

بررسی عددی اثرات انفجار گردابه و تغییر مدل آشفتگی روی رفتار آیرودینامیکی بال مثلثی

چکیده: بال مثلثی در انفجار گردابه‌ها به وسیله‌ی مدل‌های آشفتگی متفاوت، به صورت عددی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است. بال مثلثی با استفاده از هندسه‌ای که مراجع پیشین از آن استفاده کرده‌اند، مدل شده و شبکه‌ای با کیفیت بالا حول هندسه مورد نظر تولید شده است. هدف این تحقیق، بررسی و استخراج ضرایب آیرودینامیکی بال برای حالات مختلف جریان می‌باشد همچنین بررسی نمودارهای مربوط با این ضرایب آیرودینامیکی در حالت انفجار گردابه و مدل‌های آشفتگی مختلف است. روش این تحقیق همانطور که از عنوان مقاله مشخص است، روش عددی می‌باشد. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که با افزایش زاویه حمله تا ۳۵ درجه گردابه‌های روی بال منفجر می‌شوند و باعث کاهش کارایی بال می‌شود. همچنین با به کارگیری مدل‌های آشفتگی متفاوت روی بال مثلثی و مقایسه آن‌ها با نتایج عملی، مشخص می‌شود که مدل آشفتگی $k\omega$ از سایر مدل‌ها برای بررسی بال مثلثی، دقیق‌تر می‌باشد. نوآوری که تحقیق حاضر بدان پرداخته است، بررسی انفجار گردابه‌ها در زاویه حمله ۳۵ درجه می‌باشد که تا بحال بال مثلثی در این زاویه حمله مطالعه نشده است. همچنین نوآوری دیگر این تحقیق، بررسی جریان حول بال مثلثی با ۳ مدل آشفتگی kE ، $k\omega$ و SA می‌باشد که از میان این مدل‌های آشفتگی، $k\omega$ از سایر مدل‌ها به داده‌های عملی و تجربی نزدیک‌تر می‌باشد.

واژه های راهنما: بال مثلثی، الگوی جریان، گردابه لبه حمله، انفجار گردابه، مدل‌های آشفتگی

علیرضا سخاوت بنیس*

مربی
عضو هیأت علمی دانشگاه علوم انتظامی امین

مصطفی هادی دولابی

دانشیار
مجتمع دانشگاهی هوافضا
دانشگاه صنعتی مالک اشتر

ایمان شفیع نژاد

استادیار
پژوهشگاه هوافضا

علی میرزایی کهق

استادیار
عضو هیأت علمی دانشگاه علوم انتظامی امین

مقاله علمی پژوهشی

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۳/۳۱

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۶/۳۰

Alireza Sekhvat Benis
Faculty instructor
Amin Police University,
Tehran

Mostafa Hadi Doolabi
Associated Professor
Malek Ashtar university
of Technology, Tehran

Iman Shafiee Nejjhad
Assistant professor
Aerospace Research
institute, Tehran

Ali Mirzaee Kahagh
Assistant professor
Amin Police University,
Tehran

Numerical analysis of vortex break down and turbulent model change on Aerodynamic behavior of Delta wing

Abstract: Delta wing is studied numerically for vortex break down in different turbulent model. It is modeled with the geometry used in elder references and a high quality mesh is applied on it. The aim of this article is to study Aerodynamic coefficients for different states of the delta wing and also to study the charts of these coefficients in vortex break down mode and different turbulent model mode. The method of this study is numerical. Aerodynamic coefficient captured in this study is compared with elder studies. The results show that by increasing the angle of attack up to 35 degrees, the vortices on the wing breakdown and the performance is worsened and the turbulent model $k\omega$ shows Aerodynamic behavior better than others.

The innovation of this article is that vortex break down is studied in 35 degrees angle of attack and the other innovation is that, 3 vortex models is applied and considered $k\omega$ is the best.

Keywords: Delta wing, Flow algorithm, Vortex of leading edge, Vortex break down, Turbulent model.

۱- مقدمه

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) \quad (۳)$$

$$= -\frac{\partial p}{\partial x} + \rho g_x + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right)$$

$$\rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (۴)$$

$$= -\frac{\partial p}{\partial y} + \rho g_y + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right)$$

$$\rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) \quad (۵)$$

$$= -\frac{\partial p}{\partial z} + \rho g_z + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right)$$

شرایط مرزی معادله ۳:

$$\frac{\partial u}{\partial t} = \frac{\partial u}{\partial y} = \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} = \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} = 0$$

شرایط مرزی معادله ۴:

$$\frac{\partial v}{\partial t} = \frac{\partial v}{\partial y} = \frac{\partial v}{\partial z} = \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} = \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} = 0$$

شرایط مرزی معادله ۵:

$$\frac{\partial w}{\partial t} = \frac{\partial w}{\partial x} = \frac{\partial w}{\partial y} = \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} = \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} = 0$$

معادله حاکم در مدل $k-\omega$ در حالت کلی، بصورت زیر است

و مقادیر ثابت ها با توجه به زیرمدل های مختلف، از آزمایش های تجربی بدست می آید.

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \rho \beta^* f_{\beta^*} k \omega \quad (۶)$$

$$\rho \frac{D\omega}{Dt} = \alpha \frac{\omega}{k} \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \rho \beta f_{\beta} \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (۷)$$

البته باید در نظر گرفت که این مدل آشفتگی برای جریان هایی که با دیواره محدود شده اند مورد استفاده قرار می گیرد.

میلر و وود [۲] به روش تجربی جریان روی بال های مثلثی با زوایای پسگرایی مختلف و لبه حمله تیز را با استفاده از روش های جریان روغن، تافت و صفحه بخار مطالعه کردند. آنها این جریان ها را به شش الگو بر اساس α_N و M_N طبقه بندی

بال های مثلثی کاربرد فراوانی در وسایل هوافضایی دارند که از جمله آن می توان به هواپیمای جنگنده با مانوردهی بالا و هواپیمای مسافربری مافوق صوت و پهپادهای جنگنده اشاره نمود. بسیاری از هواپیمای های مافوق صوت، دارای بال مثلثی هستند که در برخاستن از روی باند و فرود روی باند باید دارای زاویه حمله بالا باشند چرا که عملکرد این بال ها در زوایای حمله کم، بسیار پایین است. پدیده غالب در جریان روی بال های مثلثی در زوایای حمله بالا، گردابه هایی هستند که از لبه حمله جدا شده و به صورت جریانی با نواحی دارای چرخش بالا شکل می گیرند. جریان از لبه حمله بال روی سطح مکش جدا می شود. این جریان روی بال باعث به وجود آمدن سرعت محوری و چرخش زیاد و فشار کم در این گردابه می شود که خود باعث مکش بیشتر و به وجود آمدن نیروی برآ روی بال مثلثی می شود.

