Journal Of Energy Conversion
Volume: 7, Issue: 4, 2021

نشریه علمی-تخصصی تبدیل انرژی (JEED)
دوره ۷، شماره ۴، زمستان ۱۳۹۹

تحلیل عددی رفتار آیرودینامیکی بال مثلثی ۶۵ و ۷۵ درجه در زوایای حمله و اعداد ماخ مختلف

علیرضا سخاوت بنیس[1]*، مصطفی هادی دولابی[2]

۱-دانشجوی دکتری، گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات تهران، arsb90@gmail.com، 09126205802
۲- دانشیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

دریافت: ۹۹/۱۱/۰۳، بازنگری: ۹۹/۱۲/۲۵، پذیرش: ۹۹/۱۲/۲۸

چکیده

جریان پایا روی بال مثلثی با زاویه پس‌گرای ۶۵ و ۷۵درجه، در زوایای حمله مختلف و رژیم‌های صوتی متفاوت، به‌صورت عددی تحلیل شده است. الگوی جریان روی سطح بالایی بال، براساس زاویه حمله عمود، و عدد ماخ عمود بر لبه حمله، ، به شش نوع طبقه‌بندی می شود. ضرایب آیرودینامیکی بال برای کلیه موارد محا سبه شده و نمودارها و الگوی جریان برحسب تغییرات زاویه حمله و عدد ماخ رسم شده‌اند. ضرایب محاسبه شده با موارد منتشر شده از مطالعات معتبر پیشین مقایسه شده و تغییرات مشاهده شده برحسب اعداد ماخ و زوایای حمله مورد بحث قرار گرفته‌اند. نتایج بیان‌گر آن است که با افزایش عدد ماخ، ضرایب برآ و پسا کاهش می‌یابند. کانتورهای فشار نمایان‌گر کاهش فشار سطح بالایی و افزایش فشار سطح پایینی در اثر افزایش زاویه حمله است. بخش زیادی از کاهش فشار به‌علت وجود گردابه‌های لبه حمله روی سطح بال است که در اعداد ماخ بیش از ۱,۲ سرعت جریان در لبه حمله بال مافوق صوت شده و امواج انبساطی منتشر شـــده از لبه حمله به جریان شـــتاب می دهد. با افزایش زاویه حمله، قدرت موج ضـــربه روی بال افزایش یافته و موجب افزایش ضرایب برآ و پسا می‌شود.

* **عهده‌دار مکاتبات:** arsb90@gmail.com

کلمات کلیدی: بال مثلثی، زاویه حمله، عدد ماخ، انفجار گردابه

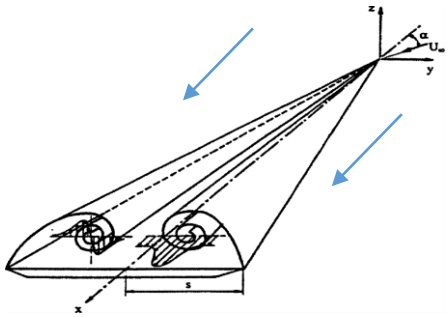
۱- مقدمه

کاربرد اصلی بال‌های مثلثی در وسایل پرنده هوایی و فضایی فراصوت، از جمله هواپیماهای جنگی با مانوردهی بالا، هواپیماهای مسافربری فراصوت (کنکورد) و پهپادهای تاکتیکی است. هواپیماهایی که دارای بال مثلثی هستند، در هنگام برخاستن یا فرود بر روی باند نیازمند زاویه حمله بالایی هستند؛ زیرا عملکرد این بال‌ها در زوایای حمله کم بسیار نامناسب است. در این شرایط پروازی مطابق با شکل ۱، جریان از لبه حمله جدا شده و باعث ایجاد گردابه‌هایی بر روی بال می‌شود. در اثر توسعه سرعت محوری روی بال و افزایش چرخش جریان، مکش مضاعف ایجاد شده و منجربه تقویت نیروی برآ می‌شود [۱]. می‌توان چنین گفت که گردابه‌های بال مثلثی، مانند بسته‌های دارای انرژی هستند که با افزایش زاویه حمله سریعاً افزایش سطح پیدا می‌کنند. این افزایش انرژی باعث القای یک میدان سرعت روی سطح بالایی بال و بنابرین کاهش فشار می‌شود. در نتیجه، نیروی برآی گردابه‌ای تولید می‌گردد که به‌طور غیرخطی با ازدیاد زاویه حمله افزایش می‌یابد. نیروی برآی حاصل از گردابه‌ها بیش از نصف

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-07]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.4.5.8]

کل نیروی برآی بال می‌باشد و در حقیقت، افزایش توانایی‌ها و قابلیت‌ها هنگام مانور، فرود ناشی از این روی‌داد است [۲]. چنان‌چه زاویه حمله به‌قدر زیادی افزایش یابد، این گردابه‌ها نیز بیش از حد انبساط یافته و اصطلاحاً دچار شکست یا انفجار می‌گردند.



شکل ۱- تشکیل گردابه بر روی بال مثلثی [۱]

معادلات حاکم

از جمله اولین مطالعات در شناسایی الگوهای مختلف جریان بر روی بال‌های مثلثی، کار استنبروک و اسکوایر [۳] بود که منجر به شناسایی جریان‌های چسبیده و جدا شده از لبه حمله بال و خط مرزی بین این جریان‌ها به‌نام مرز استنبروک- اسکوایر شد. این طبقه‌بندی براساس مؤلفه زاویه حمله عمود بر لبه حمله، α_N و مؤلفه عدد ماخ عمود بر لبه حمله، M_N بوده است که به‌صورت زیر محاسبه می‌شوند [۳]:

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

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

که در معادلات فوق α به عنوان زاویه حمله و Λ نیز بیانگر زاویه پسگرایی بال مثلثی می‌باشد. 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 مولفه عدد ماخ عمود بر لبه حمله برابر جریان عدد ماخ در کسینوس زاویه پسگرایی در ریشه دوم (عدد۱ بعلاوه سینوس به توان ۲ زاویه حمله در تانژانت به توان ۲ زاویه پسگرایی) می‌باشد. همچنین معادلات ناویر اتوکس سه بعدی تراکم پذیر پایا که اساس جریان روی بال مثلثی است به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\rho\left(\frac{\partial u}{\partial t}+u\frac{\partial u}{\partial x}+v\frac{\partial u}{\partial y}+w\frac{\partial u}{\partial y}\right)=-\frac{\partial p}{\partial x}+\rho g_x+\mu\left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 u}{\partial y^2}+\frac{\partial^2 u}{\partial z^2}\right) \quad (۳)$$

$$\rho\left(\frac{\partial v}{\partial t}+u\frac{\partial v}{\partial x}+v\frac{\partial v}{\partial y}+w\frac{\partial v}{\partial y}\right)=-\frac{\partial p}{\partial y}+\rho g_y+\mu\left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 v}{\partial y^2}+\frac{\partial^2 v}{\partial z^2}\right) \quad (۴)$$

$$\rho\left(\frac{\partial w}{\partial t}+u\frac{\partial w}{\partial x}+v\frac{\partial w}{\partial y}+w\frac{\partial w}{\partial y}\right)=-\frac{\partial p}{\partial z}+\rho g_z+\mu\left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 w}{\partial y^2}+\frac{\partial^2 w}{\partial z^2}\right) \quad (۵)$$

معادله حاکم در مدل $k-\omega$ در حالت کلی، بصورت زیر است و مقادیر ثابت ها با توجه به زیرمدل های مختلف، از آزمایش‌های تجربی بدست می آید.

$$\rho\frac{Dk}{Dt}=\tau_{ij}\frac{\partial\overline{u_i}}{\partial x_j}-\rho\beta^* f_{\beta^*}k\omega+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu+\frac{\mu_t}{\partial_k})\frac{\partial k}{\partial x_j}\right] \quad (۶)$$

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-07]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.4.5.8]

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

البته باید در نظر گرفت که این مدل آشفتگی برای جریان‌هایی که با دیواره محدود شده‌اند مورد استفاده قرار می‌گیرد.

مطالعات تجربی میلر و وود [۲] بر روی زوایای پس‌گرایی مختلف و لبه حمله تیز، چند الگوی مختلف جریان، مانند گردابه‌های کلاسیک، موج ضربه‌ای و جدایش جریان را معرفی کرد. زودروخ و پیکه [۱] طبقه‌بندی مشابهی را برای بال‌های با ضخامت بیش‌تر پیش‌نهاد دادند. سشادری و نارایان [۴] و برودتسکی و همکاران [۵]، اطلاعات دقیق‌تری از الگوی جریان را گزارش و روش نوینی برای بدست آوردن ضرایب آیرودینامیکی کردند. ایمای و همکاران [۶] سازوکار تعیین‌کننده نوع جریان را با انجام محاسبات میدان جریان روی بال مثلثی با زاویه پس‌گرایی ۶۵ درجه در زوایای حمله بالا در رژیم‌های گذرصوت و مافوق‌صوت برای درک بهتر این سازوکار بررسی کردند. اویاما و همکاران [۷] اثر عدد ماخ بر میدان جریان روی یک بال مثلثی با لبه‌ی حمله پخ و در زوایای حمله بالا بررسی کردند. مطابق با نتایج آنان، جریان روی بال مثلثی با لبه‌ی حمله‌ی پخ، اختلاطی از دو نوع مختلف جریان فراصوت با زاویه‌ی حمله بالا می‌باشد. خان و همکاران [۸] گردابه‌های روی بال مثلثی 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 [۹] رفتار آیرودینامیکی بال مثلثی 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 [۱۰] فشار روی سطح و سازه را بر روی بال مثلثی شتاب داده شده بررسی نمودند و تغییرات گردابه را روی بال مشاهده نمودند. دمورت و همکاران [۱۱] اثرات لایه مرزی غیرفعال در اعداد رینولدز پایین را برای بال مثلثی بررسی نمودند و از داده‌های بدست آمده، برای کنترل غیر فعال بهره بردند. رزما و همکاران [۱۲] نیز با شبیه سازی عددی، پخشندگی مصنوعی جریان روی بال مثلثی را بررسی نمودند که نتایج قابل قبولی نسبت به نتایج تجربی دارد. تِراب [۱۳] یک بال مثلثی 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 و [۱۴] فاز طراحی مفهومی بال مثلثی را در جریان مافوق صوت با روش‌های مختلف بررسی نمودند. آرون و همکاران [۱۵] مولفه‌های آیرودینامیکی بال مثلثی منقطع شده را در جریان صوت بررسی نمودند دراز و همکاران [۱۶] جریان هوا را حول بال مثلثی عادی و بال مثلثی منقطع شده بررسی نمودند و تفاوت جریان میان هر دو را استخراج کردند.

در مقاله حاضر، میدان جریان حول بال مثلثی در زوایای حمله و اعداد ماخ مختلف به‌صورت عددی شبیه‌سازی شده و نتایج تحلیل شده‌اند. هدف این مطالعه بررسی دقیق‌تر ضرایب آیرودینامیکی در حالات مختلف، تغییرات آن‌ها و بررسی رفتار آیرودینامیکی می‌باشد. نوآوری و تفاوت کار حاضر، زوایای پسگرایی می باشد که در مطالعات پیشین زوایای ۶۵ و ۷۵ درجه یافت نمی شود و علت انتخاب این دو زاویه پسگرایی، وجود اطلاعات جریان مربوطه در پژوهش فالونین [۱۷] است که جریان را به صورت تجربی روی بال مثلثی با این دو زاویه پسگرایی رسم نموده‌اند. نوآوری دیگر اینکه در هندسه مورد نظر، لبه حمله پخ رسم شده تا به حالت عملی نزدیکی بیشتری داشته باشد. در صورتی که در سایر موارد مشابه و با استفاده از کدهای تجاری، لبه حمله به صورت کاملاً تیز در نظر گرفته شده و از حالت عملی فاصله دارد. مورد دیگرِ نوآوری اینکه نمودار ضرایب برآ و پسا با تغییر زاویه حمله و عدد ماخ مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین ساختار جریان روی بال مثلثی، مقایسه الگوی جریان، مشاهده گردابه دوم و انفجار گردابه در تحقیق حاضر بررسی شده است.

