

خصوصیات آیرودینامیکی انواع جنگنده‌های مافوق صوت هوایی بکمک روش‌های مختلف شبیه‌سازی

علیرضا اکرامی کیوج^{۱*}

۱- گروه هوافضا، دانشکده فنی مهندسی، واحد تهران علوم تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

*نویسنده مسئول: alireza.ekrami10@gmail.com

چکیده

جنگنده‌های «یوروفایتر تایفون» و «داسو رافال» را با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) تحت بررسی مقابله‌ای قرار دادیم و در ضمن آن بر اهمیت بررسی تمامی قسمت‌ها و قطعات جنگنده و حیاتی بودن این کار برای ارتقای عملکرد جنگنده در حین پرواز تأکید کردیم. نتایج بدست‌آمده با استفاده از نرم‌افزار (19.2) ANSYS Fluent حاکی از متغیر بودن میزان دما، فشار و تنش برشی در سطح هر دو جنگنده بود. مقایسه سطح سرتاسری جنگنده‌ها نشان داد که یوروفایتر تحت فشار کمتری است (فشار در سرعت ۱ ماخ ۲٪ کمتر و در ۱/۸ ماخ، ۳۳٪ کمتر است)، تنش برشی همواره در رافال کمتر از یوروفایتر است (میزان در آن سرعت ۱ ماخ، ۷۶٪ کمتر و در ۱/۸ ماخ، ۷۳٪ کمتر است)، دما در رافال در سرعت ۱ ماخ ۱٪ بالاتر است، در حالی که در سرعت ۱/۸ ماخ ۱/۲۵٪ کمتر است. از سوی دیگر، طی بررسی بخش جلویی جنگنده‌ها، تمامی پارامترها در رافال با بالا رفتن سرعت (از ۱ ماخ به ۱/۸ ماخ) افزایش یافتند، در حالی که طراحی یوروفایتر به گونه‌ای است که سبب مشاهده رفتارهای غیرمنتظره‌ای شد. برای مثال، نمودار فشار برای سرعت‌های متناظر با ۱ ماخ و ۱/۸ ماخ شامل نقاط مینیمم و ماکزیمم متعددی است که دامنه آن‌ها در طول مورد بررسی ما متغیر است و تنش برشی در ۱/۵ ماخ به حداقل می‌رسد. این نتایج نشان می‌دهند که ساختار و طراحی جنگنده بر عملکردی به‌خصوصی که برایش در نظر گرفته شده تأثیر فوق‌العاده‌ای دارد، امری که نشانگر اهمیت فراوان پارامترهای مورد بحث در این مطالعه است.

کلیدواژه‌ها:

یوروفایتر تایفون، داسو رافال، دینامیک سیالات محاسباتی (CFD)، توزیع فشار و دما، بررسی تنش برشی، بررسی دماغه

۱- مقدمه

در جنگ‌های هوایی عمدتاً از هواپیماهای جنگی استفاده می‌شود. پیروزی در جنگ اساساً به ویژگی‌های عملکردی مختلفی نظیر حداکثر ارتفاع، حداکثر سرعت، نیروی پیش‌رانش و استفاده درست از آن، جدا از مهارت خلبان، در شرایط حادی مانند جنگ بستگی دارد. متغیرهایی مانند زاویه حمله، طراحی ایرفویل، ویسکوزیته محیط جریان، و توزیع دما، فشار و تنش برشی در تمامی قطعات جنگنده مستقیماً بر این ویژگی‌ها اثر می‌گذارد [۵-۱]. ایجاد تغییر در طراحی قطعات هواپیما می‌تواند این توزیع را به میزان قابل توجهی تغییر دهد. با اینکه طراحی بهینه اتاقک برای امنیت خلبان حیاتی است، عملکرد جنگنده عمدتاً بستگی به طراحی پایدارکننده‌ها، بدنه، بال‌ها و اگزوز دارد. از این‌رو، بررسی دقیق همراه با تحلیل تک‌تک قطعات امری ضروری است. اکثر مطالعات فعلی [۱۳-۶، ۳-۱] بر روی مسائلی از قبیل اشکال مختلف ایرفویل، تأثیر تغییر شکل ایرفویل بر عملکرد جنگنده و اثر آن بر نیروهای وارد بر جنگنده کار کرده‌اند.

ساهو و امام [۱۲] به بررسی مقابله‌ای تغییر میزان ماخ و زاویه حمله در ایرفویل NACA 0012 پرداختند و پارامترهای عملکردی نظیر ضریب برآ^۱ و پسا^۲ را با استفاده از CFD تحلیل کردند که انطباق خوبی با نتایج آزمایشگاهی داشتند [۱۶-۱۳، ۱۱-۶]. توزیع فشار در سطح ایرفویل NACA 4412 در زاویه‌های مختلف حمله بررسی شده و مشخص شده است که با کاهش فشار در سطح بالایی ایرفویل، گرادیان فشار پدید می‌آید [۱]. لیان و همکاران [۶] در کنار مطالعات آزمایشگاهی، به کمک تکنیک شبکه‌بندی متحرک چندبلوکی، حلگر جریان فشار مبنا و دو نوع بستار آشفتنگی در عدد ۷۸۸۰۰، به بررسی محاسباتی جریان پیرامونی ایرفویل دینامیکی پرداختند. عده‌ای نیز به مرور مسائل جریان گذر صوتی که دارای راه‌حل‌های عددی متعددی در یک شرط مرزی ساکن معین هستند، پرداختند [۱۱]. جریان‌های آشفته با ویسکوزیته ناچیز در ایرفویل‌های متقارن و نامتقارن بررسی شده‌اند.

^۱ Lift

^۲ Drag

نتیجه بررسی‌ها حاکی از این است که اگر ایرفویل از یک بخش مسطح و دراز برخوردار باشد، سبب ترتیب شدن راه‌حل‌های معادلات اویلر و RANS می‌شود. آزمون تونل باد برای ایرفویل‌های متفاوت شامل NACA 3314، NACA 8321، NACA 1209، NACA 6217، NACA 0014 و NACA 5417 به این نتیجه ختم شد که NACA 8321 به دلیل انحنای بیشتر و مقطع عرضی نازک‌تر نیروی پسای بیشتری دارد [۲]. پتیل و تاکار [۳] عملکرد ایرودینامیکی ایرفویل NACA 0012 یک توربین بادی را در زاویه‌های مختلف حمله برای اعداد رینولدز گوناگون در طیفی از ۱۰,۰۰۰ تا ۸۰۰,۰۰۰ تحلیل کرده و سپس نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های CFD را توسط گزارش‌های آزمایشگاهی «آزمایشگاه ملی سانديا» اعتبارسنجی کردند. این بررسی برای عدد رینولدز بسیار کوچک (۱۰۰۰ و ۵۰۰۰) نیز انجام شد و چنین نتیجه‌گیری شد که نیروهای برا و پسا با بزرگ شدن عدد رینولدز افزایش می‌یابد.