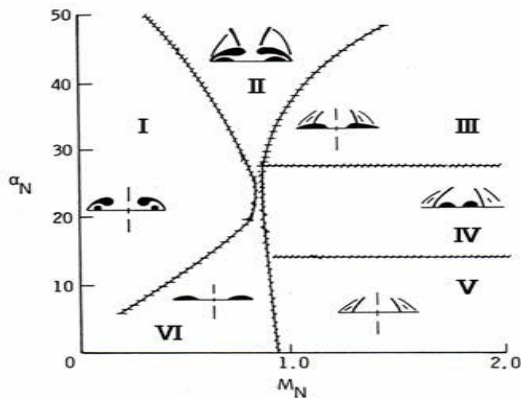
اولین تلاش برای درک جریان مافوق صوت حول بال های مثلثی در شرایط مختلف جریان و برای هندسه های مختلف بال توسط استنبروک و اسکوایر [۱] انجام شد. آنها با ارزیابی همه داده های تجربی موجود، طبقه بندی الگوهای جریان را بر اساس مؤلفه زاویه حمله عمود بر لبه حمله α_N و مؤلفه عدد ماخ عمود بر لبه حمله M_N ارائه دادند. آنها جریان را به دو نوع تقسیم بندی کردند: جریان چسبیده و جریان جدا شده در لبه حمله. خط مرزی بین این دو نوع جریان در نزدیکی $M_N = 1$ وجود دارد و به نام مرز استنبروک-اسکوایر شناخته می شود. پارامترهای α_N و M_N به صورت زیر محاسبه می شوند:

$$\alpha_N = \tan^{-1}(\tan \alpha / \cos \Lambda) \quad (۱)$$

$$M_N = M_{\infty} \cos \Lambda \sqrt{1 + \sin^2 \alpha \tan^2 \Lambda} \quad (۲)$$

که در معادلات فوق α به عنوان زاویه حمله و Λ نیز بیانگر زاویه پسگرایی بال مثلثی می باشد. معادله شماره (۱) بیانگر این مطلب است که زاویه حمله عمود بر لبه حمله برابر است با معکوس تانژانت (تانژانت زاویه حمله تقسیم بر کسینوس زاویه پسگرایی) و همچنین معادله شماره (۲) بیانگر این است که مؤلفه عدد ماخ عمود بر لبه حمله برابر جریان عدد ماخ در کسینوس زاویه پسگرایی در ریشه دوم (عدد ۱ بعلاوه سینوس به توان ۲ زاویه حمله در تانژانت به توان ۲ زاویه پسگرایی) می باشد.

همچنین معادلات ناویر اتوکس سه بعدی تراکم پذیر پایا که اساس جریان روی بال مثلثی است به صورت زیر بیان می شود:



شکل ۱ دسته بندی جریان توسط میلر و وود [۲]

در مقاله حاضر، میدان جریان حول بال مثلی در زوایای حمله و اعداد ماخ مختلف به صورت عددی شبیه‌سازی شده و نتایج تحلیل شده‌اند. هدف این مطالعه بررسی دقیق‌تر ضرایب آیرودینامیکی در حالات مختلف، تغییرات آنها و بررسی رفتار آیرودینامیکی می‌باشد.

۲- معادلات حاکم بر جریان

معادله (۳)، حرکت جریان مافوق صوت را حول یک جسم جامد نشان می‌دهد:

$$-(M^2 - 1)\varphi_{xx}(x, y, z, t) + \varphi_{yy}(x, y, z, t) + \varphi_{zz}(x, y, z, t) \quad (8)$$

$$-(1/a^2)[2U\varphi_{xt}(x, y, z, t) + \varphi_{tt}(x, y, z, t)] = 0$$

که $\varphi(x, y, z, t)$ تابع پتانسیل سرعت می‌باشد. نیرویی که به بال وارد می‌شود از رابطه (۴) حساب می‌شود:

$$Q = -2\rho \int_0^{mx} \int_{-mx}^{mx} [\varphi_t(x, y, z, t) + U\varphi_x(x, y, z, t)] dx dy \quad (9)$$

که در رابطه فوق، ρ مقدار چگالی می‌باشد.

۳- روش عددی

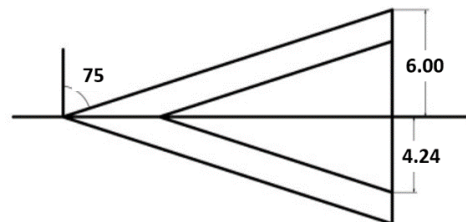
معادلات حاکم معادلات سه‌بعدی ناویر-استوکس تراکم‌پذیر پایا می‌باشند. شارهای غیرلزج با روش بالادست رو گسسته‌سازی شده و از الگوریتم MUSCL برای افزایش دقت تا مرتبه دوم استفاده شده‌است. شارهای لزج به روش مرکزی مرتبه دوم گسسته می‌شوند. میدان جریان کاملاً آشفته فرض شده و از مدل‌های اسپالارت-آلماراس، $k-\epsilon$ و $k-\omega$ برای مدل‌سازی آشفتگی استفاده شده‌است. از روش گام‌برداری زمانی ضمنی برای تسریع در روند حل استفاده شده‌است. نرم افزار تجاری مورد استفاده Fluent 6.3.26 می‌باشد.

