

## (علمی-پژوهشی)

تحلیل پاسخ آیرودینامیک غیر دائم ایرفویل و بال  
هواپیما، نسبت به توابع ورودی از تندباد

در این مقاله روش مدل سازی پاسخ های آیرودینامیکی هواپیما به پروفیل تندباد  $1-cos$  ارائه شده است. موارد آزمایش در نظر گرفته شده، ایرفویل دو بعدی ناکا ۰۰۱۲ جهت صحت سنجی روش بکار گرفته شده و ایرفویل های دو بعدی بال یک هواپیمای سبک ناکا ۲۳۰۱۲، ۲۳۰۱۵ و ۲۳۰۱۶/۵ و همچنین بال سه بعدی همان هواپیما در عددهای ماخ ۰/۱، ۰/۲ و ۰/۳ می باشد. فرض بر این است که موارد آزمایش، صلب هستند و فقط پروفایل های تندباد، طولی در نظر گرفته می شوند. نتایج شبیه سازی نشان می دهد که پاسخ های آیرودینامیکی تندباد  $1-cos$  به خوبی با تابع تقریبی کوشنر موافق هستند. در حالت دو بعدی برای یک ایرفویل خاص با افزایش عدد ماخ، دامنه ضریب برای افزایش ناشی از تندباد، افزایش و طول موج، کاهش می یابد. با افزایش ضخامت ایرفویل در یک عدد ماخ، دامنه ضریب برای افزایش، ثابت می ماند ولی طول موج، افزایش می یابد. در حالت سه بعدی برای یک بال با افزایش عدد ماخ، دامنه ضریب برای افزایش، افزایش و طول موج، ثابت می ماند.

واژه های کلیدی: تندباد، ایرفویل، عدد ماخ، ضریب برای افزایش، تابع کوشنر

حسن عیسوند<sup>۱\*</sup> و بابک مرادی<sup>۱\*\*</sup>

۱- گروه هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران، کدپستی: ۱۷۶۵۹۹۷۸۴۳

\* دانشیار

\*\* دانش آموخته کارشناسی ارشد (نویسنده پاسخگو)، ایمیل:

[babak8463@gmail.com](mailto:babak8463@gmail.com)

## Unsteady Aerodynamic Analysis of Airfoils and Aircraft Wings to Gust Inlet Function

In this paper, the modeling method of aircraft aerodynamic responses to the  $1-cos$  gust profile is presented. Test cases considered are, a two-dimensional NACA0012 airfoil was used to verify the method and two-dimensional NACA23012, NACA23015, and NACA23016.5 airfoils of the wing of a light aircraft and three-dimensional wing of the same aircraft in Mach numbers 0.1, 0.2 & 0.3. The test cases are assumed to be rigid and only gust profiles are considered longitudinal. The simulation results show that the aerodynamic responses of  $1-cos$  gust agree well with Küssner approximate function. In the two-dimensional mode for a particular airfoil, as the Mach number increases, the amplitude of the incremental lift coefficient due to the gust increases, and the wavelength decreases. As the thickness of the airfoil in a Mach number increases, the amplitude remains constant, but the wavelength increases. In the three-dimensional mode, for a wing by increasing the Mach number, the amplitude increases and the wavelength remain constant.

Keywords: Gust, Airfoil, Mach Number, Incremental Lift Coefficient, Küssner Function

H. Isvand<sup>1\*</sup> and B. Moradi<sup>1\*\*</sup>

1- Aerospace Department, Aerospace Engineering Faculty, Shahid Sattari Aeronautical University of Sciences & Technology, Postal Code: 1765997843, Tehran, IRAN

\* Associate Professor

\*\* M.Sc. Holder (Corresponding Author): Email:

[babak8463@gmail.com](mailto:babak8463@gmail.com)

## ۱- فهرست علائم و اختصارات

$V_{\infty}$	سرعت جریان آزاد ( $m/s$ )
$T$	زمان ( $t$ )
$C$	طول وتر ایرفویل ( $m$ )
$V$	سرعت هواپیما ( $m/s$ )
$H$	فاصله شیب تندباد ( $m$ )
$X$	فاصله نفوذ تندباد ( $m$ )
$M$	عدد ماخ ( $V/a$ )
$S$	زمان نرمال شده
$S$	مساحت سطح بال ( $m^2$ )
$W$	وزن هواپیما ( $kg$ )
$\Delta n$	افزایش شتاب عمودی
$C_L$	ضریب برآ
$\Delta C_L$	ضریب برآی افزایشی
$w_g$	سرعت عمودی تندباد (گاست) ( $m/s$ )
$w_{g,max}$	بیشترین سرعت عمودی تندباد ( $m/s$ )

## ۲- مقدمه

به دلیل حضور مداوم نوسانات تصادفی در سرعت و جهت باد، شرایط جوی آرام به ندرت وجود دارد. تندباد یا باد جانبی به طور کلی توزیع پیوسته و تصادفی دارند و می‌توانند در جهت‌های مختلف رخ دهند. این پروفایل‌های تندباد با تکنیک تراکم طیفی قدرت توصیف می‌شوند. گاهی اوقات، توزیع‌های تندباد می‌توانند به عنوان یک تابع جداگانه منفرد مانند "1-cos" ارائه شوند. تأثیرات این تندبادها (پیوسته و گسسته) بر آیرودینامیک و ساختار هواپیماها باید بدست بیاید تا ایمنی و کارایی طرح‌ها از نظر اقتصادی بهبود یابد. به طور خاص، پاسخ‌های آیرودینامیکی به بادهای جانبی یا تندباد برای شرایط پرواز با ارتفاع کم و پر سرعت مهم هستند [۱]. مقررات هواپیمایی فدرال، قسمت ۲۵<sup>۲</sup> مستلزم این است که سازه‌های هواپیمای ترابری در برابر بارهای استاتیکی ناشی از وجود تندبادهای گسسته 1-cos با ۱۲/۵ برابر طول وتر بال و سرعت مشخص شده در شرایط مختلف پاکت پروازی مقاومت کنند [۲]. یک عامل بزرگ ایمنی، ساختار را

سنگین‌تر و صرفه اقتصادی را کمتر می‌کند. بنابراین، نیاز به پیش‌بینی دقیق پاسخ‌های آیرودینامیکی تندباد توسط نگرانی‌های ایمنی و اقتصادی ایجاد می‌شود.

