

محاسبه بارهای آیرودینامیکی وارد بر هواپیما در حین پروازهای عملیاتی

علی غریبی^۱ و رضا خاکی^۲

دانشکده مهندسی هوافضا

دانشگاه هوایی شهید ستاری

(تاریخ دریافت: ۹۰/۱۲/۲۰؛ تاریخ پذیرش: ۹۱/۰۷/۱۴)

چکیده

در این تحقیق نحوه محاسبه بارهای آیرودینامیکی وارده بر یک هواپیما در کلیه شرایط پروازی ارائه شده است. بدین منظور، هواپیمای F-5 به عنوان نمونه انتخاب شده و به دست آوردن معادله برای محاسبه بارهای آیرودینامیکی وارده بر آن در کلیه شرایط پروازی مد نظر قرار گرفته است. جهت تعیین معادله برای محاسبه بارهای آیرودینامیکی، هواپیما در راستای طولی به صد جزء کوچک تقسیم شده است. سپس، حل عددی در شرایط مختلف عدد ماخ، زاویه حمله، تغییرات سطوح کنترل و که از پارامترهای مؤثر در اعمال بارهای آیرودینامیکی روی هواپیما می باشند، انجام شده و بارهای آیرودینامیکی وارده به هر یک از این اجزاء در شرایط موصوف به دست آمده اند. با استفاده از بارهای حاصله از حل عددی و پارامترهای مختلف به کار رفته در تعیین این بارهای، از طریق روش کمترین مجذورات، معادله ای برای محاسبه بارهای آیرودینامیکی اعمالی بر هر جزء تعیین شده است. به منظور به دست آوردن مقادیر متغیرهای به کار رفته در معادلات پیش گفته، شبیه سازی پروازی هواپیمای مذکور انجام شده است. جهت اطمینان از دقت شبیه سازی، نتایج حاصل از آن با اطلاعات به دست آمده از آزمایشات پروازی اعتبارسنجی شده است. سرانجام، به عنوان نمونه مانور لوپ با استفاده از این شبیه ساز اجرا شده و مقادیر متغیرهای به کار رفته در معادلات، بار آیرودینامیکی اجزاء در حین اجرای این مانور ثبت شده است. با قرار دادن مقادیر حاصله در معادلات موصوف، بارهای آیرودینامیکی اعمالی بر اجزاء در طول مانور محاسبه شده است. نتایج حاصله نشان می دهد که روش عنوان شده جهت محاسبه بارهای آیرودینامیکی هواپیما مناسب می باشد.

واژه های کلیدی: شبیه سازی، مانور لوپ، آزمایش پروازی، بارهای آیرودینامیکی، معادلات برگشت

Calculation of Aircraft Aerodynamic Loads During Operational Flight

A. Gharibi and R. Khaki

Aerospace Eng. Dep't

Shahid Sattari Univ. of Air Sci. and Tech.

(Received: 10 March, 2012; Accepted: 5 October, 2012)

ABSTRACT

In this research, the calculation method of aerodynamic loads on an airplane in all flight situations is presented. In order to find an calculation equation for aerodynamic loads on an airplane in all flight conditions, the F-5 aircraft is selected as a prototype is divided into one hundred small parts longitudinally. Therefore, the numerical solutions are taken place in different conditions of Mach number, angle of attack, control surfaces changes, etc., which are the effective parameters. aerodynamic loads on each part is calculated. Using least squares method, an equation for calculating applied aerodynamic loads on each part is determined. In order to find the variables used in mentioned equations above, an aircraft flight simulation is implemented. The results of flight simulation are validated by flight tests information. Finally, loop maneuver is perform using this simulator and the variables used in aerodynamic loads are recorded, while this maneuver is performed. Then, the aerodynamic loads applied on different parts during loop maneuver are calculated. The results show that the present method is suitable for airplane aerodynamic loads calculations.

Keywords: Flight Simulation, Loop Maneuver, Flight Test, Aerodynamic Loads, Regression Equations

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد

۲- استادیار (نویسنده پاسخگو): Reza_khaki@yahoo.com

فهرست علائم

C0- Cn	ضرایب معادلات بار
X1-Xn	پارامترهای پروازی
	زاویه حمله
M	عدد ماخ
dA	زاویه شهپرها
dE	زاویه سکان افقی
dR	زاویه سکان عمودی
dF	زاویه بالچه‌ها

۱- مقدمه

برای محاسبه عمر خستگی لازم است تا بارهای وارده بر سازه در طول دوره سرویس‌دهی آن به صورت طیف بار تعیین و محاسبه شود. به همین منظور تحقیقات بسیاری در جهت به دست آوردن بارهای وارده بر سازه هواپیما در طول دوره فعالیت آن انجام شده است. بارهای آیرودینامیکی بخش مهمی از این بارها را در بر می‌گیرد، به همین جهت محققان بسیاری برای تخمین و یا محاسبه این بارها تلاش کرده‌اند.

تخمین غیرخطی بارهای آیرودینامیکی روی صفحات مولد نیروی برا توسط کاندیل^۱ [۱] در سال ۱۹۷۴ انجام شده است. همچنین تخمین غیر خطی بارهای آیرودینامیکی بال-ها و بدنه‌ها در سرعت زیر صوت و زاویه حمله بالا در سال ۱۹۸۰ توسط زهو^۲ و همکارش [۲] مورد تحقیق قرار گرفته است.

در سال ۱۹۹۰ درلا^۳ [۳] در تحقیق دیگری روشی برای تخمین هم‌زمان بار آیرودینامیکی و سازه‌ای بال ارائه کرده است.

روش جدیدی برای تخمین پراکندگی طیف بار در سال ۱۹۹۷ میلادی توسط ناگوده^۴ و همکارش [۴] ارائه شده است. کریمونا^۵ [۵] در خصوص برون‌یابی بهینه تأثیرات ترافیک بار، سال ۲۰۰۱ میلادی تلاش کرده است.

تخمین عمر خستگی برای طیف بار دلخواه با دامنه

اطلاعاتی ثابت و تحقیق و جستجو روی قسمتی از سیکل بار طیف‌های وارده بر سازه کامپوزیتی توسط اسچون^۶ و همکارش [۶] در سال ۲۰۰۲ میلادی انجام شده است.

تاریخچه طیف بار، برای محاسبه توزیع احتمالی خوردگی‌های محلی مواد تشکیل دهنده هواپیما بر اثر خستگی، در سال ۲۰۰۳ میلادی توسط کیونگ یان^۷ و همکارانش [۷] مورد استفاده قرار گرفته است.

کار^۸ و همکارانش [۸] محاسبه کردن بارهای وارده بر سازه‌های هواپیما در بدترین شکل تند باد با به کار بردن یک الگوریتم محاسباتی را در سال ۲۰۰۴ میلادی ارائه نموده است. در سال ۲۰۰۵ میلادی تولید و استفاده از طیف بار استاندارد شده و تاریخچه زمانی بار جهت محاسبه عمر خستگی توسط هیولر^۹ و همکارش [۹] 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 سلمانسا^{۱۰} و همکارش [۱۰] ارائه شده است.