کردند (شکل ۱) که عبارتند از: ۱) گردابه کلاسیک، ۲) گردابه با موج ضربه‌ای، ۳) حباب جدایش با موج ضربه‌ای، ۴) جدایش القایی از سوی موج ضربه‌ای، ۵) موج ضربه‌ای بدون جدایش و ۶) حباب جدایش بدون موج ضربه‌ای. منظور از حباب جدایش، گردابه‌ای بدون گردابه ثانویه است. شادروخ و پیکه [۳] طبقه‌بندی مشابهی را برای بال‌های با ضخامت بیشتر پیشنهاد دادند. سشادری و نارایان [۴] و برودتسکی و همکاران [۵] طبقه‌بندی مشابهی را با ارزیابی میدان‌های جریان با جزئیات بیشتر ارائه دادند. ایما و همکاران [۶] مکانیزم تعیین‌کننده نوع جریان را با انجام محاسبات میدان جریان روی بال مثلی با زاویه پسگرایی ۶۵ درجه در زوایای حمله بالا در رژیم‌های گذر صوت و مافوق صوت برای درک بهتر این مکانیزم بررسی کردند. اوایما و همکاران [۷] در سال ۲۰۰۸ اثر عدد ماخ را بر میدان جریان روی یک بال مثلی ۶۵ درجه با لبه‌ی حمله پخ و در زوایای حمله بالا بررسی کردند. نتایج آنها نشان داد که جریان روی بال مثلی با لبه‌ی حمله‌ی پخ می‌تواند مخلوطی از دو نوع مختلف ساختار جریان در جریان مافوق صوت با زاویه‌ی حمله بالا باشد.

خان و همکاران [۹] گردابه‌های روی بال مثلی را با شکل‌ها و مدل‌های آشفتگی مختلف بررسی نمودند و به این نتیجه رسیدند که کیفیت آیرودینامیکی با آشفتگی در ورودی مرتبط است. افغان خان [۱۰] رفتار آیرودینامیکی بال مثلی را در اعداد رینولدز پایین مطالعه نمود و به این نتیجه رسید که در اعداد رینولدز ذکر شده، ضریب برآ به حداکثر مقدار خود (۰/۴) در زوایای حمله مورد نظر می‌رسد. هان‌تو و همکاران [۱۱] فشار روی سطح و سازه را بر روی بال مثلی شتاب داده شده بررسی نمودند و تغییرات گردابه را روی بال مشاهده نمودند. دمورت و همکاران [۱۲] اثرات لایه مرزی غیرفعال در اعداد رینولدز پایین را برای بال مثلی بررسی نمودند و از داده‌های بدست آمده، برای کنترل غیر فعال بهره بردند. رزما و همکاران [۱۳] نیز با شبیه سازی عددی، پخشندگی مصنوعی جریان روی بال مثلی را بررسی نمودند که نتایج قابل قبولی نسبت به نتایج تجربی دارد. تِراب [۱۴] یک بال مثلی با زاویه عقبگرد ۷۰ درجه با فلپ که دارای اسپن چند تکه را بررسی نمود و عوامل موثر بر پایداری این بال‌ها را بررسی نمود. گولرمو [۱۵] فاز طراحی مفهومی بال مثلی را در جریان مافوق صوت با روش‌های مختلف بررسی نمودند. آرون و همکاران [۱۶] مولفه‌های آیرودینامیکی بال مثلی منقطع شده را در جریان صوت بررسی نمودند دراز و همکاران [۱۷] جریان هوا را حول بال مثلی عادی و بال مثلی منقطع شده بررسی نمودند و تفاوت جریان میان هر دو را استخراج کردند.

۴- هندسه مدل و شبکه محاسباتی

هندسه مدل در شکل ۲ نشان داده شده است که مشابه هندسه ایجاد شده در مقاله میلر و وود [۲] می باشد. بال مثلثی مورد مطالعه در اینجا زاویه پسگرایی ۷۵ و ۶۵ و ۶۰ درجه دارد. نوک لبه حمله آن به پهنای ۰/۱ ضخامت بال تخت شده است. سطوح بالا و پایین بال تخت می باشند و ضخامت بال ۰/۲ طول وتر است. فرض شده است که میدان جریان روی خط مرکزی بال متقارن است. بنابراین، دامنه محاسباتی تنها نیمی از بال را پوشش می دهد (شکل ۳). شبکه محاسباتی از نوع بی سازه برای چهاروجهی بوده که به روش دلانی تولید شده است. برای شبیه سازی گردابه های روی بال با دقت کافی، ناحیه ای با شبکه ریز حول بال در محدوده اثر تقریبی گردابه ها در نظر گرفته شده است.



شکل ۲ هندسه معرفی شده در مقاله میلر و وود [۲]

شبکه حل، مقدار پاسخ ما به میزان محسوسی تغییر نکند، می توانیم همان شبکه را نیز به عنوان شبکه مرجع در نظر بگیریم و از ریزتر کردن شبکه و طولانی تر کردن فرآیند حل جلوگیری نماییم.

جدول ۱ شبکه های ایجاد شده برای زاویه عقبگرد ۶۵

	۱	۲	۳	۴	۵
مقدار شبکه	۲۸۷۵	۷۲۷۸۸	۴۵۸۱۴۹	۸۳۳۲۹۸	۱۷۱۲۰۲۷
ضریب برآ	۰/۵۳	۰/۶۹۵	۰/۷۱۰۳	۰/۷۵۶۴	۰/۷۵۰۴

با توجه به جدول ۱ عملاً می توان برای دستیابی به ضرایب آیرودینامیکی مناسب از شبکه ی شماره ۴ استفاده نمود، اما از آنجایی که یکی از اهداف این پژوهش بررسی الگوی جریان روی بال مثلثی می باشد، از یک شبکه با دقت بالاتر که شامل ۸۳۳۲۹۸ سلول می باشد استفاده شده است (شکل ۴).

۵- شرایط جریان

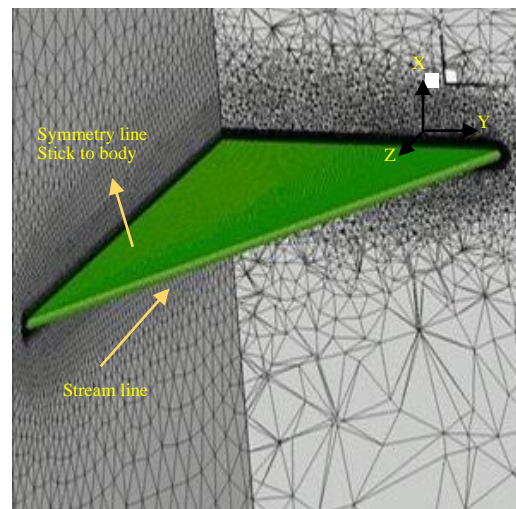
عدد ماخ جریان آزاد از ۱/۲ تا ۲ و زاویه حمله از ۸ تا ۲۴ درجه (با گام های ۴ درجه) بعلاوه ی زوایای حمله ۳۵ و ۳۰ درجه در نظر گرفته شده اند. تعداد ۶۰ اجرا انجام شده است که همه الگوهای جریان و مشخصه های آیرودینامیکی در این مطالعه بر اساس متغیرهای فیزیکی متوسط گیری شده با زمان هستند.

