

ارائه روشی جهت اعمال بارگذاری آیرودینامیکی و بار اینرسی بر روی مدل المان محدود هواپیما با استفاده از الگوریتم ژنتیک و روش نگاشت

شاه‌صفی، حسن^۱، خاکی، رضا*^۲، باقری، مرتضی^۳

۱- عضو هیأت علمی، دانشکده فرماندهی ستاد آجا

۲ و ۳- استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا- دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری

(دریافت مقاله: ۱۳۹۳/۰۷/۱۲ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۱۲/۲۰)

چکیده

یکی از مشکلات در تحلیل سازه‌های پیچیده، اعمال بارها و تعیین قیود مربوط به شرایط مرزی می‌باشد. استفاده از بار گسترده برای بارگذاری آیرودینامیکی مناسب است، ولی در صورت هم‌زمانی با بارگذاری اینرسی، شبیه‌سازی آن با مشکلات بسیاری همراه خواهد بود. در این مقاله روش جدیدی برای اعمال هم‌زمان بارگذاری آیرودینامیکی و بار اینرسی بر روی مدل المان محدود هواپیما با استفاده از الگوریتم ژنتیک و روش نگاشت ارائه شده است. در این روش بار معادل آیرودینامیکی و اینرسی به صورت توزیع فشار مجهول در نظر گرفته شده و سطوح مورد بررسی به نوارهایی تقسیم گردید؛ با این کار، مقدار فشار روی نوارها به عنوان متغیرهای بهینه‌سازی در نظر گرفته شد. تابع هدف طوری انتخاب شد که به طور هم‌زمان مقادیر نیروهای برآ، پسا و گشتاور پیشینی ناشی از این نیروها به خوبی ارضا شوند. از مزایای این روش این است که توزیع فشار به هندسه سطوح اعمال می‌گردد و با تغییر المان‌بندی، نیازی به بارگذاری مجدد نمی‌باشد. برای اطمینان از صحت این روش، از یک نمونه بال و بدنه هواپیما استفاده شده و بر روی مدل المان محدود آن، این روش اعمال گردیده و در نهایت، نتایج مطلوبی به دست آمد. در واقع، نتایج حاصله نشان‌دهنده کارایی خوب این روش می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: بارگذاری- الگوریتم ژنتیک- المان محدود- آیرودینامیک- نگاشت

Investigation of a Method for Aerodynamic and Inertial Loading on Aircraft Finite Element Model Using Genetic Algorithm and Mapping

Abstract

One of the difficulties toward analyzing complex structures is loading phenomena and determining the constraints due to the boundary conditions. Although in aerodynamic loading, applying distributed load is an appropriate approach, in case of being simultaneous with inertia loading, the simulation process can be extremely difficult and near impossible. This article is an attempt to introduce a new method for simultaneous aerodynamic and inertia loading on aircraft finite element model using genetic and mapping approach. To this end, the equivalent aerodynamic and inertia load have been regarded as an unspecified pressure distribution. Furthermore, the surfaces under study were divided into bands in which the amount of pressure was considered as the optimizing variable. The objective function has been chosen in a manner so that it could satisfy the required lift and drag forces as well as the torque resulted from these forces. One of the merits of this method is that the pressure would be distributed on the surface geometry, and even in case of change in the elements, there is no need to reapply the loading. To ensure the validity of this method, we conducted it on the finite element of the wing and the fuselage of a sample aircraft which led to satisfactory results. The results confirm the accuracy and efficiency of this method.

Keywords: Loading, Genetic Algorithm, Finite Element, Aerodynamics, Mapping

مقدمه

یکی از مشکلات اساسی در تحلیل المان محدود سازه‌های وسایل پرنده اعمال هم‌زمان بارگذاری آیرودینامیکی و بارگذاری اینرسی می‌باشد. روش‌های متعددی برای اعمال نیروها و گشتاورها برای مدل ساخته شده در نرم‌افزارهای تحلیل مهندسی استفاده می‌شود، اما با پیچیده‌تر شدن مدل، هریک از این روش‌ها قابلیت خود را از دست می‌دهند. به‌عنوان مثال برای اعمال بار برشی گسترده (نیروی بر واحد طول) بر روی یک ریب و اسپار بال و یا فورمر و لانجرورن از سازه بدنه یک هواپیما لازم است که مرکز برش آن‌ها محاسبه گردد و نیروهای برشی در آن نقاط به آن‌ها اعمال گردند. در عین حال بحث تمرکز تنش به سبب اعمال بار نقطه‌ای به صورت متمرکز بر روی یک گره از مدل المان محدود نیز وجود دارد. این مسئله وقتی مشکل‌تر می‌شود که این قطعات دارای مقطع ثابت نبوده و به صورت خطی سطح مقطع آن‌ها تغییر نماید که در این صورت مرکز برش در طول این قطعات دارای موقعیت ثابت نخواهد بود. وقتی که بخواهیم نیروهای برآ، پسا و جانبی و گشتاورهای خمشی و پیچشی را بر روی یک سازه پیچیده همانند هواپیما با مجموعه‌ای از ریب‌ها، اسپارها، فورمرها، بالکدها، لانجرورن‌ها و پوسته‌های مختلف اعمال نماییم، این مسئله به یک معضل تبدیل می‌شود. یکی از روش‌ها این است که توزیع فشار به دست آمده از تحلیل آیرودینامیک به روش عددی که این نیروها و گشتاورها را ایجاد می‌نماید، بر روی مدل المان محدود اعمال نمود. اما بحث چگونگی اعمال بارهای حجمی (بارگذاری اینرسی) همچنان وجود دارد. برای تحلیل تنش چنین سازه‌هایی اعمال بارگذاری آیرودینامیکی و بارهای اینرسی هریک به صورت جداگانه ارزش زیادی ندارد و نمی‌تواند نقاط بحرانی را ارائه نماید. راه حل اساسی اعمال هم‌زمان این دو نوع بار می‌باشد.