در سال ۲۰۰۵ میلادی تحقیقاتی پیرامون خصوصیات طیف بار به وسیله ترکیب مدل کردن توزیع آن، توسط تیم^{۱۱} و همکارانش [۱۱] انجام شده است. کیو^{۱۲} و همکارش [۱۲] در سال ۲۰۰۹ میلادی در خصوص بار آیرودینامیکی دم افقی هواپیما تحقیقی ارائه کرده است.

محاسبه بارهای آیرودینامیکی یک هواپیما در طول دوره سرویس‌دهی آن با استفاده از پارامترهای دستگاه ثبت اطلاعات پروازی در سال ۲۰۰۹ میلادی توسط لی^{۱۳} [۱۳] برای هواپیمای شکاری F-16 انجام شده است. وی در این محاسبات ابتدا به وسیله کرنش‌سنج‌های به کار رفته در بعضی از قسمت‌های هواپیما، بار وارده بر آن قسمت‌ها را به دست آورده است. سپس بارهای آیرودینامیکی آن اجزاء را از کم کردن مقادیر بارهای اینرسی از کل بارهای وارده محاسبه

6- Schon
7- Qingyuan
8- Karr
9- Heuler
10- Salamanca
11- Timm
12- Qiu
13- Lee

1- Kandil
2- Peiye
3- Dreila
4- Nagode
5- Cremona

اجرای چند مانور، با اطلاعات به دست آمده از آزمایشات پروازی در حین اجرای این مانورها، اعتبارسنجی گردیده است.

در نهایت به عنوان نمونه مانور لوپ با استفاده از شبیه سازی اجرا گردیده است. مقادیر متغیرهای بکار رفته در معادلات برگشت اجزاء، در حین اجرای این مانور ثبت شده است. و بارهای آیرودینامیکی وارده بر بدنه هواپیما در حین مانور محاسبه گردیده است.

۲- حل عددی جهت محاسبه بارهای آیرودینامیکی

بارهای آیرودینامیکی نتیجه فعالیت توزیع فشارهای آیرودینامیکی روی سطوح خارجی اجزاء هواپیما می باشند. توزیع فشار مناسب در حالت های مختلف پروازی با استفاده از روش های تحلیلی قابل اندازه گیری و محاسبه نمی باشد. این بارها با استفاده از روش های حل عددی معادلات پیوستگی و ممنوم حاصل می شوند. در این تحقیق بارهای آیرودینامیکی از طریق حل عددی و با استفاده از نرم افزار فلونت^۴ محاسبه شده اند. بدین منظور ابتدا مدل آیرودینامیکی هواپیمای F-5 در نرم افزار تهیه شده است. سپس در شرایط مختلف عدد ماخ، زاویه حمله، تغییرات سطوح کنترل که از پارامترهای مؤثر در اعمال بارهای آیرودینامیکی روی هواپیما می باشند، توزیع فشار و در نتیجه توزیع بارهای آیرودینامیکی حاصل شده است. لازم به ذکر است در رابطه های ارائه شده برای محاسبه بارهای آیرودینامیکی از تأثیرات α و \dot{M} در قیاس با سایر پارامترها صرف نظر شده است [۱۳].

در تحلیل های عددی انجام شده از حدود ۳,۸۰۰,۰۰۰ المان های غیر ساختاری هرمی استفاده شده است. در این بررسی ها از المان های لایه مرزی استفاده نشده، اما با استفاده از بررسی شبکه و زیاد کردن تعداد المان ها کنار سطح، المان ها در کنار مرز در محدوده ای هستند که مقدار پارامتر Y^+ در بازه قابل قبول (بین ۳۰ و ۶۰) قرار دارد. در این تحلیل ها از مدل سازی توربولانس با روش $k-\epsilon$ استفاده شده است. شکل ۱ نمونه ای از توزیع فشار روی هواپیما در یک موقعیت پروازی را نشان می دهد.

کرده است. او با استفاده از بارهای آیرودینامیکی به دست آمده و پارامترهای دستگاه ثبت اطلاعات پرواز معادلات برگشتی^۱ برای محاسبه بارهای آیرودینامیکی هواپیما در کلیه شرایط پروازی تعیین کرده است. با به کار بردن پارامترهای دستگاه ثبت اطلاعات پرواز^۲ در معادلات برگشت، برگشت، در هر لحظه از پرواز بارهای آیرودینامیکی وارده بر اجزاء هواپیما محاسبه شده است.

در تحقیق علمی حاضر، بارهای آیرودینامیکی وارده بر سازه هواپیما از طریق روش های تحلیلی و با استفاده از اطلاعات به دست آمده از شبیه سازی پروازی محاسبه شده است. بدین منظور هواپیمای F_5 به عنوان نمونه انتخاب شده و حل عددی به منظور به دست آوردن میزان بارهای آیرودینامیکی هواپیما در شرایط مختلف پروازی انجام شده است. شرایط مختلف پروازی در برگزیده تغییرات عدد ماخ، زاویه حمله، زاویه سطوح کنترل و غیره می باشند. سپس هواپیما در راستای طولی به صد جزء تقسیم شده و مقدار بار آیرودینامیکی اعمالی به هر جزء در شرایط عنوان شده به دست آمده است.

تعیین بارهای آیرودینامیکی هواپیما در کلیه شرایط پروازی یا جهت کلیه پروازها از طریق حل عددی مقدور نمی باشد. همچنین از طریق روش های تجربی نیز این عمل مقرون به صرفه نخواهد بود. بنابراین لازم است تا با استفاده از بارهای آیرودینامیکی به دست آمده از حل عددی، روشی برای تخمین میزان بارهای آیرودینامیکی وارده بر اجزاء هواپیما در تمامی شرایط پروازی تعیین گردد.

بدین منظور با استفاده از بارهای آیرودینامیکی بدست آمده از حل های عددی در حالت های مختلف و پارامترهای شرایط پروازی و روش کمترین مجذورات^۳ معادله برگشتی جهت محاسبه بارهای آیرودینامیکی هر یک از اجزاء در کلیه شرایط پروازی تعیین گردیده است.

برای به دست آوردن مقادیر متغیرهای بکار رفته در معادلات برگشت اجزاء، شبیه سازی دینامیکی هواپیمای موصوف انجام شده است. میزان دقت شبیه سازی از طریق مقایسه اطلاعات حاصله از آن در حین

1- Regression Equation
2- Flight Data Recorder
3- Least Squares Method

4- FLUENT

معادلات برگشت استفاده شده است. روش برگشت یک روش آماری برای تعیین کردن ارتباط بین یک متغیر وابسته و یک یا چند متغیر مستقل است. از این روش برای برقراری ارتباط بین بارهای آیرودینامیکی اندازه‌گیری شده و پارامترهای پروازی به کار رفته در حل عددی استفاده شده است. برقراری این ارتباط باعث به وجود آوردن معادله‌ای شده که معادله بار هر جزء نامیده می‌شود.