۶- اعتبارسنجی نتایج بدست آمده

برای اعتبارسنجی نتایج بدست آمده، از نتایج مقاله فالونین و همکاران [۸] استفاده شده است. مقاله مورد نظر برای تعداد زیادی زوایای حمله و زوایای عقبگرد تست های تجربی انجام داده و نتایج آن می تواند برای اعتبارسنجی مفید باشد. با مقایسه مدل های آشفتگی (جدول ۲)، متوجه این نکته می شویم که مدل آشفتگی k- ω نسبت به سایر مدل های آشفتگی دارای خطای کمتر و قابل قبول است و در نتایج بدست آمده نیز از همین مدل آشفتگی استفاده شده است.

جدول ۲ مقایسه داده های بدست آمده در این پروژه با داده های فالونین [۸] برای زاویه عقبگرد ۶۰ و ماخ ۱/۲

AoA	Cl			Cd			
	SA	KE	kw	M=۱/۵	SA	KE	kw
۱۵	۰/۵۲	۰/۵۶	۰/۵۸	۰/۶۰	٪۱۳/۴۱	٪۶/۶۲	٪۲/۸۱
۲۵	۱/۰۳	۱/۱۲	۱/۰۸	۱/۰۴	٪۱/۵۲	٪۷/۱۵	٪۳/۲۴
۳۵	۱/۰۳	۰/۹۲	۱/۰۰	۰/۹۵	٪۷/۹۳	٪۱۴/۰۹	٪۴/۶۹

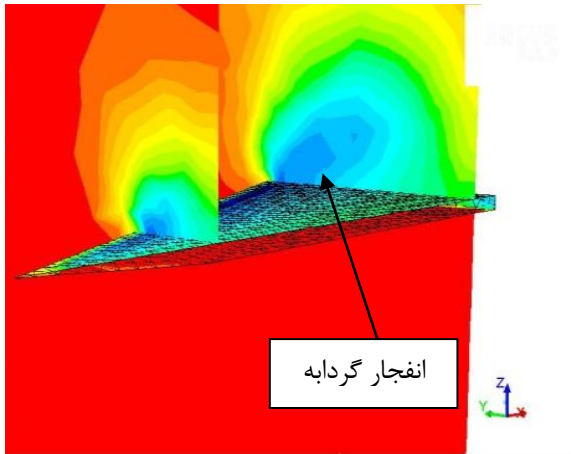


شکل ۳ شبکه بندی هندسه بال مثلثی به کار رفته در این مقاله

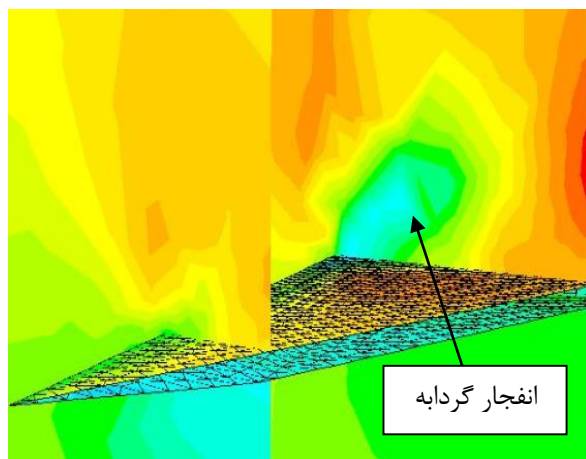
۵- استقلال از شبکه

برای این که از میزان ریز بودن شبکه اطمینان حاصل نماییم، برای هر زاویه عقبگرد، پنج نوع شبکه ایجاد نموده ایم. در مطالعه ی شبکه مبنا این است که اگر به جایی برسیم که با ریزتر کردن

۷- بررسی انفجار گردابه



شکل ۵ الف- انفجار گردابه‌ها در ۹۵٪ بال - $M=2$, $\Lambda=65$, $\alpha=35$



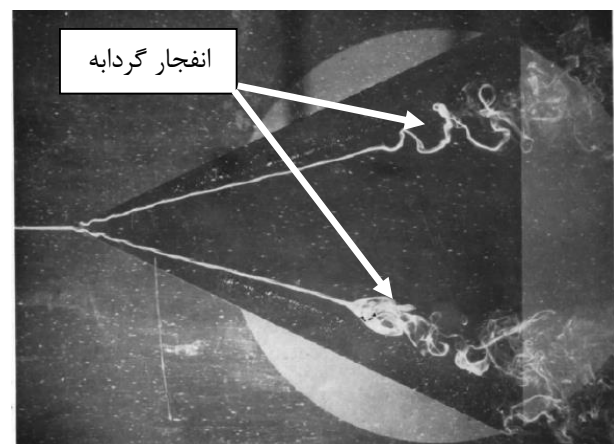
شکل ۵ ب - انفجار گردابه‌ها در ۹۵٪ بال - $M=2$, $\Lambda=65$, $\alpha=35$

در شکل‌های ۶ و ۷، نمودار ضریب فشار (اختلاف فشار تقسیم بر فشار دینامیکی سیال جریان آزاد) بر حسب طول اسپن برای زاویه حمله ۳۵ درجه که مربوط به انفجار گردابه‌ها است برای زوایای عقبگرد مختلف رسم شده است. در این نمودارها در قسمت بالایی نمودار، شاهد شکستگی به وجود آمده به علت وجود گردابه‌ها نیستیم و این خط به صورت شیب ملایم می‌باشد. به علت عدم وجود شکستگی و عدم کاهش مقدار ضریب فشار برای سطح بالایی در زاویه حمله ۳۵ درجه، بال مثلی نمی‌تواند مقدار نیروی برای مورد نظر بال را تولید نماید. در حالت عادی که گردابه‌ها روی بال ایجاد می‌شود، سرعت محوری در مرکز گردابه تا ۱/۵ برابر سرعت جریان آزاد هم می‌تواند افزایش یابد. با افزایش سرعت گردابه‌ها روی بال، ضریب فشار کاهش می‌یابد و اگر ضریب فشار روی بال کاهش یابد، مقدار ضریب نیروی برآ نیز افزایش می‌یابد و برای بال مفید خواهد بود. با انفجار گردابه‌ها، سرعت گردابه به مقدار محسوسی کاهش می‌یابد و با این کاهش سرعت، فشار روی بال افزایش می‌یابد و به این ترتیب مقدار نیروی برای به وجود آمده برای بال مثلی کاهش می‌یابد.