راه حل‌های تحلیلی محدود برای پیش‌بینی تندباد موارد آزمایش دو بعدی در دسترس است. کوشنر<sup>۳</sup> اولین نفری بود که پاسخ شاخص برآ یک صفحه صاف را به یک تندباد تیز عمودی در جریان تراکم ناپذیر محاسبه کرد. راه حل او به عنوان تابع کوشنر شناخته شده است. عملکرد کوشنر را می‌توان با یک سری نمایی همانطور که توسط جونز<sup>۴</sup> [۴] برای جریان تراکم ناپذیر گزارش شده یا توسط مازلسکی و دریشله<sup>۵</sup> [۵] برای جریان تراکم پذیر تقسیم شده است، تقریب زد. تکنیک‌های تولید تندباد در تونل‌های بادی پیچیده است. تلاش‌های اولیه برای تولید یک تندباد نوسانی در تونل باد با استفاده از یک ایرفویل نوسانی یا غوطه ور دو بعدی نصب شده در بالادست جریان، از قسمت آزمایش تونل باد انجام شده است [۶]. بنت و گیلمن<sup>۶</sup> [۶] یک روش تولید تندباد را که در تونل لانگلی ترانسونیک دینامیک ناسا که در آن از ون‌های منحرف مورد آزمایش قرار گرفته بود، توصیف کردند. کمپه بلوت و کرسین<sup>۷</sup> [۷] از یک روش سیم داغ برای تولید آشفته‌گی همگن ایزوتروپیک در یک تونل باد استفاده کردند. تمام این تکنیک‌ها در مقیاس طول آشفته‌گی تولید شده، محدود هستند [۸]. علاوه بر این، تونل باد و آزمایش پرواز بسیار گران است و به طور معمول در مراحل پایانی طراحی هواپیما در دسترس هستند. یک جایگزین، شبیه‌سازی تندباد با استفاده از روش‌های محاسباتی است و حتی می‌توان با استفاده از یک مدل کمتر در هزینه‌ها صرفه‌جویی کرد.

روش معمول صنعتی در محاسبه تأثیر تندبادها بر روی هواپیما، استفاده از روش شبکه دوتایی یا نظریه نوار است [۹]. با این حال، این مدل‌ها در مدل‌سازی آیرودینامیک غیرخطی به عنوان مثال، هنگامی که اثرات ویسکوزیته مهم هستند یا رژیم ترانسونیک، دقیق نیستند. مطالعات محدودی در مورد تندبادها با استفاده از راه‌حل‌های متوسط‌گیری معادلات ناویر-استوکس غیرایستگاهی رینولدز<sup>۸</sup> وجود دارد. دلیل این امر آن است که در اکثر کدهای CFD تجاری مدل‌سازی تندباد در دسترس نیست. چند روش شبیه‌سازی دقیق زمان از تندباد در مراجع [۱۰-۱۶] شرح داده شده است. یک روش این است که

3. Küssner  
4. Jones  
5. Mazelsky and Drischler  
6. Gilman and Bennett  
7. Comte-Bellot and S. Corrsin  
8. Unsteady Navier-Stokes Equations Reynolds (URANS)

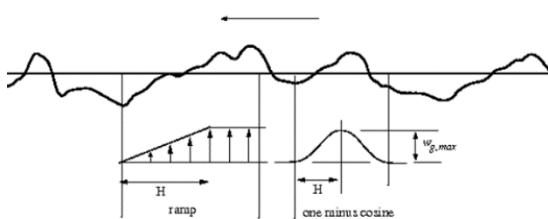
1. Power Spectral Density (PSD)  
2. Federal Aviation Regulations Part 25 (FAR25)

### ۳-۱- روش مدل‌سازی تندباد برای حالت دو بعدی

به طور معمول، توزیع‌های تندباد دو روند دارند: مواردی که می‌توان آنها را به عنوان پروفیل‌های تندباد جداگانه و مواردی که در الگوی تصادفی (آشفته) اتفاق می‌افتند، تفکیک کرد. رفتار تصادفی تندباد با استفاده از روش تبدیل فوریه و تراکم طیفی قدرت توصیف می‌شود. مطالعات اخیر تندباد، محدود به توزیع‌های ساده و گسسته تندباد مانند رمپ و  $1 - \cos$  بود. این پروفیل‌های تندباد در شکل ۱ نشان داده شده است. این تندبادها با فاصله شیب تندباد ( $H$ ) و حداکثر شدت تندباد  $w_{g,max}$  مشخص می‌شوند. مطابق گفته جونز [۲۰]، فاصله شیب تندباد معمولاً ۱۰۰ پا (در انگلستان) یا ۱۲/۵ وتر بال (در ایالات متحده) فرض می‌شود. یک پروفیل تندباد  $1 - \cos$  با معادله زیر شرح داده شده است:

$$w_g = \frac{w_{g,max}}{2} \left( 1 - \cos\left(\frac{\pi X}{H}\right) \right) \quad (1)$$

در اینجا  $w_{g,max}$  حداکثر سرعت تندباد،  $X$  فاصله نفوذ تندباد است و  $H$  فاصله مسیری تندباد را نشان می‌دهد. فاصله نفوذ تندباد وابسته به زمان است و به سرعت تندباد مقابل (که در این کار با سرعت هواپیما برابر است) بستگی دارد. شکل ۱ از مرجع [۲۱] اقتباس شده است.



شکل (۱): تندباد پیوسته با یک سطح شیب دار و پروفیل تندباد  $1 - \cos$ .

اگرچه تندباد پله‌ای (لبه تیز) یک تندباد واقعی نیست و تولید آن در یک تونل باد بسیار دشوار است (اگر غیرممکن نباشد)، اما شبیه‌سازی این تندباد بینش ارزشمندی از خصوصیات کلی پاسخ هواپیما به توزیع‌های تندباد دلخواه دارد. با فرض اینکه یک هواپیما با آیرودینامیک شبه پایا و حرکت عمودی صفر، با تندباد لبه تیز به شدت  $w_g$  برخورد کند، ضریب برآ افزایشی به دلیل تندباد توسط فولر داده می‌شود [۲۲]:

$$\Delta C_L = C_{L\alpha} (w_g/V) \quad (2)$$

در اینجا  $C_{L\alpha}$  شیب منحنی برآ و  $w_g/V$  زاویه حمله در رادیان به دلیل تندباد است. افزایش شتاب عمودی، در واحد  $g$  به دلیل همین تندباد عبارتست از:

$$\Delta n = \rho C_{L\alpha} V w_g / (2W/S) \quad (3)$$

در اینجا  $W/S$  بار بال (Wing loading) است. مطابق این معادله، بارهای تندباد برای هواپیماهای دارای بار بال کوچک و

یک سرعت تندباد موضعی مصنوعی را به هر یک از سرعت جریان سلول اضافه کنید [۱۷-۱۶]. این روش می‌تواند هر شکلی از تندباد را مدل‌سازی کند و شبیه‌سازی تندباد از زمانی شروع می‌شود که تندباد به جلوترین نقطه وسیله پرنده برخورد کند. با این حال، این روش در کدهای تجاری موجود نیست. مشابه راه حل‌های تحلیلی، این روش هیچ اثری از وسیله پرنده بر روی پروفیل تندباد را در نظر نمی‌گیرد. سرعت تندباد تحمیل شده در مرز ورودی، روشی است که در این مقاله استفاده می‌شود و نتایج با استفاده از نرم‌افزار متکد<sup>۱</sup> بدست آمده است. این روش، کاربردی ساده دارد و قادر به مدل‌سازی اثر متقابل بدنه و تندباد است.

