

محاسبه بارهای اینرسی هواپیما با استفاده از شبیه‌سازی

علی غریبی^{*}، دانش‌آموخته کارشناسی ارشد، دانشکده هوا فضا، دانشگاه هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

رضا خاکی، استادیار، دانشکده هوا فضا، دانشگاه هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

E-mail: gharibi.a@gmail.com

دریافت: ۱۳۹۰/۰۷/۰۳ - پذیرش: ۱۳۹۰/۱۲/۱۵

چکیده

خستگی سازه یکی از مهم‌ترین فاکتورهای مؤثر روی ساختمان هواپیماهای نظامی و حمل و نقلی بوده که ایمنی پروازها را به خطر انداخته و روی طول عمر آن تأثیر می‌گذارد. یکی از عوامل به‌وجود آورنده خستگی، تغییرات بارهای وارده بر سازه می‌باشد. به همین دلیل تحقیقات و مطالعات فراوانی به‌منظور تعیین و محاسبه بارهای وارده بر سازه هواپیما به‌خصوص بارهای وارده حین دوره سرویس‌دهی انجام شده است. بارهای اعمال شده روی سازه یک هواپیما، به دو بخش بارهای اینرسی و آیرودینامیکی تقسیم می‌شوند. میزان بارهای اینرسی به عملکرد شتاب عمودی و شتاب زاویه‌ای پیچشی روی توزیع جرم قطعات هواپیما بستگی دارد. محاسبه این شتاب‌ها در حین اجرای مانورهای مختلف از اهمیت بسزایی برخوردار می‌باشد. در این مقاله نحوه محاسبه بارهای اینرسی وارده بر هواپیما در طول دوره بهره‌دهی آن ارائه شده است. به این منظور یک هواپیمای آموزشی به عنوان نمونه انتخاب شد و بدنه آن در راستای طولی به صد جزء تقسیم شده است. سپس توزیع جرم در راستای بدنه به‌دست آمده و جرم هر جزء محاسبه شده است. در ادامه برای محاسبه بارهای اینرسی برشی محلی وارده بر هر جزء با استفاده از روش‌های تحلیلی، معادله‌ای بر حسب شتاب‌های خطی و زاویه‌ای تأثیرگذار بر میزان بارهای موصوف تعیین شده است. به منظور به‌دست آوردن مقادیر شتاب‌های به‌کار رفته در این معادلات، شبیه‌سازی هواپیمای یاد شده انجام شده و نتایج حاصل از شبیه‌سازی با اطلاعات به‌دست آمده از آزمایشات پروازی اعتبارسنجی شده است. در نهایت بارهای اینرسی وارده بر بدنه هواپیما، با به‌کار بردن پارامترهای به‌دست آمده از شبیه‌سازی به عنوان نمونه در حین اجرای مانور لوب محاسبه شده است. آشکار است روند محاسبات انجام شده قابل تعمیم برای هواپیماهای پهن پیکر ترابری نیز می‌باشد. نتایج به‌دست آمده نشان می‌دهد که این روش برای محاسبه توزیع بارهای اینرسی وارده بر بدنه هواپیما (در طول دوره سرویس‌دهی) با هزینه کم و دوری از ریسک‌پذیری پرواز واقعی مناسب است.

واژه‌های کلیدی: شبیه‌سازی پروازی، مانور لوب، آزمایش پروازی، بارهای اینرسی و خستگی

۱- مقدمه

حمل و نقل کننده بین سال‌های ۱۹۶۰ تا ۱۹۷۰ سبب شد که اصول طراحی به سوی تجزیه و تحلیل حد قابل تحمل صدمه سازه تغییر کند (Reis, Fonseca and Freitas, 1997). برای محاسبه عمر خستگی لازم است تا بارهای وارده بر سازه در طول دوره سرویس‌دهی آن به‌صورت طیف بار تعیین و محاسبه

با افزایش عمر هواپیماهای نظامی و حمل و نقلی، مشکلاتی همچون خستگی، خوردگی و سایش و غیره، در ساختمان آنها ایجاد می‌شود. خستگی سازه، تأثیرگذارترین عامل روی عمر سرویس‌دهی این هواپیماها می‌باشد (Kim et al., 2006). خرابی سازه‌ها به علت رشد ترک‌ها در چندین هواپیمای

خستگی و همچنین تعمیر بال هواپیما توسط کوسکی و همکارانش (Koski et al., 2006) ارایه شده است.

محاسبه و برون‌یابی طیف بار گلایدر در سال ۲۰۰۸ میلادی توسط رودزیویچ (Rodzewice, 2008) انجام شده است. وی با استفاده از پروازهای تجربی گلایدر فاکتور بار عمودی را در وضعیت‌های مختلف به‌دست آورده و بارهای اینرسی حاصل از تأثیر فاکتور بار عمودی روی بدنه را در زمان معینی از پرواز محاسبه کرده است. او از طریق تجزیه و تحلیل و برون‌یابی طیف بار به‌دست آمده بارهای اینرسی وارده بر پرندۀ موصوف را در مدت ۳۰۰۰ ساعت پرواز تعیین کرده است.

در سال ۲۰۱۰ میلادی سینتی (Singh, 2010) تکنیکی برای محاسبه بارهای اینرسی وارد بر بدنه هواپیما با استفاده از فاکتور بار به‌دست آمده از دستگاه ضبط اطلاعات پروازی^۱ در طول پروازهای عملیاتی ارایه کرده است. محاسبه بارهای اینرسی یک هواپیما در طول دوره سرویس‌دهی آن با استفاده از اطلاعات دستگاه ضبط کننده اطلاعات پروازی در سال ۲۰۰۹ میلادی توسط لی (Lee, 2009) برای هواپیمای شکاری F-16 انجام شده است.

در این تحقیق علمی، بارهای اینرسی وارده بر سازه بدنه هواپیما بر اثر شتاب‌های عمودی و زاویه‌ای با استفاده از اطلاعات به‌دست آمده از شبیه‌سازی محاسبه شده است. به این منظور ابتدا یک هواپیمای آموزشی به عنوان نمونه انتخاب شده و برای محاسبه بارهای اینرسی وارد بر بدنه آن در طول دوره سرویس‌دهی، بدنه در راستای طولی به اجزای کوچکی تقسیم شده و جرم هر یک از این اجزای محاسبه شده است. برای به‌دست آوردن بارهای اینرسی محلی^۲ هر جز در موقعیت‌های مختلف پروازی، با استفاده از روش‌های تحلیلی معادله‌ای برحسب فاکتور بار عمودی و شتاب زاویه‌ای پیچشی به‌دست آمده است. با توجه به این‌که به‌دست آوردن مقادیر متغیرهای به‌کار رفته در معادلات بار اجزای در هر موقعیت پروازی، از طریق شبیه‌سازی پروازی هواپیما مد نظر است، نحوه شبیه‌سازی هواپیمای موصوف تشریح شده است. برای اطمینان از صحت اطلاعات به‌دست آمده از شبیه‌سازی، اطلاعات حاصل از آن در حین اجرای چند مانور با اطلاعات به‌دست آمده از آزمایشات پروازی در حین اجرای این مانورها مقایسه شده است.

