصله ۱۵۰ سانتیمتری از مرکز ترک قرار دارد را نشان می‌دهد. به طور کلی، نتایج نشان می‌دهد که هر چقدر که چرخ‌ها به شرایط مرزی انتهای مدل نزدیک‌تر می‌شوند مقادیر ضریب شدت تنش افزایش می‌یابد و با دور شدن چرخ‌ها از ترک در راستای طولی (دور شدن بارگذاری از مرکز ترک) مقادیر ضریب شدت تنش کاهش می‌یابد. با حرکت چرخ‌های محور مرکزی در راستای طولی ترک و نزدیک شدن آنها به درز عرضی مقدار ضریب شدت تنش مود ۱ و ۲ در محل تلاقی درزها افزایش می‌یابد.

با عبور چرخ‌های یک سمت محور اصلی از ترک (قرارگرفتن ترک بین چرخ‌های محور اصلی) ضریب شدت تنش مود ۱ در طول ترک مثبت می‌شود و ضریب شدت تنش مود ۱ و ۳ در محل تلاقی درزها به حداکثر مقدار می‌رسد. ضریب شدت تنش مود ۲ در $6000 < Z < 9500$ کاهش می‌یابد که به علت کاهش تغییر شکل قائم دال سمت چپ (تنها ۲ چرخ محور اصلی بر آن قرار دارند) است.

۲-۳- حرکت چرخ‌ها در راستای طولی ترک

به منظور بررسی تاثیر جابجایی بار در امتداد طول ترک بر ضرایب شدت تنش، مرکز هندسی بارهای هر دو هواپیما در سه موقعیت مختلف به فاصله ۵۰، ۱۰۰ و ۱۵۰ سانتی متر از



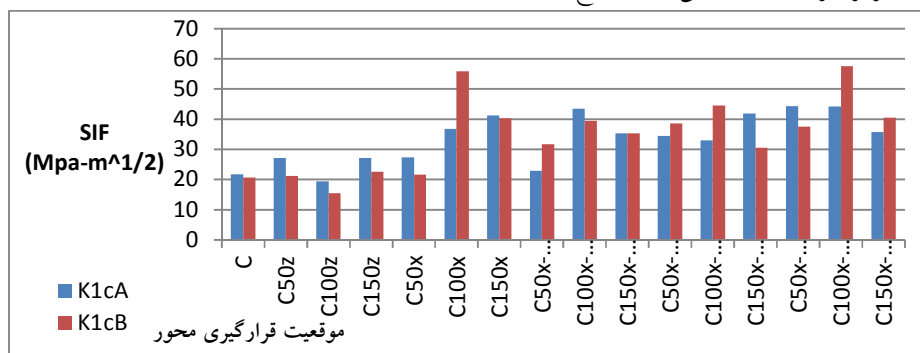
شکل ۱۰. ضرایب شدت تنش مودهای شکست در موقعیت بارگذاری با ۱۵۰ سانتی متر فاصله از مرکز در راستای Z

می‌دهد، زمانی که چرخ‌های محور اصلی هواپیمای بوئینگ در فاصله بسیار کمی (فاصله ۱۰۰ سانتی‌متری مرکز هندسی در راستای عرضی) از ترک قرار می‌گیرند مقدار ضریب شدت تنش بحرانی مود ۱ حداکثر می‌شود که به دلیل فاصله آزاد بیشتر بین چرخ‌های محورهای اصلی و مرکزی هواپیمای بوئینگ است. زمانی که قسمتی از چرخ‌های یک سمت محور اصلی هواپیمای ایرباس روی ترک قرار می‌گیرند (فاصله ۱۰۰ سانتی‌متری در راستای عرضی) مقدار ضریب شدت تنش مود ۲ حداکثر می‌شود که به دلیل تغییر شکل قائم بزرگتر هواپیمای ایرباس از هواپیمای بوئینگ است. با حرکت در راستای طولی و عرضی ترک ضریب شدت تنش بحرانی مود ۳ در هر دو هواپیمای روند افزایشی دارد. زمانی که مرکز محورهای هر دو هواپیمای در دورترین فاصله از مرکز (فاصله ۱۵۰ سانتی‌متر در راستای طولی و عرضی) قرار می‌گیرد مقدار ضریب شدت تنش بحرانی مود ۳ حداکثر می‌شود. با توجه به شکل‌های شکل ۱۱، ۱۲ و ۱۳ هواپیمای بوئینگ 747-400ER در موقعیت C100x-C150z دارای مقدار K_I بحرانی حداکثر و هواپیمای ایرباس A380-800 به ترتیب در موقعیت C100x و C150x-C150z دارای مقدار K_{II} و K_{III} بحرانی حداکثر است.