هم اکنون حل‌گر کبالت<sup>۲</sup> برای شبیه‌سازی و مدل‌سازی تندباد آزمایش شده است. این کد در آکادمی نیروی هوایی ایالات متحده<sup>۳</sup> برای شبیه‌سازی میدان جریان انواع وسایل پرنده هوافضا و برای مدل‌سازی آیرودینامیک غیردائم غیرخطی مانور هواپیماها استفاده شده است. توسعه کد، از فوریه ۱۹۹۰ آغاز شد و از آن زمان ثابت شده است که بسیار قوی و دقیق است [۱۸]. در این مقاله، روش کوشنر برای محاسبه تغییرات ضریب نیروی برآی افزایشی ایرفویل و بال انتخاب و ارائه می‌گردد. بر اساس این روش، الگوریتم و برنامه محاسباتی توسط نرم‌افزار متکد نوشته شده [۱۹] و صحت‌سنجی روش روی ایرفویل دو بعدی ناکا ۰۰۱۲ موجود در منابع بررسی می‌گردد. روش بر روی ایرفویل‌های دو بعدی نوک، متوسط و ریشه بال یک هواپیمای سبک ملخی که در ایران کاربرد آموزشی و تفریحی دارد و با ناکاهای ۰/۱، ۰/۲، ۰/۳، ۰/۴، ۰/۵، ۰/۶، ۰/۷، ۰/۸، ۰/۹، ۰/۱۰، ۰/۱۱، ۰/۱۲ در عددهای ماخ ۰/۱، ۰/۲ و ۰/۳ اعمال می‌گردد و اثرات عدد ماخ و ضخامت ایرفویل بر روی تغییرات ضریب برآی ناشی از تندباد محاسبه می‌گردد. برای تحلیل اثرات سه بعدی نیز محاسبات تغییرات ضریب نیروی برآی ناشی از تندباد برای بال همان هواپیمای سبک نیز محاسبه شده و پاسخ تغییر ضریب برآی افزایشی ناشی از تندباد در عددهای ماخ ۰/۱ و ۰/۲ و ۰/۳ تحت تندباد  $1 - \cos$  در حالت غیردائم را بدست می‌آوریم.

### ۳- روش مدل‌سازی تندباد

روش مدل‌سازی تندباد به دو روش مدل‌سازی تندباد برای حالت دو بعدی و روش مدل‌سازی تندباد برای حالت سه بعدی امکان‌پذیر می‌باشد.

1. Mathcad Software
2. COBALT
3. United States Air Force Academy (USFA)

## (علمی-پژوهشی)

حسن عیسوند و بابک مرادی

$$C_{Lg}(s) = 2\pi\alpha_0 \frac{W_0}{U} \chi(s) \quad (۸)$$

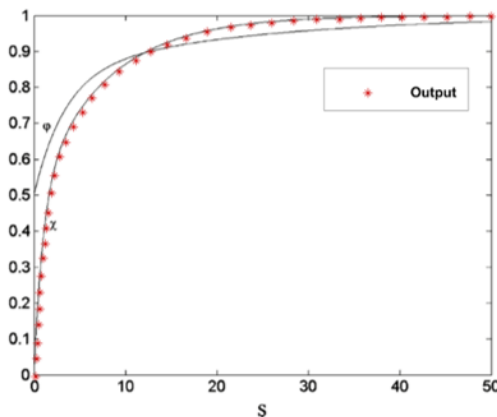
در اینجا،  $s$  زمان کاهش یافته بر اساس نصف وتر ریشه بال است. رویکرد جونز برای توابع واگنر و کوشنر به صورت نمایی آورده شده است که دارای ضرایب و نماهای آورده شده در جدول ۱ است و نمودارهای آنها برای یک بال با نسبت منظری ۶ در شکل ۲ ارائه شده است [۲۳].

جدول (۱): تغییرات توابع واگنر و کوشنر با توجه به نسبت منظری [۲۳]

AR	$b_0$	$b_1$	$b_2$	$b_3$	$\beta_1$	$\beta_2$	$\beta_3$
$\varphi(s)$							
۳	-۰/۶	-۰/۱۷	۰	۰	-۰/۵۴	-	-
۶	-۰/۷۴	-۰/۲۶۷	۰	۰	-۰/۳۸۱	-	-
$\infty$	۱/۰	-۰/۱۶۵	-۰/۳۳۵	۰	-۰/۴۵۵	-۰/۳	-
$\chi(s)$							
۳	-۰/۶	-۰/۴۰۷	-۰/۱۳۶	۰	-۰/۵۵۸	۳/۲	-
۶	-۰/۷۵	-۰/۳۳۶	-۰/۲۰۴	-۰/۱۴۵	-۰/۲۹	-۰/۷۳۵	۳/۰
$\infty$	۱/۰	-۰/۲۳۶	-۰/۵۱۳	-۰/۱۷۱	-۰/۵۸	-۰/۳۶۴	۲/۳۲

توابع واگنر و کوشنر از رابطه‌ی زیر بدست می‌آیند که تغییرات آن از جدول ۱ استفاده می‌شود.

$$\begin{cases} \varphi(s) \\ \chi(s) \end{cases} = b_0 - b_1 e^{-\beta_1 s} - b_2 e^{-\beta_2 s} - b_3 e^{-\beta_3 s} \quad (۹)$$



شکل (۲): تابع کوشنر  $\chi$  و تابع واگنر  $\varphi$  [۲۴]. تابع کوشنر ترسیم شده توسط نرم‌افزار متکد جهت راستی‌آزمایی روش \*.

## ۴- نتایج و بحث

در این بخش به نتایج و توضیح آنها پرداخته می‌شود.

## ۴-۱- راستی‌آزمایی روش

در این قسمت ابتدا در شکل ۲ تابع کوشنر که خروجی حاصل از نرم‌افزار می‌باشد جهت صحت سنجی روش به کار گرفته شده برای انجام این مقاله ترسیم شده است، سپس با استفاده از روش تحلیلی کوشنر، پاسخ برآ به تندباد  $1-\cos$  را بر روی

سرعت پرواز بالا مهم می‌شوند. این امر منجر به اولین مقررات بار تندباد در سال ۱۹۳۴ شد، که مانور ضریب بار در کلیه هوابیماهای مسافری را به محدوده  $g = 4/0 - 2/5$  کاهش داد تا در هنگام مواجهه هوابیما با تندباد ضریب بار افزایشی را در نظر بگیریم. بعداً، عاملی از  $K$  به معادله تندباد لبه تیز اضافه شد تا از اثرات آیرودینامیکی غیردائم ناشی از تندباد استفاده شود [۲۲].

پاسخ برآ غیردائم، صفحه مسطح در جریان تراکم ناپذیر به سمت یک تندباد پله واحد توسط هانس جورج کوشنر محاسبه شد [۳]. راه حل وی تابع کوشنر نامگذاری شده است. تابع کوشنر را می‌توان با یک سری نمایی به صورت تقریب داد [۴]:

$$\Psi(s) = 1 - 0.5\exp(-0.13s) - 0.5\exp(-s) \quad (۴)$$

که در آن  $\Psi(s)$  پاسخ برآ صفحه مسطح است که با گاست پله‌ای روبرو می‌شود و  $s = 2Vt/c$  زمان عادی شده است. تندباد لبه تیز به لبه حمله‌ی صفحه در زمان صفر برخورد می‌کند. شیب منحنی برآ-گاست به شرح زیر است:

$$C_{Lwg} = \frac{2\pi}{V} \Psi(s) \quad (۵)$$

در این کار، یک مدل گردشی برای پیش‌بینی پاسخ‌های آیرودینامیکی خطی به توزیع تندباد دلخواه در نظر گرفته شده است. تابع کوشنر اکنون می‌تواند به عنوان تصدیقی از تفسیر یک تندباد لبه تیز معرفی شود و می‌تواند در انتگرال دوهمال اجرا شود تا پاسخ‌ها را به عنوان ضرایب آیرودینامیکی غیردائم در زمان کاهش یافته  $s$  بیان کرد:

$$\Delta C_L = \int_0^s C_{Lwg}(s - \sigma) \dot{w}_g(\sigma) d\sigma \quad (۶)$$

جایی که  $w_g$  تابع تندباد اجباری است (به عنوان مثال،  $1-\cos$ ) به عنوان تابعی از زمان بی‌بعد و  $C_{Lwg}(s)$  شیب منحنی برآ-تندباد وابسته به زمان در اثر تحریک تندباد لبه تیز است.  $C_{Lwg}(s)$  هم می‌تواند با تابع تقریبی کوشنر جایگزین شود. در شکل ۲ نمودار تابع کوشنر نیز نشان داده شده است که نسبت به تابع واگنر با سرعت بیشتری از نظر زمان تغییر می‌کند. [۲۳].