شود. به همین منظور تحقیقات بسیاری برای به‌دست آوردن بارهای وارده بر سازه هواپیما در طول دوره فعالیت آن انجام گرفته است.

در سال ۱۹۹۷ میلادی ناگوده و همکارش (Nagode and Fajdia, 1997) روش جدیدی برای تخمین پراکندگی طیف بار ارایه کردند. کریمونا (Cremona, 2001) تحقیقی درخصوص برون‌یابی بهینه اثرات تردد بار، سال ۲۰۰۱ میلادی انجام داده است. تخمین عمر خستگی برای طیف بار دلخواه با دامنه اطلاعاتی ثابت و تحقیق و جستجو روی قسمتی از چرخه بار طیف‌های وارده بر سازه کامپوزیتی توسط اسچون و همکارش (Schon and Blom, 2002) در سال ۲۰۰۲ میلادی انجام شده است.

در سال ۲۰۰۳ میلادی، کیونگ یان و همکارانش (Qingyuan, Kawagoishi and Pidaparti, 2003) از تاریخچه طیف بار برای محاسبه توزیع احتمالی خوردگی‌های محلی مواد تشکیل‌دهنده هواپیما بر اثر خستگی استفاده کرده است.

محاسبه کردن بارهای وارده بر سازه‌های هواپیما در بدترین شکل تند باد با به‌کار بردن یک الگوریتم محاسباتی در سال ۲۰۰۴ میلادی توسط کار و همکارانش (Karr, Zeiler and Mehrotra, 2004) ارایه شده است. در سال ۲۰۰۵ میلادی تولید و استفاده از طیف بار استاندارد شده و تاریخچه زمانی بار جهت محاسبه عمر خستگی توسط هیولر و همکارش (Heuler and Klatschke, 2005) مورد مطالعه قرار گرفته است.

روشی برای تجزیه و تحلیل حد تحمل صدمه احتمالی هواپیمای آکروباتیک بر اثر انطباق بارهای پروازی در سال ۲۰۰۵ میلادی توسط ادواردوسلمانسا و همکارش (Eduardo Salamanca and Luis Quirz, 2005) ارایه شده است.

تیم و همکارانش (Timm, Michelle tisdale and Turochy, 2005) در سال ۲۰۰۵ میلادی تحقیقاتی پیرامون خصوصیات طیف بار به‌وسیله ترکیب مدل کردن توزیع آن انجام داده است. تنزیل درجه مواد تشکیل‌دهنده و بررسی مقاومت خستگی ساختمان هواپیما بعد از یک دوره بلند عملیاتی، در سال ۲۰۰۶ میلادی توسط اوستاش و همکارانش (Ostash, Andreiko and Holovatyuk, 2006) مورد تحقیق و بررسی قرار گرفته است. در سال ۲۰۰۶ میلادی، محاسبه طول عمر بال هواپیمای تحت بارگذاری طیف‌های بار کامل، به‌منظور ارزیابی و تشخیص

همچنین بارهای اینرسی (وارده بر هر جزء) ناشی از شتاب زاویه‌ای پیچشی از رابطه زیر محاسبه می‌گردد:

$$\text{Inertia Load} = m r \dot{Q}. \quad (2)$$

با توجه به دو رابطه فوق، به‌طور کلی بارهای اینرسی وارده بر هر جزء بدنه، از معادله زیر به‌دست می‌آید:

$$\text{Inertia Load} = N_z w + m r \dot{Q}. \quad (3)$$

در روابط فوق m جرم و W وزن هر جزء بدنه، N_z فاکتور بار عمودی، r فاصله مرکز هر جزء بدنه از مرکز ثقل هواپیما و \dot{Q} شتاب زاویه‌ای پیچشی هستند.

در جدول ۱ برای چند جزء از بدنه، بارهای اینرسی برشی محلی ناشی از شتاب عمودی و زاویه‌ای بر حسب فاکتور بار عمودی و شتاب زاویه‌ای واحد، ارائه شده است.

جدول ۱. نمونه‌ای از بارهای برشی محلی ناشی از شتاب عمودی و زاویه‌ای اجزای بدنه

اجزای بدنه	بر واحد فاکتور بار عمودی (پوند/جی)	بر واحد شتاب زاویه‌ای (پوند/رادیان/مجزورثانیه)
۶	۲۷/۵۱۷۴	۱۹/۰۴۹۷
۱۹	۶۵/۸۴۹۹	۳۳/۸۲۸
۳۶	۴۸/۵۲۰۶	۱۳/۵۹۶
۸۱	۱۴۳/۱۲۴	-۴۸/۳۵۶
۹۳	۵۰/۸۵۸	-۲۵/۵۶۵

با توجه به معادله ۳ و جدول ۱ برای محاسبه بارهای اینرسی برشی محلی هر کدام از اجزای بدنه معادله‌ای بر حسب فاکتور بار عمودی و شتاب زاویه‌ای به‌دست آمده است. به‌طور مثال معادله مربوط به محاسبه بارهای اینرسی برشی محلی جزء ۸۱ بدنه بر حسب فاکتور بار عمودی و شتاب زاویه‌ای به شرح رابطه شماره ۴ می‌باشد.