همانطور که در شکل ۴ مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه حمله بیش از ۳۵ درجه، روی بال مثلی گردابه‌ها دچار انفجار می‌گردند و سرعت آن‌ها بسیار افت پیدا می‌کند و باعث کاهش بسیار در عملکرد بال مثلی می‌شوند. همان گونه که در شکل ۴ مشاهده می‌شود در ابتدای بال، شاهد انفجار گردابه‌ها نیستیم ولی با پیشروی جریان، انفجار گردابه‌ها رخ می‌دهد.

علت انفجار گردابه‌ها در وسط بال (شکل ۴) این است که با توجه به بزرگتر شدن گردابه در میانه تا انتهای بال (قسمت‌های آبی رنگ شکل ۵)، در آن‌ها شکست رخ می‌دهد و باعث کاهش کارایی می‌گردد.

علاوه بر این همانگونه که در شکل ۴ مشاهده می‌گردد، با توجه به انفجار گردابه‌ها در میانه بال، این اغتشاش، تلاطم و گسستگی از میانه بال تا انتهای بال ادامه می‌یابد. در شکل ۵ هم مشاهده می‌شود که انفجار گردابه (رنگ آبی) با حرکت جریان به سمت انتهای بال، دچار جدایش و گسستگی می‌شود و هرچه عقب تر رود، این گسستگی بیشتر می‌شود.



شکل ۴ انفجار گردابه (دید از بالا)

همان طور که در شکل‌های ۵ (الف و ب) مشاهده می‌شود، در زوایای حمله بالا شاهد انفجار گردابه‌ها هستیم. به گونه‌ای که در ابتدای بال، نشانه‌ای از انفجار گردابه نیست. در شکل‌های بالا اولین مقطع مشاهده شده در ۲۰٪ طول بال مشاهده می‌شود. در این مقطع اولیه، نشانی از انفجار گردابه‌ها نیست. اما با رسیدن جریان به مقطع ۹۵٪ بال شاهد انفجار گردابه‌ها در این مکان هستیم. نواحی دارای سرعت کم (قسمت‌های آبی رنگ) نشان از انفجار گردابه‌ها است. انفجار گردابه‌ها باعث کاهش سرعت گردابه‌ها می‌شود که باعث افزایش فشار روی بال می‌شود که از نظر آیرودینامیکی مطلوب نیست.

۸- بررسی تغییرات مدل‌های آشفتگی متفاوت

مدل آشفتگی $k-\epsilon$ یکی از مدل‌های آشفتگی متداول است، اگرچه عملکرد مناسبی در گرادیان‌های فشار معکوس بزرگ ندارد. این مدل یک مدل دو معادله‌ای است، به عبارتی شامل دو معادله انتقالی اضافی برای محاسبه خواص آشفتگی جریان می‌باشد. از این معادلات می‌توان برای محاسبه تاثیرات جابجایی و پخش در انرژی آشفتگی بهره برد. اولین متغیر انتقالی، انرژی آشفتگی جنبشی یا همان k است و دومین متغیر انتقالی در این مدل، اتلاف آشفتگی یا همان ϵ است. به عبارتی می‌توان گفت که k ، انرژی را در آشفتگی و ϵ مقیاس آشفتگی را معین می‌کند. هدف اصلی مدل فوق را می‌توان بهبود مدل طول مختلط دانست، به گونه‌ای که بتواند یک توصیف جبری برای مقیاس طول آشفتگی در جریان‌های با پیچیدگی زیاد بیان کند. مدل $k-\epsilon$ برای جریان‌های داخلی و خارجی و جریان‌های با دیواره محدود با گرادیان فشار نسبتاً کوچک دقت و عملکرد خوبی دارد. متعاقباً دقت این مدل برای جریان‌های با فشار معکوس زیاد، کاهش می‌یابد [۴].

مدل آشفتگی اسپالارات-آلماراس یک مدل تک معادله‌ای است که به خصوص برای کاربردهای هوافضایی طراحی شده است. این مدل، معادله انتقال را برای لزجت گردابی جنبشی و بدون محاسبه مقیاس طولی مربوط به ضخامت لایه برشی حل می‌کند. متغیر انتقالی در مدل اسپالارات-آلماراس، سرعت است که در نواحی که به وسیله تاثیرات لزجی قوی از قبیل نواحی نزدیک دیوار منتشر نشده است، به لزجت حرکتی آشفتگی مدل می‌شود [۴].

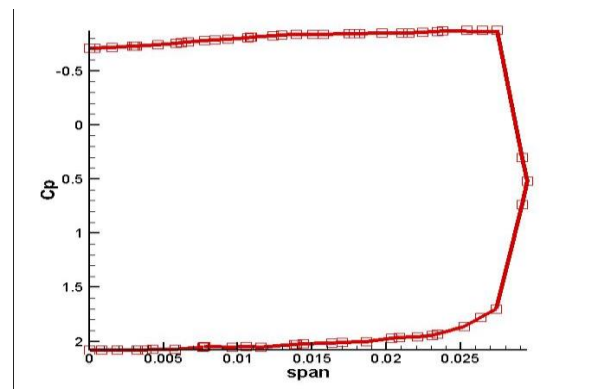
همه مدل‌های اسپالارت-آلماراس، $k-\omega$ و $k-\epsilon$ ، بر اساس رویکرد میانگین‌گیری رینولدز معادلات ناویر استوکس - Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) بنا نهاده شده‌اند. در این روش معادلات ناویر-استوکس که متوسط گیری زمانی شده‌اند حل می‌شوند. تنش‌های رینولدز که به صورت مجهول در معادلات هستند با استفاده از یک مدل آشفتگی مدل‌سازی می‌شوند که نقطه ضعف این مدل‌ها، این است که ویسکوزیته آشفتگی را به صورت یک کمیت اسکالر معرفی می‌نماید. در بررسی جریان که نایکنواختی آشفتگی داریم، مدل RSM بر مدل RANS برتری دارد.