## ۲-۳- روش مدل‌سازی تندباد برای حالت سه بعدی

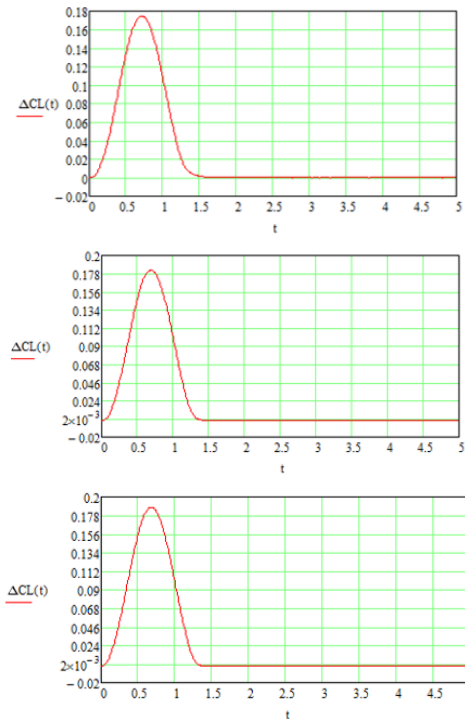
برای بال‌های نازک بارگذاری شده بیضوی، می‌توان توابع ورودی آشکار مانند توابع واگنر و کوشنر را برای حرکت‌های اختیاری بال تعیین کرد. بر این اساس برای تغییر زاویه حمله ناگهانی از زاویه حمله صفر به  $\alpha_0$ ، ما از تابع واگنر برای بدست آوردن ضریب لیفت استفاده می‌کنیم.

$$C_L(s) = 2\pi\alpha_0 \varphi(s) \quad (۷)$$

و به طور مشابه برای اثر تندباد با اندازه  $W_0$  بر روی تغییر لیفت از تابع کوشنر استفاده می‌شود.

می‌شود. پروفیل تندباد دارای یک سیکل می‌باشد و حداکثر سرعت تندباد برای عدد ماخ  $0/1$  برابر با  $1$  متر بر ثانیه و برای عدد ماخ  $0/2$  برابر با  $2$  متر بر ثانیه می‌باشد و برای عدد ماخ  $0/3$  برابر با  $3$  متر بر ثانیه می‌باشد و دارای فاصله شیب تندباد  $17$  برابر وتر ایرفویل می‌باشد. شکل ۴ ضریب برآی افزایشی ایرفویل ناکا  $23012$  در پاسخ به تندباد  $1-\cos$  در عددهای ماخ  $0/1$ ،  $0/2$  و  $0/3$  را نشان می‌دهد. تاثیر عدد ماخ بر دامنه و طول موج ضریب برآی افزایشی ناشی از تندباد  $1-\cos$  برای ایرفویل نوک بال هواپیما (ناکا  $23012$ ) در جدول ۲ و شکل ۵ آمده است. با افزایش عدد ماخ، مقدار افزایش برآ در عددهای ماخ  $0/2$  و  $0/3$  نسبت به عدد ماخ  $0/1$  به ترتیب برابر با  $0/07$  و  $0/13$  است.

ایرفویل ناکا  $23012$  در عددهای ماخ  $0/1$  و  $0/5$  محاسبه می‌شود و پس از راستی‌آزمایی روش با مرجع [۲۴] همانطور که در شکل ۳ مشاهده می‌کنید و با توجه به تایید صحت روش انجام شده، آنگاه بر روی ایرفویل‌های ناکا  $23012$ ،  $23015$  و  $23016/5$  در عددهای ماخ  $0/1$  و  $0/2$  و  $0/3$ ، ضریب برآی افزایشی تحت تندباد  $1-\cos$  را بدست آورده و تاثیر عدد ماخ بر پاسخ‌های تندباد برای حالت دو بعدی بررسی می‌شود. طول وتر ایرفویل ناکا  $23012$  برابر با یک متر می‌باشد و پروفیل تندباد دارای یک سیکل می‌باشد و حداکثر سرعت تندباد برای عدد ماخ  $0/1$  برابر با  $1$  متر بر ثانیه و برای عدد ماخ  $0/5$  حداکثر سرعت تندباد برابر با  $5$  متر بر ثانیه می‌باشد و دارای فاصله شیب تندباد  $17$  برابر وتر ایرفویل می‌باشد.

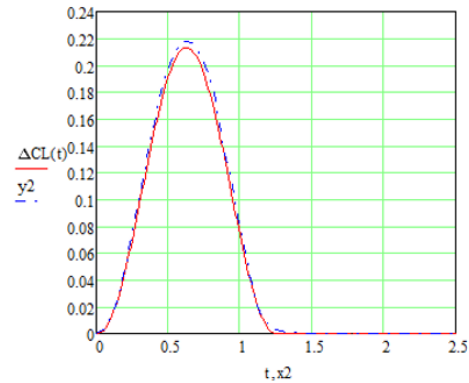


(الف)

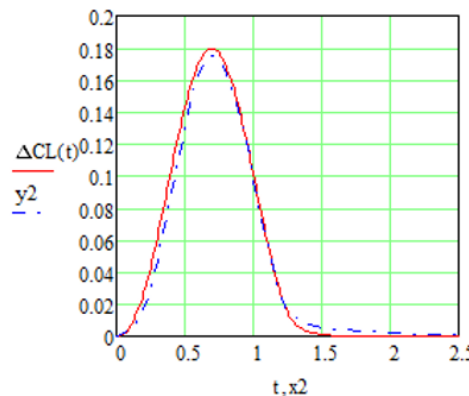
(ب)

(ج)

شکل (۴): ضریب برآی افزایشی ایرفویل ناکا  $23012$  در پاسخ به تندباد  $1-\cos$  (الف) در عدد ماخ  $0/1$ ، (ب) در ماخ  $0/2$  و (ج) در ماخ  $0/3$ .