بارهای اینرسی

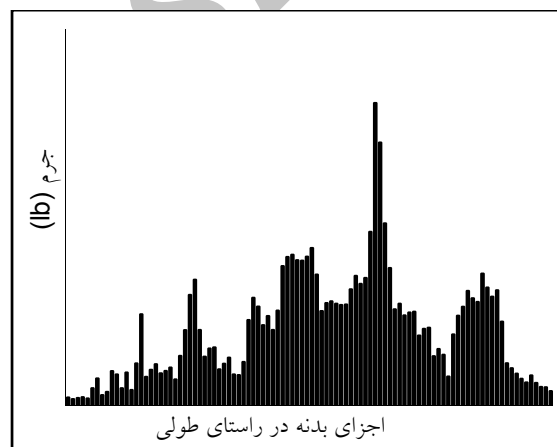
$$\text{برشی محلی} = ۱۴۳/۱۲۴ \times N_z - ۴۸/۳۵۶ \times \dot{Q}. \quad (4)$$

قسمت ۸۱

پس از اطمینان از دقت اطلاعات شبیه‌سازی، مانور لوپ ۳ با استفاده از شبیه‌ساز انجام شده است. مقادیر متغیرهای به‌کار رفته در معادلات بار اجزای بدنه در حین اجرای این مانور ثبت شده است. در نهایت با به‌کار بردن این مقادیر در معادلات یاد شده به‌عنوان نمونه توزیع بارهای اینرسی وارده بر بدنه هواپیما در زوایای مختلف پیچش حین مانور لوپ ارائه شده است.

۲- تعیین معادله برای محاسبه بارهای اینرسی

بارهای اینرسی از تأثیر شتاب روی توزیع وزن یا جرم هواپیما به‌دست می‌آیند. برای محاسبه بارهای اینرسی هواپیما، بدنه در راستای طولی به صد جزء کوچک تقسیم شده و توزیع جرم روی آن انجام شده و جرم هر قسمت به‌دست آمده است. شکل ۱ توزیع جرم هواپیما را آموزشی در راستای طولی را نشان می‌دهد.



شکل ۱. توزیع جرم روی بدنه هواپیما

بارهای اینرسی وارد بر هر جزء بدنه ناشی از اثر شتاب‌های خطی و زاویه‌ای می‌باشند. شتاب خطی مؤثر روی بارهای وارده بر اجزای بدنه، شتاب عمودی می‌باشد. با توجه به این‌که در هواپیما فاکتور بار عمودی مورد استفاده قرار می‌گیرد و در کابین خلبان نشان داده می‌شود. بنابراین، با استفاده از روش‌های تحلیلی معادله‌ای بر حسب وزن و فاکتور بار عمودی برای محاسبه بارهای اینرسی ناشی از تأثیر شتاب عمودی هواپیما به‌دست آمده است (Lee, 2009):

$$\text{Inertia Load} = N_z w. \quad (1)$$

شبه‌سازی با اطلاعات حاصل از آزمایشات پروازی مقایسه شده است. پارامترهای به‌دست آمده از شبه‌سازی در جداول ۲ و ۴ و اطلاعات حاصل از تجربه، در جداول ۳ و ۵ ارائه شده است.

جدول ۲. پارامترهای مانور لوپ حاصل از شبه‌سازی

فاکتور بار عمودی	ماخ	زاویهٔ پیچش	سرعت	وضعیت
۰/۹۹	۰/۸۸	۱/۹۵	۵۰۱/۵۱	۱ (شروع)
۴/۴۵	۰/۷۹۶	۴۵/۰۲	۴۴۵/۴۹	۲
۳/۴۷	۰/۶۶۱	۸۹/۵	۳۴۷/۸۶	۳
۱/۲۲	۰/۴۵۱	واژگون ۰/۰۲۷	۲۲۵/۶۴	۴
۱/۸۲	۰/۵	-۴۵/۰۱	۲۵۱/۵۲	۵
۳/۲۲	۰/۶۴	-۸۹/۶۷	۳۲۸/۹۳	۶
۳/۸۷	۰/۷۹	-۴۵	۴۴۲/۷۴	۷
۰/۹۸	۰/۸۵۹	-۱/۰۶	۴۹۹/۹۲	۸ (خاتمه)

جدول ۳. اطلاعات مانور لوپ حاصل از تجربه

فاکتور بار عمودی	زاویهٔ پیچش	سرعت	وضعیت
۱	۰	۵۰۰	۱ (شروع)
۴/۵	۴۵	۴۵۰	۲
۳/۵	۹۰	۳۵۰	۳
۱/۲	واژگون ۰	۲۰۰	۴
۲	-۴۵	۲۵۰	۵
۳	-۹۰	۳۰۰	۶
۳/۵	-۴۵	۴۴۰	۷
۱	۰	۵۰۰	۸

جدول ۴. پارامترهای مانور شاندل حاصل از شبه‌سازی

فاکتور بار عمودی	ماخ	مقدار گردش	سرعت	وضعیت
۱	۰/۷۱	۰	۴۰۰	۱ (شروع)
۳/۵۱	۰/۶۸	۴۵	۳۶۳/۹	۲
۲/۸۸	۰/۶۱	۹۰	۳۱۰/۹	۳
۱/۹	۰/۵۲	۱۳۵	۲۷۱/۷	۴
۱	۰/۳۹	۱۸۰	۲۰۰/۹	۵

همان‌طور که در معادلهٔ ۴ مشاهده می‌شود، چنان‌چه مقادیر متغیرهای N_z و \dot{Q} برای هر لحظه از پرواز به معادلات حاصل شده برای هر یک از اجزای بدنه وارد گردد، در این‌صورت بارهای اینرسی برشی محلی اجزای بدنه، در آن لحظه محاسبه خواهد شد. با توجه به اینکه در این مقاله، به‌دست آوردن مقادیر متغیرهای N_z و \dot{Q} از طریق شبه‌سازی مد نظر قرار دارد؛ بنابراین، روند اجرای شبه‌سازی تشریح شده است.

۳- مراحل شبه‌سازی

برای انجام شبه‌سازی دینامیکی یا پرواز با شبه‌ساز، لازم است تا پس از مدل کردن معادلات غیرخطی هواپیما مشتقات پایداري به‌صورت لحظه‌ای و در شرایط مختلف پروازی محاسبه شوند. به این منظور، در این مقاله مشتقات مورد نظر برای هواپیمای آموزشی موصوف، از طریق روش‌های عددی در شرایط مختلف پروازی همچون شرایط مختلف سرعت صوت، ارتفاع، زاویهٔ حمله، زاویهٔ سطوح کنترل و غیره به‌دست آمده‌اند.