مدل $k-\omega$ که برای حل، از دو معادله انرژی جنبشی (k) و آهنگ پخش آشفتگی (ω)، بهره می‌برد، با اینکه از لحاظ هزینه محاسباتی گران است، ولی نسبت به سایر مدل‌ها پاسخ مناسب‌تری در موارد حل جریان گردابه‌ای روی بال مثلی به ما می‌دهد.

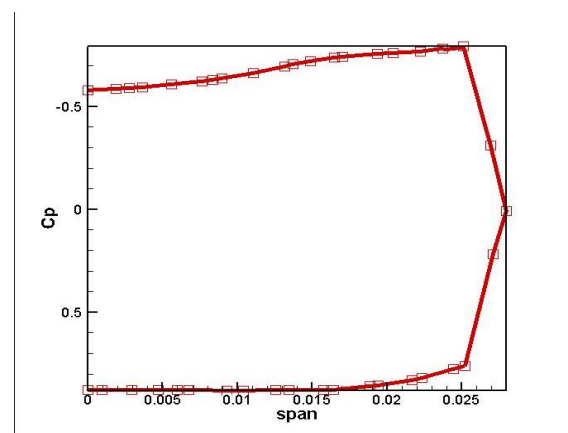
می‌توان گفت انفجار گردابه‌ها در بال‌های مثلی، همانند پدیده واماندگی در بال‌های متعارف است. بر اثر واماندگی، بال‌هایی که دهانه بزرگ دارند، با افزایش زاویه حمله کارایی خود را از دست داده و ضریب برآ در آن‌ها کاهش می‌یابد. در انفجار گردابه‌ها نیز بدین صورت است که با افزایش زاویه حمله (مثبت)، ضرایب برآ و پسا افزایش نمی‌یابد و بال مثلی به علت انفجار گردابه‌ها روی بال مثلی و کاهش سرعت گردابه‌ها روی بال، کارایی و بازدهی آیرودینامیکی قبل را ندارد و برآی بال کاهش می‌یابد. این پدیده انتشار موج است و این موضوع شباهت زیادی به شوک‌ها در دینامیک گازها دارد. تجربه‌های عملی و تئوری، این موضوع را نشان می‌دهد که دو پارامتر مهم و تأثیرگذار در حرکت انفجار گردابه‌ها عبارت است از:

الف) سطح و رویه چرخیدن

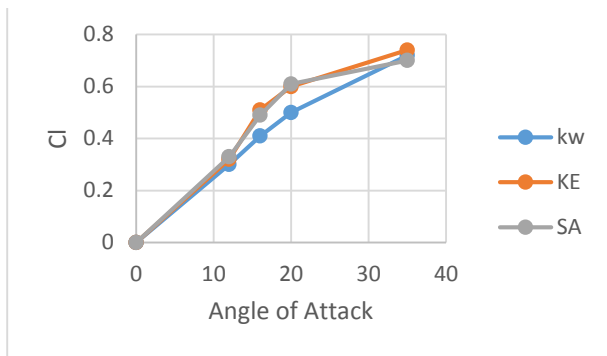
ب) گرادیان فشار خارجی خارج از مرکز گردابه
افزایش جزئی در هر یک از پارامترهای فوق باعث ایجاد سریع‌تر انفجار گردابه‌ها می‌شود.



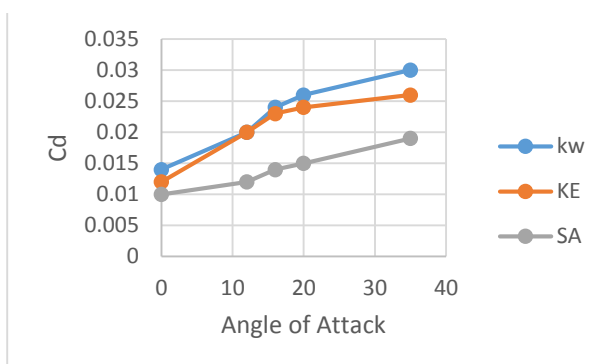
شکل ۶ نمودار ضریب فشار بر حسب اسپین (انفجار گردابه‌ها در مقطع ۵۰٪ بال - $M=2, \Lambda=75, \alpha=35$)



شکل ۷ نمودار ضریب فشار بر حسب اسپین (انفجار گردابه‌ها در مقطع ۵۰٪ بال - $M=2, \Lambda=65, \alpha=35$)



شکل ۸ مقایسه نمودارهای ضریب برآ بر حسب زاویه حمله با تغییر مدل‌های آشفتگی $M=1.2, \Lambda=65$



شکل ۹ مقایسه نمودارهای ضریب پسا بر حسب زاویه حمله با تغییر مدل‌های آشفتگی $M=1.2, \Lambda=65$

شکل‌های ۱۰ و ۱۱ نمودارهای ضرایب برآ بر حسب زاویه حمله و ضرایب پسا بر حسب زاویه حمله، با تغییر مدل آشفتگی برای زاویه عقبگرد ۷۵ درجه و عدد ماخ (سرعت جریان آزاد) ۲ را نشان می‌دهد. طبق اعتبار سنجی که در ابتدای این بخش انجام شد، مدل آشفتگی kw ، بیشترین نزدیکی و قرابت را با داده‌های تجربی دارد به گونه‌ای که در تمامی زوایای عقبگرد و در تمامی اعداد ماخ (سرعت جریان آزاد)، بیشترین نزدیکی را با داده‌های تجربی دارا می‌باشد.

با مشاهده شکل‌های ۱۰ و ۱۱ که نمودار برآ بر حسب زاویه حمله و پسا بر حسب زاویه حمله را نشان می‌دهد، می‌توان دریافت که در کلیه مدل‌های آشفتگی، با افزایش زاویه حمله، ضرایب برآ و پسا نیز افزایش می‌یابد. به گونه‌ای که این افزایش در مدل‌های آشفتگی kw و KE بیشتر نمایان است. اما همان‌طور که از شکل برمی‌آید، مدل آشفتگی SA بیشترین اختلاف و خطا را نسبت به حالت مرجع kw دارد.

