



## بررسی عددی اثرات سوئپ و تیزی لبه حمله روی رفتار آیرودینامیکی بال مثلثی

علیرضا سخاوت‌بنیس<sup>۱</sup>، رضا آقایی‌طوق<sup>۲\*</sup>، مصطفی هادی دولابی<sup>۳</sup>

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

۲- استادیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات تهران، ایران

۳- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

\* کد پستی 1477893855 تهران، ایران. reza\_tog@srbiau.ac.ir

### چکیده

بال مثلثی در زوایای حمله مختلف، رژیم‌های صوتی متفاوت، زوایای عقبگرد گوناگون و لبه حمله تیز و خمیده، مورد تحلیل و بررسی عددی قرار گرفته شده است. الگوی جریان روی سطح بالایی بال برای کلیه موارد مذکور حل شده و روند جریان به صورت‌های مختلف به تصویر درآمده است. الگوی جریان روی بال مثلثی مورد مطالعه در این تحقیق با الگوهای شناخته شده در مطالعات پیشین مقایسه شده و تغییرات این الگوها با تغییر عدد ماخ جریان آزاد و تغییر زاویه حمله و تغییر زوایای عقبگرد و تغییر لبه حمله مورد بحث قرار گرفته است. تصاویر بدست آمده از آشکارسازی‌ها نشان می‌دهد که روی سطح بالایی بال مثلثی، گردابه‌ای پدید می‌آید که با افزایش عدد ماخ، به سطح بال، نزدیکتر شده و تدریجاً کشیده‌تر می‌شود. هم چنین، علاوه بر گردابه اولیه، در قسمت بین این گردابه و سطح روی بال، گردابه ثانویه نیز پدید می‌آید. در اعداد ماخ بیش از ۱/۲، لبه حمله بال مثلثی مافوق صوت شده و موج انبساطی منتشر شده از لبه حمله، به جریان شتاب می‌دهد. در زوایای حمله بالا نیز انفجار گردابه‌ها را شاهد هستیم که در سرعت‌های جریان آزاد مختلف و زوایای عقبگرد گوناگون و لبه حمله‌های متفاوت نیز این گونه انفجارها را مورد مذاقه قرار داده شده است.

### اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: ۲۰ مهر ۱۳۹۹

پذیرش: ۲۵ بهمن ۱۳۹۹

ارائه در سایت: ۲۵ بهمن ۱۳۹۹

### کلیدواژگان

بال مثلثی

الگوی جریان

گردابه لبه حمله

انفجار گردابه

## Numerical analysis of the effects of sweep angle and sharpness of leading edge on Aerodynamic behavior of delta wing

Alireza Sekhavat Benis<sup>1</sup>, Reza AAgaei Togh<sup>2\*</sup>, Mostafa Hadi Doolabi<sup>3</sup>

1- Faculty of aerospace engineering, Science and research branch, Islamic Azad university, Tehran, Iran

2- Faculty of aerospace engineering, Science and research branch, Islamic Azad university, Tehran, Iran

3- Faculty of aerospace engineering, Malek Ashtar university of technology, Tehran, Iran

\* P.O.B. 1477893855 Tehran, Iran, reza\_tog@srbiau.ac.ir

### Article Information

Original Research Paper

Received 11 October 2020

Accepted 13 February 2021

Available Online 13 February 2021

### Keywords

Delta wing

Flow algorithm

Leading edge vortex

Vortex breakdown.

### Abstract

Delta wing is studied in several Mach numbers, sweep angles, sharp and curved edges of attack. Algorithm of flow on upper side of the wing is studied and illustrated. Algorithm of flow is compared with the elder studies and changes of these options by Mach number and angle of attack and sweep angle is determined. Illustrations show that on the upper side of the delta wing, a vortex arises that by increasing Mach number, stretches and comes near the wing. Also addition to the primary vortex, secondary vortex arises. In Mach numbers up to

### Please cite this article using:

Alireza Sekhavat Benis, Reza AAgaei Togh, Mostafa Hadi Doolabi, Numerical analysis of the effects of sweep angle and sharpness of leading edge on Aerodynamic behavior of delta wing, *Journal of Mechanical Engineering and Vibration*, Vol. 11, No. 4, pp. 49-58, 2020-2021 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

1.2 edge of attack becomes supersonic and expansion waves, accelerate the flow. In higher angles of attack, vortex breakdown occurred that in different Mach numbers and different angles of attack is studied.