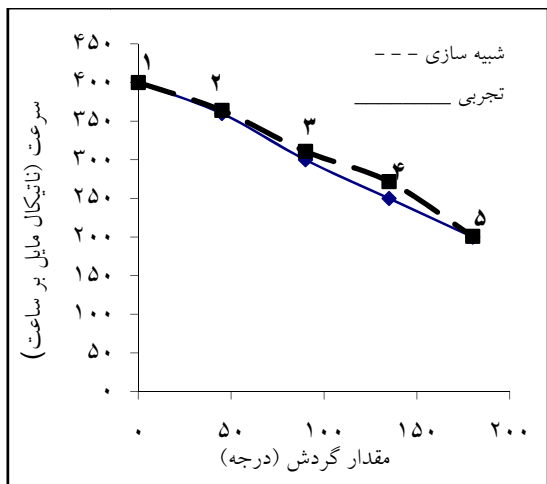
این مشتقات، به‌صورت جدول مراجعه‌ای^۴ در نرم‌افزار تنظیم شده‌اند تا با استفاده از این جداول، نرم‌افزار بتواند در موقعیت‌ها و شرایط پروازی مختلف، با استفاده از میان‌یابی، مشتق مورد نظر را محاسبه کند.

بعد از محاسبهٔ مشتقات، ضرایب و در نتیجه نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی، از معادلات شبه‌سازی به‌دست می‌آیند. از نیروها و گشتاورهای حاصل، برای به‌دست آوردن سرعت‌های خطی و زاویه‌ای، زوایای اولیه، زاویهٔ حمله و زاویهٔ سرش جانی استفاده شده است.

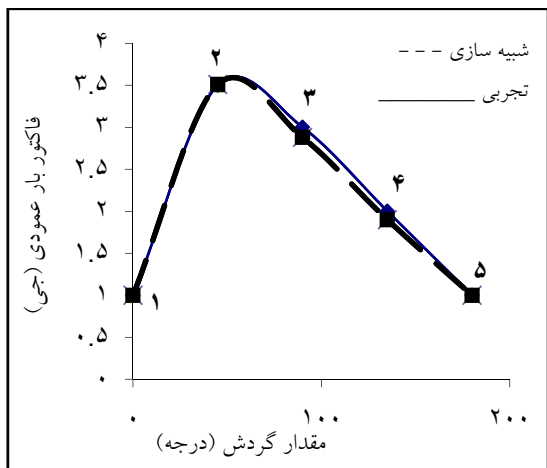
برای بیشتر نزدیک کردن شرایط شبه‌سازی به شرایط واقعی، ورودی‌های مربوط به تغییرات نیروی رانش و جابه‌جایی سطوح کنترلی توسط خلبان، با استفاده از دستهٔ کنترل^۵، به برنامهٔ شبه‌سازی اعمال می‌گردد.

۴- اعتبارسنجی شبه‌سازی

به‌منظور بررسی صحت نتایج حاصل از شبه‌سازی، پارامترهای مانورهای لوپ و شاندل^۶ که از مانورهای مهم هواپیما هستند، در حین انجام چندین پرواز واقعی، ثبت شده است. پس از اجرای این مانورها به‌وسیلهٔ شبه‌سازی، اطلاعات به‌دست آمده از



شکل ۴. مقایسه سرعت‌های شبیه‌سازی و تجربی در موقعیت‌های مختلف گردش حین اجرای مانور شاندل

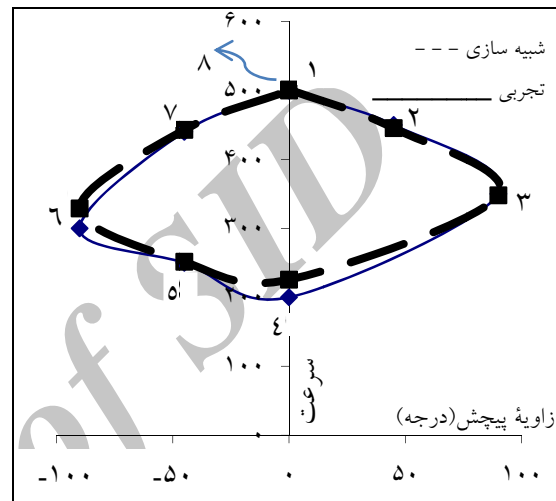


شکل ۵. مقایسه فاکتورهای بار عمودی شبیه‌سازی و تجربی در زاویه‌های پیچش مختلف، حین اجرای مانور شاندل

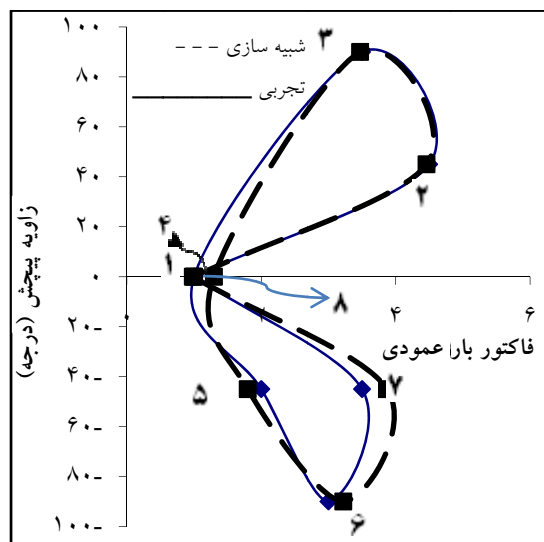
سرعت‌های به‌دست آمده از شبیه‌سازی و آزمایش پروازی در زاویه‌های پیچش^۷ مختلف حین اجرای مانور لوپ در شکل ۲ با یکدیگر مقایسه شده‌اند. در شکل ۳ مقایسه بین فاکتورهای بار عمودی حاصل از شبیه‌سازی و تجربه در زاویه‌های پیچش مختلف حین اجرای مانور لوپ نمایش داده شده است. مقایسه بین سرعت‌های شبیه‌سازی و تجربی در موقعیت‌های مختلف گردش حین اجرای مانور شاندل در شکل ۴ و مقایسه فاکتورهای بار عمودی در این موقعیت‌ها در شکل ۵ نمایش داده شده است. همان‌گونه که در جدول‌ها و شکل‌های بالا مشاهده می‌شود نتایج حاصل نشان‌دهنده دقت مناسب شبیه‌سازی جهت استفاده برای محاسبه بارهای ایترسی هواپیما می‌باشد.