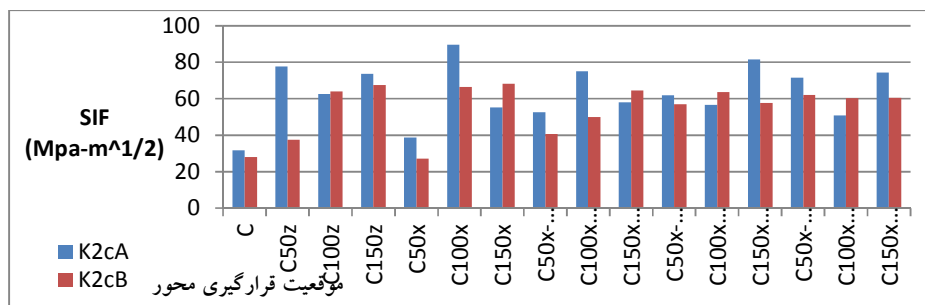
زمانی که چرخ‌های محور اصلی در نزدیکترین حالت به شرایط مرزی انتهای مدل (فاصله ۱۵۰ سانتی‌متری از مرکز ترک) قرار می‌گیرند مقدار ضریب شدت تنش مود ۱ و ۲ به بیشترین مقدار می‌رسد. در این حالت همچنین درز عرضی بین چرخ‌های محور مرکزی قرار می‌گیرد در نتیجه مقدار ضریب شدت تنش مود ۱ و ۳ در محل تلاقی درزها به مقدار حداکثر می‌رسد. زمانی که مرکز محورها در فاصله ۱۵۰ سانتی‌متری در راستای طولی از مرکز ترک قرار می‌گیرد ضرایب شدت تنش بحرانی مود ۱، ۲ و ۳ نسبت به بارگذاری در مرکز به ترتیب در هواپیمای ایرباس ۲۴/۹۳ درصد، ۱۳۳/۲۲ درصد و ۱۶۲/۲۳ درصد و در هواپیمای بوئینگ ۹/۰۶ درصد، ۱۴۰/۶۷ درصد و ۳۳/۰۸ درصد افزایش می‌یابد.

۳-۳- ضرایب شدت تنش بحرانی

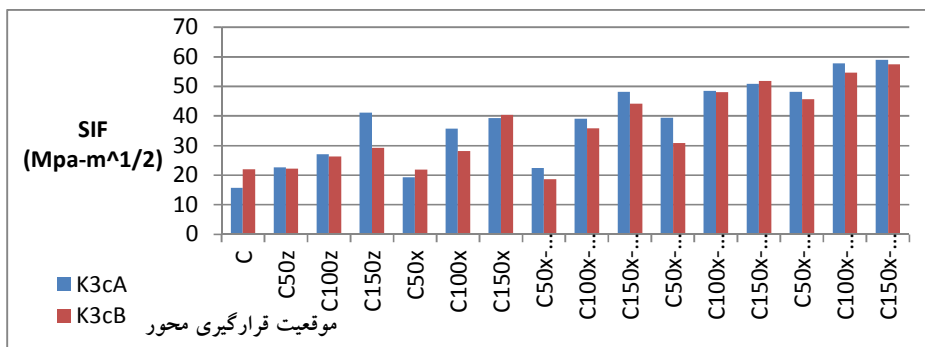
مقادیر حداکثر هر کدام از ضرایب شدت تنش در موقعیت‌های مختلف قرارگیری مرکز هندسی بار هر هواپیمای تعیین گردیده و خلاصه نتایج در شکل‌های ۱۱، ۱۲ و ۱۳، به ترتیب برای مود ۱، مود ۲ و مود ۳ نشان داده شده‌اند. در این شکل‌ها موقعیت‌های مختلف با $C_{ix}-C_{jz}$ نشان داده شده‌اند که مقدار α فاصله عرضی مرکز بار از مرکز ترک و مقدار β فاصله طولی مرکز بار از مرکز ترک را نشان می‌دهد. نتایج نشان