از طرفی دیگر توزیع فشار به دست آمده از تحلیل آیرودینامیک را نمی‌توان با دقت مناسبی به مدل المان محدود اعمال نمود. از روش‌های مرسوم اعمال بارهای آیرودینامیکی به دست آمده به مدل سازه‌ای در نرم‌افزارهای المان محدود، قرائت این کانتورها از مدل CFD به صورت تقریبی و جزیره‌ای و اعمال آن‌ها به سطوح تقسیم‌بندی شده به صورت فشار ثابت می‌باشد. انجام این کار مستلزم صرف زمان زیاد و انجام کار

طراقت فرسا بوده و معمولاً از دقت خوبی برخوردار نمی‌باشد. این عدم دقت خصوصاً در جاهایی که تغییرات فشار زیاد است، بیشتر محسوس می‌باشد. به منظور آشنایی بیشتر با دو نمونه از به‌کارگیری این روش، می‌توان به ریچارد [۱] و کار چن و همکارانش [۲] اشاره نمود. در این کار توزیع فشار داخل محفظه دهانه ورودی موتور یک هواپیما به روشی که گفته شد، اعمال گردید. کسلر و همکارانش [۳] طراحی بهینه آیرودینامیکی و سازه‌ای یک بال را انجام دادند و برای اعمال بارگذاری آیرودینامیکی بر روی مدل المان محدود از روش نگاشت استفاده نمودند. در روش نگاشت مقادیر فشار بر روی نقاط گره‌ای مدل آیرودینامیک محاسبه می‌شود و با استفاده از میان‌یابی خطی مقادیر فشار بر روی نقاط گره‌ای مدل سازه‌ای محاسبه و اعمال می‌شوند. از معایب این روش می‌توان محدودیت در نوع المان‌بندی و وابستگی به اندازه المان‌ها را نام برد، بدین معنی که این روش برای نوع المان‌بندی غیرسازمان یافته قابل استفاده نبوده و همچنین با تغییر اندازه المان‌بندی در مدل سازه‌ای، فرآیند نگاشت و اعمال بارگذاری مجدداً می‌بایست انجام یابد.

سربال و همکارانش [۴] برای انتقال داده‌ها از حل آیرودینامیکی به حل عددی سازه، از میان‌یابی به روش گلرکین تغییر روش داده و بر مبنای روش اجزاء محدود، از ضرایب شکل و ضرایب وزنی استفاده نمودند. در این روش با داشتن نقاط گره‌ای مربوط به حل آیرودینامیکی نسبت به نقاط گره‌ای مربوط به حل سازه‌ای با فرض المان محدود برای سازه، با استفاده از توابع وزنی اطلاعات مربوط به نقاط گره‌ای حل عددی آیرودینامیکی را به نقاط سازه منتقل نمودند. اشکال اساسی این روش در اختلاف در اندازه و تعداد المان‌ها است. تعداد نقاط گره‌ای حل عددی آیرودینامیکی نسبت به حل سازه‌ای باید به حدی باشد که بتوان با استفاده از تابع گلرکین و ضرایب وزنی میزان بارهای نقاط مربوط به سازه را محاسبه نمود. نیوبائور و گونتر [۵] نیز در تحقیق خود از روش انتقال توزیع فشار آیرودینامیک به گره‌های مدل سازه‌ای به صورت نیروی متمرکز استفاده نمودند.

در این مقاله با استفاده از یک روش جدید بر مبنای نگاشت، با قرائت توزیع فشارها به صورت المان به المان، مجموع آن‌ها در تعداد نقاط خاصی به صورت ماتریسی در قالب فایل

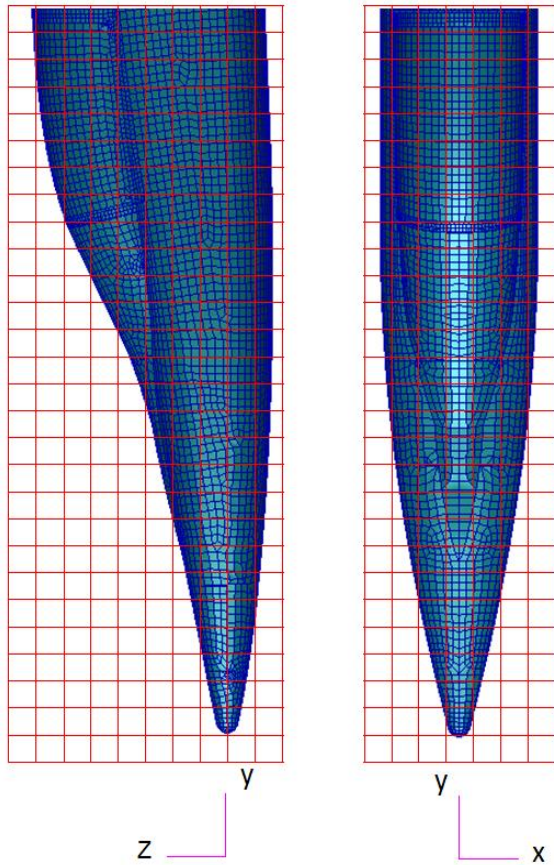
در این مقاله با استفاده از الگوریتم ژنتیک توزیع فشار بهینه بر روی یک نمونه بال و بدنه هواپیما طوری محاسبه شده است که به طور هم‌زمان منحنی‌های نیروهای برآ، پسا (در بدنه نیروی جانبی) و گشتاور پیچشی را نتیجه می‌دهد و خروجی آن با استفاده از نگاشت و سطوح واسطه، به صورت دقیق بر روی مدل المان محدود اعمال می‌گردد. با استفاده از این روش معضل اعمال بارگذاری ترکیبی آیرودینامیکی و بار اینرسی در مدل المان محدود و همچنین عدم توان در اعمال توزیع فشار دقیق به دست آمده از تحلیل به مدل المان محدود رفع می‌شود.

روش پیشنهادی بر مبنای نگاشت

همان‌طور که در بخش مقدمه ذکر شد، روش پیشنهادی این مقاله، نگاشت نیروهای آیرودینامیکی به صورت توزیع فشار بر روی المان‌های مدل سازه‌ای می‌باشد. برای انجام این کار ابتدا با بررسی هر یک از المان‌های موجود در مدل آیرودینامیک، خواص المان‌ها شامل مساحت، جهت‌های عمود بر سطح و مقادیر نیروهای آیرودینامیکی مورد مطالعه قرار می‌گیرد. سپس یک سطح واسطه دوبعدی مجازی برای نگاشت نیروها در نظر گرفته می‌شود. محدوده هندسی و جهت این سطح در راستایی تعریف می‌شود که بتواند توزیع نیروها را به صورت مطلوب به سطح سازه‌ای مورد نظر انتقال دهد. سپس با توجه به محدوده هندسی سطح واسطه و ابعاد ماتریس مورد نیاز برای نگاشت، نقاط ماتریسی (محدوده انتگرال‌گیری) تعیین می‌گردند. در مرحله بعد، با انتگرال‌گیری از المان‌های آیرودینامیکی موجود در محدوده انتگرال‌گیری، مجموع نیروهای اعمال شده به هریک از محدوده‌های انتگرال‌گیری به دست می‌آیند. در این مرحله بر روی سطح واسطه، ماتریسی با ابعاد $m \times n$ با نیروهای منتقل شده از مدل آیرودینامیک تشکیل شده است که قابلیت انتقال به مدل سازه‌ای را دارد. در شکل‌های (۱) و (۲) مدل المان محدود یک نمونه بال و بدنه هواپیما به همراه سطح واسطه به منظور نگاشت و نقاط ماتریسی آن نشان داده شده است. برای تعیین این‌که کدام المان‌ها در داخل یک خانه خاص از ماتریس واسطه قرار می‌گیرد، به این صورت عمل می‌شود که اگر مرکز سطح المان در داخل محدوده هندسی آن خانه ماتریس قرار گیرد، مقدار فشار آن