(الف)



(ب)

شکل (۳): تابع کوشنر  $\chi$  و تابع واگنر  $\phi$  [۲۴]، تابع کوشنر ترسیم شده توسط نرم‌افزار متکد جهت راستی‌آزمایی روش.\*

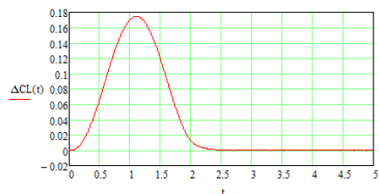
#### ۲-۴- تحلیل غیردائم روی ایرفویل‌های نوک، متوسط و ریشه بال هواپیما

در این قسمت با استفاده از روش تحلیلی کوشنر، پاسخ برآ به تندباد  $1-\cos$  را بر روی ایرفویل نوک بال هواپیما ناکا  $23012$  با طول وتر  $1/07$  متر و ایرفویل متوسط بال هواپیما ناکا  $23015$  با طول وتر  $1/65$  متر و ایرفویل ریشه بال هواپیما  $23016/5$  با طول وتر  $2/13$  متر در عددهای ماخ  $0/1$ ،  $0/2$  و  $0/3$  محاسبه

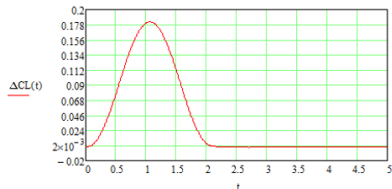
جدول (۲): تغییرات دامنه و طول موج ضریب برآی افزایشی ایرفویل نوک بال هواپیما (ناکا  $23012$ ) در پاسخ به تندباد  $1-\cos$  بر حسب عددهای ماخ.

عدد ماخ	$0/1$	$0/2$	$0/3$
دامنه موج ضریب برآی افزایشی	$0/175$	$0/182$	$0/188$
درصد افزایش نسبی دامنه	-	۴٪	۷/۴٪
طول موج ضریب برآی افزایشی	$1/66$	$1/43$	$1/37$
درصد افزایش نسبی طول موج	-	$-13/8٪$	$-17/4٪$

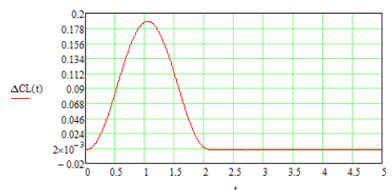
(علمی-پژوهشی)  
حسن عیسوند و بابک مرادی



(الف)



(ب)

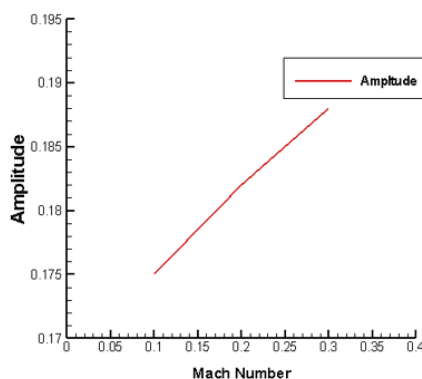


(ج)

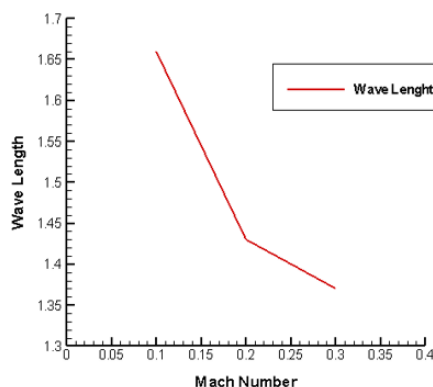
شکل (۶): ضریب برای افزایشی ایرفویل ناکا ۲۳۰۱۵ در پاسخ به تندباد 1-cos (الف) در عدد ماخ ۰/۱، (ب) در عدد ماخ ۰/۲ و (ج) در عدد ماخ ۰/۳.

جدول (۳): تغییرات دامنه و طول موج ضریب برای افزایشی ایرفویل متوسط بال هواپیما (ناکا ۲۳۰۱۵) در پاسخ به تندباد 1-cos بر حسب عددهای ماخ.

عدد ماخ	۰/۱	۰/۲	۰/۳
دامنه موج ضریب برای افزایشی	۰/۱۷۵	۰/۱۸۲	۰/۱۸۸
درصد افزایش نسبی دامنه	-	۴٪	۷/۴٪
طول موج ضریب برای افزایشی	۲/۵۷	۲/۲۲	۲/۱۳
درصد افزایش نسبی طول موج	-	-۱۳/۶٪	-۱۷/۱٪



(الف)

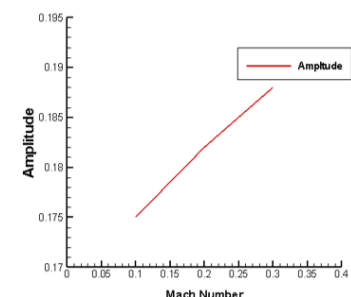


(ب)

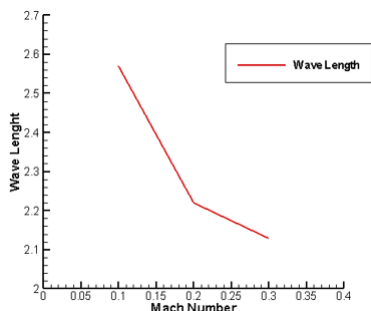
شکل (۵): (الف) نمودار تغییرات دامنه ضریب برای افزایشی ایرفویل نوک بال هواپیما (ناکا ۲۳۰۱۲) در پاسخ به تندباد 1-cos بر حسب عدد ماخ و (ب) نمودار تغییرات طول موج ضریب برای افزایشی ایرفویل نوک بال هواپیما (ناکا ۲۳۰۱۲) در پاسخ به تندباد 1-cos بر حسب عدد ماخ.

شکل ۶ ضریب برای افزایشی ایرفویل ناکا ۲۳۰۱۵ در پاسخ به تندباد 1-cos در عددهای ماخ ۰/۱، ۰/۲ و ۰/۳ را نشان می‌دهد. تاثیر عدد ماخ بر دامنه و طول موج ضریب برای افزایشی ناشی از تندباد 1-cos برای ایرفویل متوسط بال هواپیما (ناکا ۲۳۰۱۵) در جدول ۳ و شکل ۷ آمده است. با افزایش عدد ماخ، مقدار افزایش برای عددهای ماخ ۰/۲ و ۰/۳ نسبت به عدد ماخ ۰/۱ به ترتیب برابر با ۰/۰۰۷ و ۰/۰۱۳ است.

شکل ۸ ضریب برای افزایشی ایرفویل ناکا ۲۳۰۱۶/۵ در پاسخ به تندباد 1-cos در عدد ماخ ۰/۱، ۰/۲ و ۰/۳ را نشان می‌دهد. تاثیر عدد ماخ بر دامنه و طول موج ضریب برای افزایشی ناشی از تندباد 1-cos برای ایرفویل ریشه بال هواپیما (ناکا ۲۳۰۱۶/۵) در جدول ۴ و شکل ۹ آمده است. با افزایش عدد ماخ، مقدار افزایش برای عددهای ماخ ۰/۲ و ۰/۳ نسبت به عدد ماخ ۰/۱ به ترتیب برابر با ۰/۰۰۷ و ۰/۰۱۳ است.