برای پی بردن به فیزیک مستتر در جریان پیچیده موجود در وسایل نقلیه هوافضایی مختلف می‌توان از دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) بهره گرفت، مشخص شده است که CFD، در مقایسه با آزمایش‌های انجام‌شده در تونل‌های باد، خصوصاً برای شرایط حاد گزینه بهتری است. با ظهور الگوریتم‌های عددی پیشرفته و رایانه‌های قدرتمند، امکان بررسی بال هواپیما نیز فراهم شد. جریان ناپایدار گذر صوتی - و از جمله اثرات ایرولاستیکی - در اطراف ایرفویل NACA0012 و همین‌طور بر روی بال هواپیمای ترابری و نیز بال‌های متحرک هواپیما مورد بررسی قرار گرفت [۱۳]. محاسبه جریان روی ایرفویلی که حرکت ضربه‌ای بزرگی دارد با نتایج آزمایشگاهی مقایسه شده است. پراباکار [۴] با تحلیل فشار استاتیک و دینامیک بر روی بال هواپیما با ایرفویل NACA4412 به روش CFD، بدین نتیجه رسید که وقتی زاویه حمله در سطح بالایی، سطح زیرین و لبه حمله زیاد می‌شود، فشار دینامیک کاهش و فشار استاتیک افزایش می‌یابد. راثو و همکاران [۱۵] در مطالعه اخیر خود به طور گسترده‌ای از CFD برای بررسی دیفیوزرهای گاز خروجی مافوق صوت در فشارهای محفظه‌ای مختلف راکت استفاده کردند. از آنجایی که عملکرد این نازل‌ها که در ارتفاع بالا و در شرایط حاد کار می‌کنند، از روی زمین و توسط آزمایش‌های استاتیک قابل پیش‌بینی نیست، برای این منظور از ابزارهای CFD استفاده می‌شود. گوپتا و راجپوت [۵] بار حرارتی بهینه کاکپیت، که نقش مهمی در ارتقای عملکرد جنگنده هوایی ایفا می‌کند، را با محاسبه دمای پوسته در

زاویه‌های مختلف حمله، و ارتفاع‌ها و سرعت‌های متفاوت پرواز تخمین زدند. مشخص شد که دمای پوسته هنگامی که از طریق آزمون‌های پروازی تحت شرایط بحرانی محاسبه می‌شود، به‌طور محسوسی بالاتر از زمانی است که توسط CFD اندازه‌گیری می‌شود. حالا که CFD طراحی دوکی‌شکل وسایل نقلیه هوافضایی، حتی با پیچیده‌ترین شکل هندسی، را به کلی دگرگون کرده است، دیگر نیازی به اتکا بر آزمایش‌ها نیست. علی‌رغم مطالعات متعددی که بر روی فشار و دما انجام شده، مطالعات اندکی درباره تنش برشی وجود دارد، و همین تعداد اندک نیز بر اجزای گزینش‌شده‌ای از هواپیما تمرکز داشته‌اند. تاکنون کسی کل یک هواپیما را مورد بررسی قرار نداده است. از این رو، مقاله حاضر سعی دارد مطالعه جامعی از کل هواپیما از جمله تمامی قطعات آن از لحاظ تنش برشی، فشار و دمای افزایش‌یافته در دو جنگنده یوروفایتر و رافال ارائه دهد.

۲- معادلات پایه‌ای CFD

معادلات حاکم بر این مسئله عبارت‌اند از: معادله بقای جرم (معادله پایستگی)، معادله بقای اندازه حرکت و معادله بقای انرژی که به معادلات ناویر-استوکس نیز معروف‌اند. از آنجایی که کار ما در اینجا شامل دینامیک سیالات محاسباتی هواپیمایی است که در سرعت‌هایی بسیار بالاتر از 0.3 ماخ حرکت می‌کند، محیط، یا همان هوا، باید تراکم‌پذیر در نظر گرفته شود. این کار، در مقایسه با تحلیل تراکم‌ناپذیر، محاسبه را نسبت به شرایط مرزی اعمال‌شده و خواص مواد حساس‌تر می‌کند. این معادلات را در زیر مشاهده می‌کنید:

معادله پیوستگی:

$$\frac{D\rho}{Dt} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) = 0$$

که در آن، ρ چگالی محیط جریان بر حسب kg/m^3 است، \vec{u} بردار سرعت است و ∇ عملگر دل را نشان می‌دهد.

معادله اندازه حرکت:

$$\rho \frac{D\vec{u}}{Dt} = \nabla \cdot \vec{\sigma} + \rho \vec{g}$$

که در آن، $\vec{\sigma} = \mu \left(\nabla \vec{u} + (\nabla \vec{u})^T \right) - \left(p + \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \vec{u} \right) \mathbf{I}$ ، است و p نشانگر فشار مکانیکی برحسب نیوتن بر مترمربع و μ نشانگر ضریب سرعت برحسب kg/ms است.

معادله انرژی:

$$\frac{D}{Dt} \left(\rho e + \frac{1}{2} \rho \vec{u} \cdot \vec{u} \right) = -\nabla \cdot \vec{q} + \nabla \cdot (\vec{\sigma} \cdot \vec{u}) + \rho \vec{g} \cdot \vec{u}$$

که در آن:

e = انرژی ذاتی در هر واحد جرم (J/kg) و

\vec{q} = بردار شار حرارتی است.

جمله $\rho \vec{g} \cdot \vec{u}$ تغییر انرژی پتانسیل بر اثر نیروهای گرانشی را نشان می‌دهد،

$\nabla \cdot (\vec{\sigma} \cdot \vec{u})$ تغییر انرژی بر اثر تنش‌های داخلی و $\frac{1}{2} \rho \vec{u} \cdot \vec{u}$ انرژی جنبشی را نشان می‌دهد.