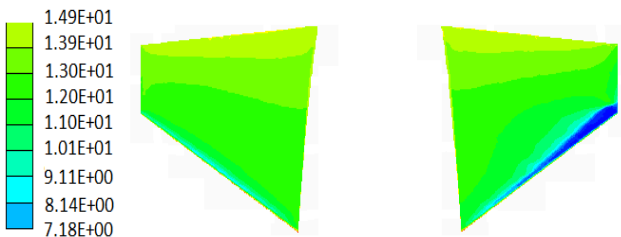
اکسل محاسبه می‌گردد و نتایج این محاسبات به صورت جدول در نرم‌افزار المان محدود بر روی سطوح خارجی مدل سازه‌ای اعمال می‌شود. با استفاده از این روش، معضل اعمال بارگذاری در مدل المان محدود رفع می‌شود. به علاوه به علت این‌که توزیع فشار به سطوح هندسی مدل اعمال می‌شوند و در مرحله‌ای جداگانه به گره‌های المان محدود منتقل می‌شوند، بارگذاری از المان‌بندی مستقل بوده و با تغییر مش‌ها نیازی به بارگذاری مجدد نمی‌باشد. به علاوه همان توزیع فشار به دست آمده از تحلیل آیرودینامیک دقیقاً به مدل المان محدود منتقل می‌شود و از دقت خوبی نیز برخوردار است. همچنین از مزایای روش جدید این است که به نوع المان‌بندی مدل آیرودینامیکی وابسته نیست و برای المان‌بندی غیرسازمان‌یافته نیز به راحتی قابل استفاده می‌باشد.

در مقوله استفاده از الگوریتم ژنتیک، روش پیشنهادی در این مقاله بر مبنای محاسبه بار کلی متشکل از بارهای سطحی و حجمی در جهت‌های مختلف و تبدیل این بارها به بارهای سطحی به صورت توزیع فشار می‌باشد. در این تحقیق، کد کامپیوتری بر مبنای الگوریتم ژنتیک تهیه شده است. در سال‌های اخیر استفاده از روش بهینه‌سازی بر مبنای الگوریتم ژنتیک در زمینه‌های مختلف طراحی به کار گرفته شده است. از جمله کاربردهای این روش در زمینه طراحی آیرودینامیکی و سازه‌ای می‌توان به موارد زیر اشاره نمود: شاهرخی و جهانگیریان [۶] این روش را برای طراحی بهینه شکل یک ایرفویل استفاده کردند؛ جیناگتاو و همکارانش [۷] طراحی آیرودینامیکی بال را برای بهبود اثر متقابل بدنه بر بال انجام دادند؛ چارلز و جاکویم [۸] بهینه‌سازی آیرودینامیکی بال پرنده با قید پایداری هواپیما را در محدوده سرعت زیر صوت و گذر صوت انجام دادند؛ ژیانومین و رامش [۹] بهینه‌سازی شکل ایرفویل با قید پسا را در جریان گذر صوتی با استفاده از الگوریتم ژنتیک انجام دادند؛ گنگ و همکارانش [۱۰] طراحی بهینه سازه داخلی بال هواپیما را با هدف بهینه‌سازی وزن در مرحله طراحی جزئیات انجام دادند، آن‌ها به این روش تعداد و چیدمان و ابعاد ریب‌ها و اسپارها را بهینه نمودند؛ داوی و همکارانش [۱۱] بهینه‌سازی چندموضوعی یک ایرفویل خاص را با الگوریتم ژنتیک انجام دادند.



شکل ۲- مدل المان محدود بدنه هواپیما و سطح واسطه برای نگاشت

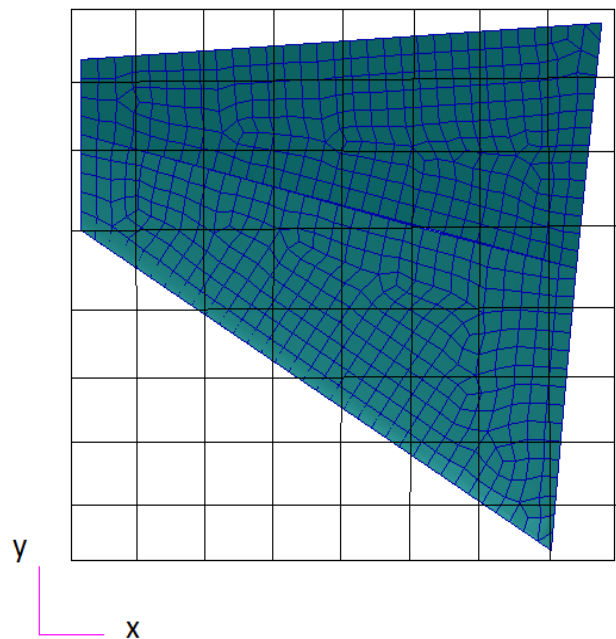
در شکل‌های (۳) و (۴) توزیع فشار آیرودینامیکی به دست آمده از تحلیل به روش CFD بر روی نمونه بال و بدنه پیش گفته نشان داده شده است. هدف از بحث نگاشت این است که بتوان این توزیع فشار آیرودینامیکی را با همین دقت و گرادیان بر روی مدل سازه‌ای FEM اعمال نمود.