شکل عمومی معادله برگشت بارهای آیرودینامیکی اجزاء به شرح ذیل است:

$$\text{Aerodynamic Load} = C_0 + C_1 \cdot x_1 + C_2 \cdot x_2 + \dots + C_n \cdot x_n \quad (1)$$

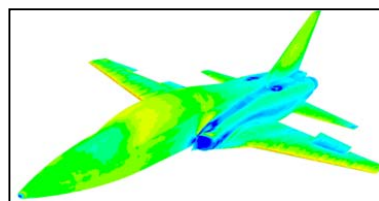
در این معادله C_0 تا C_n ضرایب معادلات بار و x_1 تا x_n پارامترهای پروازی می‌باشند. پارامترهای پروازی تأثیرگذار در محاسبه بارهای آیرودینامیکی اجزاء، عدد ماخ، زاویه حمله، زاویه سکان افقی، زاویه سکان عمودی و زاویه شهپرها می‌باشند. با تعیین ضرایب معادله فوق برای هر جزء به وسیله روش برگشت، معادله‌ای جهت محاسبه بارهای آیرودینامیکی تمامی اجزاء بدنه هواپیما به دست آمده است. به عنوان مثال، معادله بارهای آیرودینامیکی برشی محلی^۱ جزء ۳۶ بدنه به شرح ذیل می‌باشد:

$$\begin{aligned} \text{Aerodynamic Load} \\ = -186.9 + 7.73 * \alpha + 395.09 * M + \\ 1.3 * dA - 5.26 * dE + \\ 4.2 * dR + 11.6 * dF \end{aligned} \quad (2)$$

در معادله فوق، α زاویه حمله، M عدد ماخ، dA زاویه شهپرها، dE زاویه سکان افقی، dR زاویه سکان عمودی و dF زاویه بالچه‌ها می‌باشند.

جهت بررسی میزان دقت معادلات بارهای آیرودینامیکی اجزاء، بارهای حاصل از معادلات برگشتی حاصله با حل‌های عددی مقایسه شده‌اند.

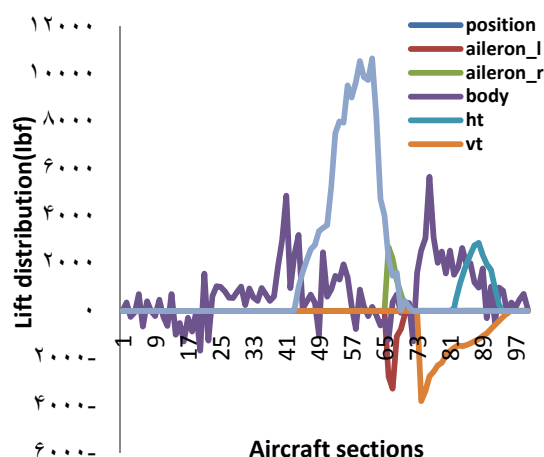
شکل‌های ۳-۶ نمونه‌ای از نسبت توزیع بار حاصل از معادلات بارهای آیرودینامیکی و توزیع بار حاصله از حل عددی را در دو موقعیت پروازی نشان می‌دهند. محور افقی در این اشکال توزیع بارهای آیرودینامیکی حاصل از حل عددی و محور عمودی توزیع بارهای آیرودینامیکی حاصل از معادلات بار را نمایش می‌دهند. نزدیک‌تر شدن نقاط



شکل (۱): نمونه‌ای از توزیع فشار روی مدل هواپیما در نرم‌افزار.

در شکل ۲ نمونه‌ای از توزیع نیروی برا در راستای طولی روی قسمت‌های مختلف هواپیما در یک موقعیت پروازی نشان داده شده است.

به دلیل اینکه به دست آوردن بارهای آیرودینامیکی در کلیه شرایط پروازی و برای انواع پروازهای یک هواپیما با استفاده از حل عددی امکان‌پذیر نیست. همچنین، تعیین این بارها در پروازهای مختلف از طریق میان‌یابی نیز مقدور نیست. بنابراین در این مقاله تعیین معادله برگشت جهت محاسبه بارهای آیرودینامیکی اجزاء بدنه هواپیما با استفاده از بارهای آیرودینامیکی به دست آمده از طریق نرم‌افزار و پارامترهای به کار رفته در همان شرایط پروازی مد نظر قرار گرفته است.



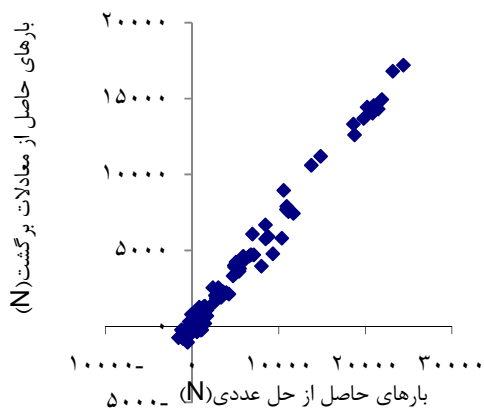
شکل (۲): نمونه‌ای از توزیع نیروی برا روی مدل هواپیما در نرم‌افزار.

۳- تعیین معادله مناسب جهت بارهای آیرودینامیکی برای تعیین معادله مناسب جهت محاسبه بارهای آیرودینامیکی اجزاء (در راستای طولی هواپیما) از روش

1- Local Shear Aerodynamic Load

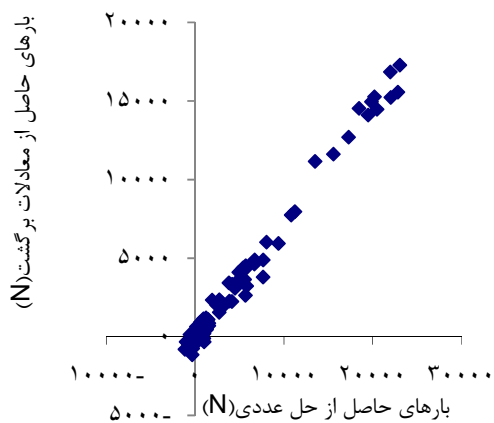
۴- مراحل شبیه‌سازی

برای انجام شبیه‌سازی دینامیکی یا پرواز با شبیه‌ساز لازم است تا پس از مدل کردن معادلات غیر خطی هواپیما مشتقات پایداری به صورت لحظه‌ای و در شرایط مختلف پروازی محاسبه شوند. بدین این منظور مشتقات مورد نظر برای هواپیمای F_5B از طریق روش‌های عددی در شرایط مختلف پروازی همچون شرایط مختلف سرعت صوت، ارتفاع، زاویه حمله، زاویه سطوح کنترل و غیره به دست آمده‌اند.



شکل (۵): ارتباط بین بارهای آیرودینامیکی معادلات

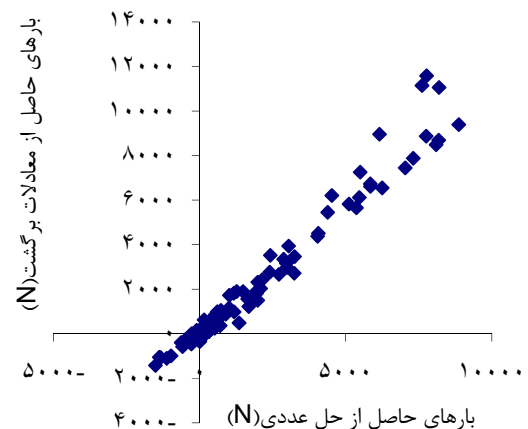
برگشت و حل عددی در زاویه حمله ۱۰ درجه، عدد ماخ ۰٫۷، زاویه سکان افقی ۵ درجه، زاویه سکان عمودی و شهپر صفر.