### ۱- مقدمه

بال‌های مثلثی کاربردهای فراوانی در وسایل هوافضایی دارند که از جمله آن می‌توان به هواپیمای جنگنده با مانوردهی بالا و هواپیمای مسافربری مافوق‌صوت و پهپادهای جنگنده اشاره نمود. تحقیقات فراوانی در رابطه با آیرودینامیک بال‌های مثلثی انجام شده است. بسیاری از هواپیماهای مافوق‌صوت، دارای بال مثلثی هستند که در برخورد از روی باند و فرود روی باند باید دارای زاویه حمله بالا باشند چرا که عملکرد این بال‌ها در سرعت‌های کم، بسیار پایین است. پدیده غالب در جریان روی بال‌های مثلثی در زوایای حمله بالا، گردابه‌هایی هستند که از لبه حمله جدا می‌شوند و به شکل دایره‌ای روی بال می‌آیند. جریان از لبه حمله بال روی سطح مکش بال جدا می‌شود. این جریان روی بال باعث

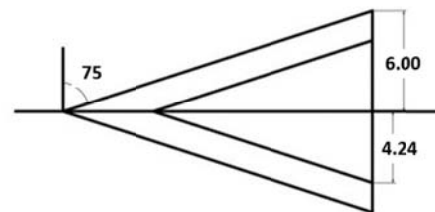
به وجود آمدن سرعت محوری و چرخش زیاد و فشار کم در این گردابه می‌شود که خود این هم باعث مکش مضاعف و به وجود آوردن نیروی برآ روی بال مثلثی می‌شود.

اولین تلاش برای درک جریان مافوق‌صوت حول بال‌های مثلثی در شرایط مختلف جریان و برای هندسه‌های مختلف بال توسط استنبروک و اسکوایر [۱] انجام شد. آنها با ارزیابی همه داده‌های تجربی موجود، طبقه‌بندی الگوهای جریان را بر اساس مؤلفه زاویه حمله عمود بر لبه حمله  $\alpha_N$  و مؤلفه عدد ماخ عمود بر لبه حمله  $M_N$  ارائه دادند. آنها جریان را به دو نوع تقسیم‌بندی کردند: جریان چسبیده و جریان جداشده در لبه حمله. خط مرزی بین این دو نوع جریان در نزدیکی  $M_N = 1$  وجود دارد و به نام مرز استنبروک-اسکوایر شناخته می‌شود. پارامترهای  $\alpha_N$  و  $M_N$  به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

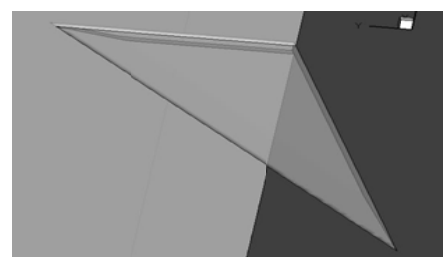
$$\alpha_N = \tan^{-1}(\tan \alpha / \cos \Lambda) \quad (1)$$

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

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 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. اوایاما و همکاران [۷] اثر عدد ماخ بر میدان جریان روی یک بال مثلثی با لبه حمله پخ و در زوایای حمله بالا بررسی کردند. مطابق با نتایج آنان، جریان روی بال مثلثی با لبه حمله پخ، اختلاطی از دو نوع مختلف جریان فراصوت با



شکل ۱: هندسه معرفی شده در مقاله میلر و وود [۲]



شکل ۲: هندسه رسم شده برای بررسی در این مقاله

است. همچنین ساختار جریان روی بال مثلثی، مقایسه الگوی جریان، مشاهده گردابه دوم و انفجار گردابه در تحقیق حاضر بررسی شده است.

در مقاله حاضر، میدان جریان حول بال مثلثی با لبه حمله‌های تیز و گرد در زوایای حمله و اعداد ماخ مختلف مافوق صوت به صورت عددی شبیه‌سازی شده و نتایج تحلیل شده‌اند. هدف این مطالعه بررسی دقیق‌تر الگوهای میدان جریان در حالات مختلف، مکانیزم شکل‌گیری این الگوها و تغییرات آنها و بررسی رفتار آیرودینامیکی می‌باشد.

$$-(M^2 - 1)\varphi_{xx}(x, y, z, t) + \varphi_{yy}(x, y, z, t) + \varphi_{zz}(x, y, z, t) - \frac{1}{a^2}[2U\varphi_{xt}(x, y, z, t) + \varphi_{tt}(x, y, z, t)] = 0 \quad (3)$$

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

$$Q = -2 \int_0^h \int_{-mx}^{mx} [\varphi_t(x, y, z, t) + U\varphi_x(x, y, z, t)] dx dy \quad (4)$$

که در رابطه فوق،  $\rho$  مقدار چگالی می‌باشد.

## 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 به روش 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 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 ۱، نشان داده 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. لبه حمله به شکل تیز و گرد است که نوک آن به پهنای ۰/۱ ضخامت بال تخت شده است. در مدل لبه حمله گرد، شعاع ایجاد شده ۰/۱ است. (حالت لبه حمله گرد به علت نزدیکی این حالت

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. هان تو 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. تراب [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 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. 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 دیگر نوآوری اینکه نمودار ضرایب برآ و پسا با تغییر زاویه حمله و عدد ماخ مورد بررسی قرار گرفته

به واقعیت در ساخت، انتخاب شده است) سطوح بالا و پایین بال تخت می‌باشند و ضخامت بال ۲٪ طول وتر است.