(الف)



(ب)

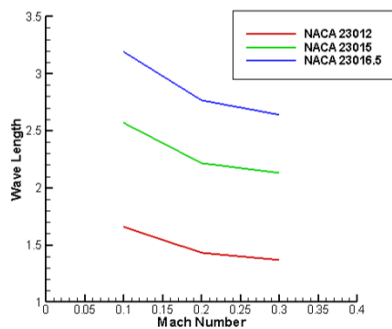
شکل (۷): (الف) نمودار تغییرات دامنه ضریب برای افزایشی ایرفویل متوسط بال هواپیما (ناکا ۲۳۰۱۵) در پاسخ به تندباد 1-cos بر حسب عدد ماخ. (ب) نمودار تغییرات طول موج ضریب برای افزایشی ایرفویل متوسط بال هواپیما (ناکا ۲۳۰۱۵) در پاسخ به تندباد 1-cos بر حسب عدد ماخ.

۳-۴- تحلیل نتایج برای حالت دو بعدی

برای تحلیل دو بعدی بال هواپیما تغییرات طول موج ضریب برای افزایشی ایرفویل نوک و متوسط و ریشه بال هواپیما را در پاسخ به تندباد 1-COS بر حسب عدد ماخ را با هم مقایسه می‌کنیم. در جدول ۵ و شکل ۱۰ تغییرات طول موج ضریب برای افزایشی ایرفویل‌های مختلف و در جدول ۶ و شکل ۱۱ تغییرات دامنه موج ضریب برای افزایشی ایرفویل‌های مختلف در پاسخ به تندباد 1-COS بر حسب عدد ماخ آمده است.

جدول (۵): تغییرات طول موج ضریب برای افزایشی ایرفویل‌های مختلف در پاسخ به تندباد 1-COS بر حسب عدد ماخ.

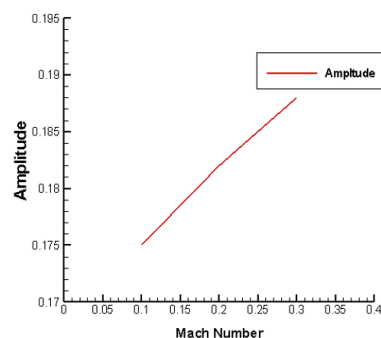
عدد ماخ	۰/۱	۰/۲	۰/۳	طول موج
ناکا ۲۳۰۱۲	۱/۶۶	۱/۴۳	۱/۳۷	
ناکا ۲۳۰۱۵	۲/۵۷	۲/۲۲	۲/۱۳	
ناکا ۲۳۰۱۶/۵	۳/۱۹	۲/۷۷	۲/۶۴	



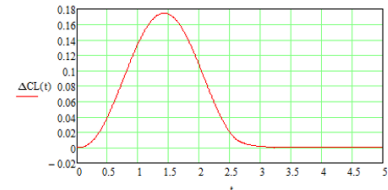
شکل (۱۰): نمودار تغییرات طول موج ضریب برای افزایشی ایرفویل‌های مختلف در پاسخ به تندباد 1-COS بر حسب عدد ماخ.

جدول (۶): تغییرات دامنه موج ضریب برای افزایشی ایرفویل‌های مختلف در پاسخ به تندباد 1-COS بر حسب عدد ماخ.

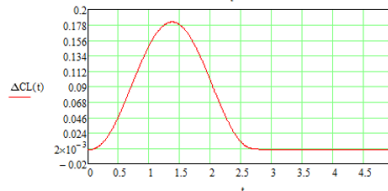
عدد ماخ	۰/۱	۰/۲	۰/۳	دامنه موج
ناکا ۲۳۰۱۲	۰/۱۷۵	۰/۱۸۲	۰/۱۸۸	
ناکا ۲۳۰۱۵	۰/۱۷۵	۰/۱۸۲	۰/۱۸۸	
ناکا ۲۳۰۱۶/۵	۰/۱۷۵	۰/۱۸۲	۰/۱۸۸	



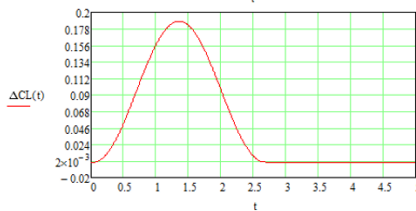
شکل (۱۱): نمودار تغییرات دامنه موج ضریب برای افزایشی ایرفویل‌های مختلف در پاسخ به تندباد 1-COS بر حسب عدد ماخ.



(الف)



(ب)

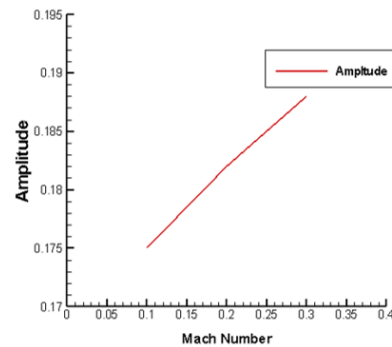


(ج)

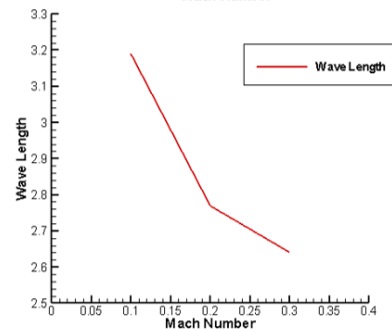
شکل (۸): ضریب برای افزایشی ایرفویل ناکا ۲۳۰۱۶/۵ در پاسخ به تندباد 1-COS در عدد ماخ ۰/۱ (ب) در عدد ماخ ۰/۲ (ج) در عدد ماخ ۰/۳.

جدول (۴): تغییرات دامنه و طول موج ضریب برای افزایشی ایرفویل ریشه بال هواپیما (ناکا ۲۳۰۱۶/۵) در پاسخ به تندباد 1-COS بر حسب عددهای ماخ.

عدد ماخ	۰/۱	۰/۲	۰/۳	دامنه موج ضریب برای افزایشی
۰/۱۷۵	۰/۱۸۲	۰/۱۸۸	۰/۱۸۸	
-	۴٪	۷/۴٪	۲/۶۴	درصد افزایش نسبی دامنه
۳/۱۹	۲/۷۷	۲/۶۴	۲/۶۴	طول موج ضریب برای افزایشی
-	-۱۳/۳٪	-۱۷/۲٪	-	درصد افزایش نسبی طول موج



(الف)

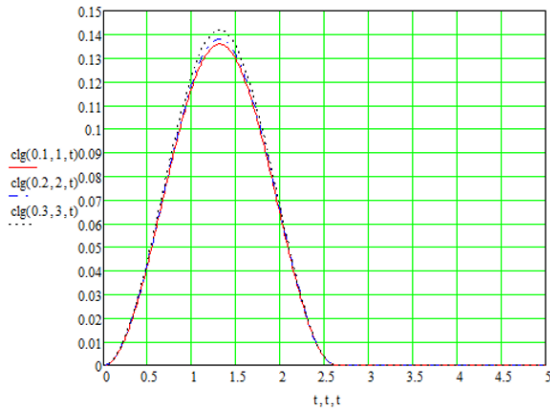


(ب)

شکل (۹): (الف) نمودار تغییرات دامنه موج ضریب برای افزایشی ایرفویل ریشه بال هواپیما ( ناکا ۲۳۰۱۶/۵) در پاسخ به تندباد 1-COS بر حسب عدد ماخ. (ب) نمودار تغییرات طول موج ضریب برای افزایشی ایرفویل ریشه بال هواپیما ( ناکا ۲۳۰۱۶/۵) در پاسخ به تندباد 1-COS بر حسب عدد ماخ.