شکل (۶): ارتباط بین بارهای آیرودینامیکی معادلات

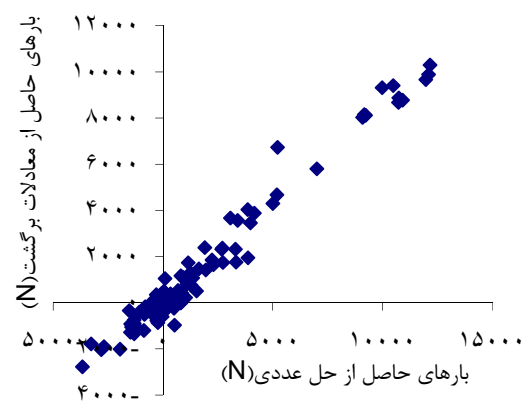
برگشت و حل عددی در زاویه حمله ۱۰ درجه، عدد ماخ ۰٫۷، زاویه شهپر ۱۱/۴۳ درجه، زاویه سکان افقی و عمودی صفر.

علامت‌گذاری شده در شکل‌های ۳-۶ به خط $y=x$ نشان‌دهنده مدل‌سازی بهتر بارهای آیرودینامیکی توسط معادلات برگشت می‌باشد. بنابراین این موضوع نشان‌دهنده دقت بالای معادلات بار خواهد بود. همان‌گونه که در شکل‌های ۳-۶ دیده می‌شود، توزیع بار آیرودینامیکی حاصل از معادلات برگشت اجزاء بدنه و توزیع بار به دست آمده از حل عددی در شرایط یکسان دارای رابطه خطی می‌باشند. بنابراین، این معادلات جهت محاسبه بارهای آیرودینامیکی هواپیما مطلوب می‌باشند.



شکل (۳): ارتباط بین بارهای آیرودینامیکی معادلات

برگشت و حل عددی در زاویه حمله ۵ درجه، عدد ماخ ۰٫۵۹۷، زاویه سکان افقی ۱۰ درجه، زاویه شهپر و سکان عمودی صفر.



شکل (۴): ارتباط بین بارهای آیرودینامیکی معادلات

برگشت و حل عددی در زاویه حمله ۵ درجه، عدد ماخ ۰٫۷۴۶، زاویه سکان افقی ۵- درجه، زاویه سکان عمودی و شهپر صفر.

جدول (۱): پارامترهای مانور لوپ حاصل از شبیه‌سازی.

فاکتور بار عمودی	ماخ	زاویه پیش	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 (۲): اطلاعات مانور لوپ حاصل از تجربه.

فاکتور بار عمودی	زاویه پیش	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 (۳): پارامترهای مانور شاندرل حاصل از شبیه‌سازی.

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

این مشتقات به صورت جدول مراجعه ای^۱ در نرم افزار 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 محاسبه مشتقات، ضرایب و در نتیجه نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی از معادلات شبیه‌سازی به دست آمده است. از نیروها و گشتاورهای حاصله برای به دست آوردن سرعت‌های خطی و زاویه‌ای، زوایای اویلر، زاویه حمله و زاویه سرش جانبی استفاده شده است. جهت بیشتر نزدیک کردن شرایط شبیه‌سازی به شرایط واقعی ورودی‌های مربوط به تغییرات نیروی رانش و جابه‌جایی سطوح کنترلی توسط خلبان با استفاده از دسته کنترل^۲ به برنامه شبیه‌سازی اعمال شده است.

۵- اعتبارسنجی شبیه‌سازی

به منظور بررسی صحت نتایج حاصل از شبیه‌سازی، پارامترهای مانورهای لوپ و شاندرل که از مانورهای مهم هواپیما می‌باشند، در حین انجام چندین پرواز واقعی ثبت شده است. پس از اجرای این مانورها به وسیله شبیه‌سازی اطلاعات به دست آمده از شبیه‌سازی با اطلاعات حاصل از آزمایشات پروازی مقایسه شده است. پارامترهای به دست آمده از شبیه‌سازی در جدول‌های ۱ و ۳ و اطلاعات حاصله از تجربه در جدول‌های ۲ و ۴ ارائه شده است.

سرعت‌های به دست آمده از شبیه‌سازی و آزمایش پروازی در زاویه‌های پیش^۳ مختلف در شکل ۷ با یکدیگر مقایسه شده‌اند.

در شکل ۸ مقایسه بین فاکتورهای بار عمودی حاصله از شبیه‌سازی و تجربه در زاویه‌های پیش مختلف نمایش داده شده است.

مقایسه بین سرعت‌های شبیه‌سازی و تجربی در موقعیت‌های مختلف گردش حین اجرای مانور شاندرل در شکل ۹ و مقایسه فاکتورهای بار عمودی در این موقعیت‌ها در شکل ۱۰ نمایش داده شده است.

۱- Look-up Table

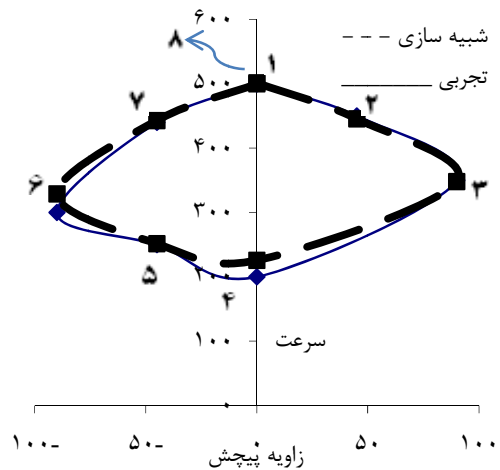
1- Joy Stick

2- Pitch Angles

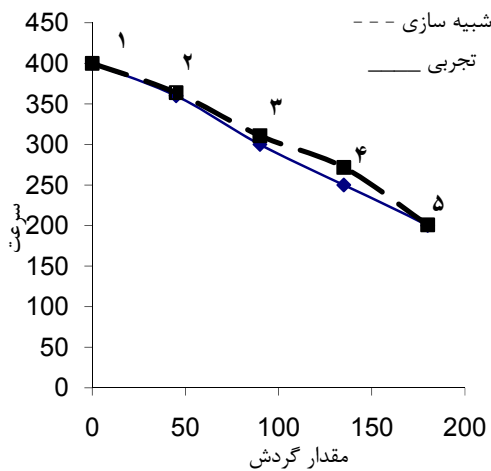
جدول (۴): اطلاعات مانور شاندرل حاصل از تجربه.