۲- روش عددی

معادلات حاکم معادلات سه‌بعدی ناویر-استوکس تراکم‌پذیر پایا می‌باشند. شارهای غیرلزج با روش بالادست‌رو گسسته‌سازی شده و از الگوریتم MUSCL برای افزایش دقت تا مرتبه دوم استفاده شده است. شارهای لزج به‌روش مرکزی مرتبه دوم گسسته می‌شوند. میدان جریان کاملاً آشفته فرض شده و از مدل $k-\omega$ برای مدل‌سازی آشفتگی استفاده شده است. از روش گام‌برداری

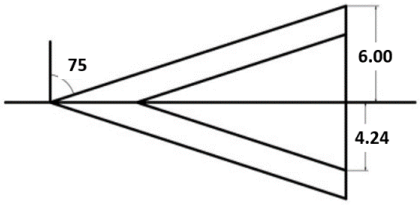
[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-07]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.4.5.8]

زمانی ضمنی برای تسریع در روند حل استفاده شده است[۱۸] و [۱۹]. برای حل مسائل اشاره شده از نرم افزار Ansys Fluent 6.3.26 استفاده شده است.

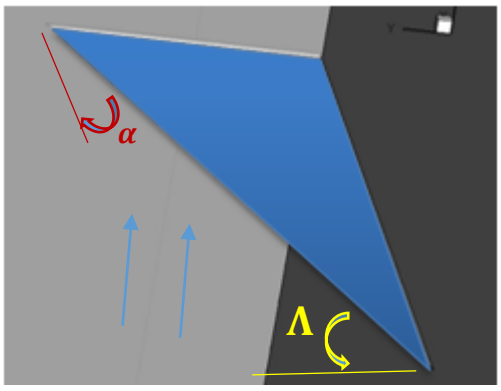
۳- هندسه مدل و شبکه محاسباتی

هندسه مدل در شکل ۲، نشان‌داده شده است که مشابه هندسه ایجاد شده در مقاله میلر و وود [۲] می‌باشد. بال مثلثی مورد مطالعه در این‌جا زاویه پس‌گرایی ۷۵ و ۶۵ درجه دارد. نوک لبه حمله آن به پهنای 0.1 ضخامت بال تخت شده است. سطوح بالا و پایین بال تخت می‌باشند و ضخامت بال ۲٪ طول وتر است. شعاع دامنه محاسباتی ۱۰ برابر طول بال در نظر گرفته شده است.



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

فرض شده است که میدان جریان روی خط مرکزی بال متقارن است. بنابراین، دامنه محاسباتی تنها نیمی از بال را پوشش می‌دهد (شکل ۳). شبکه محاسباتی از نوع بی‌سازمان چهاروجهی است. جهت محاسبه صحیح اثرات لایه مرزی از ۱۷ ردیف شبکه لایه مرزی روی سطح بال استفاده شده است. هم‌چنین برای شبیه‌سازی گردابه‌های روی بال با دقت کافی، ناحیه‌ای با شبکه ریز حول بال در محدوده اثر تقریبی گردابه‌ها در نظر گرفته شده است.



شکل ۳- هندسه رسم شده برای بررسی در این مقاله

۴- استقلال از شبکه

برای اطمینان از استقلال نتایج حل از شبکه محاسباتی، برای هر زاویه عقب‌گرد، پنج نوع شبکه ایجاد شده است که براساس ضریب برآ ارزیابی شده و در جدول ۱ گزارش شده است.

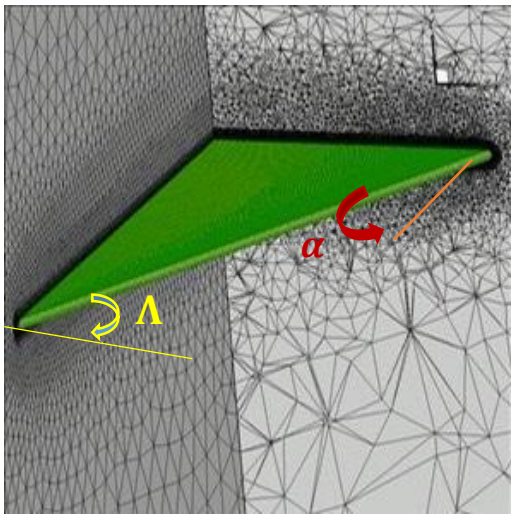
با توجه به جدول ۱، می‌توان برای دست‌یابی به ضرایب آیرودینامیکی مناسب از شبکه ۵ استفاده نمود، چرا که با ریز نمودن تعداد سلول‌ها، تغییر قابل توجهی در ضریب آیرودینامیکی مشاهده نمی‌شود. شکل (۴) همچنین نتایج بدین گونه همگرا می‌شوند که ضریب خطا کمتر از ۰،۰۰۱ باشد.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-07]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.4.5.8]

جدول ۱- شبکه های ایجاد شده برای زاویه عقبگرد ۶۵

	۱	۲	۳	۴	۵
تعداد سلول‌ها	۴۵۸۱۴۹	۵۲۳۲۷۷	۷۶۹۲۵۹	۸۳۳۲۹۸	۱۷۱۲۰۲۷
ضریب برآ	۰,۷۱۰۳	۰,۷۲۵۵	۰,۷۴۸۲	۰,۷۵۶	۰,۷۵۰



شکل ۴- شبکه بندی هندسه بال مثلثی به‌کار رفته

۵- شرایط جریان

عدد ماخ جریان آزاد از ۰/۸ تا ۲ و زاویه حمله از ۸ تا ۲۴ درجه (با گام‌های ۲ درجه) به دلیل اینکه بال مثلثی در این زوایا بیشترین کاربرد و عملکرد آیرودینامیکی دارد و زوایای حمله ۳۵ و ۳۰ به دلیل اینکه در این زوایا انفجار گردابه‌ها رخ می‌دهد، در نظر گرفته شده‌اند. تمامی الگوهای جریان و مشخصه‌های آیرودینامیکی در این مطالعه براساس متغیرهای فیزیکی متوسط‌گیری‌شده با زمان هستند.