۳- تحلیل CFD

دو جنگنده یوروفایتر تایفون [۱۷] و داسو رافال [۱۸] برای این مطالعه انتخاب شدند. یوروفایتر نیرومندترین و واقعی‌ترین جنگنده هوایی چندمنظوره زمین است که از قابلیت بمب‌افکنی و پرتاب موشک به‌طور همزمان در حین پرواز برخوردار است. در تولید این جنگنده تنها از ۱۵٪ فلز استفاده شده، همین امر شناسایی آن را در

سیستم‌های رادار دشوار ساخته است. رافال، تولید شرکت Dassault Aviation، یک جنگنده فرانسوی مجهز به موتورهای جت دوقلو است. رافال به انواع مختلفی از سلاح‌ها مجهز است و جهت برتری هوایی، عقب‌راندن دشمن، شناسایی هوایی، پشتیبانی زمینی، حمله در عمق، حمله ضد کشتی و مأموریت‌های بازدارندگی هسته‌ای در نظر گرفته شده است. نمای ایزومتریک مدل‌های سه‌بعدی هر دو جنگنده که توسط نرم‌افزار Solid-works طراحی شده‌اند در تصویر ۱ و مقایسه مشخصات عملکردی آن‌ها در جدول ۱ ارائه شده است.

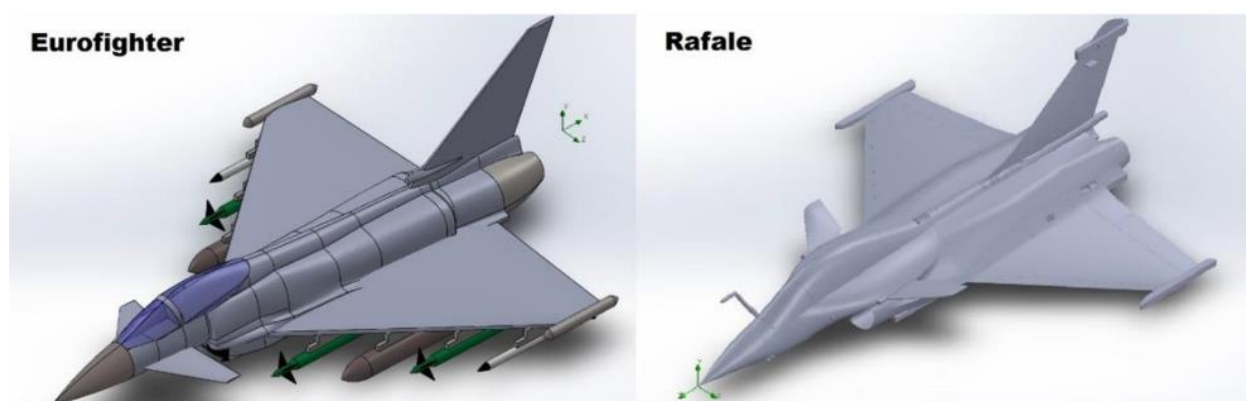
شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) با استفاده از برنامه عنصر محدود انسیس ۱۹/۲ انجام شد. بدین‌منظور، و با در نظر گرفتن شرایط واقعی پروازی، محیط را هوا و زاویه حمله را صفر فرض کرده‌ایم. در ابتدا، از شبکه درشت در نواحی غیربحرانی استفاده می‌شود، درحالی‌که اندازه شبکه در نواحی بحرانی ریزتر است. این تاکتیک ضمن تولید نتایجی که مشابه نتایج حاصل از به‌کارگیری شبکه بسیار ریز در تمام نواحی هستند، از تأخیر زمان محاسباتی نیز جلوگیری می‌کند. بدین طریق دقت نتایج افزایش می‌یابد زیرا نواحی بحرانی نسبت به اکثر تغییرات ایجادشده در پارامترهای موردنظر در این بررسی حساس هستند، همین امر ایجاد نتایجی نزدیک به مقادیر واقعی را تقویت می‌کند.

۴- نتایج و بحث

۴-۱ توزیع دما، فشار و تنش برشی در یوروفایتر

تصویر ۲- الف و ۲- ب، به ترتیب، توزیع فشار بر روی سطح یوروفایتر را در سرعت‌های ۱ ماخ و ۱٫۸ ماخ نشان می‌دهند. فشار در دماغه و لبه‌های جلویی بال‌ها بیشترین مقدار را دارد ($1,2 \times 10^5$ Pa)، و با نزدیک شدن به مرکز بال‌ها به $0,8 \times 10^5$ Pa کاهش می‌یابد. پراباکار [۴] نیز حین بررسی جریان هوا بر روی بال یک هواپیما، نمایه توزیع فشار مشابهی دست یافت. توزیع فشار در بررسی ما، با اندک تغییری در مقدار، در سراسر سطح یکنواخت است (تصویر ۲- الف). همان‌طور که در تصویر ۲- ب مشخص است، افزایش سرعت بر یکنواختی توزیع

تأثیر می‌گذارد. برای مثال، قسمت جلویی جنگنده شامل دماغه، کاکپیت و بخشی از بال تحت کمترین فشار (Pa) 2.7×10^5 می‌رسد. 0.8×10^5 است و این مقدار با حرکت به سمت بال‌ها به بالاترین مقدار یعنی 2.7×10^5 Pa می‌رسد.



تصویر ۱- مدل سه‌بعدی رایانه‌ای (CAD) جنگنده‌های یوروفایتر و رافال

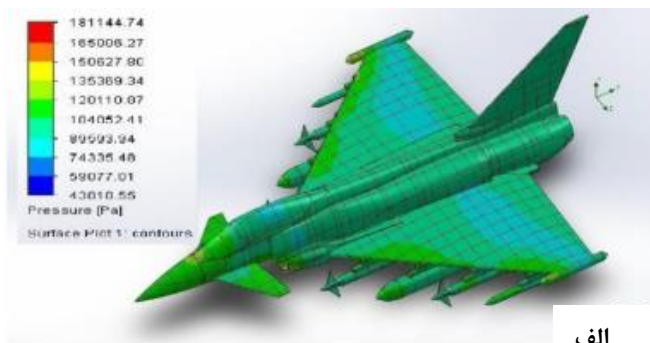
جدول ۱- مشخصات جنگنده‌های یوروفایتر و رافال

| مشخصات | جنگنده یوروفایتر | جنگنده رافال |
|------------------------|------------------|--------------|
| نیروی پیش‌رانش (نیوتن) | ۹۰۰۰۰ | ۷۳۵۵۰ |
| سرعت بیشینه | ۲ ماخ | ۱٫۸ ماخ |
| ارتفاع بیشینه (پا) | ۵۵۰۰۰ | ۵۰۰۰۰ |
| پهنای بال (متر) | ۱۰٫۹۵ | ۱۰٫۹ |
| طول (متر) | ۱۵٫۹۶ | ۱۵٫۳ |

همان‌طور که در تصویر ۲-پ نیز مشخص است، اگزوز که داغ‌ترین قسمت جنگنده است بالاترین میزان دما (۳۵۰ K) را تحمل می‌کند. این مناطق قرمز رنگ (دمای بالا) در نزدیکی محفظه موتور نیز دیده می‌شوند. در سرعت کم (۱ ماخ)، توزیع در اکثر قسمت‌ها از جمله کاکپیت، بال‌ها و تثبیت‌کننده‌ها یکنواخت است (۳۴۰ K).