شکل ۱۱. مقایسه ضرایب شدت تنش بحرانی مود ۱ شکست



شکل ۱۲. مقایسه ضرایب شدت تنش بحرانی مود ۲ شکست

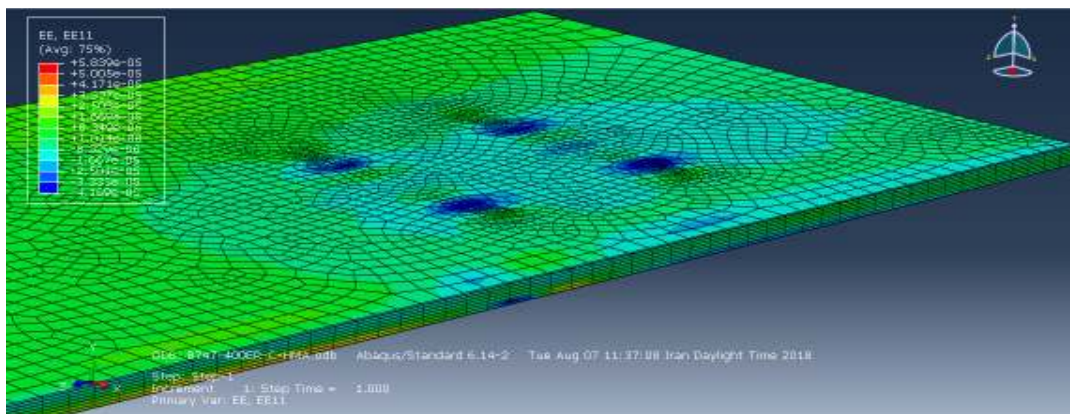


شکل ۱۳. مقایسه ضرایب شدت تنش بحرانی مود ۳ شکست

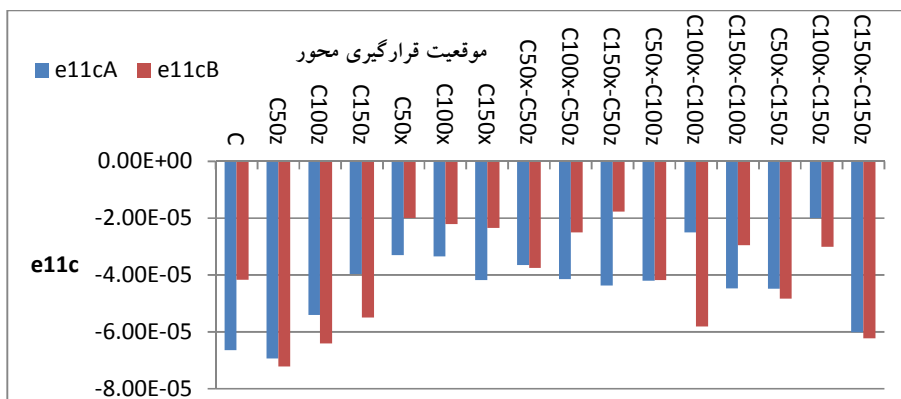
کششی در نوک ترک در موقعیت بارگذاری در مرکز هواپیما بوئینگ 747-400ER را نشان می‌دهد. در این شکل لایه آسفالتی به صورت مجزا نمایش داده شده و در جهت صفحه X برش زده شده تا کرنش کششی در طول ترک نمایش داده شود.