۶- اعتبارسنجی نتایج به‌دست آمده

برای اعتبار سنجی نتایج به‌دست آمده، از نتایج مقاله فالونین و همکاران [۸] استفاده شده است که برای تعداد زیادی زوایای حمله و زوایای عقب‌گرد آزمایش‌های تجربی انجام داده و نتایج آن برای اعتبارسنجی معتبر است. در این کار برای ارزیابی صحت مدل آشفتگی انتخاب شده، ابتدا نتایج حاصل از به‌کارگیری چند مدل آشفتگی مختلف، مانند اسپالارت آلامارس(SA)، $k-\varepsilon$ و $k-\omega$، با نتایج تجربی فالونین مقایسه شده است، تا ضمن اعتبارسنجی کلی نتایج، از مدل آشفتگی انتخاب شده ($k-\omega$) نیز اطمینان کامل حاصل شود. در جدول ۲، نتیجه این مقایسه همراه با درصد خطای هرکدام از مدل‌های آشفتگی گزارش شده است. مشاهده می‌شود، مدل آشفتگی $k-\omega$ نسبت به سایر مدل‌های آشفتگی دارای خطای کم‌تری است. دلیل این موضوع که خطای مدل آشفتگی $k-\varepsilon$ نسبت به $k-\omega$ بیشتر است این موضوع می‌باشد که شرط عدم لغزش در آن وجود ندارد و به همین علت دارای خطای بیشتری در مقابل $k-\omega$ می‌باشد. در جدول۲، Cl ضریب برآ، SA مدل آشفتگی اسپارلات آلماراس، $k-\varepsilon$ و $k-\omega$ نیز دو مدل آشفتگی هستند.

دلیل این موضوع که نتایج داده‌های تجربی بیش از ۱۰٪ نسبت به نتایج عددی اختلاف دارند را می‌توان در خطای در اندازه گیری، دقیق نبودن ابزارهای اندازه گیری، وجود دیواره و اثرات لایه مرزی در تونل باد مورد آزمایش و زبری روی سطح بال مثلثی اشاره نمود.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-07]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.4.5.8]

جدول ۲. مقایسه داده‌های به‌دست آمده در این پروژه با داده‌های فالونین [۱۳] برای زاویه عقبگرد ۶۰ و ماخ۱/۲

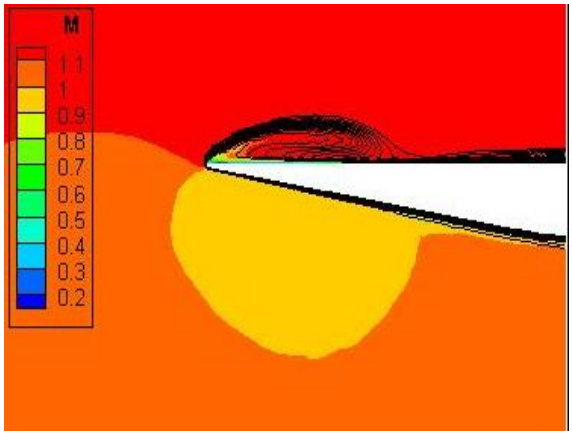
α_N	Cl			Falunin	Error %		
	SA	$k-\varepsilon$	$k-\omega$	M=1.5	SA	$k-\varepsilon$	$k-\omega$
15	0.523	0.564	0.587	0.604	13.41	6.622	2.8145
25	1.032	1.123	1.082	1.048	1.5267	7.1564	3.2442
35	1.034	0.923	1.003	0.958	7.933	14.091	4.6972

۷- بررسی جریان با تغییر زاویه حمله

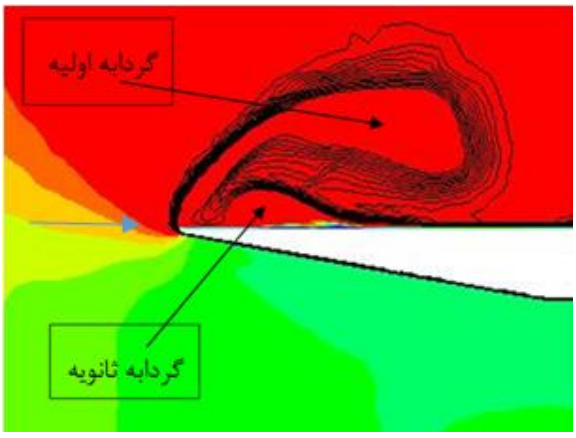
در محاسبات انجام گرفته، زوایای حمله‌ای که در فالونین **[۱۳]** عیناً آورده شده(زوایای ۸، ۱۲، ۱۶ ،۲۰و ۲۴) مورد بررسی قرار گرفته چرا که جریان به صورت عادی روی بال جریان دارد و همچنین زاویه حمله ۳۵ درجه نیز به علت وجود انفجار گردابه‌ها انتخاب شده است.