شکل ۳- کانتور توزیع فشار آیرودینامیکی به دست آمده از تحلیل CFD بر روی بال هواپیما

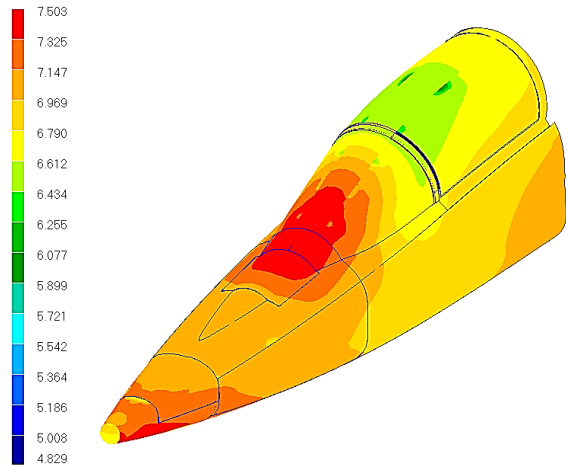
در شکل‌های (۵) و (۶) توزیع فشار آیرودینامیکی اعمال شده بر روی این نمونه‌های بال و بدنه در مدل سازه‌ای نشان

المان در فرآیند انتگرال‌گیری وارد می‌شود. ذکر این نکته لازم است که هرچه تقسیم‌بندی ماتریسی ریزتر شود، توزیع فشار ماتریسی این خطر را دارد که در بعضی از خانه‌ها هیچ‌گونه المانی قرار نگیرد و در نتیجه توزیع فشار صفر نتیجه دهد که این مسئله توزیع فشار به دست آمده را مختل و غیر واقعی می‌نماید. بنابراین تعداد تقسیمات نقاط ماتریسی باید متناسب با اندازه المان‌ها در مدل آیرودینامیک باشد، به طوری که اندازه خانه‌ها از اندازه المان‌ها بزرگتر باشد.



شکل ۱- مدل المان محدود بال هواپیما و سطح واسطه برای نگاشت

یکی از روش‌های اعمال بارگذاری در مدل سازه‌ای استفاده از جدول اطلاعات عددی با ابعاد $m \times n$ می‌باشد. با توجه به این که در روش پیشنهادی جدید، این جدول به صورت یک ماتریس ایجاد شده است، بنابراین به راحتی می‌توان اطلاعات تشکیل شده در مرحله نگاشت را به مدل سازه‌ای اعمال نمود. با اعمال این اطلاعات به سطوح هندسی مدل المان محدود، توزیع فشارها مطابق آنچه که در تحلیل آیرودینامیکی به دست آمده است، به طور دقیق اعمال می‌گردند. به علاوه بارگذاری از المان‌بندی مستقل بوده و با تغییر اندازه و تعداد المان‌ها و موقعیت گره‌ها در مدل المان محدود، به نگاشت مجدد و اعمال مجدد بارگذاری نیازی نمی‌باشد.



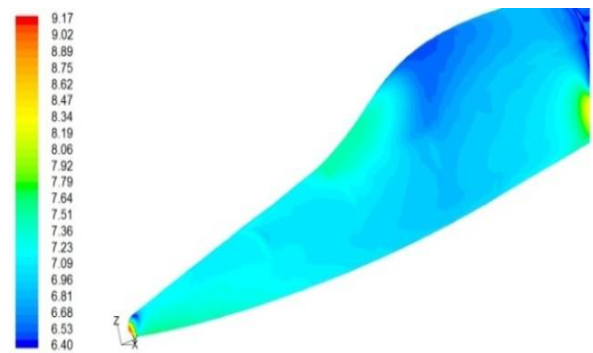
شکل ۶- کانتور توزیع فشار آیرودینامیکی نگاشت شده بر روی مدل المان محدود بدنه هواپیما

اعمال بارگذاری ترکیبی با استفاده از الگوریتم ژنتیک

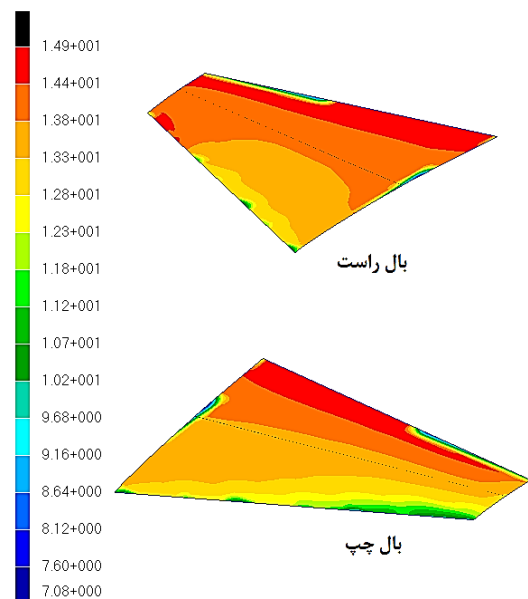
در این بخش سطوح مورد نظر به المان‌هایی تقسیم شده‌اند و با بررسی خواص هر المان و با استفاده از الگوریتم ژنتیک، توزیع فشار مناسب برای محاسبه بارهای مورد نظر بر روی المان‌های سطوح به دست آمده‌اند. سطح مورد نظر در دو جهت عمود برهم به نوارهایی تقسیم‌بندی شده است. برای سطح بال در جهات طولی و عرضی و برای بدنه در جهات طولی و عرضی و همچنین طولی و در جهت ارتفاع این تقسیم‌بندی‌ها انجام شده است (شکل‌های ۱ و ۲). در هر نوار با توجه به تعداد تقسیماتی که در جهت طولی و عرضی و یا ارتفاع سطوح وجود دارند، توزیع فشار مجهول متناسب با تعداد تقسیمات آن‌ها در نظر گرفته شده است. هدف روش پیشنهادی به دست آوردن فشارهای بهینه است، به گونه‌ای که توزیع فشار به دست آمده بتواند به طور هم‌زمان نیروهای برآ، پسا (در بدنه نیروی جانبی جایگزین پسا می‌شود) و همچنین گشتاور پیچشی ناشی از این نیروها را نتیجه دهد. در شکل‌های (۷) و (۸) این نیروها در مقطعی از بال و بدنه معرفی شده‌اند. با مقایسه بارهای به دست آمده ناشی از توزیع فشار پیشنهادی با بارهای محاسبه شده از تحلیل عددی، روند بهینه‌سازی به نحو مطلوبی انجام شده است.

در روش الگوریتم ژنتیک، تابع هدف به صورت مجموع نسبت‌های بدون بعد نیروهای برآ، جانبی و گشتاور پیچشی با ضرایب وزنی یکسان در نظر گرفته شده است و برای حل‌هایی که خارج از محدوده باشند، تابع جریمه در نظر گرفته شده

داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود نحوه تغییرات کانتور فشار در شکل‌های (۳) و (۵) و همچنین شکل‌های (۴) و (۶) مشابه یکدیگر می‌باشند. علت اختلاف رنگ در این زوج شکل‌ها به اختلاف دو نرم‌افزار در تخصیص کد رنگ‌های مختلف به محدوده عددی مورد نظر مربوط می‌باشد، ولی محدوده عددی توزیع فشارها یکسان است. با توجه به نحوه تغییرات کانتور فشار در این زوج شکل‌ها، می‌توان از دقت روش پیشنهادی این مقاله اطمینان حاصل نمود. با استفاده از این روش حتی در برخی از المان‌ها گرادیان فشار را نیز می‌توان مشاهده نمود که این خود نشان‌دهنده دقت روش به کار برده شده می‌باشد.