## (علمی-پژوهشی)

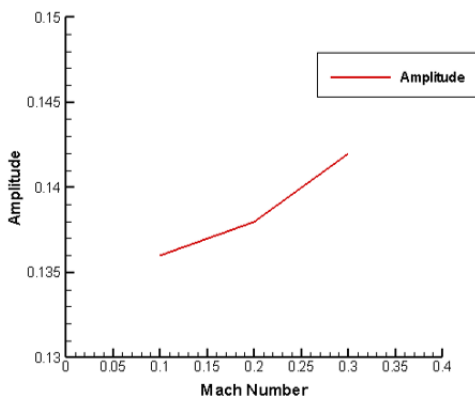
حسن عیسوند و بابک مرادی



شکل (۱۳): ضریب برای افزایشی بال هواپیما در پاسخ به تندباد 1-cos در عددهای ماخ ۰/۱ (خط)، ۰/۲ (خط نقطه) و ۰/۳ (نقطه چین).

جدول (۷): تغییرات دامنه و طول موج ضریب برای افزایشی بال هواپیما در پاسخ به تندباد 1-cos بر حسب عددهای ماخ.

عدد ماخ	۰/۱	۰/۲	۰/۳
دامنه موج ضریب برای افزایشی	۰/۱۳۶	۰/۱۳۸	۰/۱۴۲
درصد افزایش نسبی دامنه	-	۱/۵٪	۴/۴٪
طول موج ضریب برای افزایشی	۲/۶۲	۲/۶۲	۲/۶۲
درصد افزایش نسبی طول موج	-	۰	۰



شکل (۱۴): نمودار تغییرات دامنه ضریب برای افزایشی بال هواپیما در پاسخ به تندباد 1-cos بر حسب عدد ماخ.

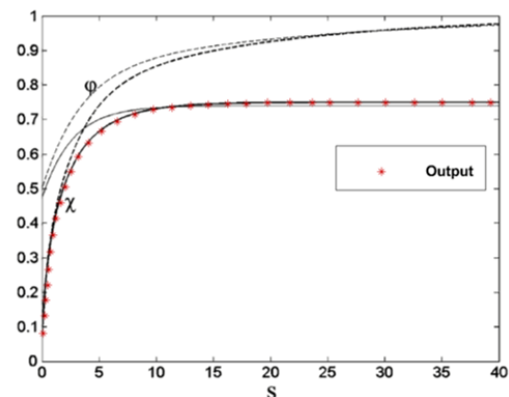
## ۵- نتیجه گیری

پدیده تندباد برای هواپیما در پرواز با ارتفاع پایین بسیار خطرناک و تهدید آمیز می‌باشد که موجب کنترل ناپذیری هواپیما می‌شود و همچنین پیش‌بینی پدیده و تشخیص آن کار دشواری است. بنابراین، این پیش‌بینی‌ها می‌تواند تجزیه و تحلیل دقت ساختاری، عملکرد پروازی و طراحی کنترل پرواز را بهبود بخشد. در این مقاله، تندباد 1-cos و روش مدل‌سازی آن معرفی شد و

ملاحظه می‌شود که برای یک ایرفویل خاص با افزایش عدد ماخ دامنه ضریب برای افزایشی ناشی از تندباد، افزایش و طول موج ضریب برای افزایشی ناشی از تندباد، کاهش می‌یابد. با افزایش ضخامت ایرفویل در یک عدد ماخ دامنه ضریب برای افزایشی، ثابت می‌ماند ولی طول موج ضریب برای افزایشی، افزایش می‌یابد.

## ۴-۴- تحلیل غیردائم روی بال هواپیما (حالت سه بعدی)

در این قسمت با استفاده از روش تحلیلی کوشنر، پاسخ برآ به تندباد 1-cos برای حالت سه بعدی که در قبل به طور تفصیلی تشریح شد را محاسبه می‌کنیم در ابتدا همان‌طور که در شکل ۱۲ نشان داده شده است برای راستی‌آزمایی روش، تابع کوشنر برای یک بال هواپیما با نسبت منظری ۶ را بدست آورده و پس از راستی‌آزمایی با مرجع [۲۳]، ضریب برای افزایشی بر روی بال هواپیما در پاسخ به تندباد 1-cos در عددهای ماخ ۰/۱، ۰/۲ و ۰/۳ بدست می‌آید و تاثیر عدد ماخ بر پاسخ‌های تندباد برای حالت سه بعدی بررسی می‌شود که در شکل ۱۳ نشان داده‌ایم. تاثیر عدد ماخ بر دامنه و طول موج ضریب برای افزایشی ناشی از تندباد 1-cos برای بال هواپیما در جدول ۷ و شکل ۱۴ آمده است. با افزایش عدد ماخ، مقدار افزایش برآ در عددهای ماخ ۰/۲ و ۰/۳ نسبت به عدد ماخ ۰/۱ به ترتیب برابر با ۰/۰۰۲ و ۰/۰۰۶ است. ملاحظه می‌شود که برای یک بال با افزایش عدد ماخ دامنه ضریب برای افزایشی، افزایش و طول موج ضریب برای افزایشی، ثابت می‌ماند.



شکل (۱۲): تابع واگنر،  $\phi$  خط نقطه و تابع کوشنر،  $\chi$  خط، برای یک بال با AR = 6 [۲۳]، تابع کوشنر برای بال هواپیما با ضریب منظری ۶ \* (خروجی نرم افزار متکد).

افزایش عدد ماخ، دامنه ضریب برای افزایش ناشی از تندباد افزایش و طول موج ضریب برای افزایش ناشی از تندباد کاهش می‌یابد و با افزایش ضخامت ایرفویل در یک عدد ماخ، دامنه ضریب برای افزایش ناشی از تندباد، ثابت ولی طول موج ضریب برای افزایش ناشی از تندباد، افزایش می‌یابد. همچنین با استفاده از این نتایج مشاهده شد که درصد افزایش طول موج ضریب برای افزایش ناشی از تندباد برای ایرفویل خاص در عددهای ماخ  $0/2$  و  $0/3$  نسبت به عدد ماخ  $0/1$  با عدد تقریباً یکسان به ترتیب  $13$ - و  $17$ - درصد، کاهش می‌یابد.

پاسخ تغییر ضریب برای افزایش بال هواپیما نیز در عددهای ماخ  $0/1$  و  $0/2$  و  $0/3$  تحت تندباد  $1-\cos$  در حالت غیردائم بدست آمده و تأثیر عدد ماخ بر پاسخ‌های تندباد نیز برای مورد سه‌بعدی بررسی شد. اثرات تندباد روی بال هواپیما نشان می‌دهد که تغییرات ضریب برای افزایش ناشی از تندباد در بازه عدد ماخ  $0/1$ ،  $0/2$  و  $0/3$  به ترتیب برابر است با  $0/136$ ،  $0/138$  و  $0/142$  برای دامنه ضریب برای افزایش ناشی از تندباد و مقدار ثابت  $2/62$  برای طول موج ضریب برای افزایش ناشی از تندباد بدست آمد. نتایج نشان می‌دهد که برای یک بال خاص با افزایش عدد ماخ، دامنه ضریب برای افزایش ناشی از تندباد، افزایش یافته و طول موج ضریب برای افزایش ناشی از تندباد، ثابت می‌ماند. تمامی این تحلیل‌ها برای اولین بار بر روی ایرفویل و بال هواپیمای سبک ملخی انجام گردیده که در ایران در مصارف آموزشی و نظامی و تفریحی مورد استفاده قرار می‌گیرد.