#### ۴- استقلال از شبکه

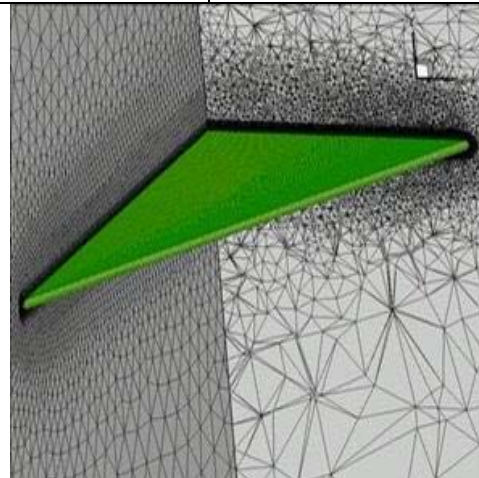
برای این که از میزان ریز بودن شبکه اطمینان حاصل نماییم، برای هر زاویه عقبگرد، پنج نوع شبکه ایجاد نموده‌ایم. اگر به جایی برسیم که با ریزتر کردن شبکه حل، مقدار پاسخ ما به میزان محسوسی تغییر نکند، می‌توانیم همان شبکه را نیز به عنوان شبکه مرجع در نظر بگیریم و از ریزتر کردن شبکه و طولانی تر کردن پروسه حل جلوگیری نماییم.

فرض شده است که میدان جریان روی خط مرکزی بال متقارن است. بنابراین، دامنه محاسباتی تنها نیمی از بال را پوشش می‌دهد (شکل ۲). شبکه محاسباتی از نوع بی‌سازمان چهاروجهی بوده که به روش دلانی تولید شده 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. کل شبکه شامل ۳,۲۱۳,۴۲۳ سلول می‌باشد (شکل ۳).

جدول ۱: شبکه‌های ایجاد شده برای زاویه عقبگرد ۶۵

۳	۲	۱	
۷۶۹۲۵۹	۵۳۳۲۷۷	۴۵۸۱۴۹	تعداد سلول‌ها
۰,۷۴۸۲	۰,۷۲۵۵	۰,۷۱۰۳	ضریب برآ
	۵	۴	
	۱۷۱۲۰۲۷	۸۳۳۲۹۸	تعداد سلول‌ها
	۰,۷۵۰	۰,۷۵۶	ضریب برآ

انتخاب شده‌اند. که با احتساب لبه‌های حمله تیز و گرد به این ترتیب تعداد ۶۰ اجرا گرفته شده است. همه الگوهای جریان و مشخصه‌های آیرودینامیکی در این مطالعه بر اساس متغیرهای فیزیکی متوسط‌گیری شده با زمان هستند.



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

#### ۶- اعتبارسنجی نتایج بدست آمده

برای اعتبار سنجی نتایج بدست آمده، از مقاله فالونین و همکاران [۸] استفاده شده است. مقاله مورد نظر که برای زوایای حمله بسیار زیاد و همچنین زوایای عقبگرد فراوان تست‌های عملی بسیار زیادی انجام داده و نتایج آن می‌تواند برای اعتبار سنجی این مقاله مفید باشد. با مقایسه مدل‌های آشفتگی (جدول ۲)، متوجه این نکته می‌شویم که مدل آشفتگی  $k\omega$  نسبت به سایر مدل‌های آشفتگی دارای خطای کمتر و قابل قبول است و در نتایج بدست آمده نیز از همین مدل آشفتگی استفاده شده است.

#### ۵- شرایط جریان

عدد ماخ جریان آزاد از ۱/۲ تا ۲ و زاویه حمله از ۸ تا ۲۰ درجه (با گام‌های ۴ درجه) بعلاوه زاویه حمله ۳۵ درجه و مدل‌های  $k-\varepsilon$  و  $k-\omega$  و  $SA$  برای مدل‌سازی آشفتگی،

جدول ۲: مقایسه داده‌های بدست آمده در این پروژه با داده‌های فالونین [۱۷] برای زاویه عقبگرد ۶۰ و ماخ ۱,۵