گوپتا و راجپوت [۵] نیز در کار خود به مشاهدات مشابهی در کاکپیت دست یافتند. آن‌ها به دلیل بررسی سرعت کمتر (۰٫۸ ماخ)، دمای کمتری در حدود 320K را مشاهده کردند. با افزایش سرعت به ۱٫۸ ماخ، حرارت آگزوز بالا می‌رود و این حرارت به نقاط مجاور منتقل می‌شود و دما را به 510K می‌رساند (تصویر ۲-ت). این افزایش دما در سرعت ۱٫۸ ماخ، در مقایسه با نتایجی که گوپتا و راجپوت [۵] در سرعت ۰٫۸ ماخ کسب کرده‌اند، تأمل‌برانگیز است. موتور سبک‌وزن یوروفایتر طوری طراحی شده که از استقامت بالا و قابلیت تحمل دمای زیاد برخوردار باشد [۱۷]. به دلیل افزایش مقاومت هوا، حرارت دماغه نیز تا دمای منطقه قرمز رنگ بالا می‌رود.

تنش برشی در بخش اعظم قسمت‌ها اندک و به طور میانگین 20Pa است (تصویر ۲-ث). در حالی که، ناحیه مجاور کاکپیت، لبه‌های جلویی بال‌ها، تنش بیشتری (60Pa) را تحمل می‌کنند. به دلیل نوک‌تیز بودن دماغه، هوا به قدر کافی با آن تماس ندارد و بدین ترتیب تحت تنش کمی قرار می‌گیرد. همان‌طور که در تصویر ۲-ج مشخص است، با بالا رفتن سرعت، قسمت‌های بیشتری از کاکپیت در معرض تنش بالاتری قرار می‌گیرند و از یکنواختی توزیع تنش در پایدارکننده کاسته می‌شود. میانگین تنش در حرکت از سمت بال‌ها به سوی محور، از 20Pa به 120Pa افزایش می‌یابد. تا جایی که ما اطلاع داریم، آزمایش تنش برشی پیش از این انجام نشده است. نیروی پسا بر عملکرد و همچنین کارایی جنگنده تأثیر می‌گذارد و مستقیماً به میزان تنش برشی و توزیع آن بستگی دارد. همین امر بررسی توزیع تنش برشی را به امری ضروری بدل می‌کند. از این‌رو، مقاله پیش رو اقدامی بی‌سابقه در این راستاست.



توزیع فشار در ۱/۸ ماخ

توزیع فشار در ۱ ماخ



پ



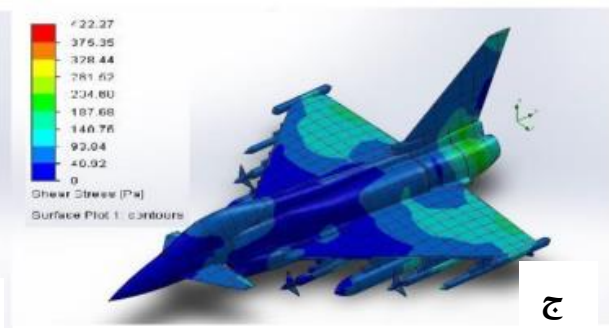
ت

توزیع دما در ۱/۸ ماخ

توزیع دما در ۱ ماخ



ث



ج

توزیع تنش برشی در ۱/۸ ماخ

توزیع تنش برشی در ۱ ماخ

تصویر ۲- نتایج تحلیل CFD برای جنگنده یوروفایتر

۴-۲ توزیع فشار، دما و تنش برشی در رافال

تصویر ۳-الف و ۳-ب توزیع فشار در سطح جنگنده را به ترتیب در سرعت‌های ۱ ماخ و ۱/۸ ماخ نشان می‌دهند. در تصویر ۳-الف، مشخص است که دماغه و لبه جلویی بال‌ها تحت فشار بیشینه هستند، این امر به دلیل برخورد مستقیم هواست. با افزایش سرعت به ۱/۸ ماخ، میزان فشار از $1.3 \times 10^5 \text{ Pa}$ به $3.5 \times 10^5 \text{ Pa}$ افزایش می‌یابد (تصویر ۳-ب). این در حالی است که میزان فشار در سایر نقاط نسبتاً کمتر است و با همان

میزان افزایش سرعت، از 10^5 Pa به 1.2×10^5 Pa می‌رسد که این میزان در مقایسه با مناطق پرفشار، بسیار کمتر است. با مشاهده دقیق تصویر ۳-ب، می‌توان دریافت برخی از مناطقی که دارای فشار متوسط (Pa 1.5×10^5) هستند در لبه‌ها و سطح رویی پایدارکننده شکل می‌گیرند، برعکس تصویر ۳-الف که میزان فشار در آن کمتر بوده (Pa 0.95×10^5) و توزیع یکنواخت است. از این رو، افزایش سرعت بر پایداری جنگنده تأثیر چشمگیری می‌گذارد.

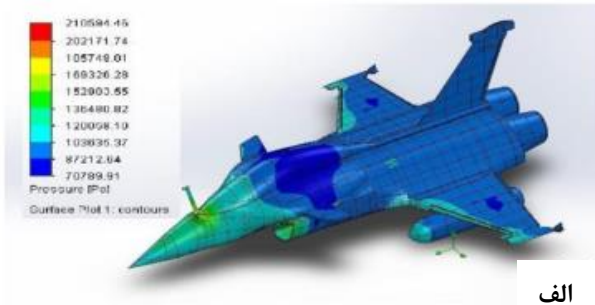
موتور و اگزوز که داغ‌ترین قسمت‌ها هستند و بخش جلویی که در معرض مقاومت هوایی بسیار زیاد است در منطقه قرمز رنگ (مناطق دما بالا) قرار می‌گیرند که مطابق تصویر ۳-پ دما در آن حدود 350K است. در کار گوپتا و راجپوت [۵] که به تحلیل کاکپیت در سرعت 0.8 ماخ و زاویه حمله صفر پرداخته‌اند، نمایه دمایی مشابهی برای کاکپیت نیز مشاهده شد. گوپتا و راجپوت به دلیل در نظر گرفتن سرعت کمتر، دما را در حدود 320K ثبت کردند. باقی قسمت‌های جنگنده میزان دمای بسیار کمتری را تحمل می‌کنند (335K). با بالا رفتن سرعت (تصویر ۳-ت)، دمای اکثر قسمت‌های رافال به 480K افزایش می‌یابد. در حالی که با رسیدن دما به 510K ، برخی مناطق قرمز متراکم در مناطق دمابالای قبلی شکل می‌گیرند.