جدول ۵. اطلاعات مانور شاندل حاصل از تجربه

وضعیت	سرعت	مقدار گردش	فاکتور بار عمودی
۱ (شروع)	۴۰۰	۰	۱
۲	۳۶۰	۴۵	۳/۵
۳	۳۰۰	۹۰	۳
۴	۲۵۰	۱۳۵	۲
۵	۲۰۰	۱۸۰	۱



شکل ۲. مقایسه سرعت‌های شبیه‌سازی و تجربی در زاویه‌های پیچش مختلف، حین اجرای مانور لوپ



شکل ۳. مقایسه فاکتورهای بار عمودی شبیه‌سازی و تجربی در زاویه‌های پیچش مختلف، حین اجرای مانور لوپ

۵- محاسبه بارهای اینرسی

همان‌گونه که تشریح شد برای محاسبه بارهای اینرسی وارده بر اجزای بدنه در هر لحظه از پرواز، کافی است که مقادیر متغیرهای به‌کار رفته در معادله بار هر جزء به این معادلات وارد شوند. با وارد کردن مقادیر این متغیرها در معادلات نام برده، در هر لحظه از پرواز، توزیع بارهای اینرسی بدنه در آن لحظه به‌دست خواهد آمد.

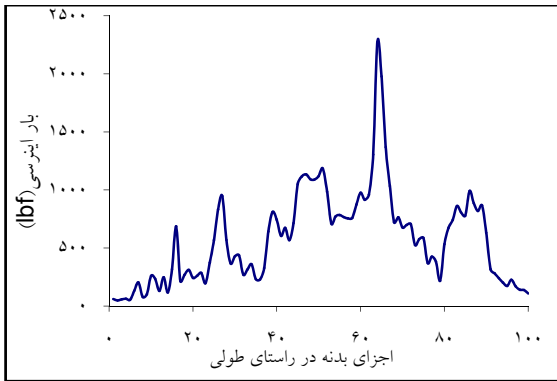
در این تحقیق به‌عنوان نمونه توزیع بارهای اینرسی وارده بر بدنه هواپیما، حین اجرای مانور لوپ محاسبه شده است. به این منظور ابتدا برای به‌دست آوردن مقادیر متغیرهای \dot{Q} و N_z ، این مانور با استفاده از شبیه‌سازی انجام شده و در حین اجرای آن در بازه‌های زمانی کوچک مقادیر متغیرهای یاد شده ثبت شده است. جدول ۶ نمونه‌ای از این مقادیر در زاویه‌های پیش مختلف را نشان می‌دهد.

جدول ۶. نمونه‌ای از مقادیر فاکتور بار عمودی و شتاب زاویه‌ای پیشی به‌دست آمده از شبیه‌سازی حین اجرای مانور لوپ

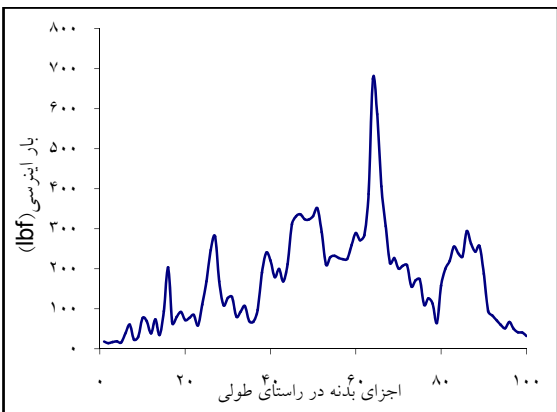
شتاب زاویه‌ای (بر حسب رادیان بر مجذور ثانیه)	فاکتور بار عمودی (بر حسب جی)	زاویه پیشی (بر حسب درجه)
۰/۰۰۰۴	۰/۹۶	۰
۰/۰۰۳۳۱	۴/۷۲	۳۰
۰/۰۱۰۲۱	۴/۴۶	۶۰
-۰/۰۴۹۸۷	۳/۴۷	۹۰
-۰/۰۱۰۲۶	۲/۰۵	۱۲۰
۰/۰۰۱۴۶	۱/۴۰	۱۵۰
۰/۰۰۲۸۷	۱/۳۰	۱۸۰
-۰/۰۰۲۳۵	۱/۵۵	۲۱۰
-۰/۰۰۰۴۸	۲/۱۷	۲۴۰
۰/۰۰۲۹۶	۳/۲۲	۲۷۰
۰/۰۲۸۵	۳/۳۸	۳۰۰
۰/۱۰۳۸۱	۲/۵۰	۳۳۰
۰/۰۰۱۲	۱/۰۶	۳۶۰

در مرحله بعد برای محاسبه بارهای اینرسی محلی هر جزء بدنه، اطلاعات حاصله از شبیه‌سازی در معادله مربوط به آن جزء قرار داده شده است. پس از محاسبه بارهای اینرسی هر جزء، توزیع بارهای اینرسی وارده بر هواپیما به‌دست آمده است.

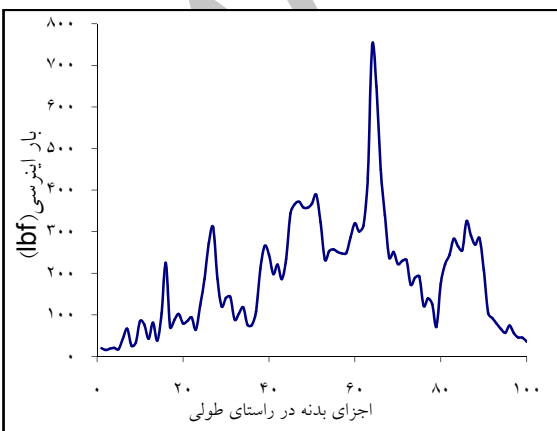
به عنوان نمونه در شکل‌های ۶ تا ۹، توزیع بارهای اینرسی بدنه در چهار زاویه پیش هواپیما حین اجرای مانور لوپ نمایش داده شده است.