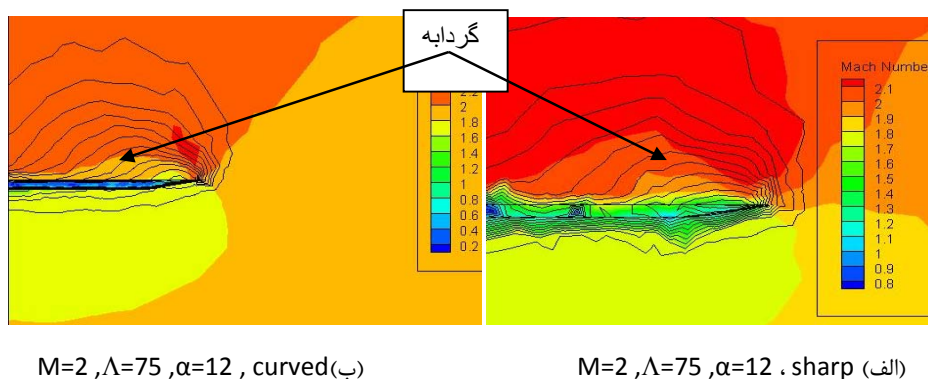
$\alpha_N$	Cl			Falunin	Error %		
	SA	k - $\epsilon$	k - $\omega$		SA	k - $\epsilon$	k - $\omega$
15	0.523	0.564	0.587	0.604	13.41	6.622	2.8145
25	1.032	1.123	1.082	1.048	1.5267	7.1564	3.2442
35	1.034	0.923	1.003	0.958	7.933	14.091	4.6972

ترتیب که از مباحث فوق برمی‌آید، فشار حول بال مثلثی با لبه حمله گرد بیشتر از لبه حمله تیز است که این موضوع در نمودارهای آتی نیز بررسی و اثبات شده‌است.

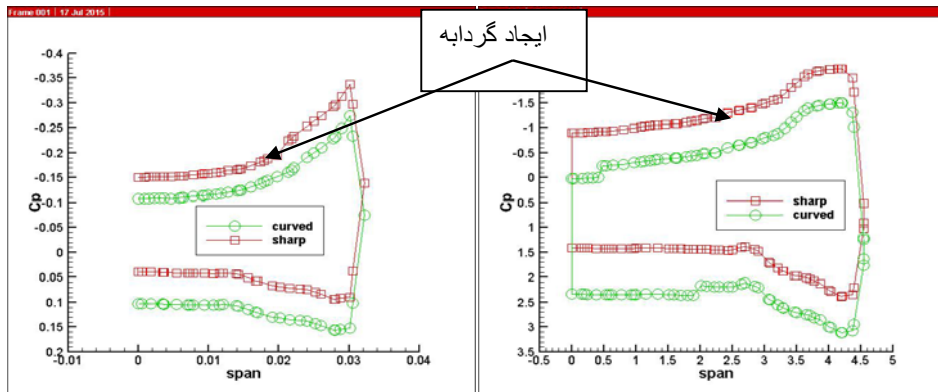
نمودارهای ضریب فشار در مقطع ۹۰٪ طول بال در حالت‌های مختلف برای بال مثلثی با لبه حمله تیز و گرد با هم مقایسه شده‌است (شکل‌های ۵). در هر دو شکل (الف) و (ب) مشاهده می‌شود که هم در سطوح بالایی و هم در سطوح پایینی، مقادیر ضریب فشار برای بال مثلثی دارای لبه حمله گرد، بیشتر است. برای سطوح بالایی نمودار شاهد شکستگی هستیم که علت آن ایجاد گردابه روی سطح بالایی بال مثلثی است. در شکل (الف) به دلیل اینکه زاویه حمله ۲۰ درجه می‌باشد، شکستگی بیشتری نسبت به شکل (ب) مشاهده می‌نماییم.

### ۷- بررسی جریان با تغییر تیزی لبه حمله

میزان گستردگی خطوط فشار در لبه حمله گرد بیشتر از میزان گستردگی فشار در لبه حمله تیز می‌باشد، همچنین سطح گردابه در لبه حمله گرد بیشتر از سطح گردابه در لبه حمله تیز است (شکل‌های ۴). همچنین سرعت روی سطح بالایی لبه حمله تیز حداکثر ۲/۲ (قرمز پررنگ) ولی برای لبه حمله گرد حداکثر ۲/۱ (قرمز کم رنگ) می‌باشد، پس فشار روی سطح بالایی لبه حمله گرد بیشتر از فشار روی سطح بالایی لبه حمله تیز است. اگر برای سطح پایینی نیز بررسی نماییم، برای لبه حمله تیز حداکثر ۱/۸ (زرد) ولی برای لبه حمله گرد حداکثر ۱/۶ (سبز) می‌باشد. پس فشار در سطح پایینی لبه حمله گرد بیشتر از فشار در سطح پایینی لبه حمله تیز است. به این