۳-۴- کرنش کششی در نوک ترک

کرنش کششی در نوک ترک در فرآیند رشد ترک مهم است. در محل بارگذاری چرخ‌ها کرنش از نوع فشاری بوده و در اطراف چرخ‌ها به صورت کششی است. شکل ۱۴ کرنش



شکل ۱۴. کرنش کششی در نوک ترک در هواپیما بوئینگ 747-400ER



شکل ۱۵. مقایسه کرنش کششی بحرانی در نوک ترک

۴. در محل تلاقی درز طولی و درز عرضی دال بتنی به دلیل کاهش یکپارچگی سازه‌ای روسازی، ضرایب شدت تنش بحرانی اتفاق می‌افتند.
۵. مقدار ضریب شدت تنش بحرانی مود ۱ هواپیما بوئینگ از هواپیما ایرباس بزرگتر است که به دلیل فاصله آزاد بیشتر بین چرخ‌های محورهای اصلی و مرکزی هواپیما بوئینگ است. در هواپیما ایرباس به دلیل توزیع وزن بیشتر بر محور مرکزی مقادیر ضریب شدت تنش بحرانی مود ۲ و ۳ از هواپیما بوئینگ بزرگتر است.
۶. با حرکت در راستای طولی ترک مقدار کرنش کششی بحرانی در نوک ترک در هر دو هواپیما کاهش می‌یابد که به دلیل نزدیک شدن چرخ‌های محور مرکزی به محل تلاقی درزها و ایجاد کرنش فشاری است. با حرکت در راستای عرضی ترک و دور شدن چرخ‌های محور مرکزی از ترک کرنش کششی بحرانی بزرگتری ایجاد می‌شود و مقدار کرنش کششی بحرانی ایجاد شده در هواپیمای ایرباس از هواپیمای بوئینگ بیشتر است که به دلیل توزیع وزن بیشتر بر محور مرکزی است.

۴- نتیجه گیری

۷. در این تحقیق، با استفاده از روش المان محدود تعمیم یافته و تئوری مکانیک شکست و مدلسازی سه بعدی در نرم افزار ABAQUS، اثر قرارگیری محورهای دو نوع هواپیمای مسافربری سنگین شامل ایرباس A380 و بوئینگ 777 در موقعیت‌های مختلف نسبت به ترک طولی با ارزیابی ضرایب شدت تنش و کرنش کششی در نوک ترک مطالعه گردید. به طور خلاصه نتایج به صورت زیر می‌باشند.
۱. زمانی که چرخ هواپیما در فاصله کمی از ترک قرار بگیرد در ترک تنش کششی ایجاد می‌شود و ضریب شدت تنش مربوط به مود ۱ شکست (K_I) افزایش می‌یابد و با قرار گرفتن چرخ بر ترک، در ترک تنش فشاری ایجاد شده و ضریب شدت تنش منفی می‌شود که در فرآیند رشد ترک تحت مود ۱ شکست تأثیری ندارد.
۲. زمانی که چرخ هواپیما بر روی ترک قرار می‌گیرد تغییر شکل قائم بزرگتری در ترک ایجاد شده و ضریب شدت تنش مربوط به مود ۲ شکست (K_{II}) افزایش می‌یابد و با دور شدن چرخ از ترک مقدار آن کاهش می‌یابد.
۳. در هواپیماهای سنگین که دارای محور مرکزی هستند برخلاف هواپیماهای فاقد محور مرکزی تأثیر ضریب شدت تنش مود ۲ و ۳ در رشد ترک قابل توجه است. از اینرو، باید به هر سه مود شکست در فرآیند شروع و گسترش ترک توجه کرد.

۵- مراجع

- ۱- اخوان بهابادی، م.ج.، خبیری، م.م. و فتوحی فیروزآبادی، ع. (۱۳۹۵)، "بررسی عددی رشد ترک بر پایه ضرایب شدت تنش در اثر بارگذاری چرخ هواپیما در روسازی آسفالتی فرودگاه"، مجله پژوهشنامه حمل و نقل، شماره ۳، ص. ۱۴-۳۰.

-ABAQUS version 6.13, user's Guide, (2013).

-Baek, J. and Al-Qadi, I., (2011), "Sand Mix Interlayer to Control Reflective Cracking in Hot-Mix Asphalt Overlay", Journal of the Transportation Research Board, No. 2227, pp. 53-60.