شکل ۶. توزیع بار در زاویه پیش ۳۰ درجه

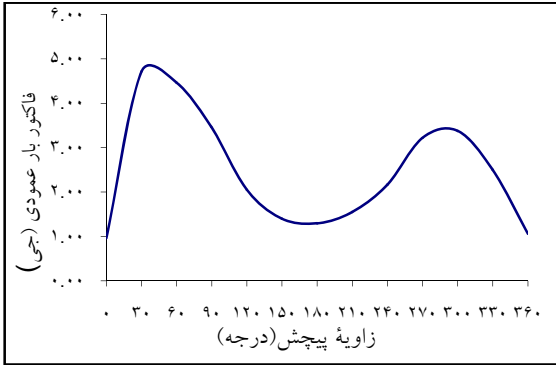


شکل ۷. توزیع بار در زاویه پیش ۱۵۰ درجه

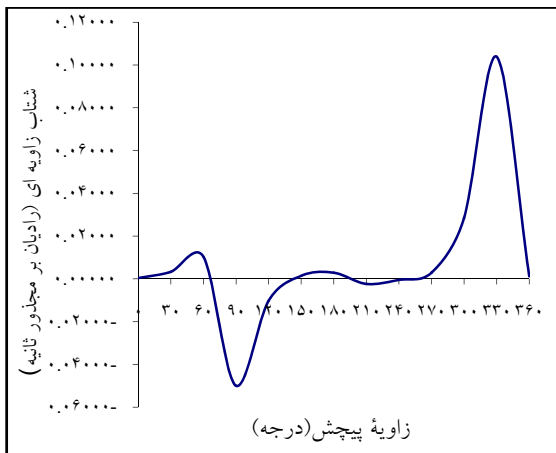


شکل ۸. توزیع بار در زاویه پیش ۲۱۰ درجه

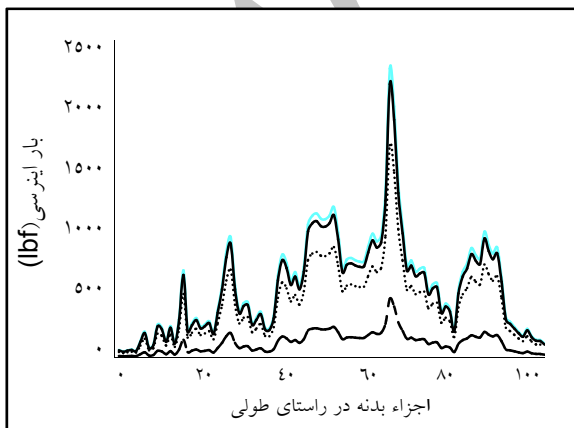
در ربع دوم مانور سرعت هواپیما و در نتیجه مقادیر فاکتور بار عمودی و شتاب زاویه‌ای با افزایش زاویه پیچش، کاهش می‌یابد. به همین دلیل، همان‌گونه که در شکل ۱۳ نشان داده شده با افزایش زاویه پیچش، بار برشی اعمالی بر اجزای بدنه کاهش یافته است. شکل ۱۴ مقایسه توزیع بار در زاویه‌های پیچش ۱۸۰، ۲۱۰، ۲۴۰ و ۲۷۰ را نشان می‌دهد.



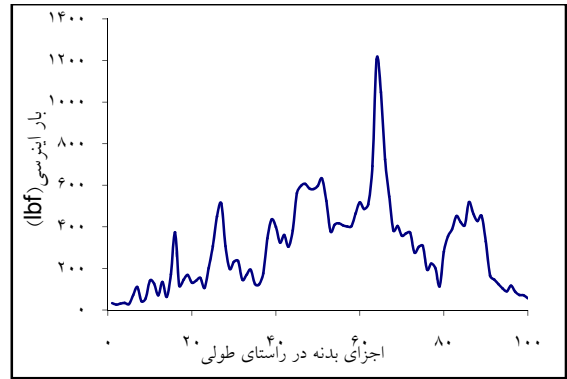
شکل ۱۰. تغییرات فاکتور بار عمودی حین اجرای مانور



شکل ۱۱. تغییرات شتاب زاویه‌ای پیچشی حین اجرای مانور



شکل ۱۲. مقایسه توزیع بار برشی در ربع اول مانور لوب



شکل ۹. توزیع بار در زاویه پیچش ۳۳۰ درجه

۶- نتایج حاصل

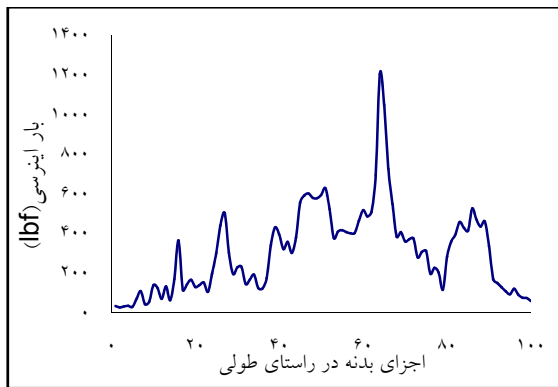
در بخش‌های قبل توزیع جرم بدنه هواپیما در شکل ۱ نشان داده شده است. همچنین شکل‌های ۶ تا ۹ توزیع بار برشی روی اجزای بدنه در زوایای مختلف پیچش را نشان می‌دهند. مقایسه این شکل‌های نشان می‌دهد که قسمت‌هایی از بدنه که جرم بیشتری دارند بار برشی اینرسی بیشتری را تحمل می‌کنند.

در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ نمودار تغییرات فاکتور بار عمودی و شتاب زاویه‌ای پیچشی حین اجرای مانور لوب نشان داده شده است. برای تجزیه و تحلیل بهتر بارهای اینرسی وارده بر بدنه در زمان اجرای مانور لوب، این مانور به چهار قسمت تقسیم شده است. زاویه پیچش صفر تا زاویه پیچش ۹۰ درجه ربع اول، زاویه ۹۰ تا ۱۸۰ (واژگون) ربع دوم، ۱۸۰ تا ۲۷۰ ربع سوم و ۲۷۰ تا ۳۶۰ (صفر) ربع چهارم مانور را تشکیل داده‌اند.

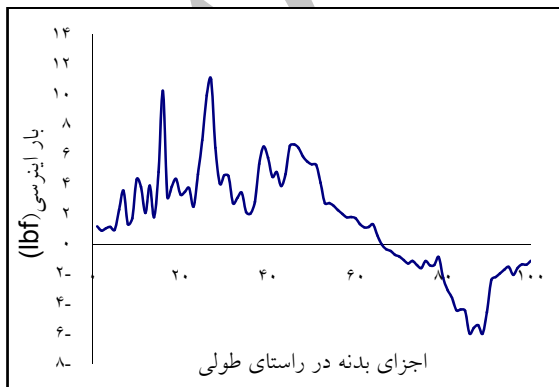
شکل ۱۲ مقایسه توزیع بار برشی در ربع اول مانور لوب را نشان می‌دهد. همان‌گونه که در شکل دیده می‌شود، بیشترین بار وارده در زاویه پیچش ۳۰ و ۶۰ درجه بر بدنه اعمال شده است. زیرا در این دو موقعیت مطابق جدول ۶ و شکل‌های ۱۰ و ۱۱، مقادیر فاکتور بار عمودی و شتاب زاویه‌ای بیشتر از دو موقعیت دیگر بوده است.