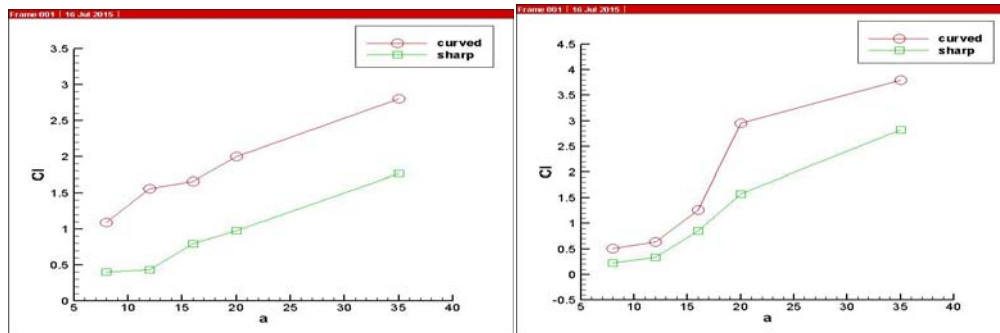
شکل ۴: کانتور ماخ و خطوط فشار کل ثابت در مقطع ۹۰٪ طول بال در حالت‌های مختلف



(ب)  $\Lambda=75, \alpha=8, M=1.2$

(الف)  $\Lambda=65, \alpha=20, M=2$

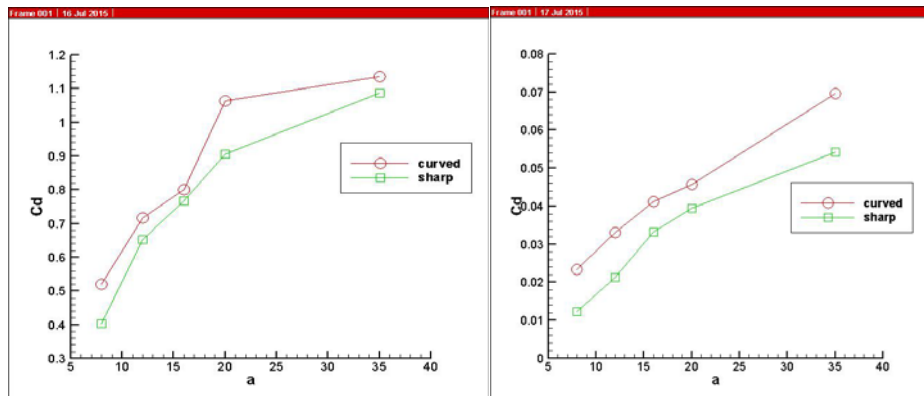
شکل ۵: مقایسه نمودارهای ضریب فشار بر حسب زاویه حمله با تغییر زاویه عقبگرد در مقطع ۹۰٪ بال در حالت‌های مختلف



(ب)  $M=2, \Lambda=65, kw$

(الف)  $M=2, \Lambda=75, kw$

شکل ۶: مقایسه نمودارهای ضریب برآ بر حسب زاویه حمله با تغییر نوع لبه حمله



(ب)  $M=2, \Lambda=65, kw$

(الف)  $M=2, \Lambda=75, kw$

شکل ۷: مقایسه نمودارهای ضریب پسا بر حسب زاویه حمله با تغییر لبه حمله

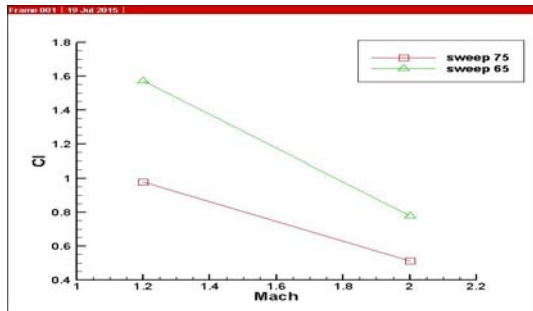


که در هر دو نمودار، ضریب برآ برای بال مثلثی با لبه حمله گرد، بیشتر از ضریب برآ برای بال مثلثی با لبه حمله تیز است.

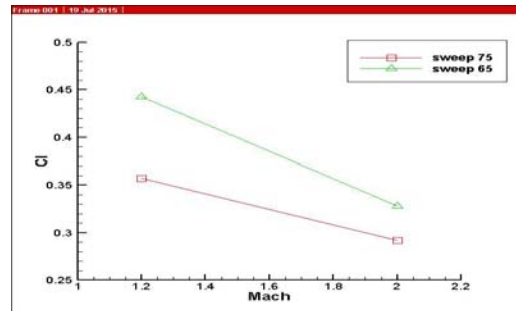
در شکل‌های (۷) که نمودار ضریب پسا بر حسب زاویه حمله با تغییر زاویه عقبگرد نمایش داده شده است، هم برای زاویه عقبگرد ۷۵ (الف) و هم برای زاویه عقبگرد ۶۵ (ب)، مشاهده می شود که در هر دو نمودار، ضریب پسا برای بال مثلثی با لبه حمله گرد، بیشتر از ضریب پسا برای بال مثلثی با لبه حمله تیز است.

علت این پدیده، این است که با افزایش زاویه حمله، سطح گردابه بیشتر شده و فشار روی بال افزایش می‌یابد و در نهایت، انفجار گردابه را شاهد خواهیم بود.