در شکل‌های ۵ و ۶ کانتورهای ماخ و خطوط فشار کل ثابت در M=۱,۲ برای دو زاویه حمله ۸ و ۳۰ درجه و در مقطع ۹۰٪ ارائه شده است. در زاویه حمله ۸ درجه مشاهده می‌شود که سطح گردابه در این زاویه حمله، کم است. همین‌طور با توجه به گستردگی کانتور ماخ در زاویه حمله ۸ درجه، کاهش گستردگی رنگ‌های مربوط به عدد ماخ مشهود است؛ زیرا جریان می‌تواند به‌راحتی روی بال حرکت کند. امّا در زاویه حمله ۳۰ درجه، با افزایش زاویه حمله، افزایش گستردگی کانتور ماخ در این زاویه حمله مشاهده می‌شود. در زاویه حمله ۳۰ درجه ایجاد گردابه ثانویه روی بال دیده می‌شود. همان‌طور که گفته شد، با افزایش زاویه حمله، سطح گردابه افزایش می‌یابد و این افزایش سطح گردابه نیز کم‌کم باعث ایجاد انفجار در گردابه می‌شود. در ضمن، با افزایش عدد ماخ جریان آزاد، سرعت جریان در قسمت زیر بال کاهش می‌یابد. این عامل باعث ایجاد نیروی برآی بالاتر در زوایای حمله بیش‌تر برای بال مثلثی است. نکته مهم، ایجاد گردابه ثانویه در زاویه حمله بالاتر است. علّت ایجاد این گردابه وجود گرادیان فشار معکوس نزدیک سطح بال است که به جدایش لایه مرزی می‌انجامد.

با جدایش جریان در گردابه اولیه ،جریان دوباره به سطح بال می‌چسبد که باعث بازچسبی جریان به افزایش فشار محلی در نقطه بازچسبی منجر می‌شود. یک ناحیه کم فشار زیر گردابه اول تشکیل می‌شود. با افزایش زاویه حمله، قدرت گردابه اولیه افزایش می‌یابد که باعث کاهش بیشتر در فشار روی سطح بال می‌گردد و گردابه ثانویه به همین ترتیب شکل می‌گیرد.



شکل ۵- کانتور ماخ و خطوط فشار ثابت در مقطع ۹۰٪ برای حالت M=1.2 α=8,Λ=65,

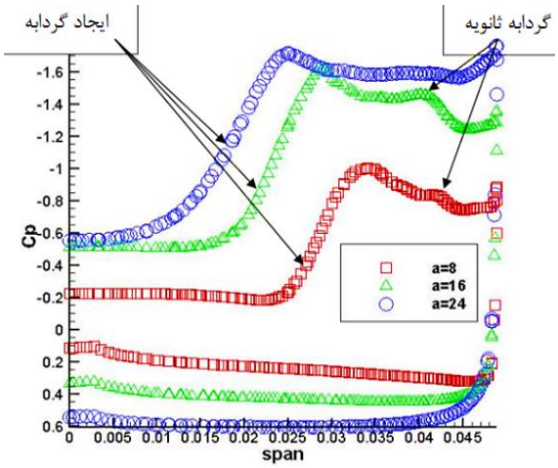


شکل ۶- کانتور ماخ و خطوط فشار ثابت در مقطع ۹۰٪ برای حالت-M=1.2 α=30,Λ=65,

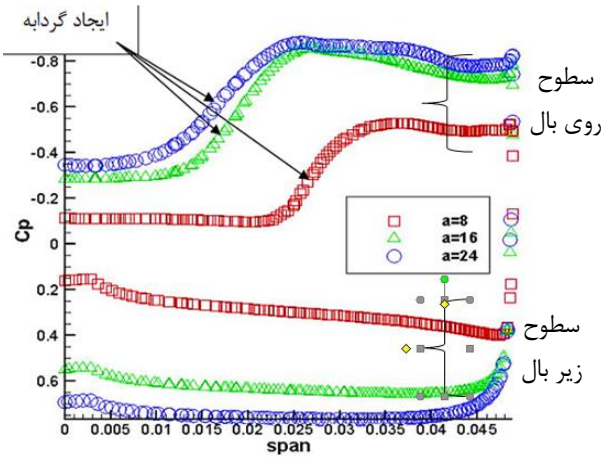
براساس نمودارهای ضریب فشار برحسب طول وتر (شکل‌های ۷ و ۸)، مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله، مساحت تحت اشغال این نمودارها افزایش می‌یابد. به‌طور مثال، منحنی توزیع فشار برای زاویه حمله ۸ درجه در ابتدا مقدار کمی دارد و با

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-07]
[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.4.5.8]

افزایش زاویه حمله، این منحنی سیر صعودی پیدا می‌کند. همین‌طور منحنی زاویه حمله ۲۴ درجه، توزیع فشار بالاتری را نشان می‌دهد. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که با افزایش زاویه حمله، قدرت گردابه روی بال افزایش یافته و اختلاف فشار سطح بالایی و پایینی افزایش می‌یابد. این موضوع برای افزایش نیروی برآی بال مثلثی، بسیار موثر است. ضریب فشار در زاویه حمله ۸ درجه به دلیل اینکه زاویه حمله کم می‌باشد و گردابه‌های روی بال کاملاً شکل نگرفته‌اند نسبت به ضریب فشار در زوایای حمله ۱۸ و ۲۴ درجه دارای تفاوت است. در زوایای حمله ۱۸ و ۲۴ درجه به دلیل اینکه گردابه به خوبی شکل گرفته در نتیجه ضریب فشار در ابتدا نزدیک یکدیگر هستند.