شکل ۴- کانتور توزیع فشار آیرودینامیکی به دست آمده از تحلیل CFD بر روی بدنه هواپیما



شکل ۵- کانتور توزیع فشار آیرودینامیکی نگاشت شده بر روی مدل المان محدود بال هواپیما

$$P_i(C) = \begin{cases} 0 & \text{if } g_i(C) \leq 0.02 \\ [gn_i(1 + g_i(C))]^2 & \text{else, } i = 1, 2, 3 \end{cases} \quad (6)$$

در این روابط ضرایب وزنی نیروهای برآ، پسا و گشتاور پیچشی، بردار مربوط به متغیرهای طراحی (فشار در خانه‌های هر نوار) و شماره حلقه تکرار برنامه بهینه‌سازی می‌باشند. این پارامترهای مقادیر اولیه نیروهای برآ، پسا و گشتاور پیچشی می‌باشند که به‌عنوان ورودی برنامه بوده و مقادیر محاسبه شده در برنامه بهینه‌سازی می‌باشند. همچنین برای نمایش متغیرهای فرآیند بهینه‌سازی از روش کدگذاری حقیقی استفاده شده است و برای همگرایی بهتر از فرآیند نخبه‌گرایی نیز استفاده شده است. در شکل‌های (۹) و (۱۰) مراحل کاری کل برنامه و همچنین فرآیند الگوریتم ژنتیک به کارگرفته شده نشان داده شده است.

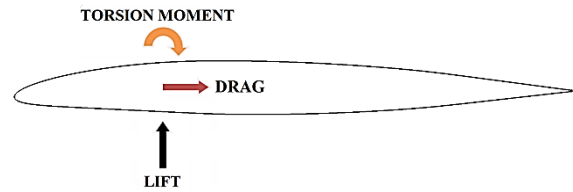
نتایج تحلیل

در شکل‌های (۱۱) تا (۱۶) مقایسه توزیع نیروهای برآ، جانبی و همچنین توزیع گشتاور پیچشی در راستای طول بدنه هواپیما مربوط به تحلیل عددی (CFD) و روش پیشنهادی این مقاله (GA) نشان داده شده‌اند. همچنین در جدول‌های (۱) و (۲) مجموع نیروها و گشتاورها بر روی بال و بدنه مربوط به تحلیل عددی و الگوریتم ژنتیک و درصد اختلاف آن‌ها آورده شده است. همان‌طور که در این جدول‌ها مشاهده می‌شود نتایج از دقت بسیار خوبی برخوردارند و درصد اختلاف بسیار کم در مقادیر نیروها و گشتاورها نشان‌دهنده دقت و کارایی روش پیشنهادی است.

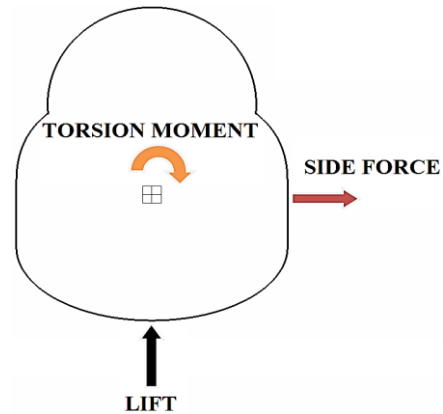
جدول ۱- درصد اختلاف کمیت‌های محاسبه شده در بال هواپیما

گشتاور پیچشی (N.m)	نیروی پسا (N)	نیروی برآ (N)	
۲۱۲۷۷۹	۲۲۰/۲	۱۶۳۳۹/۲	تحلیل عددی
۲۱۹۶۴۶	۲۲۱/۶	۱۶۳۴۰/۹	الگوریتم ژنتیک
۳	۰/۶	۰/۱	اختلاف %

است. روابط ۱ تا ۶ فرمولاسیون ریاضی تابع هدف، تابع ارزندگی، قیدها و توابع جریمه را نشان می‌دهند.



شکل ۷- معرفی پارامترهای تابع هدف بر روی مقطعی از بال هواپیما



شکل ۸- معرفی پارامترهای تابع هدف بر روی مقطعی از بدنه هواپیما

$$\varphi(C) = \delta_L \varphi_L + \delta_D \varphi_D + \delta_T \varphi_T \quad (1)$$

$$\varphi_L = \frac{L}{L_0}; \varphi_D = \frac{D}{D_0}; \varphi_T = \frac{T}{T_0} \quad (2)$$

$$\delta_L + \delta_D + \delta_T = 1 \quad (3)$$

$$f(C) = \text{Max} \left\{ \varphi(C) - \delta_p \sum_{i=1}^r P_i(C) \right\} \quad (4)$$

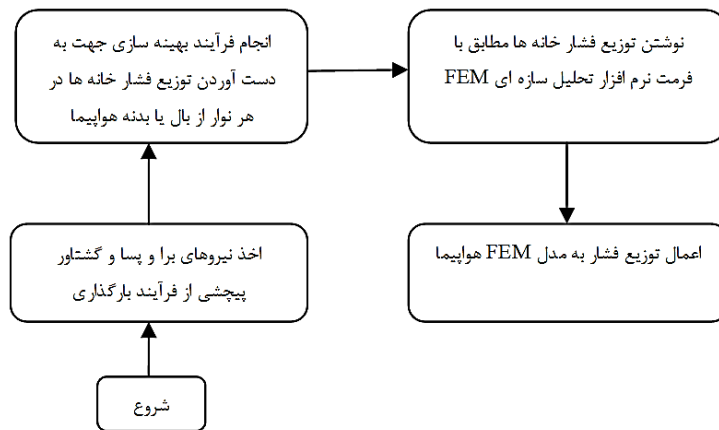
$$g(C) = \begin{cases} g_1(C) \rightarrow \left| \left(1 - \frac{L}{L_0} \right) \right| \leq 0.02 \\ g_r(C) \rightarrow \left| \left(1 - \frac{D}{D_0} \right) \right| \leq 0.02 \\ g_r(C) \rightarrow \left| \left(1 - \frac{T}{T_0} \right) \right| \leq 0.02 \end{cases} \quad (5)$$

نشان داده شده است. در شکل‌های (۱۸) و (۱۹) توزیع فشار به‌دست آمده از الگوریتم ژنتیک که با استفاده از روش نگاشت بر روی مدل المان محدود بال و بدنه اعمال شده است، نشان داده شده است. لازم به ذکر است با توجه به این‌که روش الگوریتم ژنتیک یک روش تصادفی ولی در عین حال هدفمند می‌باشد، بنابراین انتخاب‌های مختلفی می‌تواند جواب مسئله باشد. به‌عبارت دیگر برای یک مسئله لزوماً فقط یک حل وجود ندارد. به این ترتیب نباید انتظار داشت که شکل‌های (۱۸) و (۱۹) دقیقاً با شکل‌های (۵) و (۶) یکسان به‌دست آید، بلکه چیزی که مهم است مطابقت نتایج در شکل‌های (۱۱) تا (۱۶) می‌باشد.