نمودار ضریب برآ بر حسب زاویه حمله با تغییر زاویه عقبگرد در شکل‌های (۶) نمایش داده شده است، هم برای زاویه عقبگرد ۷۵ (الف) و هم برای زاویه عقبگرد ۶۵ (ب)، مشاهده می شود

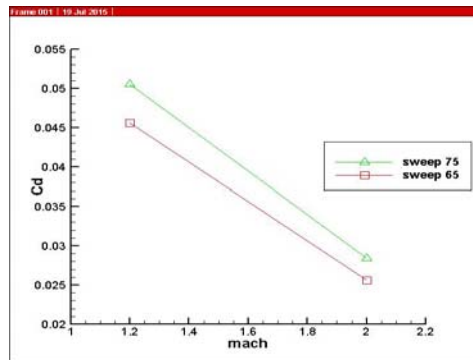


(ب) حالت  $\alpha=20$

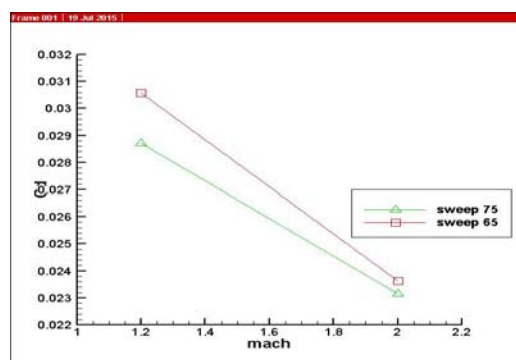


(الف) حالت  $\alpha=8$

شکل ۸: مقایسه نمودارهای ضریب برآ بر حسب عدد ماخ

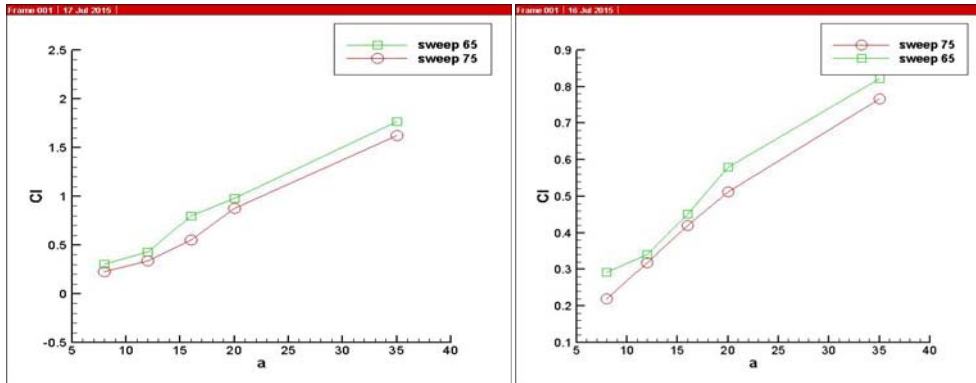


(ب) حالت  $\alpha=20$



(الف) حالت  $\alpha=8$

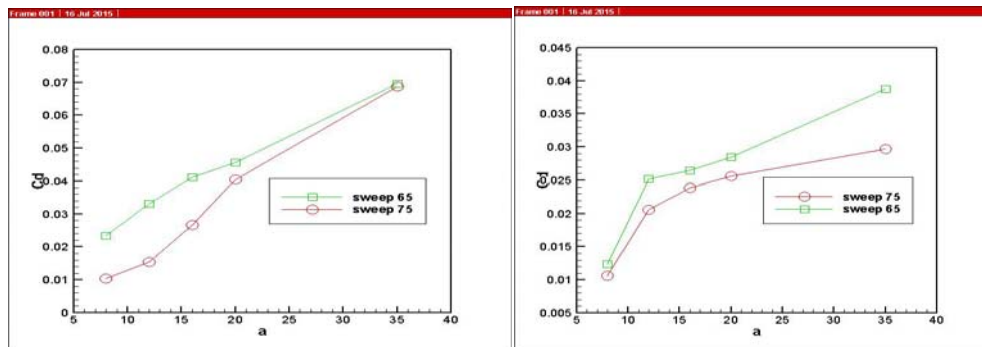
شکل ۹: مقایسه نمودارهای ضریب پسا بر حسب عدد ماخ



M=2, kw (ب)

M=1.2, kw (الف)

شکل ۱۰: مقایسه نمودارهای ضریب برآ بر حسب زاویه حمله با مقایسه زوایای سوئپ



M=2, kw (ب)

M=1.2, kw (الف)

شکل ۱۱: مقایسه نمودارهای ضریب پسا بر حسب زاویه حمله با تغییر زاویه عقبگرد

اثبات می‌شود که با افزایش زاویه سوئپ، ضریب برآ کاهش می‌یابد.