- Asphalt Overlay Using Extended Finite-Element Model", *Journal of materials in civil engineering*, ASCE, No. 29, pp. 1-13.
- Kim, H., Buttlar, W. G. and Chou, K. F., (2010), "Mesh-Independent Fracture Modeling for Overlay Pavement System under Heavy - Aircraft Gear Loadings", *Journal of transportation engineering*, ASCE, No. 136, pp. 370-378.
- Kim, H. and Buttlar, W. G., (2009) "Finite element cohesive fracture modeling of airport pavements at low temperatures", *Cold Regions Science and Technology*, Elsevier Ltd, No. 57, pp. 123-130.
- Kim, J. and Buttlar, W. G., (2002), "Finite element cohesive fracture modeling of airport pavements at low temperatures", *Journal of transportation engineering*, ASCE, No. 128, pp. 375-384.
- Liao, Y., (2007), "Viscoelastic FE modeling of asphalt pavements and its application to U.S", 30 perpetual pavements (doctoral dissertation). Ohio University, USA.
- Modarres, A. and Shabani, H., (2015), "Investigating the effect of aircraft impact loading on the longitudinal top-down crack propagation parameters in asphalt runway pavement using fracture mechanics", Elsevier Ltd, No. 150, pp. 28-46.
- Ogundipe, O. M., Thom, N. and Collop, A., (2014), "Finite element analysis of overlay incorporating stress absorbing membrane interlayers against reflective cracking", Springer, No. 22, pp. 104-111.
- Ogundipe, O. M., Thom, N. and Collop, A., (2012), "Investigation of crack resistance potential of stress absorbing membrane interlayers (SAMIs) under traffic loading", Elsevier Ltd, No. 38, pp. 658-666.
- Shen, S., Zhang, W., Wang, H. and Huang, H., (2017), "Numerical evaluation of surface-initiated cracking in flexible pavement overlays with field observations", *Road Materials and Pavement Design*, Taylor & Francis, No. 1, pp. 221-234.
- Baek, J., Ozer, H., Wang, H. and Al-Qadi, I., (2010), "Effects of Interface Conditions on Reflective Cracking Development in Hot-Mix Asphalt Overlays", *Road Materials and Pavement Design*, Taylor & Francis, No. 2, pp. 307-334.
- Belytschko, T. and Black, T., (1999), "Elastic crack growth in finite elements with minimal remeshing", *Journal of Methods Engineering*, No. 45(5), pp. 601-620.
- Dave, E. and Buttlar, W. G., (2010), "Thermal reflective cracking of asphalt concrete overlays", *Journal of Pavement Engineering*, Taylor & Francis, No. 6, pp. 477-488.
- Elseifi, M. and Al-Qadi, I., (2004), "A Simplified Overlay Design Model against Reflective Cracking Utilizing Service Life Prediction", *Road Materials and Pavement Design*, Taylor & Francis, No. 2, pp. 169-191.
- Flintsch, G. W., Diefenderfer, B. K. and Nunez, O., (2008), "Composite Pavement Systems: Synthesis of Design and Construction Practices", Virginia Department of Transportation & Federal Highway Administration, Charlottesville, Virginia.
- Garzon, J., Duarte, C. A. and Buttlar, W. G., (2010), "Analysis of Reflective Cracks in Airfield Pavements using a 3-D Generalized Finite Element Method", *Road Materials and Pavement Design*, Taylor & Francis, No. 2, pp. 459-477.
- Garzon, J., Kim, D. J., Duarte, C. A. and Buttlar, W. G., (2013) "Two-Scale 3D Analysis of Reflective Cracks In Airfield Pavements", *Journal of Computational Methods*, No. 6, pp. 1-30.
- Ghauch, Z.G. and Abou-Jaoude, G. G., (2013), "Strain response of hot-mix asphalt overlays in jointed plain concrete pavements due to reflective cracking", Elsevier Ltd, No. 124, pp. 38-46.
- Huang, Y. H., (2004), "Pavement analysis and design", 2nd Upper Saddle River: NJ Prentice Hall.
- Islam, M. R., Vallejo, M. J. and Tarefder, R.A., (2017), "Crack Propagation in Hot Mix