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

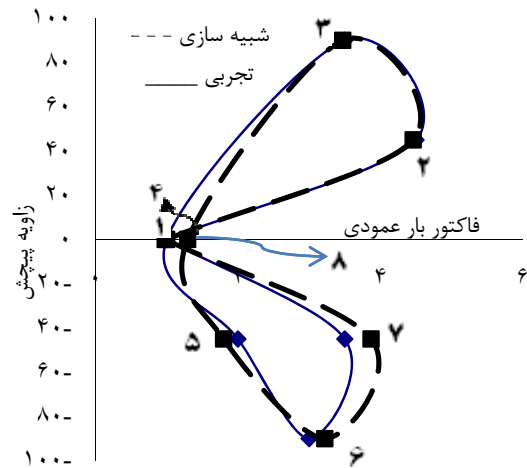
مقایسه فاکتور بار عمودی و سرعت در حین انجام مانور لوپ و شاندرل توسط شبیه‌سازی پروازی با فاکتور بار عمودی و سرعت ثبت شده حین اجرای تجربی این مانورها نشان-دهنده خطای پایین شبیه‌سازی پروازی می‌باشد. به طوری-که میزان خطا بین پارامترهای حاصله از شبیه‌سازی و تجربه کمتر از ۱۳ درصد است. نتایج حاصله نشان‌دهنده دقت مناسب شبیه‌سازی پروازی هواپیما است. بنابراین می‌توان جهت محاسبه بارهای آیرودینامیکی هواپیما از پارامترهای شبیه‌سازی استفاده کرد.



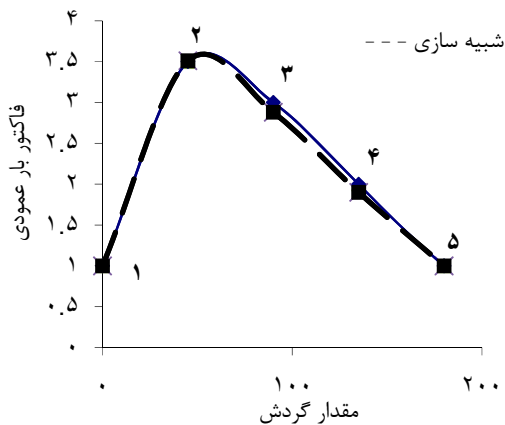
شکل (۷): مقایسه سرعت‌های شبیه‌سازی و تجربی در زاویه‌های پیکش مختلف، حین اجرای مانور لوپ.



شکل (۹): مقایسه سرعت‌های شبیه‌سازی و تجربی در موقعیت‌های مختلف گردش، حین اجرای مانور شاندرل.



شکل (۸): مقایسه فاکتورهای بار عمودی شبیه‌سازی و تجربی در زاویه‌های پیکش مختلف، حین اجرای مانور لوپ.



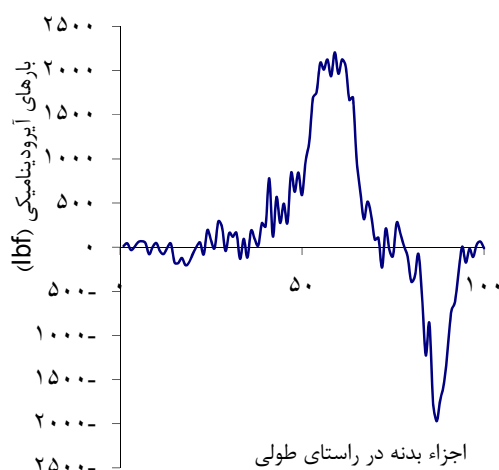
شکل (۱۰): مقایسه فاکتورهای بار عمودی شبیه‌سازی و تجربی در زاویه‌های پیکش مختلف، حین اجرای مانور شاندرل.

۶- به‌دست آوردن توزیع بارهای آیرودینامیکی

هواپیما

جهت به‌دست آوردن توزیع بارهای آیرودینامیکی هواپیما لازم است تا بارهای آیرودینامیکی برشی محلی اجزاء محاسبه شود. بدین منظور برای به‌دست آوردن مقادیر متغیرهای به‌کار رفته در معادلات محاسبه بارهای آیرودینامیکی اجزاء بدنه هواپیما در حین مانور لوپ، این مانور توسط شبیه‌سازی اجرا شده است. مقادیر متغیرهای مربوطه در بازه‌های زمانی کوچک حین اجرای مانور ثبت شده است. جدول ۵ نمونه‌ای از این مقادیر در زاویه‌های پیچش مختلف را نشان می‌دهد. مقادیر ثبت شده در جدول ۵ در معادلات محاسبه بارهای آیرودینامیکی اجزاء بدنه قرار گرفته و بار آیرودینامیکی برشی محلی هر جزء بدنه در زاویه‌های پیچش قید شده محاسبه شده است. پس از آن توزیع بارهای آیرودینامیکی بدنه به‌دست آمده است.

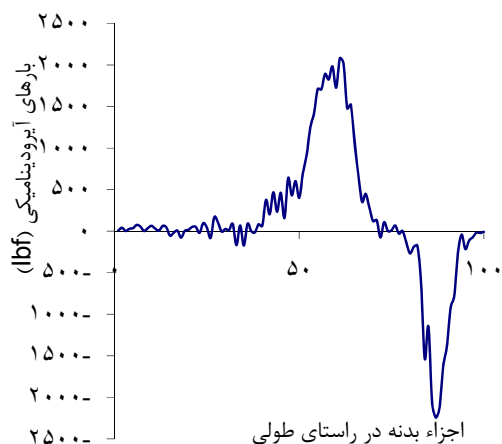
در شکل‌های ۱۴-۱۱ توزیع بارهای آیرودینامیکی بدنه در چند زاویه پیچش ارائه شده است. در این اشکال محور افقی معرف ۱۰۰ قسمت بدنه در راستای طولی بوده و محور عمودی بار آیرودینامیکی را نشان می‌دهد.



شکل (۱۱): توزیع بار آیرودینامیکی هواپیما در زاویه پیچش ۳۰ درجه.

۷- نتایج حاصله

شکل ۱۵ تغییرات عدد ماخ، شکل ۱۶ تغییرات زاویه حمله و شکل ۱۷ تغییرات سکان افقی در زوایای مختلف پیچش حین اجرای مانور لوپ را نشان می‌دهند.

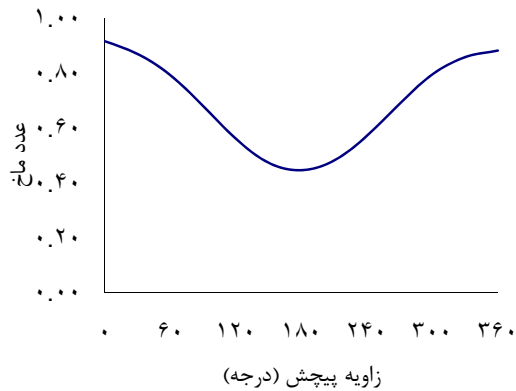


شکل (۱۲): توزیع بار آیرودینامیکی هواپیما در زاویه پیچش ۱۵ درجه.