## ۸- بررسی جریان با تغییر زاویه سوئپ

نمودار ضریب برآ بر حسب عدد ماخ با تغییر زاویه سوئپ در شکل‌های (۸)، نمایش داده شده است. هم برای شکل (الف) که زاویه حمله ۸ درجه و هم برای شکل (ب) که زاویه حمله ۲۰ درجه را نشان می‌دهد، می‌توان مشاهده نمود که نمودار ضریب برآ بر حسب عدد ماخ برای زاویه سوئپ ۶۵ درجه، در کلیه اعداد ماخ، بالاتر از نمودار زاویه ضریب برآ بر حسب عدد ماخ برای سوئپ ۷۵ درجه قرار گرفته است. به گونه‌ای دیگر می‌توان بیان کرد که با افزایش عدد ماخ، در جریان مافوق صوت، ضریب برآ کاهش می‌یابد که این موضوع در مباحث آیرودینامیک مافوق صوت به تفصیل اثبات شده است. پس با افزایش عدد ماخ ضریب برآ کاهش می‌یابد. با توجه به رابطه (۵) نیز این نکته

## ۹- معادلات حاکم بر جریان

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

$$C_l = C_{le} * \cos^2 \Lambda \quad (۵)$$

با توجه به رابطه (۳)، با افزایش  $\Lambda$ ،  $\cos \Lambda$  کاهش یافته و در نتیجه مقدار ضریب برآ کاهش می‌یابد.

در شکل‌های (۹)، نمودار ضریب پسا بر حسب عدد ماخ با تغییر زاویه سوئپ نمایش داده شده است. هم برای شکل (الف)



در این تحقیق جریان پایا روی بال مثلثی در حالت‌های مختلف از قبیل لبه حمله تیز و گرد، زوایای سوئیپ متفاوت، زوایای حمله گوناگون و اعداد ماخ مختلف به صورت عددی، مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته‌است. با استفاده از یافته‌های این تحقیق می‌توان بیان نمود که سطح گردابه در حالتی که لبه حمله بال مثلثی گرد شود، بیشتر از حالتی است که لبه حمله تیز باشد و همچنین با گرد کردن لبه حمله میزان سرعت رو و زیر بال کاسته شده و به فشار افزوده می‌شود، به همین دلیل است که میزان ضرایب فشار، برآ و پسا در بال با لبه حمله گرد بیشتر از بال با لبه حمله تیز است. در نمودارهای ضریب فشار در قسمت روی بال، شاهد شکستگی هستیم که علت آن، به وجود آمدن گردابه در آن محل است و هر چقدر زاویه حمله بیشتر باشد، این شکستگی نیز بیشتر نمایان می‌شود. با رسم نمودارهای ضرایب برآ و پسا بر حسب زاویه حمله نیز می‌توان نتیجه گرفت که در همه موارد، نمودار مربوط به بال مثلثی دارای لبه حمله گرد، بالاتر از نمودار مربوط به بال مثلثی دارای لبه تیز قرار می‌گیرد.

همچنین در رابطه با زاویه سوئیپ این نکته قابل توجه است که هر چقدر در زاویه حمله ثابت، زاویه سوئیپ افزایش یابد، ضرایب برآ و پسا کاهش می‌یابد، همچنین با افزایش عدد ماخ، ضرایب برآ و پسا نیز در بال مثلثی کاهش می‌یابد.

## ۱۱- مراجع

- [1] Szodruch JG and Peake DJ (1980) *Leeward Flow over Delta Wings at Supersonic Speeds*. NASA-TM, n. 81187.
- [2] Miller DS and Wood RM (1984) *Leeside Flows over Delta Wings at Supersonic Speeds*. *Journal of Aircraft*, v. 21, n. 9, pp. 680-686.
- [3] Stanbrook A, and Squire LC (1964) *Possible Types of Flow at Swept Leading Edges*. *Aeronautical Quarterly*, v. 15, n. 2, pp. 72-78.
- [4] Seshadri SN and Narayan KY (1998) *Possible Types of Flow on Lee-Surface of Delta Wings at Supersonic Speeds*. *Aeronautical Journal*, n. 5, pp. 185-199.
- [5] Brodetsky MD, Krause E, Nikiforov SB, Pavlov AA, Kharitonov AM, Shevchenko AM (2001) *Evolution of Vortex Structures on Leeward Side of a Delta Wing*.