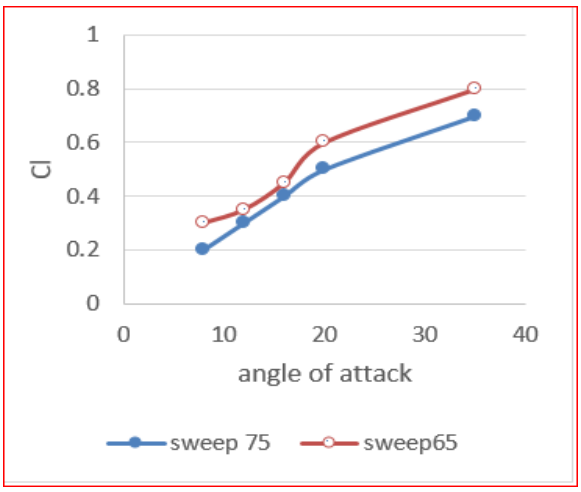


شکل ۷- مقایسه نمودارهای ضریب فشار بر حسب زاویه حمله در مقطع ۹۰٪ =65, M=0.8

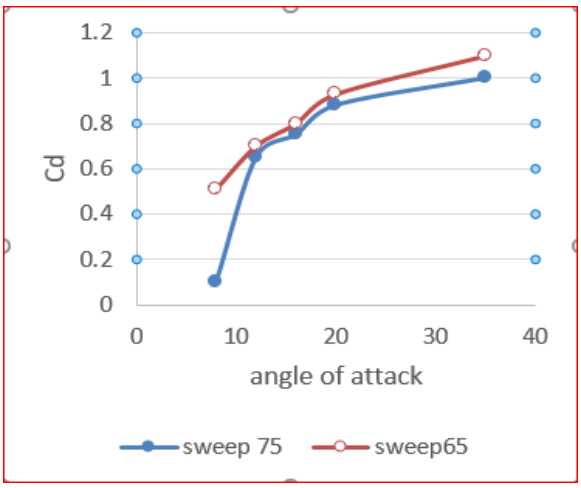


شکل ۸- مقایسه نمودارهای ضریب فشار بر حسب زاویه حمله=65, M=1.2

شکستگی‌های موجود در منحنی‌های توزیع فشار به‌دلیل ایجاد گردابه، افزایش سرعت و در نتیجه کاهش فشار است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در عدد ماخ ۰/۸ شکستگی بیش‌تری در منحنی دیده می‌شود. گردابه در روی بال بدون ایجاد موج ضربه‌ای شکل می‌گیرد و با افزایش زاویه حمله، طول و شیب خطوط شکستگی کاهش می‌یابد. شکستگی ایجاد شده برای سطح زیرین بال، به خاطر انبساط جریان در محل شکستگی نزدیک نوک بال است.



شکل ۹- نمودارها ضریب برآی حالت M=2

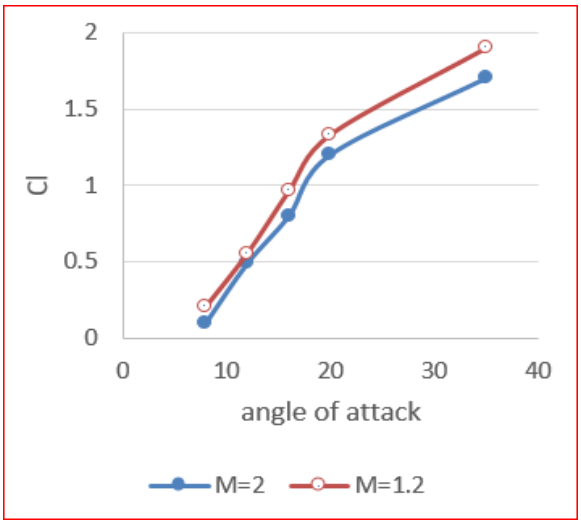


شکل ۱۰- نمودارهای ضریب پسای حالت M=2

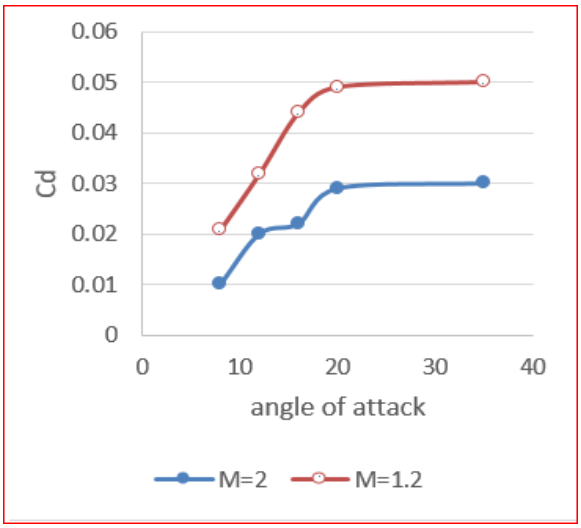
[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-07]
[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.4.5.8]

شکل‌های ۹ و۱۰، به‌ترتیب نمودارهای ضریب برآ برحسب زاویه حمله و ضریب پسا برحسب زاویه حمله را با تغییر زاویه عقب‌گرد نشان می‌دهند. مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله، مقدار ضریب برآ و پسا نیز افزایش می‌یابد. تغییرات زاویه حمله بین ۸ تا ۳۵ درجه می‌باشد. اعداد فوق به این دلیل انتخاب شده‌اند که قبل از زاویه ۸ درجه مقدار ضریب برآ برای بال‌های مثلثی بسیار کم است و برای ایجاد نیروی پسای مورد نیاز باید زاویه حمله افزایش یابد. زاویه ۳۵ درجه نیز به این دلیل انتخاب شده است که در این زاویه گردابه‌ها از بین می‌روند و پس از آن، ضریب نیروی برآ و پسا تقریبا کاهش می‌یابد و انفجار گردابه ها (واماندگی) را در این حالت داریم.