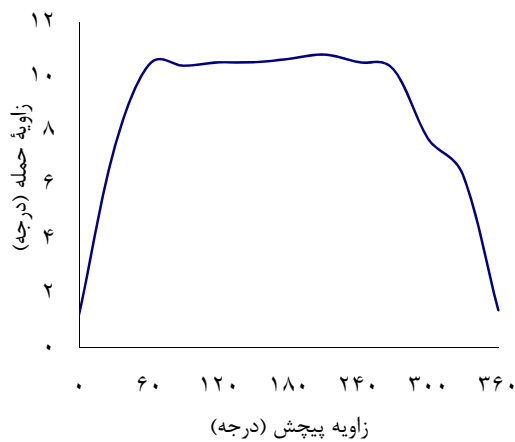
جدول (۵): نمونه‌ای از مقادیر متغیرهای به‌کار رفته در

معادلات، به‌دست آمده از شبیه‌سازی حین اجرای مانور لوپ.

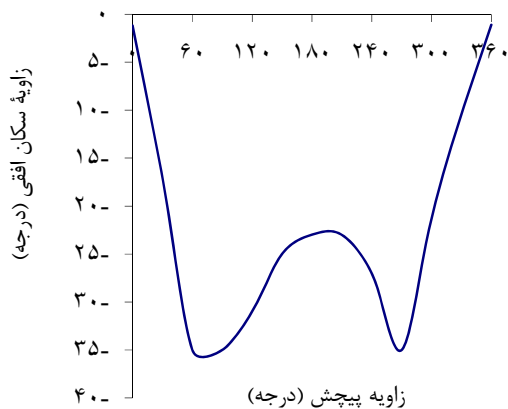
Pitch angle	M	α	dE	dA	dR	F
۰	۰/۹۲	۱/۲۱	-۱/۲۰	۰/۰۷	۰	۰
۳۰	۰/۸۷	۷/۲۳	-۱۷/۰۲	۰/۰۹	۰	۰
۶۰	۰/۷۹	۱۰/۴۴	-۳۵/۰۰	۰/۰۲	۰	۰
۹۰	۰/۶۸	۱۰/۴۰	-۳۵/۰۰	۰/۵۴	۰	۰
۱۲۰	۰/۵۶	۱۰/۵۳	-۳۰/۹۹	۱/۰۰	۰	۰
۱۵۰	۰/۴۷	۱۰/۵۳	-۲۴/۹۹	۰/۶۲	۰	۰
۱۸۰	۰/۴۵	۱۰/۶۶	-۲۲/۹۹	۰/۱۷	۰	۰
۲۱۰	۰/۴۸	۱۰/۸۲	-۲۳/۰۰	۰/۰۲	۰	۰
۲۴۰	۰/۵۷	۱۰/۵۴	-۲۶/۹۹	۰/۹۵	۰	۰
۲۷۰	۰/۶۹	۱۰/۲۷	-۳۵/۰۰	۰/۳۴	۰	۰
۳۰۰	۰/۸۰	۷/۶۸	-۲۱/۱۸	۰/۰۷	۰	۰
۳۳۰	۰/۸۶	۶/۳۳	-۱۰/۴۳	۰/۰۳	۰	۰
۳۶۰	۰/۸۸	۱/۳۷	-۱/۱۲	۰/۰۶	۰	۰



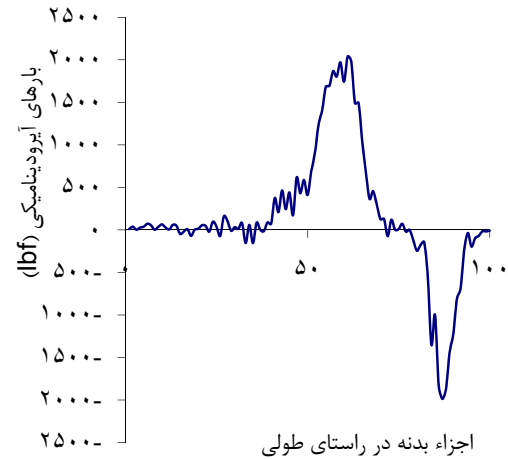
شکل (۱۵): تغییرات عدد ماخ در زاویه‌های مختلف پیکش.



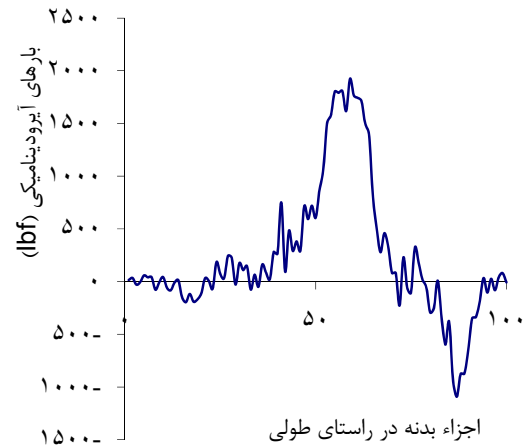
شکل (۱۶): تغییرات زاویه حمله در زاویه‌های مختلف پیکش.



شکل (۱۷): تغییرات سکان افقی در زاویه‌های مختلف پیکش.



شکل (۱۳): توزیع بار آیرودینامیکی هواپیما در زاویه پیکش ۲۱۰ درجه.



شکل (۱۴): توزیع بار آیرودینامیکی هواپیما در زاویه پیکش ۳۳۰ درجه.

برای تجزیه و تحلیل بهتر بارهای آیرودینامیکی وارده بر بدنه حین اجرای مانور لوپ، این مانور به چهار قسمت تقسیم شده است. زاویه پیکش صفر تا زاویه پیکش 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. سپس در هر یک از این چهار قسمت میزان بارهای آیرودینامیکی اعمالی به هواپیما در وضعیت‌های مختلف با یکدیگر مقایسه شده است.

در شکل ۱۸ توزیع بارهای آیرودینامیکی در ربع اول مانور مقایسه شده است.

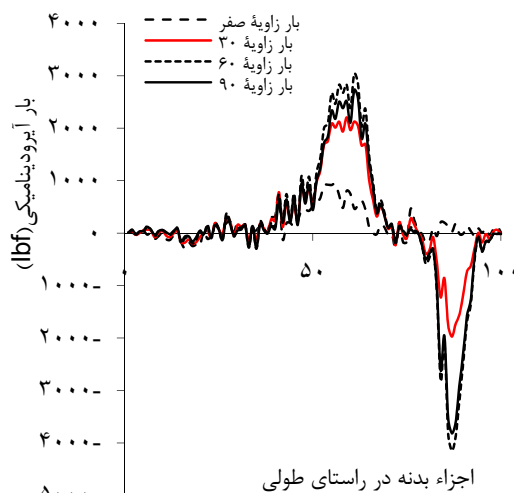
همچنین در این ربع با افزایش زاویه پیچش میزان بار آیرودینامیکی وارده بر اجزاء عقبی هواپیما (در جهت عکس) کاهش یافته است.

در شکل ۲۰ توزیع بارهای آیرودینامیکی وارده بر هواپیما در ربع سوم مانور لوپ ارائه شده است. همان‌طور که در شکل دیده می‌شود، با افزایش زاویه پیچش میزان بارهای آیرودینامیکی اعمالی بر قسمت‌های میانی هواپیما افزایش ناچیزی می‌یابد. همچنین با افزایش زاویه پیچش میزان بارهای اعمالی بر اجزاء عقبی هواپیما نیز در جهت عکس افزایش می‌یابد.