که زاویه حمله ۸ درجه و هم برای شکل (ب) که زاویه حمله ۲۰ درجه را نشان می‌دهد، می‌توان مشاهده نمود که نمودار ضریب پسا بر حسب عدد ماخ برای زاویه سوئیپ ۶۵ درجه، در کلیه اعداد ماخ، بالاتر از نمودار زاویه سوئیپ ۷۵ درجه قرار گرفته‌است. به‌گونه‌ای دیگر می‌توان بیان کرد که با افزایش عدد ماخ، در جریان مافوق صوت، ضریب پسا کاهش می‌یابد که این موضوع در مباحث آیرودینامیک مافوق صوت به تفصیل اثبات شده‌است. پس با افزایش عدد ماخ ضریب پسا کاهش می‌یابد. با توجه به رابطه (۶) نیز این نکته اثبات می‌شود که با افزایش زاویه سوئیپ، ضریب پسا کاهش می‌یابد.

$$C_{D \text{ total}} = C_{De} * \cos^2 \Lambda + C_f \quad (۶)$$

با توجه به رابطه (۴)، با افزایش  $\Lambda$ ،  $\cos \Lambda$  کاهش یافته و در نتیجه مقدار ضریب پسا کاهش می‌یابد.

شکل‌های (۱۰) بیانگر نمودار ضریب برآ بر حسب زاویه حمله با تغییر زاویه سوئیپ می‌باشد. هم برای عدد ماخ ۱/۲ (الف) و هم برای عدد ماخ ۲ (ب)، این نمودار رسم شده‌است. در هر دو شکل، مشاهده می‌شود که نمودار ضریب برآ بر حسب زاویه حمله برای زاویه سوئیپ ۶۵ درجه از نموداری که برای زاویه سوئیپ ۷۵ درجه رسم شده‌است، بالاتر است. به عبارت دیگر، با افزایش زاویه سوئیپ در عدد ماخ ثابت، در زوایای حمله مختلف، ضریب برآ کاهش می‌یابد. با توجه به رابطه (۵) نیز این نکته اثبات می‌شود که با افزایش زاویه سوئیپ، ضریب برآ کاهش می‌یابد.

شکل‌های (۱۱) بیانگر نمودار ضریب پسا بر حسب زاویه حمله با تغییر زاویه سوئیپ می‌باشد. هم برای عدد ماخ ۱/۲ (الف) و هم برای عدد ماخ ۲ (ب)، این نمودار رسم شده‌است. در هر دو شکل، مشاهده می‌شود که نمودار ضریب پسا بر حسب زاویه حمله برای زاویه سوئیپ ۶۵ درجه از نموداری که برای زاویه سوئیپ ۷۵ درجه رسم شده‌است، بالاتر است. به عبارت دیگر، با افزایش زاویه سوئیپ در عدد ماخ ثابت، در زوایای حمله مختلف، ضریب پسا کاهش می‌یابد. با توجه به رابطه (۴) نیز این نکته اثبات می‌شود که با افزایش زاویه سوئیپ، ضریب پسا کاهش می‌یابد.

## ۱۰- نتیجه‌گیری

- [17] Falunin MP, Ul'yanov GS, Makshin AA et al. (1968) Supersonic Aerodynamic characteristics of delta wings at high angles of attack. *Fluid Dyn* 3: 105, doi:10.1007/BF01029549.
- [18] Mostafa Hadidoolabi, Hosein Ansarian (1393) numerical analysis of the effect of Mach number and angle of attack on 60 degree backward delta wing, *science and technology of Aerospace journal*, third year, number 2, fall and winter 1393 (in Persian)
- [19] Mostafa Hadidoolabi, Hosein Ansarian (1396) Numerical analysis of the flow pattern on 60 degree backward angle from subsonic to supersonic, *Mechanical engineering journal*, number 80, volume 47, 1396
- Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, v. 42, n. 2, pp. 242-254.
- [6] Imai G, Fujii K, Oyama A (2006) Computational Analyses of Supersonic Flows over a Delta Wing at High Angles of Attack. the 24<sup>th</sup> Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS).
- [7] Oyama A, Ito M, Imai G, Tsutsumi S, Amitani N, Fujii K (2008) Mach Number Effect on Flow Field over A delta Wing in Supersonic Region. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.
- [8] Tran Ngoc Khanh, Nguyen Van Khang, Nguyen Phu Khanh, Hoang Thi Kim Dung, Dao Van Quang, (2018) Effect of Shapes and Turbulent Inlet Flow to Vortices on Delta Wings. *Applied Mechanics and Materials*, ISSN: 1662-7482, Vol. 889, pp 434-439.
- [9] Ilya Bashiera Hamiz, Sher Afghan Khan (2019), Aerodynamics Investigation of Delta Wing at Low Reynold's Number. *CFD Letters*, Volume 11, Issue 2, pp 32-41
- [10] Han Tu, Matthew Marzanek, Melissa A. Green, David E. Rival (2019) Investigation of accelerating non-slender delta-wing planforms at high angle of attack using Lagrangian coherent structures, *AIAA SciTech Forum*
- [11] Anna C. Demoret, Michael M. Walker, Mark F. Reeder (2020), 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. (2019) Numerical simulation with low artificial dissipation of transitional flow over a delta wing, *Journal of Computational Physics*. Doi: <https://doi.org/10.1016/j.jcp.2019.109182>
- [13] 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>
- [14] 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>
- [15] 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>
- [16] 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