کاهش مقادیر فاکتور بار عمودی و شتاب زاویه‌ای در زاویه پیچش ۹۰ سبب کاهش بار اعمالی بر بدنه در این وضعیت شده است. در زاویه پیچش صفر که هواپیما تحت شرایط پرواز افقی قرار دارد، میزان بارهای وارده کمترین مقدار است. با حرکت سطوح کنترل و خارج شدن هواپیما از وضعیت پرواز افقی، مقدار شتاب زاویه‌ای و فاکتور بار عمودی افزایش یافته و در نتیجه سبب افزایش بارهای اینرسی می‌شود.

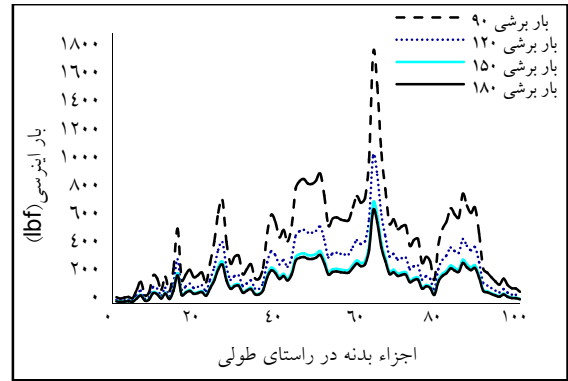
بدنه در این وضعیت افزایش یافته است. در زاویه پیش ۳۳۰ درجه (۳۰-) مقدار شتاب زاویه‌ای نسبت به سه وضعیت دیگر افزایش داشته است. ولی به دلیل کاهش فاکتور بار عمودی در این وضعیت نسبت به زاویه‌های پیش ۲۷۰ و ۳۰۰ درجه بار اعمالی به اجزای بدنه در این وضعیت، کمتر از دو وضعیت موصوف بوده است. برای تجزیه و تحلیل بیشتر میزان تأثیر شتاب زاویه‌ای روی مقدار بار برشی، بارهای ناشی از فاکتور بار عمودی و شتاب زاویه‌ای به‌طور مستقل مقایسه شده‌اند. این مقایسه در زاویه پیش ۳۳۰ درجه که شتاب زاویه‌ای (مطابق شکل ۱۱ و جدول ۶) بیشترین مقدار را داشته، انجام شده است. شکل ۱۶ توزیع بار برشی ناشی از فاکتور بار عمودی بر اجزای بدنه در زاویه پیش ۳۳۰ درجه را نشان می‌دهد. در شکل ۱۷ توزیع بار برشی حاصل از عملکرد شتاب زاویه‌ای در این وضعیت نشان داده شده است. شکل ۱۸ توزیع بار برشی کلی حاصل از مجموع اثر فاکتور بار عمودی و شتاب زاویه‌ای روی اجزای بدنه در زاویه پیش ۳۳۰ درجه را نشان می‌دهد.



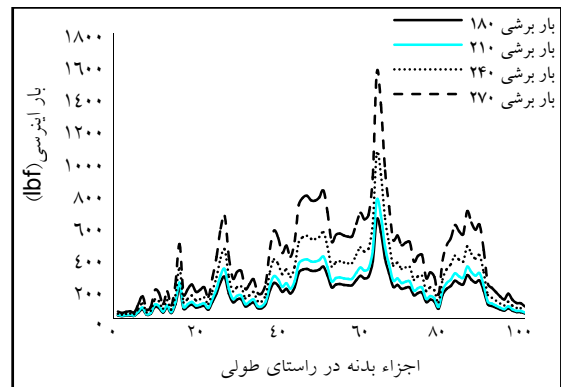
شکل ۱۶. توزیع بار برشی حاصل از عملکرد فاکتور بار عمودی روی اجزای بدنه در زاویه پیش ۳۳۰ درجه



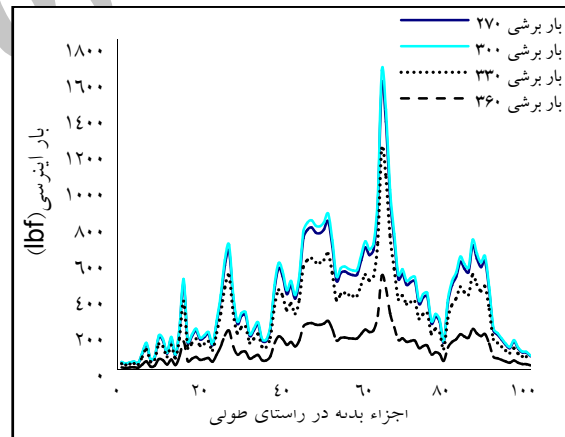
شکل ۱۷. توزیع بار برشی حاصل از عملکرد شتاب زاویه‌ای روی اجزای بدنه در زاویه پیش ۳۳۰ درجه



شکل ۱۳. مقایسه توزیع بار برشی در ربع دوم مانور لوب



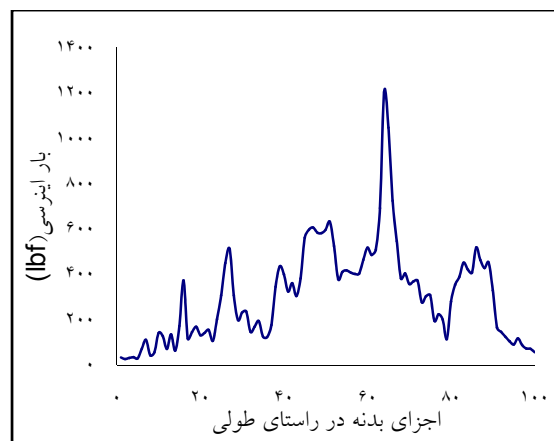
شکل ۱۴. مقایسه توزیع بار برشی در ربع سوم مانور لوب



شکل ۱۵. مقایسه توزیع بار برشی در ربع چهارم مانور لوب

در ربع سوم که هواپیما به‌صورت واژگون پرواز می‌کند با شروع پایین رفتن دماغه، سرعت و فاکتور بار عمودی افزایش می‌یابد. در این ربع، با افزایش زاویه پیش، بار برشی وارده بر اجزای بدنه افزایش می‌یابد. در شکل ۱۵ توزیع بار در زاویه‌های پیش مختلف ربع چهارم مانور مقایسه شده است. همان‌گونه که در جدول ۶ و شکل‌های ۱۰ و ۱۱ ارایه گردیده، در زاویه پیش ۳۰۰ (یا همان ۶۰-) درجه، مقدار فاکتور بار عمودی بیشتر از سه وضعیت دیگر می‌باشد. به همین دلیل بار برشی اعمالی به اجزای