همان‌طور که در تصویر ۳-ث می‌بینید، مناطقی که تنش برشی بالایی دارند (Pa 13) در بخش جلویی، برخی قسمت‌های پایدارکننده و بال‌ها مشاهده می‌شوند. همچنین مشخص است که دماغه رافال بسیار نوک‌تیز است و هوا تماس زیادی با آن ندارد، بنابراین تنش برشی اندکی دارد. طراحی رافال به شکلی است که بیشترین اثر برشی در بخش جلویی احساس می‌شود و منطقه بین کاکپیت و پایدارکننده جنگنده تنش برشی بسیار کمتری (Pa 6) را تحمل می‌کنند. با رسیدن سرعت به 1.8 ماخ، تغییری در توزیع تنش برشی ایجاد نمی‌شود اما مقادیر آن افزایش می‌یابد (تصویر ۳-ج). مقدار تنش در مناطق دارای تنش بالا 2.7 برابر می‌شود. در بال‌ها، از وسعت نواحی دارای تنش بالا کاسته می‌شود، در حالی که تنش برشی در پایدارکننده افزایش می‌یابد و توزیع یکنواخت می‌شود.

ششمین همایش بین‌المللی افق‌های نوین در مهندسی برق، کامپیوتر و مکانیک

6th International Conference on the New Horizons in Electrical Engineering, Computer and Mechanical

www.mhconf.ir



الف

توزیع فشار در ۱ ماخ



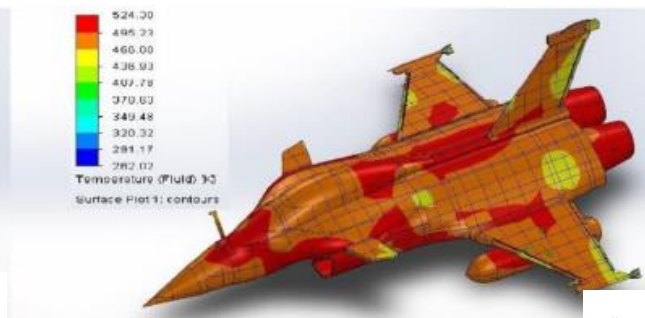
ب

توزیع فشار در ۱/۸ ماخ



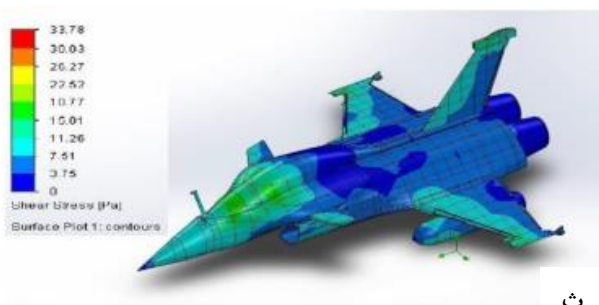
پ

توزیع دما در ۱ ماخ



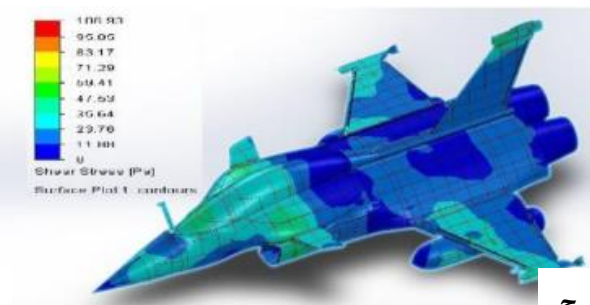
ت

توزیع دما در ۱/۸ ماخ



ث

توزیع تنش برشی در ۱ ماخ



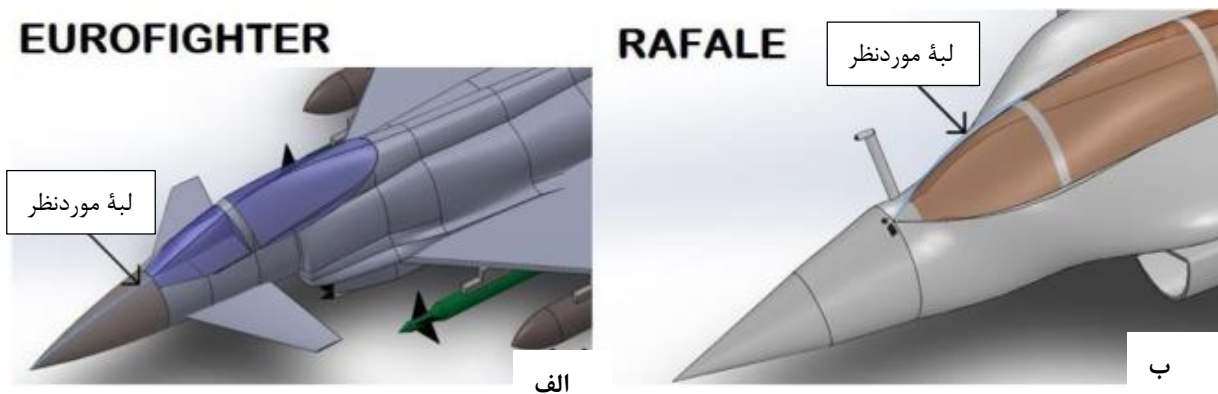
ج

توزیع تنش برشی در ۱/۸ ماخ

تصویر ۳- نتایج تحلیل CDF در جنگنده رافال

۳-۴ بررسی بخش موردنظر یوروفایتر و رافال

تا اینجا کل بدنه جنگنده‌ها را با جزئیات کامل در دو سرعت مختلف (۱ ماخ و ۱٫۸ ماخ) بررسی کردیم. اکنون، همان‌طور که در تصویر ۴ نشان داده‌ایم، تمرکز خود را بر لبه موردنظر خود در این دو جنگنده می‌گذاریم. در نهایت، یک بررسی مقابله‌ای از لحاظ تغییرات فشار، تنش برشی و دما با افزودن نتایج مربوط به سرعت ۱٫۵ ماخ انجام داده‌ایم.



تصویر ۴- لبه موردنظر در یوروفایتر و رافال

تصویرهای ۵ تا ۷ گوناگونی مقادیری که در بالا ذکر شد را در سراسر طول لبه موردنظر در یوروفایتر (تصویر ۴-الف) را در هنگام افزایش سرعت جنگنده نشان می‌دهند.