با مشاهده شکل‌های ۱۰ و ۱۱ می‌توان دریافت که برای عدد ماخ ۲ و زاویه عقبگرد ۷۵ درجه، زاویه حمله بحرانی برای نیروهای برآ و پسا، حدود ۳۵ درجه می‌باشد که در این زاویه حمله با توجه

در زوایای حمله پایین که هنوز جدایش جریان از روی بال نداریم و جریان به بال چسبیده، روش SA ، چون از یک معادله استفاده می‌نماید و سریع‌تر است، برای حل، بهتر است. ولی این روش، در زوایای حمله بالا که جدایش جریان داریم و گردابه‌ها پدید می‌آیند، نمی‌تواند چرخش جریان و وجود گردابه‌ها را رهگیری نماید. مشاهدات و تحقیقات نیز توانایی بالای مدل kw را در بررسی جریان در زاویه حمله بالا و نشان دادن چرخش جریان و حضور گردابه‌ها را به خوبی نشان می‌دهد.

در شکل‌های ۸ و ۹ نمودارهای ضرایب برآ بر حسب زاویه حمله و ضرایب پسا بر حسب زاویه حمله، با تغییر مدل آشفتگی برای زاویه عقبگرد ۶۵ درجه و عدد ماخ (سرعت جریان آزاد) ۱/۲ را نشان می‌دهد. طبق اعتبارسنجی که در ابتدای این بخش انجام شد، مدل آشفتگی kw ، بیشترین نزدیکی و قرابت را با داده‌های تجربی دارد به گونه‌ای که در تمامی زوایای عقبگرد و در تمامی اعداد ماخ (سرعت جریان آزاد)، بیشترین نزدیکی را با داده‌های تجربی دارا می‌باشد.

با مشاهده شکل ۸ که نمودار برآ بر حسب زاویه حمله را نشان می‌دهد، می‌توان دریافت که در کلیه مدل‌های آشفتگی، با افزایش زاویه حمله، ضریب برآ نیز افزایش می‌یابد. به گونه‌ای که این افزایش در مدل‌های آشفتگی kw و KE بیشتر نمایان است. اما همان‌طور که از شکل برمی‌آید، مدل آشفتگی SA بیشترین اختلاف و خطا را نسبت به حالت مرجع kw دارد. علت این موضوع این است که مدل آشفتگی SA برای حل میدان جریان، از یک معادله استفاده می‌نماید و به طور دقیق نمی‌تواند جدایش از روی بال را پیش‌بینی و لحاظ نماید.

با مشاهده شکل ۹ که نمودار ضریب پسا بر حسب زاویه حمله را نشان می‌دهد، می‌توان دید که در کلیه مدل‌های آشفتگی، با افزایش زاویه حمله، ضریب پسا نیز افزایش می‌یابد. به گونه‌ای که این افزایش در مدل‌های آشفتگی kw و KE بیشتر نمایان است. اما همان‌طور که از شکل برمی‌آید مشابه ضریب برآ، مدل آشفتگی SA بیشترین اختلاف و خطا را نسبت به حالت مرجع kw در تخمین ضریب پسا دارد. در زوایای حمله پایین که هنوز جدایش جریان از روی بال نداریم و جریان به بال چسبیده، روش SA به دلیل هزینه محاسباتی کمتر برای حل، بهتر است. ولی این روش، در زوایای حمله بالا که جدایش جریان داریم و گردابه‌ها پدید می‌آیند، نمی‌تواند چرخش جریان و وجود گردابه‌ها را رهگیری نماید.

با مشاهده شکل‌های ۸ و ۹ می‌توان دریافت که زاویه حمله بحرانی برای نیروهای برآ و پسا، حدود ۳۵ درجه می‌باشد که در این زاویه حمله با توجه به وجود انفجار گردابه‌ها، ضرایب اشاره شده دیگر افزایش نمی‌یابند و بال کارایی خود را از دست می‌دهد.

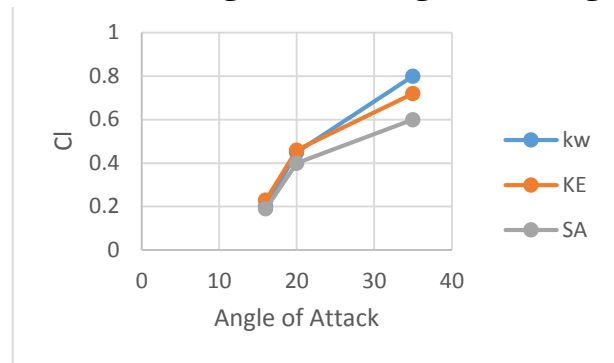
مدل آشفتگی متفاوت می‌باشد. با استفاده از یافته‌های این تحقیق می‌توان بیان نمود که با افزایش زاویه حمله اندازه گردابه روی بال افزایش می‌یابد تا اینکه در زوایای حمله بالا (حدود ۳۵ درجه) انفجار گردابه‌ها را شاهد هستیم که در سرعت‌های جریان آزاد مختلف (اعداد ماخ ۱/۲ و ۲) نیز این پدیده مورد بررسی قرار گرفته شده است. با توجه به نتایج بدست آمده از تحقیقات فالونین [۸]، در زاویه حمله ۳۵ درجه، دقت و صحت نتایج تحقیق حاضر تایید می‌شود.

در کلیه اعتبارسنجی‌های انجام شده مشخص گردیده است که مدل آشفتگی kw نسبت به سایر مدل‌های آشفتگی به نتایج عملی نزدیک‌تر است و پس از آن مدل آشفتگی KE می‌باشد و در نهایت مدل آشفتگی SA است که برای بال مثلی در زاویه حمله بالا مناسب نیست زیرا نمی‌تواند جدایش جریان را پیش‌بینی نماید. در کلیه نمودارهای ضریب برآ و ضریب پسا بر حسب زاویه حمله مشاهده می‌شود که با افزایش زاویه حمله، هم ضریب برآ و هم ضریب پسا افزایش می‌یابد. با توجه به اعتبارسنجی‌های انجام شده مدل kw را به عنوان مدل مرجع در نظر گرفتیم که مدل آشفتگی KE به مدل فوق‌الذکر نزدیک‌تر بوده و مدل SA پر خط‌ترین مدل آشفتگی است. همچنین مشاهده می‌شود که نتایج حاصل شده به وسیله مدل آشفتگی kw قرابت بیشتری با نتایج فالونین [۸] دارند.