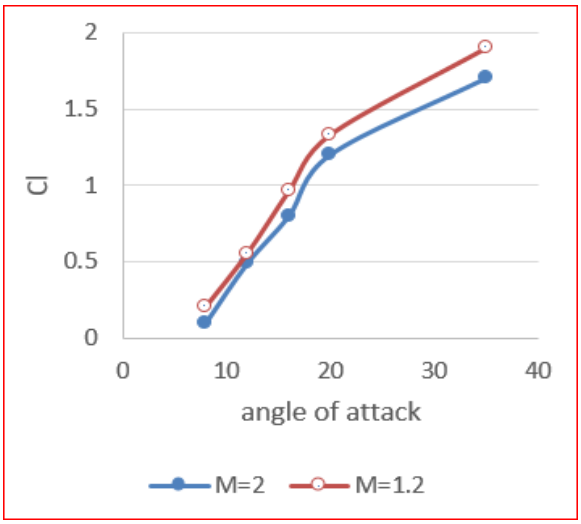
شکل‌های ۱۱ و ۱۲ به‌ترتیب نمودارهای ضریب برآ و ضریب پسا برحسب زاویه حمله را برای اعداد ماخ مختلف نشان می‌دهند. مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله، مقدار ضریب برآ و پسا نیز افزایش می‌یابد. تغییرات زاویه حمله بین ۸ الی ۳۵ درجه می‌باشد. همچنین در شکل ۱۲ ضریب پسا بین زاویه حمله ۲۴ و ۳۵ درجه به صورت ثابت نبوده و دارای اختلاف در حدود چند هزارم هستند.



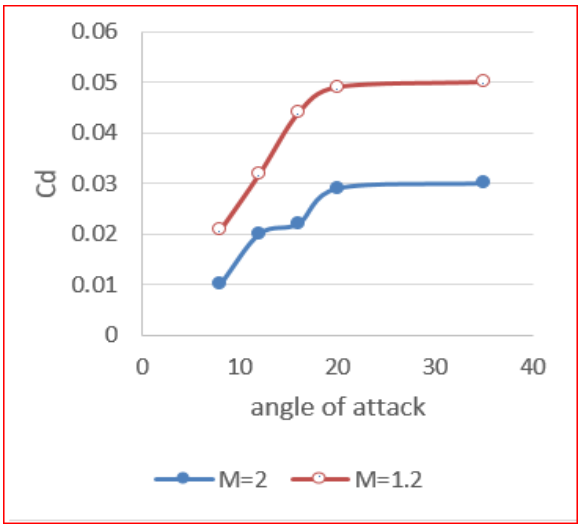
شکل ۱۱- نمودارهای ضریب برآ با تغییر عدد ماخ



شکل ۱۲- نمودارهای ضریب پسا با تغییر عدد ماخ



شکل ۱۳- ضریب برآ بر حسب عدد ماخ برای حالت ۲۰°α=



شکل ۱۴- ضریب پسا بر حسب عدد ماخ برای حالت ۲۰°α=

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-07]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.4.5.8]

شکل‌های ۱۳ و ۱۴ به‌ترتیب نمودارهای ضرایب برآ و پسا برحسب عدد ماخ را نشان می‌دهند. گستره عدد ماخ بین ۱/۲ و ۲ است و زاویه حمله مورد نظر ۲۰ درجه می‌باشد. مشاهده می‌شود در جریان مافوق صوت با افزایش عدد ماخ، ضرایب برآ و پسا کاهش می‌یابند.

با توجه به روابط ۸ و ۹ مشاهده می‌شود که به دلیل اینکه پارامتر عدد ماخ در مخرج واقع شده، در جریان مافوق صوت با افزایش عدد ماخ ضرایب برآ و پسا کاهش می‌یابند.

$$C_l = \frac{4\alpha}{\sqrt{{M_\infty}^2 - 1}} \quad (۸)$$

$$C_d = \frac{4\alpha^2}{\sqrt{{M_\infty}^2 - 1}} \quad (۹)$$

مطابق محاسبات انجام شده در نزدیکی زاویه حمله ۳۵ درجه، پدیده انفجار گردابه‌ها رخ می‌دهد و این امر باعث افت شدید کارایی بال‌های مثلثی می‌شود و به همین دلیل است که نمی‌توان زاویه حمله را تا مقدار دلخواه افزایش داد.

۸- نتیجه‌گیری

در این تحقیق جریان پایا روی بال مثلثی در حالت‌های مختلفی از زوایای حمله و اعداد ماخ به‌صورت عددی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفت. نتایج نشان می‌دهد که با تغییر عدد ماخ و یا زاویه حمله، الگوی جریان روی سطح بالایی بال تغییر می‌کند. با افزایش زاویه حمله مساحت گردابه روی بال افزایش می‌یابد؛ به‌گونه‌ای که در زوایای حمله بالا شاهد ایجاد گردابه ثانویه، علاوه‌بر گردابه اولیه هستیم.

هم چنین، هر چه عدد ماخ افزایش یابد، سطح گردابه کاهش می‌یابد. در اعداد ماخ بیش از ۱/۲، لبه حمله بال مثلثی مافوق‌صوت شده و موج انبساطی منتشرشده از لبه حمله، به جریان شتاب می‌دهد. در زوایای حمله بالا نیز انفجار گردابه‌ها دیده می‌شود که در سرعت‌های جریان آزاد مختلف بررسی شده است.

در نمودارهای ضریب فشار مشاهده شد که با افزایش زاویه حمله، منحنی‌های توزیع ضریب فشار بزرگ‌تر شده و فضای بیش‌تری را اشغال می‌نمایند. شکستگی قسمت بالایی این نمودارها به‌علت ایجاد گردابه‌ها و شکستگی کوچک قسمت پایینی این نمودارها به‌علت انبساط جریان در محل شکستگی نزدیک نوک بال است.

در کلیه نمودارهای ضریب برآ برحسب زاویه حمله و نمودارهای ضریب پسا برحسب زاویه حمله مشاهده می‌شود که با افزایش زاویه حمله، هم ضریب برآ و هم ضریب پسا افزایش می‌یابند و نیز با افزایش عدد ماخ، ضرایب برآ و پسا کاهش می‌یابند.