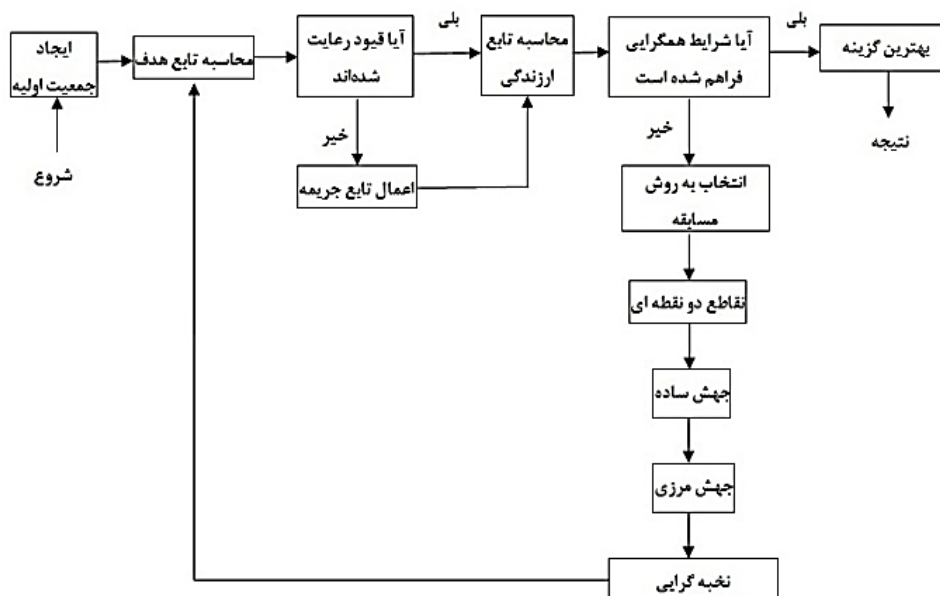
جدول ۲- درصد اختلاف کمیت‌های محاسبه شده در بدنه هواپیما

گشتاور پیچشی (N.m)	نیروی جانبی (N)	نیروی برا (N)	
۵,۳	۱۲,۷۸	۳۴۴۷	تحلیل عددی
۵,۵	۱۲,۶۷	۳۴۳۹	الگوریتم ژنتیک
۳,۵	۰,۸	۰,۲	اختلاف %

همچنین در جدول‌های (۳) و (۴) نسبت نیروهای برا، پسا (جانبی) و نسبت گشتاور پیچشی برای نوارهای مختلف در طول بال و بدنه آمده است. در شکل (۱۷) فرآیند همگرایی حل



شکل ۹- دیاگرام کلی مراحل کاری برنامه



شکل ۱۰- دیاگرام فرآیند بهینه‌سازی مورد استفاده در الگوریتم ژنتیک

جدول ۳- نسبت کمیت‌های محاسبه شده برای نوارهای مختلف

در طول بال هواپیما

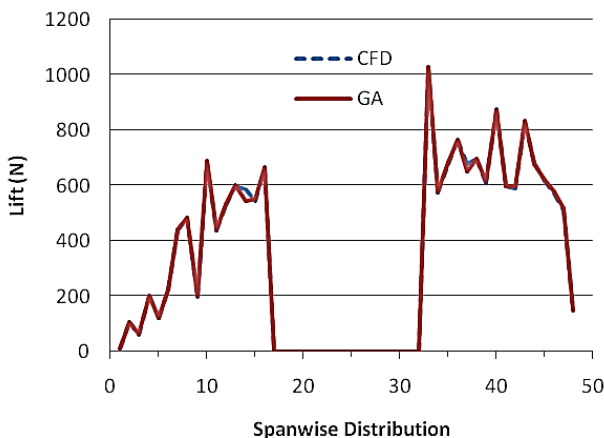
شماره نوار	نسبت نیروی برا	نسبت نیروی پسا	نسبت گشتاور پیچشی
۱	۱,۰۱۹۹۹	۱,۰۱۹۹۱	۱,۰۱۹۹۹
۲	۱,۰۰۴۹۹	۱,۰۰۴۹۳	۱,۰۰۴۱۴
۳	۱,۰۰۴۷۶	۱,۰۰۴۹۸	۱,۰۰۴۹۹
۴	۱,۰۰۵۵۹	۱,۰۱۹۵۲	۱,۰۱۶۱۳
۵	۱,۰۰۵۷۷	۱,۰۱۸۲۴	۱,۰۱۲۳۸
۶	۱,۰۰۸۳۰	۱,۰۱۸۰۳	۱,۰۱۳۲۱
۷	۰,۹۹۶۸۹	۱,۰۱۹۸۸	۱,۰۱۹۷۵
۸	۱,۰۰۰۸۸	۱,۰۱۹۹۵	۱,۰۱۹۸۷
۹	۱,۰۱۰۷۹	۱,۰۱۹۶۴	۱,۰۱۶۱۲