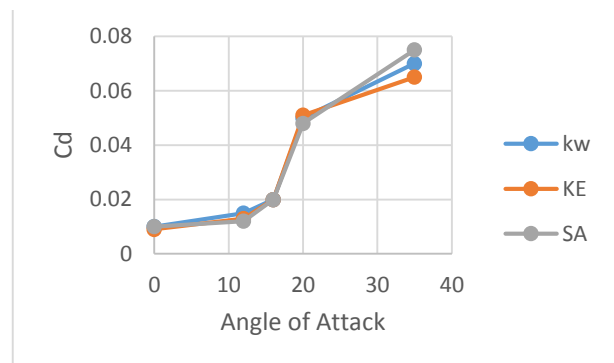
مراجع

- [1] Stanbrook, A., and Squire, L.C., Possible Types of Flow at Swept Leading Edges, Aeronautical Quarterly, v. 15, n. 2, pp. 72-78, (1964).
- [2] Miller, D.S., and Wood, R.M., Leaside Flows over Delta Wings at Supersonic Speeds, Journal of Aircraft, v. 21, n. 9, pp. 680-686, (1984).
- [3] Szodruch, J.G., and Peake, D.J., Leeward Flow over Delta Wings at Supersonic Speeds, NASA-TM, n. 81187, (1980).
- [4] Seshadri, S.N., and Narayan, K.Y., Possible Types of Flow on Lee-Surface of Delta Wings at Supersonic Speeds, Aeronautical Journal, n. 5, pp. 185-199, (1998).
- [5] Brodetsky, M.D., Krause, E., Nikiforov, S.B., Pavlov, A.A., Kharitonov, A.M., and Shevchenko, A.M., Evolution of Vortex Structures on Leeward Side of a Delta Wing, Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, v. 42, n. 2, pp. 242-254, (2001).
- [6] Imai G., Fujii K., and Oyama A., Computational Analyses of Supersonic Flows over a Delta Wing at High Angles of Attack, the 24th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), (2006).

به وجود انفجار گردابه‌ها، ضرایب اشاره شده دیگر افزایش نمی‌یابند و بال کارایی خود را از دست می‌دهد.



شکل ۱۰ مقایسه نمودارهای ضریب برآ بر حسب زاویه حمله با تغییر مدل‌های آشفتگی $M=2, \Lambda=75$



شکل ۱۱ مقایسه نمودارهای ضریب پسا بر حسب زاویه حمله با تغییر مدل‌های آشفتگی $M=2, \Lambda=75$

۹- فهرست علائم و اختصارات (در صورت لزوم)

مؤلفه زاویه حمله عمود بر لبه حمله	α_N
مؤلفه عدد ماخ عمود بر لبه حمله	M_N
زاویه عقبنگرد	
سرعت در جهت محور X	u
سرعت در جهت محور Y	v
سرعت در جهت محور Z	w
تابع پتانسیل سرعت	$\varphi(x, y, z, t)$
چگالی	ρ
ضریب برآ	Cl
ضریب پسا	Cd
زاویه حمله	AoA & α
عدد ماخ	M

۱۰- نتیجه گیری

در این تحقیق جریان پایا روی بال مثلی برای مطالعه انفجار گردابه و مدل‌های آشفتگی مختلف به صورت عددی، مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته شده است. نوآوری تحقیق حاضر، بررسی جریان حول بال در زاویه حمله ۳۵ درجه و مشاهده انفجار گردابه در این حالت است و نوآوری دیگر، بررسی همین جریان با ۳

- artificial dissipation of transitional flow over a delta wing, *Journal of Computational Physics*. Doi: <https://doi.org/10.1016/j.jcp.2019.109182>.
- [14] Lance W. Traub (2020) Experimental Evaluation of Partial-Span Flaps on a Seventy-Degree Delta Wing. *Journal of aircraft*. <https://doi.org/10.2514/1.C036019>.
- [15] Guillermo-Monedero, Daniel (2020) A Comparison of Euler Finite Volume and Supersonic Vortex Lattice Methods used during the Conceptual Design Phase of Supersonic Delta Wings. 2020, Master of Science, Ohio State University, Aero/Astro Engineering. <http://orcid.org/0000-0003-4432-2012>.
- [16] Arun, M. P., Satheesh, M., Dhas, Edwin Raja J. (2020) Optimization of Aerodynamic Parameters of Cropped Delta Wing with Fence at Sonic Mach Number. *Journal of Computational and Theoretical Nanoscience*, Volume 16, Number 2, February 2019, pp. 403-409(7), American Scientific Publishers, <https://doi.org/10.1166/jctn.2019.7740>
- [17] Ahmed Mohamed Mohamed Draz, H. M., El Saadany, M. M., Awad, W. M. El Awady. (2020) Investigation of Air Flow Over Delta and Cranked Arrow Delta Wings. *MANSOURA ENGINEERING JOURNAL, (MEJ), VOL. 45, ISSUE 2, DOI: 10.21608/BFEMU.2020.112323*
- [7] Oyama, A., Ito, M., Imai, G., Tsutsumi, S., Amitani, N., and Fujii, K., Mach Number Effect on Flow Field over A delta Wing in Supersonic Region, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, (2008).
- [8] M. P. Falunin, G. S. Ulyanov, A. A. Makabin, A. F. mosin, Supersonic Aerodynamic characteristics of delta wings at high angles of attack, (2012).
- [9] Tran Ngoc Khanh, Nguyen Van Khang, Nguyen Phu Khanh, Hoang Thi Kim Dung, Dao Van Quang, Effect of Shapes and Turbulent Inlet Flow to Vortices on Delta Wings. *Applied Mechanics and Materials, ISSN: 1662-7482, Vol. 889, pp 434-439, (2018)*.
- [10] Ilya Bashiera Hamiz, Sher Afghan Khan, Aerodynamics Investigation of Delta Wing at Low Reynold's Number. *CFD Letters, Volume 11, Issue 2, pp 32-41, (2019)*.
- [11] Han Tu, Matthew Marzanek, Melissa A. Green, David E. Rival Investigation of accelerating non-slender delta-wing planforms at high angle of attack using Lagrangian coherent structures, *AIAA SciTech Forum, (2019)*.
- [12] Anna, C., Demoret, Michael, M., Walker, Mark F. Reeder, The Effect of Passive Boundary-Layer Fences on Delta Wing Performance at Low Reynolds Number, *AIAA Scitech, (2020)*.
- [13] Wybe Rozema, Johan C.Kok, Arthur E.P. Veldman, Roel W.C.P. (2019) Numerical simulation with low