فهرست علامت‌ها

علائم انگلیسی	
عدد ماخ	M
ضریب برآ	Cl
ضریب پسا	Cd
علائم یونانی	
زاویه حمله	α
زاویه پسگرایی	Λ
چگالی	ρ

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-07]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.4.5.8]

مراجع

[1] Szodruch JG and Peake DJ ,Leeward Flow over Delta Wings at Supersonic Speeds. NASA-TM, (1980) n. 81187.

[2] Miller DS and Wood RM ,Leeside Flows over Delta Wings at Supersonic Speeds. Journal of Aircraft, (1984) v. 21, n. 9, pp. 680-686.

[3] Stanbrook A, and Squire LC وPossible Types of Flow at Swept Leading Edges. Aeronautical Quarterly, (1964) v. 15, n. 2, pp. 72-78.

[4] Seshadri SN and Narayan KY وPossible Types of Flow on Lee-Surface of Delta Wings at Supersonic Speeds. Aeronautical Journal, (1998) n. 5, pp. 185-199.

[5] Brodetsky MD, Krause E, Nikiforov SB, Pavlov AA, Kharitonov AM, Shevchenko AM, Evolution of Vortex Structures on Leeward Side of a Delta Wing. Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, (2001) v. 42, n. 2, pp. 242-254.

[6] Imai G, Fujii K, Oyama A, Computational Analyses of Supersonic Flows over a Delta Wing at High Angles of Attack. the 24^{th} Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS) (2006).

[7] Oyama A, Ito M, Imai G, Tsutsumi S, Amitani N, Fujii K, Mach Number Effetc on Flow Field over A delta Wing in Supersonic Region. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. (2008)

[8] 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, (2018) ISSN: 1662-7482, Vol. 889, pp 434-439.

[9] Ilya Bashiera Hamiz, Sher Afghan Khan, Aerodynamics Investigation of Delta Wing at Low Reynold's Number. CFD Letters, (2019) Volume 11, Issue 2, pp 32-41

[10] 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)

[11] 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

[12] Wybe Rozema, Johan C.Kok, Arthur E.P. Veldman, Roel W.C.P. Numerical simulation with low artificial dissipation of transitional flow over a delta wing, Journal of Computational Physics. (2019) Doi:https://doi.org/10.1016/j.jcp.2019.109182

[13] Lance W. TraubExperimental Evaluation of Partial-Span Flaps on a Seventy-Degree Delta Wing. Journal of aircraft. (2020) https://doi.org/10.2514/1.C036019

[14] Guillermo-Monedero, Daniel ,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. (2020) http://orcid.org/0000-0003-4432-2012

[15] Arun, M. P.; Satheesh, M.; Dhas, Edwin Raja J. ,Optimization of Aerodynamic Parameters of Cropped Delta Wing with Fence at Sonic Mach Number. Journal of Computational and Theoretical Nanoscience, Volume 16, Number 2, (2020) February 2019, pp. 403-409(7), American Scientific Publishers, https://doi.org/10.1166/jctn.2019.7740

[16] Ahmed Mohamed Mohamed Draz ; H. M. El Saadany; M. M. Awad; W. M. El Awady Investigation of Air Flow Over Delta and Cranked Arrow Delta Wings. MANSOURA ENGINEERING JOURNAL, (2020) (MEJ), VOL. 45, ISSUE 2, DOI: 10.21608/BFEMU.2020.112323

[17]Falunin MP, Ul'yanov GS, Makshin AA et al. Supersonic Aerodynamic characteristics of delta wings at high angles of attack. Fluid Dyn 3: (1968) 105, doi:10.1007/BF01029549.

[18] مصطفی هادی‌دولابی ,حسین انصاریان (۱۳۹۳) بررسی عددی اثر عدد ماخ و زاویه حمله بر الگوی جریان روی بال مثلثی ۶۰ درجه، نشریه دانش و فناوری هوافضا، سال سوم، شماره دوم، پاییز و زمستان ۱۳۹۳.

[19] مصطفی هادی‌دولابی ,حسین انصاریان(۱۳۹۶) بررسی عددی تغییرات الگوی جریان روی بال مثلثی ۶۰ درجه از مادون صوت تا ماوراء صوت، مجله مهندسی مکانیک ، شماره پیاپی ۸۰، جلد ۴۷، شماره۳، پاییز ، ۱۳۹۶

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-07]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.4.5.8]

چکیده انگلیسی:

Numerical Analysis of Delta Wing 65 and 75 Backward Angle Degrees in Different Angles of Attack and Mach numbers

Alireza Sekhavat Benis[1], Mostafa HadiDoolabi[2*]

1 Ph.D. candidate, Islamic Azad University, Tehran, science and research branch
2 Associate Professor, Malek Ashtar University of technology

Received: January 2021, Accepted: March 2021

Abstract

Steady flow over a delta-wing at 65 and 75 sweep angles with a flat cross-section and a leading-edge that is not quite sharp is analyzed in different AOAs and flow regimes. Flow pattern on the upper-surface of the wing, is divided to 6 categories, based on the vertical components of the AOA and Mach number on the leading-edge. The aerodynamic coefficients of the wing are calculated for all cases and the related graphs and flow patterns are investigated. The calculated coefficients are compared with the published cases from previous studies and the observed differences based on various Mach numbers and AOAs are discussed. The results indicates that by increasing the Mach number, the lift and drag coefficients are increased. Pressure contours shows that by increasing the AOA, the pressure on the upper-surface and lower-surface is decreased and increased respectively. A large part of the pressure drop is due to the leading edge vortices on the wing-surface. In flow speeds over Mach=2 the leading edge speed become supersonic and expansion waves propagated from the leading edge accelerate the flow, and as the AOA increase, the shock-wave power is increase and cause a growth to the lift and drag coefficients.

Key words: AOA (Angle of Attack); Mach number; Vortex Breakdown.
*corresponding author: arsb90@gmail.com

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-07]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.4.5.8]