نمودار دما (تصویر ۶) و نمودار فشار (تصویر ۵) هر دو مقادیر تقریباً ثابتی را در سرعت ۱٫۵ ماخ نشان می‌دهند، اما نمودارهای مربوط به ۱ ماخ در بردارنده اوج و فرودهای متعددی است که در مورد دما شبیهی ملایم و در مورد فشار شبیهی تیز به همراه یک قله کوچک در طول ۱٫۴ متر دارند. در سرعت ۱٫۸ ماخ، میزان فشار در حول این لبه دچار افزایش ناگهانی می‌شود. جالب اینجاست که ماهیت نمودارهای دما برای سرعت‌های ۱ ماخ و ۲ ماخ به هم شبیه‌اند؛ این شباهت از آن جهت است که در هر دو نمودار قله‌ها در یک نقطه ایجاد می‌شوند و تنها تفاوت ناچیز در این است که پهنای قله در سرعت ۱ ماخ کمتر است.

همان‌طور که در تصویر ۷ مشخص است، در هر سه سرعت، نمودار تنش برشی به تدریج نزولی می‌شود اما ماهیت آن در حالت ۱/۵ ماخ تقریباً خطی است، برعکس حالت‌های ۱ ماخ و ۲ ماخ که قله‌های کوچک ناگهانی در طول حدودی ۱/۴ متر تشکیل می‌شوند. یکی از یافته‌های مهم این است که پهنای هر دو قله یکسان است. نکته جالب اینکه طراحی یوروفایتر به گونه‌ای است که تنش برشی در سرعت ۱/۵ ماخ کمتر از تنش برشی در سرعت ۱ ماخ با حداکثر اختلاف ۲۱ Pa است.

تصاویر ۸ تا ۱۰ تفاوت کمیت‌های ذکر شده در بالا را در سراسر طول لبه موردنظر در رافال (تصویر ۴-ب) در هنگامی نشان می‌دهد که سرعت جنگنده افزایش یافته است.

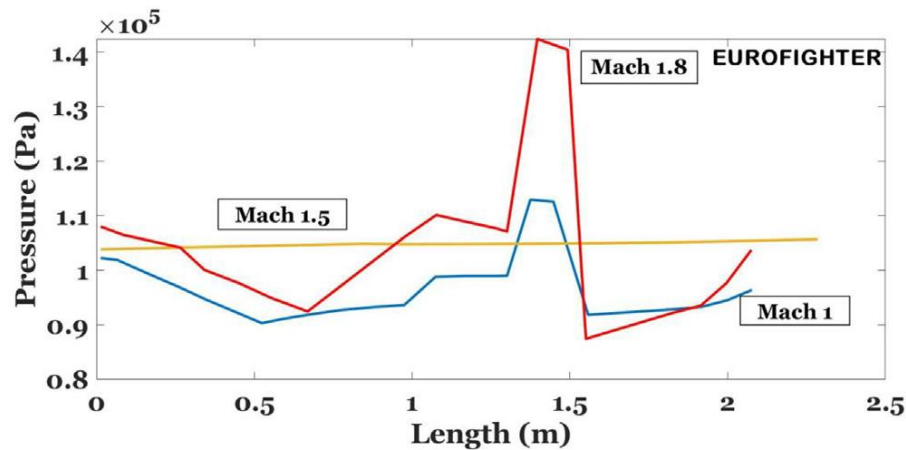
مشاهده می‌کنید که در تمام سرعت‌ها، فشار در تمام طول لبه موردنظر افت می‌کند (تصویر ۸). شیب این افت در سرعت‌های ۱/۵ ماخ و ۱/۸ ماخ تا طول ۰/۷ متر بسیار تند است و پس از این نقطه با شیب آرام‌تری کاهش می‌یابد. به جز این، در سرعت ۱ ماخ شاهد رشد یک قله کوچک ناگهانی در موقعیت ۰/۷ متر نیز هستیم. در مورد دما (تصویر ۹)، نمودارهای ۱ ماخ و ۱/۵ ماخ بسیار شبیه به هم‌اند و مقادیر تقریباً ثابتی را نشان می‌دهند. نمودار سرعت ۱/۸ ماخ به‌طور ناگهانی در حدود طول ۰/۲ متر کاهش می‌یابد و پس از آن با یک نمودار تقریباً ثابت دنبال می‌شود.

همان‌طور که در تصویر ۱۰ مشخص است، نمودارهای مربوط به تنش برشی در سرعت‌های ۱/۵ ماخ و ۱/۸ ماخ در ماهیت تقریباً قابل‌مقایسه با مکان نقاط مینیمم هستند که با بالا رفتن سرعت از ۱/۳ متر به ۱/۷ متر منتقل می‌شوند، این در حالی است که نقاط ماکزیمم در همان نقطه (۰/۸۳ متر) باقی می‌مانند. هرچند، در سرعت ۱ ماخ شاهد نمودار صعودی هستیمی که ناگهان به مقدار ثابتی در طول ۰/۹ متر تبدیل می‌شود.

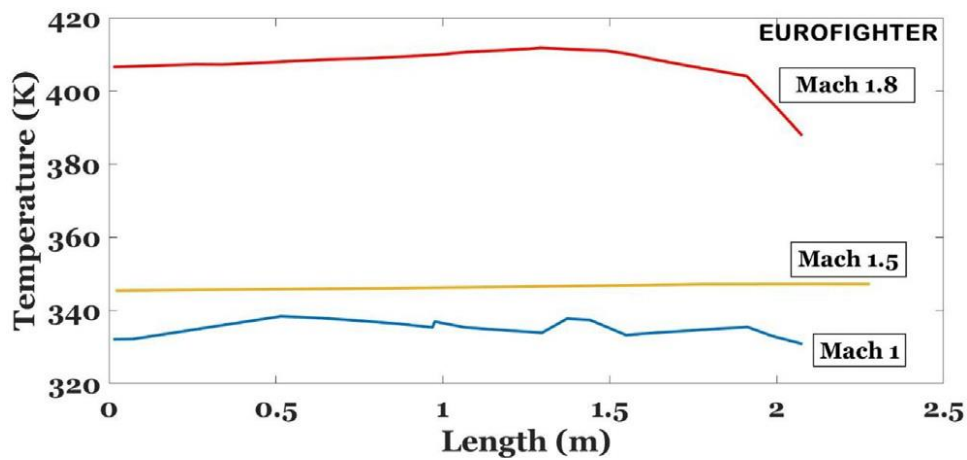
۴-۴ مقایسه کلی جنگنده‌های یوروفایتر تایفون و داسو رافال

صحبت درباره این دو جنگنده از نظر فشار ایجاد شده در سطح جنگنده‌ها و توزیع‌های دما و تنش برشی متناظر آن‌ها، ارزشمند است.