روشی برای محاسبه تغییرات ضریب نیروی برای افزایش ایرفویل و بال ارائه گردید. روش بر روی ایرفویل‌های ریشه، میانگین و نوک بال هواپیمای سبک ملخی در عددهای ماخ  $0/1$ ،  $0/2$  و  $0/3$  اعمال گردید و اثرات عدد ماخ و ضخامت بر روی تغییرات ضریب برای ناشی از تندباد محاسبه گردید. برای تحلیل اثرات سه بعدی نیز محاسبات تغییرات ضریب نیروی برای افزایش بال هواپیما نیز محاسبه شد.

تغییرات ضریب برای افزایش ناشی از تندباد در عددهای ماخ  $0/1$ ،  $0/2$  و  $0/3$  به ترتیب برای ایرفویل نوک بال هواپیما (ناکا  $23012$ ) برابر با  $0/175$ ،  $0/182$  و  $0/188$  برای دامنه ضریب برای افزایش ناشی از تندباد و  $1/66$ ،  $1/43$  و  $1/37$  برای طول موج ضریب برای افزایش ناشی از تندباد بدست آمد. تغییرات ضریب برای افزایش ناشی از تندباد در عددهای ماخ  $0/1$ ،  $0/2$  و  $0/3$  به ترتیب برای ایرفویل متوسط بال هواپیما (ناکا  $23015$ ) برابر با  $0/175$ ،  $0/182$  و  $0/188$  برای دامنه ضریب برای افزایش ناشی از تندباد و  $2/57$ ،  $2/22$  و  $2/13$  برای طول موج ضریب برای افزایش ناشی از تندباد بدست آمد. تغییرات ضریب برای افزایش ناشی از تندباد در عددهای ماخ  $0/1$ ،  $0/2$  و  $0/3$  به ترتیب برای ایرفویل ریشه بال هواپیما (ناکا  $23016/5$ ) برابر با  $0/175$ ،  $0/182$  و  $0/188$  برای دامنه ضریب برای افزایش ناشی از تندباد و  $3/19$ ،  $2/77$  و  $2/64$  برای طول موج ضریب برای افزایش ناشی از تندباد بدست آمد. همچنین تغییرات ضریب برای افزایش ناشی از تندباد در بازه نسبت ضخامت  $0/12$  تا  $0/165$  در محدوده  $0/175$  تا  $0/188$  حاصل شد. نتایج نشان می‌دهد که برای یک ایرفویل خاص با

(علمی-پژوهشی)

حسن عیسوند و بابک مرادی

۱۱- مراجع

- [1] J. Gilman Jr and R. M. Bennett, "A wind-tunnel technique for measuring frequency-response functions for gust load analyses," *Journal of Aircraft*, vol. 3, pp. 535-540, 1966.
- [2] R. Noback, "Comparison of discrete and continuous gust methods for airplane design loads determination," *Journal of Aircraft*, vol. 23, pp. 226-231, 1986.
- [3] H. G. Küssner, "Zusammenfassender Bericht über den instationären Auftrieb von Flügeln," *Luftfahrtforschung*, vol. 13, pp. 410-424, 1936.
- [4] R. T. Jones, "The unsteady lift of a wing of finite aspect ratio," 1940.
- [5] B. Mazelsky and J. A. Drischler, "Numerical determination of indicial lift and moment functions for a two-dimensional sinking and pitching airfoil at Mach numbers 0.5 and 0.6," *National Aeronautics and Space Administration Washington DC* 1952.
- [6] A. Richardson Jr, "Theoretical and experimental investigation of random gust loads Part II: theoretical formulation of atmospheric gust response problem," 1957.
- [7] G. Comte-Bellot and S. Corrsin, "The use of a contraction to improve the isotropy of grid-generated turbulence," *Journal of fluid mechanics*, vol. 25, pp. 657-682, 1966.
- [8] J. Roadman and K. Mohseni, "Gust characterization and generation for wind tunnel testing of micro aerial vehicles," in *47th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition*, 2009, p. 1290.
- [9] C. Valente, C. Wales, D. Jones, A. Gaitonde, J. E. Cooper, and Y. Lemmens, "A doublet-lattice method correction approach for high fidelity gust loads analysis," in *58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2017, p. 0632.
- [10] C. Weishäupl and B. Laschka, "Euler solutions for airfoils in inhomogeneous atmospheric flows," *Journal of aircraft*, vol. 38, pp. 257-265, 2001.
- [11] R. Heinrich and L. Reimer, "Comparison of different approaches for gust modeling in the CFD Code TAU," 2013.
- [12] A. Jirasek, "CFD Analysis of Gust Using Two Different Gust Models," in *RTO AVT-189 Specialists' Meeting on Assessment of Stability and Control Prediction Methods for Air and Sea Vehicles*, 2011, p. 14.
- [13] C. Wales, D. Jones, and A. Gaitonde, "Prescribed velocity method for simulation of aerofoil gust responses," *Journal of Aircraft*, vol. 52, pp. 64-76, 2015.
- [14] A. Da Ronch, N. Tantaroudas, and K. Badcock, "Reduction of nonlinear models for control applications," 2013.
- [15] R. Singh and J. D. Baeder, "Direct calculation of three-dimensional indicial lift response using computational fluid dynamics," *Journal of Aircraft*, vol. 34, pp. 465-471, 1997.
- [16] M. Förster and C. Breitsamter, "Aeroelastic prediction of discrete gust loads using nonlinear and time-linearized CFD-methods," *Journal of Aeroelasticity and Structural Dynamics*, vol. 3, 2015.
- [17] R. E. Bartels, "Development, verification and use of gust modeling in the nasa computational fluid dynamics code fun3d," 2012.
- [18] M. Ghoreyshi and R. M. Cummings, "Unsteady aerodynamics modeling for aircraft maneuvers: a new approach using time-dependent surrogate modeling," *Aerospace Science and Technology*, vol. 39, pp. 222-242, 2014.
- [19] M. Asgari, F. Pirahansiah, M. Shahverdy, M. Fartash, A. Prabhu, D. Ravichandran, et al., "Using an ant colony optimization algorithm for image edge detection as a threshold segmentation for OCR system," *Journal of Theoretical and Applied Information Technology*, vol. 95, pp. 5654-5664, 2017.
- [20] J. Jones, "Documentation of the linear statistical discrete gust method," 2004.
- [21] F. M. Hoblit, *Gust loads on aircraft: concepts and applications: Aiaa*, 1988.
- [22] J. Fuller, "Evolution of airplane gust loads design requirements," *Journal of aircraft*, vol. 32, pp. 235-246, 1995.
- [23] Ü. Gülçat, *Fundamentals of modern unsteady aerodynamics*: Springer, 2010.
- [24] M. Ghoreyshi, I. Greisz, A. Jirasek, and M. Satchell, "Simulation and modeling of rigid aircraft aerodynamic responses to arbitrary gust distributions," *Aerospace*, vol. 5, p. 43, 2018.