جدول ۴- نسبت کمیت‌های محاسبه شده برای نوارهای مختلف

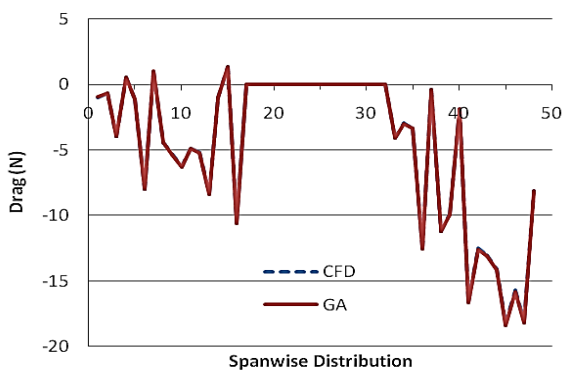
در طول بدنه هواپیما

شماره نوار	نسبت نیروی برا	نسبت نیروی جانبی	نسبت گشتاور پیچشی
۱	۱,۰۰۹۸۴	۰,۹۹۱۶۸	۱,۰۴۹۹۹
۲	۰,۹۹۰۰۵	۰,۹۹۰۰۰	۰,۹۹۷۱۰
۳	۱,۰۰۹۹۰	۰,۹۸۸۵۷	۱,۰۴۹۹۹
۴	۱,۰۰۹۲۹	۰,۹۹۴۵۶	۱,۰۴۱۹۱
۵	۰,۹۹۰۰۸	۰,۹۹۰۰۰	۱,۰۴۹۹۹
۶	۰,۹۹۰۰۸	۰,۹۹۰۰۰	۱,۰۴۹۹۸
۷	۱,۰۰۹۸۸	۰,۹۹۴۲	۱,۰۴۹۹۹
۸	۰,۹۹۰۰۲	۰,۹۹۰۰۰	۰,۹۸۹۰۲
۹	۰,۹۹۱۱۶	۰,۹۹۰۰۶	۱,۰۴۹۹۹

گشتاور پیچشی به‌طور هم‌زمان برابر آنچه از تحلیل عددی به دست آمده، نتیجه شده است. درصد اختلاف کم نتایج عددی و نتایج حاصل از الگوریتم ژنتیک در این مقاله کارایی این روش را نشان می‌دهد. روش ارائه شده برای اعمال هم‌زمان بارهای ترکیبی سطحی و حجمی به‌صورت بار سطحی معادل در قالب توزیع فشار بسیار مناسب می‌باشد و معضل پیدا کردن مرکز برش در قطعات سازه‌ای و جلوگیری از ایجاد تمرکز تنش در اعمال بارهای متمرکز را رفع می‌نماید. همچنین روش نگاشت نیروهای آیرودینامیکی به‌صورت توزیع فشار بر روی المان‌های مدل سازه‌ای پیشنهاد و به‌کار گرفته شده است. با استفاده از این روش نه تنها کانتور دقیق به‌دست آمده از تحلیل آیرودینامیک به مدل المان محدود سازه‌ای اعمال می‌گردد، بلکه بارگذاری اعمال شده مستقل از اندازه و تعداد المان‌ها در مدل المان محدود بوده و با تغییر اندازه مش‌ها، اعمال مجدد بارگذاری مورد نیاز نمی‌باشد. به‌علاوه روش نگاشت به نوع المان‌بندی در مدل آیرودینامیکی وابسته نبوده و در شرایط المان‌بندی غیرسازمان‌یافته نیز به‌راحتی قابل استفاده می‌باشد.



شکل ۱۱- توزیع نیروی برا در طول دهانه بال

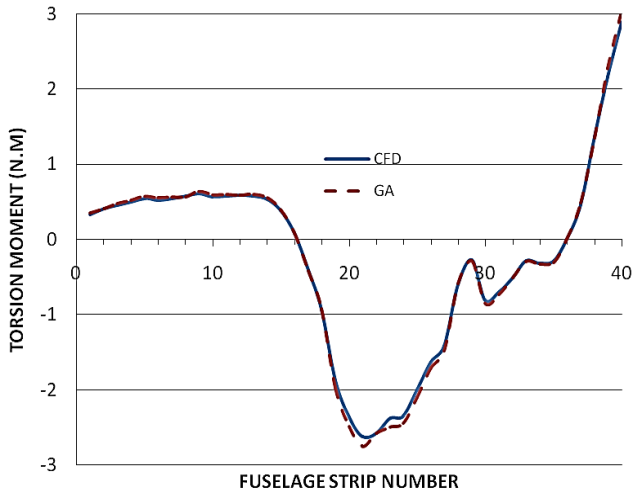


شکل ۱۲- توزیع نیروی پسا در طول دهانه بال

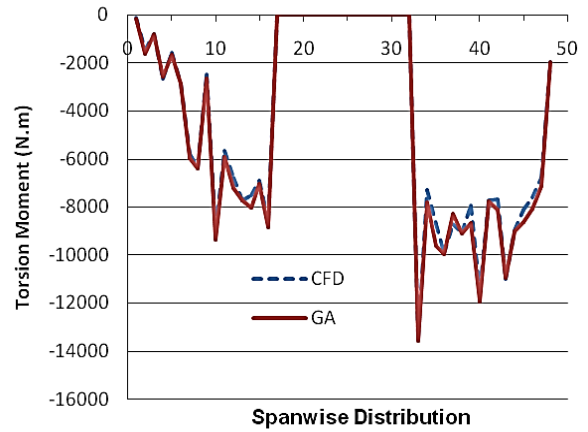
با توجه به نتایج بالا در این حالت می‌توان با ترکیب نمودارهای مربوط به نیروی برا، گشتاور پیچشی و بار اینرسی و با استفاده از کد کامپیوتری که برای الگوریتم ژنتیک تهیه شده است، توزیع فشار معادلی به‌دست آورد که خروجی آن نتیجه اعمال هم‌زمان بارهای آیرودینامیک و بار اینرسی خواهد بود.

نتیجه‌گیری

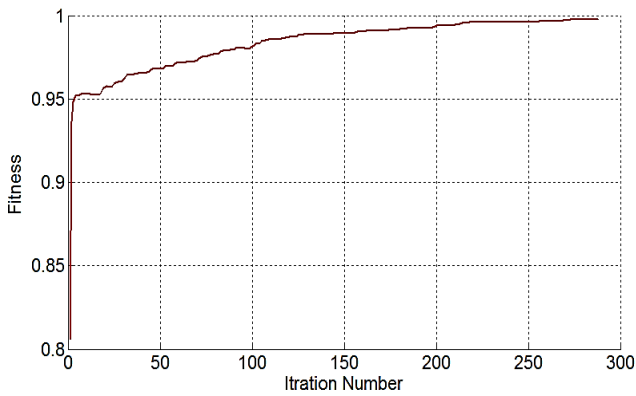
در این مقاله بر مبنای محاسبه بار کلی شامل بارهای آیرودینامیکی و بارهای اینرسی در جهات مختلف و تبدیل آن‌ها به بار سطحی معادل، توزیع فشار جدیدی ارائه شده است که به‌صورت هم‌زمان اثرات این دو نوع بار را نتیجه می‌دهد. این توزیع فشاری با تهیه کد کامپیوتری به روش الگوریتم ژنتیک، ارائه شده است که در آن توزیع نیروهای برا، پسا (جانبی) و