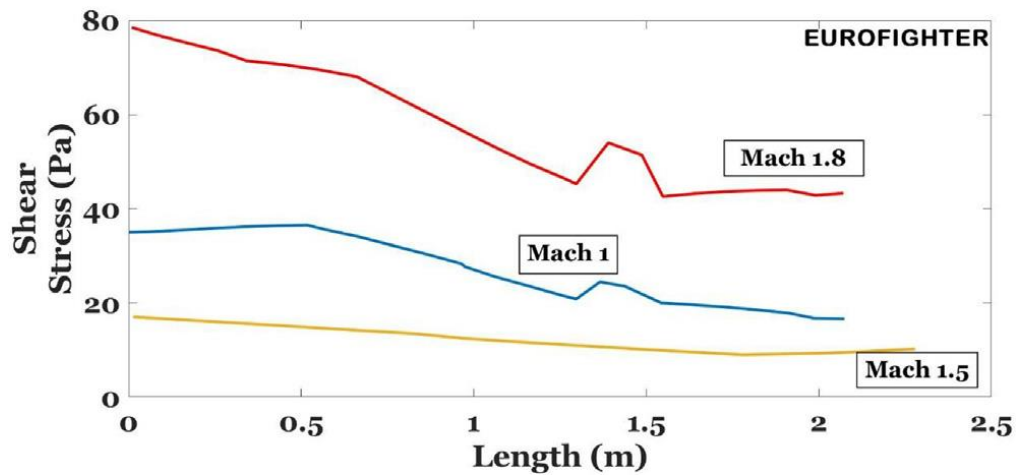
همان‌طور که در تصاویر ۲-پ، ۲-ت و ۳-ت، طیف دما در هر دو جنگنده یکسان است. سرعت ۱ ماخ، بخش بزرگتری از رافال در سیطره مناطق قرمز زنگ قرار گرفته است (تصاویر ۲-پ و ۳-پ). محفظه موتور رافال داغ‌تر از یوروفایتر به نظر می‌رسد. در مجموع، یوروفایتر قادر است به مدت طولانی‌تر افزایش دما را تحمل کند. با بالا رفتن سرعت، مناطق قرمز رنگ بر روی دماغه یوروفایتر ظاهر می‌شوند، اما در دماغه رافال ناپدید می‌شوند (تصاویر ۲-ت و ۳-ت). از آنجا که در یوروفایتر پایدارکننده به آگروز نزدیک است، مناطق قرمز به راحتی به پایه آن می‌رسند، همین سبب می‌شوند این قسمت تقریباً داغ‌تر می‌شود در حالی که در رافال این‌طور نیست. بنابراین، در وضعیتی که با افزایش سرعت مواجه باشیم، رافال به گزینه بهتری تبدیل می‌شود.



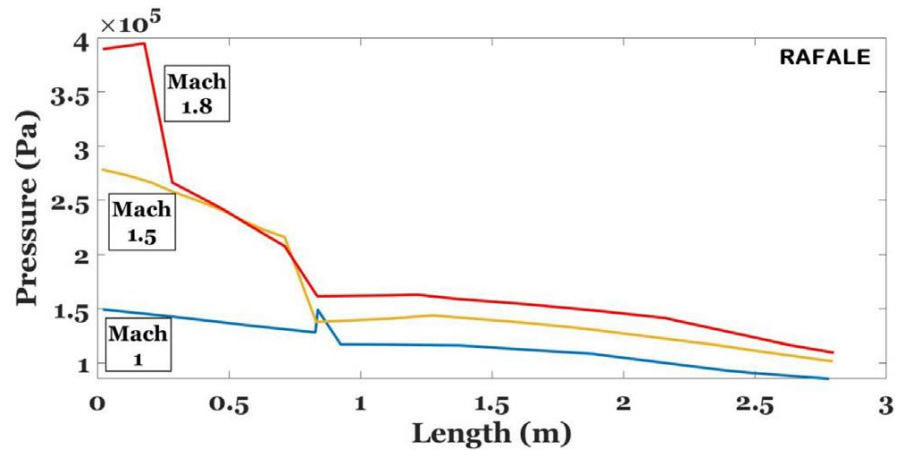
تصویر ۵- تغییرات فشار در یوروفایتر در سرعت‌های ۱، ۱٫۵ و ۱٫۸ ماخ



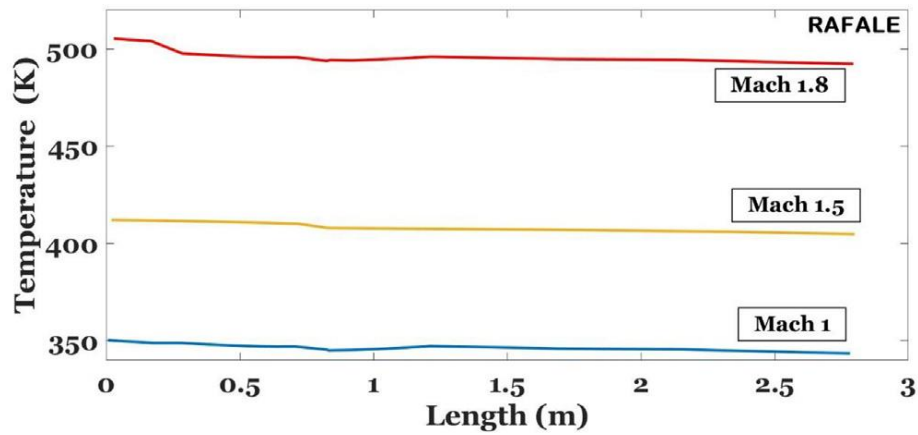
تصویر ۶- تغییرات دما در یوروفایتر در سرعت‌های ۱، ۱/۵ و ۱/۸ ماخ