در زاویهٔ پیچش صفر، با توجه به پایین بودن فاکتور بار عمودی و شتاب زاویه‌ای میزان بار اینرسی وارده بر هواپیما نسبت به سایر وضعیت‌های مانور کمتر است. میزان تأثیر شتاب زاویه‌ای در اعمال بار برشی در مقایسه با میزان تأثیر فاکتور بار عمودی ناچیز است. مجموع بارهای وارده بر اجزای بدنهٔ هواپیما در زاویه‌های پیچش مختلف، با فاکتور بار عمودی در همان وضعیت‌ها تناسب دارد. نتایج به‌دست آمده نشان می‌دهد که با توزیع جرم دقیق هواپیما و استفاده از پارامترهای حاصل از شبیه‌سازی، می‌توان توزیع بارهای اینرسی وارده بر بدنهٔ هواپیماهای نظامی و ترابری پهن پیکر (در طول دورهٔ سرویس‌دهی) را با هزینه کم و دوری از ریسک‌پذیری پرواز واقعی محاسبه کرد. همچنین با استفاده از بارهای به‌دست آمده، طول عمر خستگی سازه نیز قابل محاسبه خواهد بود.



شکل ۱۸. توزیع بار برشی حاصل از عملکرد فاکتور بار عمودی و شتاب زاویه‌ای روی اجزای بدنه در زاویهٔ پیچش ۳۳۰ درجه

همان‌طور که در شکل‌های ۱۶، ۱۷ و ۱۸ دیده می‌شود، میزان تأثیر شتاب زاویه‌ای در اعمال بار برشی، در مقایسه با میزان تأثیر فاکتور بار عمودی ناچیز می‌باشد.

همان‌طور که بیان شد، منحنی‌ها و محاسبات ارایه شده برای به‌دست آوردن توزیع بارهای اینرسی برشی در راستای بدنه بوده است. آشکار است برای به‌دست آوردن میزان بار اینرسی برشی در مقطع، باید از مجموع بارهای برشی اجزاء تا آن مقطع استفاده کرد. همچنین برای محاسبهٔ میزان ممان خمشی، از مجموع ممان حاصل از بارهای برشی اجزای تا آن مقطع استفاده می‌شود.

۷- نتیجه‌گیری

مقایسهٔ نتایج شبیه‌سازی با پارامترهای ثبت شده در حالت‌های مشابه در پرواز واقعی، نشانگر خطای پایین نتایج شبیه‌سازی می‌باشد. بنابراین، شبیه‌سازی دینامیکی هواپیما با استفاده از محاسبهٔ مشتقات پایداری در شرایط مختلف پروازی و تشکیل جدول مراجعه‌ای قابلیت و توانایی انجام پرواز همانند هواپیما، با دقت مناسب را دارد. اما پارامترهای حاصل از شبیه‌سازی برای محاسبهٔ بارهای اینرسی هواپیما مناسب می‌باشند.

در ربع اول و چهارم مانور لوب که سرعت هواپیما بالا بوده، هواپیما فاکتور بار عمودی بیشتری را تحمل کرده است. به همین دلیل، مقدار بارهای اینرسی وارده در ربع اول و چهارم، بیش از ربع دوم و سوم مانور می‌باشد.

۸- علائم و اختصارات

نام پارامتر	پارامتر قید شده
فاکتور بار عمودی	N_z
شتاب زاویه‌ای پیچشی	\dot{Q}
جرم	m
وزن	W
فاصلهٔ هر جزء بدنه تا مرکز ثقل هواپیما	r
پوند (جرم)	I_b
پوند (نیرو)	I_{bf}

۹- پی‌نوشت‌ها

1. Flight Data Recorder
2. Local Inertia Loads
3. Loop Maneuver
4. Look- up Table
5. Joy Stick
6. Chandelle Maneuver
7. Pitch Angles

۱۰- مراجع

- Kim, Y., Sheehy, S. and Lenhardt, D., (2006) "A survey of aircraft structural-life management programs in the U.S navy, the Canadian forces,

- Eduardo Salamanca. H and Luis Quirz. L., (2005) "Superposition of flight loads for a probabilistic damage tolerance design for an acrobatic aircraft", department of mechanical engineering, Chile.
- Timm. D. H. Michelle tisdale. S. and Turochy. R. E., (2005) "Axle load spectra characterization by mixed distribution modeling", Journal of transportation engineering.
- Ostash. O. P., Andreiko. I. M. and Holovatyuk. Yu. V., (2006) "Degradation of materials and fatigue durability of aircraft construction after long-term operation", Materials Science, Vol. 42.
- Koski. K., Tikka. J., Backstrom. M., Siljander. A., Liukkonen. S. and Marquis. G., (2006) "An aging aircraft wing under complex multi axial spectrum loading: fatigue assessment and repairing", International journal of fatigue.
- Rodzewice. M., (2008) "Determination and Extrapolation of the glider load spectra," institute of aeronautics and applied mechanics', war saw university of technology.
- Singh. K. L., (2010) "Techniques to generate and optimize the load spectra for an aircraft," Springer science.
- Lee. H., (2009) "Advanced aircraft service life monitoring method via flight –by –flight load spectra", Binghamton university state university of New York.
- and the U. S. Air force", Rand project document MG-730-AF.
- Reis. L., Fonseca. A. and Freitas. M., (2004) "Methodology for fatigue life assessment of the structural integrity of fighter aircraft", Department of mechanics, Portugal.
- M. Nagode and M. Fajdiga, (1997) "On a new method for prediction of the scatter of loading spectra".
- Cremona. Ch. (2001) "Optimal extrapolation of traffic load effects".
- Schon. J. and Blom. A., (2002) "Fatigue life prediction and load cycle elimination during spectrum loading of composites" International journal of fatigue.
- Qingyuan. W., Kawagoishi. N. and Pidaparti. R. M, (2003) "Evaluation of the probability distribution of pitting corrosion fatigue life in aircraft materials" Acta mechanica sinica, Vol. 19, No. 3.
- Karr. Ch, Zeiler. T. A. and Mehrotra. R., (2004) "Determining worst-case gust loads on aircraft structures using an evolutionary algorithm," Aerospace engineering and mechanics department, USA.
- Heuler P. and Klatschke H., (2005) "Generation and use of standardized load spectra and load – time histories," International journal of fatigue.