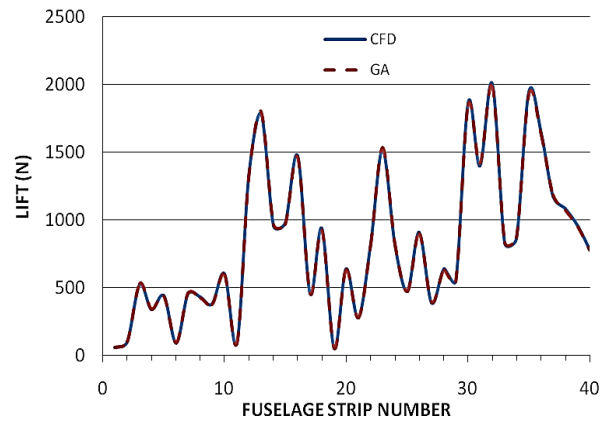
شکل ۱۶- توزیع گشتاور پیچشی در طول بدنه



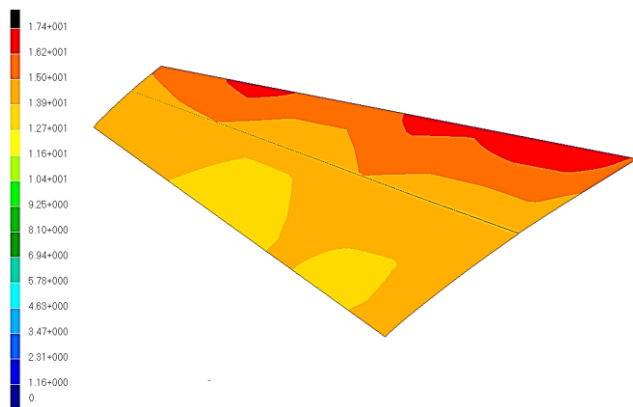
شکل ۱۳- توزیع گشتاور پیچشی در دهانه بال



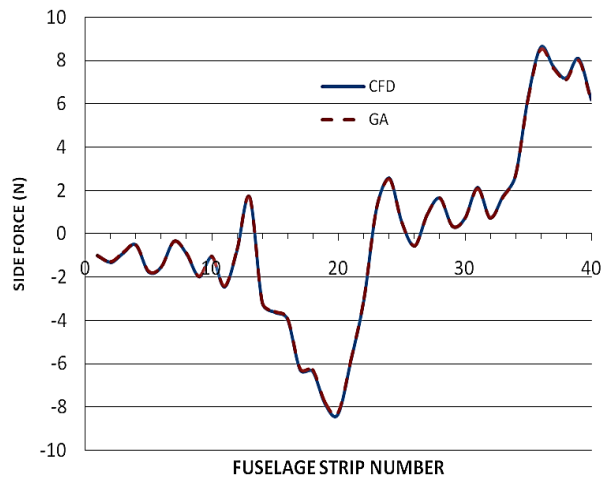
شکل ۱۷- همگرایی تابع هدف



شکل ۱۴- توزیع نیروی برآ در طول بدنه

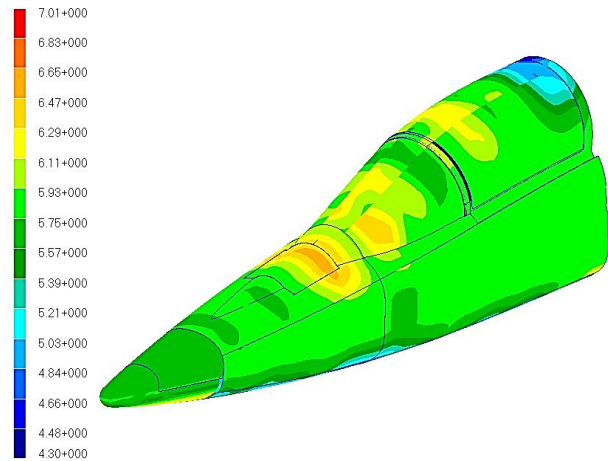


شکل ۱۸- توزیع فشار آیرودینامیکی و بار اینرسی به دست آمده از الگوریتم ژنتیک و اعمال شده بر روی مدل المان محدود بال به روش نگاشت



شکل ۱۵- توزیع نیروی جانبی در طول بدنه

- [4].Cerbal J.R., Lohner R., Conservative Load Projection and Tracking for Fluid-Structure Problems, *AIAA J.* Vol. 35, No. 4, April 1997
- [5].Neubauer M., G. Günther G., Aircraft Loads. *DaimlerChrysler Aerospace GmbH, Military Aircraft*, Germany, 2006.
- [6].Shahrokhi A., Jahangirian A., Airfoil Shape Parameterization for Optimum Navier-Stokes Design with Genetic Algorithm, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 11, No. 6, 2007, pp. 443-450.
- [7].Jiangtao H., Zhenghong G., Ke Zh, Junqiang B., Robust Design of Supercritical Wing Aerodynamic Optimization Considering Fuselage Interfering. *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 23, No. 5, 2010, pp. 523-528.
- [8].Charles A. M. and Joaquim R. R. A. M., Stability-Constrained Aerodynamic Shape Optimization of Flying Wings. *Journal of Aircraft*, Vol. 50, No. 5, 2013, pp. 1431-1449.
- [9].Xiaomin Ch., Ramesh K. A., Shape Optimization of Airfoils in Transonic Flow Using A Multi-Objective Genetic Algorithm, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 228, No. 9, 2014, pp.1654-1667.
- [10].Gang T., Tong F. L., Yang Ch. D., A Wing Structure Design Based on Topology Optimization, *Advanced Materials Research*, Vol. 889-890, 2014, pp. 272-276.
- [11].Dawei L., Xin P., Xin X., De H. Ch., Investigation on the Multi-Objective Optimization of Supercritical Airfoil Based on Nondominated Sorting Genetic Algorithm, *Applied Mechanics and Materials*, Vol. 444 - 445, 2014, pp. 357-362.



شکل ۱۹- توزیع فشار آیرودینامیکی و بار اینرسی به دست آمده از الگوریتم ژنتیک و اعمال شده بر روی مدل المان محدود بدنه به روش نگاهت

مراجع

- [1].Richards W. L., Finite-Element Analysis of a Mach-8 Flight Test Article Using Nonlinear Contact Elements, *National Aeronautics and Space Administration*, 1997.
- [2].Chen G., Walker K., Swanton G., Hill S., Stress Analysis of an Aerodynamically Loaded Structure Under Supersonic Conditions, *Structural Integrity and Fracture*, Australia, 2004.
- [3].Kessler E., Laban M., Vankan W. J., Multidisciplinary Wing Optimisation. *National Aerospace Laboratory NLR*, Amsterdam, Netherlands, 2005.