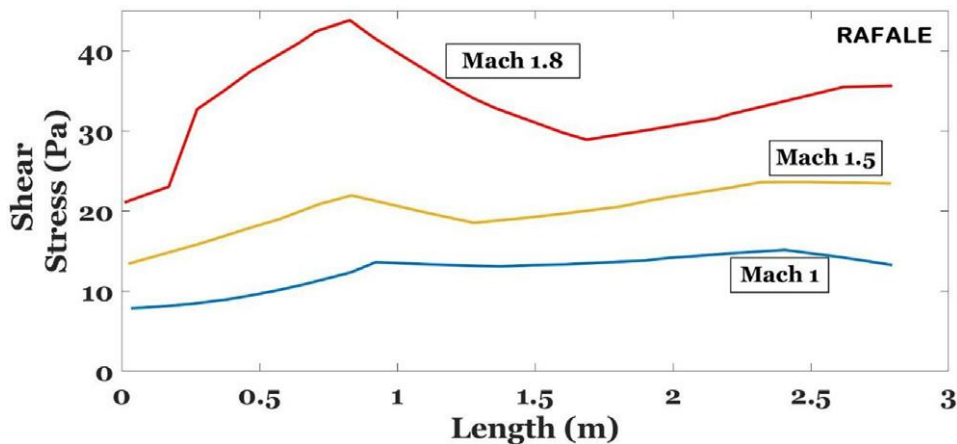
تصویر ۷- تغییرات تنش برشی در یوروفایتر در سرعت‌های ۱، ۱/۵ و ۱/۸ ماخ



تصویر ۸- تغییرات فشار در رافال در سرعت‌های ۱، ۱٫۵ و ۱٫۸ ماخ



تصویر ۹- تغییرات دما در رافال در سرعت‌های ۱، ۱٫۵ و ۱٫۸ ماخ



تصویر ۱۰- تغییرات تنش برشی در رافال در سرعت‌های ۱، ۱/۵ و ۱/۸ ماخ

از سوی دیگر، با بررسی تصویر ۲-الف و ۳-الف می‌توان گفت که توزیع فشار در هر دو جنگنده مشابه است اما رافال میزان فشار نسبتاً بالاتری را تحمل می‌کند. از این‌رو، در سرعت ۱ ماخ، یوروفایتر انتخاب مناسب‌تری است. با افزایش سرعت به ۱/۸ ماخ، فشار در دماغه رافال به سه برابر فشار در یوروفایتر می‌رسد (تصویر ۲-ب و ۳-ب). فشار در پایدارکننده‌های هر دو جنگنده یکسان است اما یوروفایتر توزیع یکنواخت‌تری دارد، در حالی که بال‌های آن تحت فشار به‌وضوح بیشتری هستند.

در نهایت با بررسی تصویر ۲-ث و ۳-ث می‌بینیم که در یوروفایتر میزان تنش برشی اندکی بیشتر است اما توزیع یکنواختی دارد. از سوی دیگر، رافال تنش برشی کمتری دارد اما میزان آن در قسمت‌های مختلف این جنگنده متغیر است. مشاهده می‌کنیم که با افزایش سرعت به ۱/۸ ماخ، پایدارکننده و بال‌های یوروفایتر تنش برشی بیشتری را تحمل می‌کند (تصویر ۲-ج و ۳-ج). از این‌رو، طراحی رافال به شکلی است که همواره تحت تنش برشی کمتری است.

۵- جمع‌بندی

توضیحات و دلایل احتمالی مربوط به نمایه‌های دما، تنش برشی و فشار در سطح جنگنده‌ها بر مبنای شبیه‌سازی‌های CFD ارائه شد. مقایسه رافال و یوروفایتر تحت شرایط یکسان آشکار ساخت که رافال در سرعت ۱ ماخ در برخی قطعات خود مناطق قرمز رنگ بزرگتری دارد، این مناطق با افزایش سرعت به ۱/۸ ماخ ناپدید می‌شوند. به‌طور کلی، در سرعت ۱ ماخ، یوروفایتر گزینه بهتری است، این در حالی است که معلوم شد با بالا رفتن سرعت (۱ ماخ به ۱/۸ ماخ)، افزایش دما در رافال کمتر از افزایش دما در سطح یوروفایتر است. رافال در مقایسه با یوروفایتر توزیع فشار بالاتری دارد، اما این رابطه در مورد توزیع تنش برشی برعکس است. فشار در یوروفایتر همواره پایین‌تر از رافال است و اختلاف فشار در برخی نقاط دو جنگنده با افزایش سرعت زیاد می‌شود، که به معنی فشار نسبتاً بالاتر در رافال است. در سرعت ۱/۸ ماخ، پایدارکننده‌ها و بال‌های یوروفایتر تنش برشی بیشتری را تحمل می‌کنند، در حالی که رافال همیشه تحت تنش برشی کمتری است. در مجموع، اگر توزیع دما و تنش برشی مدنظر باشد، رافال گزینه بهتر است، اما در صورتی که توزیع فشار در اولویت باشد، یوروفایتر استقامت بیشتری دارد.

منابع:

- [1] K. Gore, A. Gote, A. Govale, A. Kanawade, S. Humane, Int. Res. J. Eng. Technol. 5 (2018) 639–644.
- [2] A. Sullivan, Aerodynamic forces acting on an air foil, Phys. Dept. (2010).
- [3] B.S. Patil, H.R. Thakare, Procedia Eng. 127 (2015) 1363–1369.
- [4] A. Prabhakar, International Journal of Engineering Trends and Technology, 2013, 4, 3258-65
- [5] P. Gupta, S.P.S. Rajput, Defence Sci. J. 65 (2015) 12–24.

- [6] Y. Lian, J. Steen, M. Trygg-Wilander, W. Shyy, *Comput. Fluids* 32 (2003) 287–303.
- [7] J.F. Wang, Y.Z. Wu, *Chin. J. Aeronaut.* 16 (2003) 1–6.
- [8] J.L. Vardillo, R.K. Agarwal, A.A. Hassan, *I.C.F. Dynamics*, 2006, 361–366, Springer, Berlin, Heidelberg, 2004.
- [9] R. Bourguet, M. Braza, A. Dervieux, *J. Comput. Phys.* 230 (2011) 159–184.
- [10] 2D NACA 0012 Airfoil Validation, Langley Research Center Turbulence Modeling Resource, http://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html 1/8. Accessed on March 25, 2020.
- [11] A. Kuzmin, *Comput. Fluids* 63 (2012) 1–8.
- [12] M. Novel Kumar Sahu, S. Imam, *Int. J. Innov. Sci. Eng. Technol.* 2 (2015) 379–388.
- [13] P.M. Goorjian, G.P. Guruswamy, *Comput. Struct.* 30 (1988) 929–936.
- [14] U. Kaynak, J. Flores, *Comput. Fluids* 17 (1987) 313–332.
- [15] M.S. Rao, A. Javed, D. Chakraborty, *Defence Sci. J.* 67 (2017) 219–223.
- [16] F.S. Lien, G. Kalitzin, *Int. J. Heat Fluid Flow* 22 (2001) 53–61.
- [17] <https://www.eurofighter.com/the-aircraft>. Accessed on March 28, 2020.
- [18] <https://www.dassault-aviation.com/en/defense/rafale/specifications-andperformance-data>. Accessed on March 28, 2020.