با توجه به جدول ۵ و شکل‌های ۱۷-۱۵ چنین استنباط می‌شود که با افزایش زاویه پیچش در این ربع زاویه حمله حدوداً ۳٪ کاهش یافته ولی عدد ماخ حدوداً ۵۴٪ افزایش یافته است. بنابراین، افزایش چشمگیر عدد ماخ در این وضعیت‌ها باعث افزایش میزان بار اعمالی به قسمت‌های میانی بدنه هواپیما شده است. کاهش (افزایش در جهت عکس) زاویه سکان افقی دلیل کاهش (افزایش در جهت عکس) بارهای وارده بر قسمت‌های عقبی هواپیما می‌باشد. همچنین ثابت ماندن زاویه سکان افقی در زوایای پیچش ۱۸۰ و ۲۱۰ درجه سبب عدم تغییر میزان بارهای اعمالی به قسمت‌های عقبی هواپیما شده است. در این ربع نیز میزان بارهای اعمالی بر قسمت‌های جلوی بال‌ها در تمامی وضعیت‌ها تقریباً ثابت است.

شکل ۲۱ مقایسه بارهای آیرودینامیکی اعمالی به هواپیما در ربع چهارم مانور لوپ را نشان می‌دهد. با افزایش زاویه پیچش در این ربع میزان بارهای آیرودینامیکی وارده بر هواپیما کاهش می‌یابد.

همان‌گونه که در جدول ۵ و شکل‌های ۱۷-۱۵ دیده می‌شود، با افزایش زاویه پیچش عدد ماخ تقریباً ۲۷٪ افزایش و مقادیر زاویه حمله حدوداً ۸۷٪ کاهش یافته است. در این ربع کاهش شدید مقدار زاویه حمله باعث کاهش میزان بارهای آیرودینامیکی اعمالی بر قسمت‌های میانی بدنه هواپیما شده است. همچنین افزایش (کاهش در جهت عکس) زاویه سکان افقی باعث کاهش (در جهت عکس) بارهای اعمالی به قسمت‌های عقبی هواپیما شده است.



شکل (۱۸): مقایسه توزیع بار آیرودینامیکی در ربع اول مانور لوپ.

همان‌طور که در شکل دیده می‌شود، در زاویه پیچش ۶۰ درجه بیشترین بار آیرودینامیکی بر قسمت‌های میانی بدنه هواپیما در محل نصب بال‌ها اعمال شده است. همچنین در این وضعیت بار آیرودینامیکی زیادی بر اجزاء عقبی بدنه در محل نصب سکان افقی در جهت عکس اعمال شده است. زیرا همان‌گونه که در جدول ۵ و شکل‌های ۱۶-۱۵ دیده می‌شود، در این موقعیت گرچه عدد ماخ نسبت به دو موقعیت قبلی کاهش داشته ولی زاویه حمله افزایش یافته و زاویه سکان افقی نسبت به دو موقعیت قبلی کاهش یافته است.

شکل ۱۹ مقایسه بارهای آیرودینامیکی اعمالی به هواپیما در ربع دوم مانور لوپ را نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۱۹ و جدول ۵ و همچنین شکل‌های ۱۶-۱۵ مشخص می‌شود که در طی این وضعیت‌ها با افزایش زاویه پیچش، زاویه حمله افزایش ناچیزی (حدوداً ۲ درصد) داشته به طوری که می‌توان گفت بدون تغییر بوده است. ولی عدد ماخ کاهش قابل توجهی (حدوداً ۳۶ درصد) داشته است. افزایش ناچیز زاویه حمله و کاهش قابل توجه عدد ماخ سبب کاهش بار اعمالی به قسمت‌های میانی بدنه هواپیما شده است. در این ربع مانور نیز همانند ربع اول میزان بار آیرودینامیکی وارده بر اجزاء جلوتر از محل نصب بال‌های هواپیما، در تمامی وضعیت‌ها تقریباً همچنان ثابت است.

به‌طور کلی، چنین مشهود است که افزایش یا کاهش زاویه حمله و عدد ماخ تأثیر به‌سزایی روی افزایش یا کاهش میزان بارهای آیرودینامیکی اعمالی به قسمت‌های میانی هواپیما دارد. با توجه به مقدار تغییرات قابل توجه زاویه حمله در طول مانور لوپ، نقش زاویه حمله در میزان بارهای آیرودینامیکی بیشتر از عدد ماخ است.

در وضعیت‌هایی از مانور که زاویه حمله ثابت بوده یا تغییرات ناچیزی داشته است، کاهش یا افزایش عدد ماخ باعث کاهش یا افزایش میزان بارهای اعمالی به هواپیما شده است. میزان بارهای اعمالی بر اجزاء جلویی بدنه هواپیما در طول مانور تقریباً یکسان بوده و فقط در بعضی از وضعیت‌ها تغییر ناچیزی داشته است.

تغییرات زاویه سکان افقی عامل مهمی در تغییرات بارهای اعمالی بر قسمت‌های عقبی هواپیما می‌باشد. گرچه به‌طور غیر مستقیم نیز این تغییرات روی بارهای اعمالی بر قسمت‌های جلویی مؤثر می‌باشند.

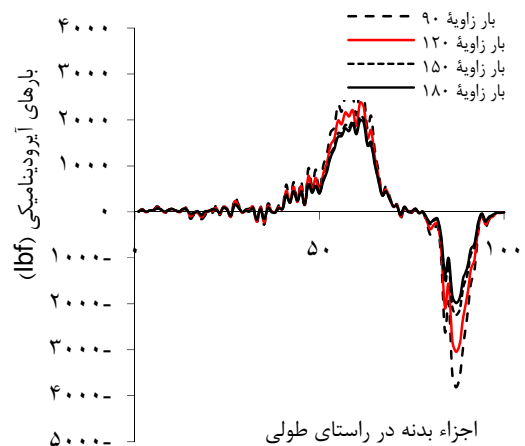
همان‌گونه که ارائه شد منحنی‌ها و محاسبات ارائه شده جهت به‌دست آوردن توزیع بارهای آیرودینامیکی برشی در راستای بدنه بوده است. بدیهی است برای به‌دست آوردن میزان بار آیرودینامیکی برشی در مقطع، باید از مجموع بارهای برشی اجزاء، تا آن مقطع استفاده نمود. همچنین برای محاسبه میزان ممان خمشی، از مجموع ممان حاصل از بارهای برشی اجزاء تا آن مقطع استفاده می‌شود.

۸- نتیجه‌گیری

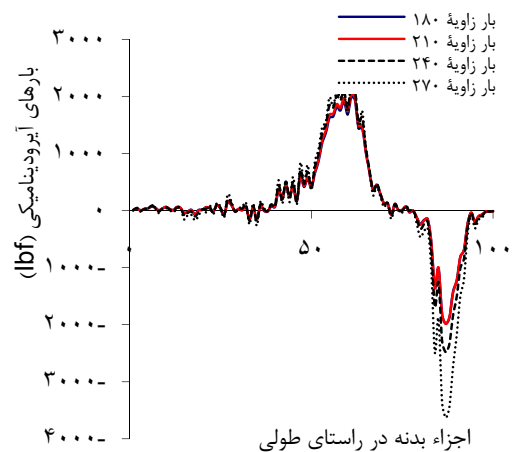
ارتباط بین بارهای آیرودینامیکی حاصله از حل عددی و معادلات به‌دست آمده از روش برگشت خطی می‌باشد. بنابراین معادلات به‌دست آمده از این روش جهت محاسبه بارهای آیرودینامیکی هواپیما مطلوب می‌باشند.

مقایسه نتایج شبیه‌سازی پروازی با پارامترهای ثبت شده در حالت‌های مشابه در پرواز واقعی، نشانگر خطای پایین نتایج شبیه‌سازی پروازی می‌باشد. این خطا کمتر از ۱۳ درصد است. بنابراین پارامترهای حاصله از شبیه‌سازی پروازی برای محاسبه بارهای اینرسی هواپیما مناسب می‌باشند.

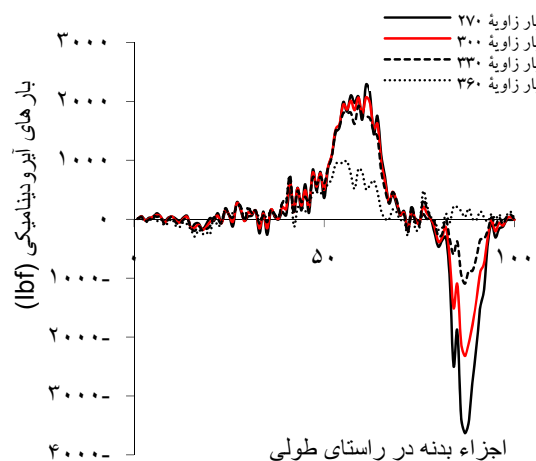
تغییرات ۸۹ درصدی (بین کمترین و بیشترین مقدار) زاویه حمله و تغییرات ۵۲ درصدی عدد ماخ در حین اجرای



شکل (۱۹): مقایسه توزیع بار آیرودینامیکی در ربع دوم مانور لوپ.



شکل (۲۰): مقایسه توزیع بار آیرودینامیکی در ربع سوم مانور لوپ.



شکل (۲۱): مقایسه توزیع بار آیرودینامیکی در ربع چهارم مانور لوپ.

3. Drela, M. "Method for Simultaneous Wing Aerodynamic and Structural Load Prediction", AIAA. J. Aircraft, Vol. 27, No. 8, pp. 692-699, 1990.
4. Nagode, M. and Fajdiga, M. "On a New Method for Prediction of the Scatter of Loading Spectra", Int. J. Fatigue, Vol. 20, No. 4, pp. 271-277, 1998.
5. Cremona, Ch. "Optimal Extrapolation of Traffic Load Effects", Structural Safety J., Vol. 23, No. 1, pp. 31-46, 2001.
6. Schon, J. and Blom, A. "Fatigue Life Prediction and Load Cycle Elimination during Spectrum Loading of COMPOSITES", Int. J. Fatigue, Vol. 24, No's. 2-4, pp. 361-367, 2002.
7. Qingyuan, W., Kawagoishi, N., and Pidaparti, R.M. "Evaluation of the Probability Distribution of Pitting Corrosion Fatigue Life in Aircraft Materials", Acta Mechanica Sinica, Vol. 19, No. 3, pp. 247-252, 2003.
8. Karr, Ch., Zeiler, T.A., and Mehrotra, R. "Determining Worst-case Gust Loads on Aircraft Structures, Using an Evolutionary Algorithm", Applied Intelligence. J., Vol. 20, No. 2, pp. 135-145, 2004.
9. Heuler, P. and Klatschke, H. "Generation and Use of Standardized Load Spectra and Load - time Histories", Int. J. Fatigue, Vol. 27, No. 8, pp. 947-990, 2005.
10. Salamanca, E.H. and Quirz, L.L. "Superposition of Flight Loads for a Probabilistic Damage Tolerance Design for an Acrobatic Aircraft", Int. J. Aircraft Eng. and Aerospace Tech., Vol. 77, No. 6, pp. 478-485, 2005.
11. Timm, D.H, Tisdale, M.S., and Turochy, R.E. "Axle Load Spectra Characterization by Mixed Distribution Modeling", J. Transportation Eng., Vol. 131, No. 2, pp. 83-88, 2005.
12. Qiu, J.U. and Qin, S. "Research of Aerodynamic Load of Horizontal Tail", Industrial Elect. and Applications, 2009. ICIEA 2009. 4th IEEE Conf., pp.1503-1506, 25-27 May 2009.
13. Lee, H. "Advanced Aircraft Service Life Monitoring Method via Flight -by -Flight Load Spectra", Binghamton Univ., State Univ. of New York, 2009.

مانور لوپ نشان دهنده آنست که میزان بارهای آیرودینامیکی وارده بر قسمت‌های میانی هواپیما در مرحله اول به زاویه حمله و سپس به عدد ماخ بستگی دارد. به طوری که در وضعیت‌هایی که زاویه حمله ثابت بوده یا تغییرات ناچیزی داشته است، میزان بارهای آیرودینامیکی وارده بر قسمت‌های میانی هواپیما به عدد ماخ بستگی داشته است. همچنین میزان بارهای آیرودینامیکی وارده بر اجزاء جلویی بدنه هواپیما در حین اجرای مانور تقریباً ثابت بوده است.

مهم‌ترین عامل افزایش/ کاهش (در جهت عکس) بارهای آیرودینامیکی وارده بر اجزاء عقبی هواپیما، کاهش/ افزایش زاویه سکان افقی می‌باشد. به طوری که علی‌رغم تغییرات عدد ماخ در اکثر قسمت‌های مانور لوپ به دلیل ثابت ماندن زاویه سکان افقی میزان بارهای وارده بر اجزاء عقبی هواپیما ثابت مانده است. تغییرات زاویه شهپرها در طول مانور بررسی شده ناچیز بوده و تأثیری چندانی روی بارهای وارده بر هواپیما نداشته‌اند.

نتایج حاصله نشان می‌دهد که تعیین معادله از روش برگشت با استفاده از بارهای آیرودینامیکی حاصل از حل عددی و پارامترهای پروازی در شرایط مختلف، روش مناسبی برای محاسبه توزیع بارهای آیرودینامیکی می‌باشد. به طوری که با به دست آوردن مقادیر متغیرهای این معادلات از طریق شبیه‌سازی پروازی، بارهای آیرودینامیکی وارده بر بدنه هواپیما قابل محاسبه است.

مراجع

1. Kandil, O.A, Mook, D.T, and Nayfeh, A.H. "Non-linear Prediction of Subsonic Aerodynamic Loads on Lifting Surfaces", AIAA. J. Aircraft, Vol. 13, No. 1, pp. 22-37, 1975.
2. ZHU, P. and Shou, W. "Non-linear Prediction of Subsonic Aerodynamic Loads on Wings and Bodies at High Angles of Attack", Computer Methods in Applied Mech. and Eng. J, Vol. 26, No. 3, pp. 305-319, 1981.