

بررسی عددی اثر عدد ماخ و زاویه حمله بر الگوی جریان روی بال مثلثی ۶۰ درجه

مصطفی هادی دولابی^۱، حسین انصاریان^۲

۱ استادیار مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

۲ دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، hosseinansarian@gmail.com

تاریخ دریافت: ۱۳۹۳/۰۵/۰۶

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۱۲/۱۱

چکیده

در این مقاله جریان پایا روی یک بال مثلثی با زاویه پسگرایی ۶۰ درجه و لبه حمله تیز، در زوایای حمله و رژیم‌های صوتی گوناگون، به روش عددی بررسی شده است. الگوی جریان روی سطح بالایی بال مثلثی با لبه حمله تیز، براساس مؤلفه زاویه حمله عمود بر لبه حمله و مؤلفه عدد ماخ عمود بر لبه حمله به شش نوع طبقه‌بندی می‌شود. در این مقاله الگوی جریان روی بال مثلثی مورد مطالعه با الگوهای شناخته‌شده در مطالعات پیشین مقایسه شده و تغییرات این الگوها با تغییر عدد ماخ جریان آزاد و زاویه حمله مورد بحث قرار گرفته است. تصاویر آشکارسازی حاصل از نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد یک گردابه لبه حمله با یا بدون حضور جدایش ثانویه روی سطح بالایی بال مثلثی تشکیل می‌شود که با افزایش عدد ماخ به سطح بال نزدیک‌تر شده، تدریجاً کشیده‌تر می‌شود. در اعداد ماخ بیش از ۱/۲، لبه حمله بال مثلثی فراصوت شده و موج انبساطی منتشرشده از لبه حمله به جریان شتاب می‌دهد. در این حالت امواج ضربه‌ای روی بال تشکیل می‌شود؛ امواجی که با گردابه اندرکنش دارند. با افزایش زاویه حمله، گردابه از سطح بال فاصله می‌گیرد و به موج ضربه‌ای نزدیک می‌شود. در پایان، اثر تغییر عدد ماخ جریان آزاد و زاویه حمله بر محل انفجار گردابه بررسی شده است.

واژگان کلیدی

بال مثلثی، الگوی جریان، گردابه لبه حمله، انفجار گردابه

۱. مقدمه

پایین، نیاز به پرواز در زاویه حمله بسیار بالایی دارند. به علاوه، فضایماهای نسل آینده ممکن است حتی در سرعت‌های گذر صوت و فراصوت نیز در فاز بازگشت به جو در زوایای حمله بالا پرواز کنند. هنگام پرواز در سرعت‌های پایین و زوایای حمله

در بسیاری از وسائل پرنده فراصوت از بال‌های مثلثی استفاده می‌شود. هواپیماها و فضایماهای دارای بال مثلثی اغلب در زوایای حمله بالا پرواز می‌کنند. در فازهای نشست یا برخاست، این وسائل به دلیل عملکرد ائرودینامیکی ضعیف در سرعت‌های

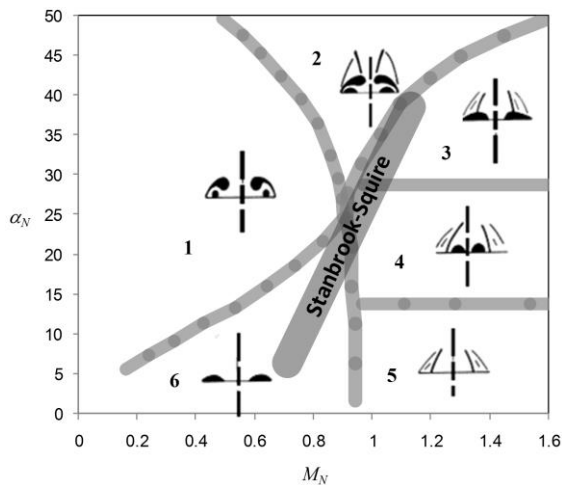
دو نوع جریان در نزدیکی $M_N = 1$ وجود دارد و به نام مرز استنبروک - اسکوایر شناخته می‌شود (شکل ۲). پارامترهای α_N و M_N نیز به صورت روابط ۱ و ۲ محاسبه می‌شوند:

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

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

به طوری که در این روابط Λ زاویه پسگرایی بال است. مایکپیر سیزده نوع جریان را با استفاده از آشکارسازی صفحه لیزر مشاهده کرد [۲]. میلر و وود نیز به روش تجربی جریان روی بال‌های مثلثی با زوایای پسگرایی گوناگون تحلیل کردند و لبه حمله تیز را با استفاده از روش‌های جریان روغن، تافت و صفحه بخار مطالعه نمودند [۳]. آنها، مطابق شکل ۲، این جریان‌ها را به شش الگو براساس M_N و α_N طبقه‌بندی کردند:

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
۶. حباب جدایش بدون موج ضربه‌ای

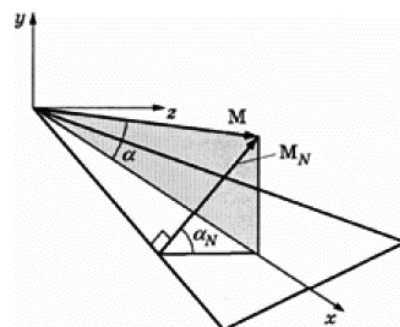


شکل ۲. نمودار طبقه‌بندی میدان جریان توسط میلر و وود [۳]

منظور از حباب جدایش، گردابه‌ای بدون گردابه ثانویه است. شادروخ و پیکه طبقه‌بندی مشابهی را برای بال‌هایی با ضخامت بیشتر پیشنهاد دادند [۴]. شادری و نارایان طبقه‌بندی دیگری پیشنهاد کردند که از یکسو مکمل نمودار میلر و وود است و از سویی دیگر برخی رژیم‌های شناخته‌شده در آن مقاله را شامل

بالا، دو گردابه لبه حمله بزرگ با جهت گردش مخالف هم ظاهر می‌شود. هنگام پرواز در سرعت‌های خیلی بالاتر جریان پیچیده‌تر می‌شود؛ زیرا امواج ضربه‌ای نیز پدید می‌آیند؛ امواجی که با گردابه‌ها اندرکنش دارند. در سرعت‌های فراصوت ممکن است رژیم‌های گوناگونی از جریان روی سطح پشت به باد بال‌های مثلثی وجود داشته باشد که از نظر تعداد و موقعیت گردابه‌های در راستای جریان، امواج ضربه‌ای داخلی و دیگر ویژگی‌های جریان متفاوت‌اند. خطوط همگرایی و واگرایی در نتیجه جدایش و بازچسبی^۱ جریان روی سطح بالایی بال تشکیل می‌شوند. با افزایش سرعت پروازی، قله‌های شار حرارتی در نواحی بازچسبی به وجود می‌آیند. تحت شرایط خاص، جدایش جریان می‌تواند به جابه‌جایی مرکز فشار و تغییر در مشخصه‌های گشتاور بال بیانجامد. به علاوه، یک جفت گردابه و امواج ضربه‌ای داخلی می‌توانند اثر معکوسی بر جریان حول اجزای وسیله پرنده واقع در پایین دست بال مثلثی داشته باشند. این آثار مطالعه ویژگی‌های معمول شکل‌گیری ساختار فضایی جریان در سطح پشت به باد بال مثلثی را مهم می‌سازد تا بتوان طبقه‌بندی قابل اطمینانی برای پیش‌بینی ظهور چنین ویژگی‌هایی از جریان، براساس پارامترهای جریان آزاد و هندسه بال، استخراج کرد.

تلاش‌های نخست به منظور درک جریان فراصوت حول بال‌های مثلثی در شرایط متنوع جریان، برای هندسه‌های مختلف بال، توسط استنبروک و اسکوایر انجام شد [۱]. آنها با ارزیابی داده‌های تجربی موجود، طبقه‌بندی الگوهای جریان را براساس مؤلفه زاویه حمله عمود بر لبه حمله α_N و مؤلفه عدد ماخ عمود بر لبه حمله M_N ارائه دادند (شکل ۱).



شکل ۱. تعریف هندسی مقادیر مؤلفه زاویه حمله عمود بر لبه حمله و مؤلفه عدد ماخ عمود بر لبه حمله

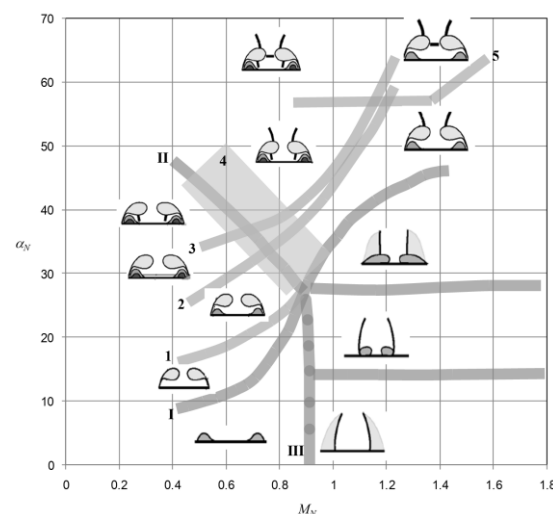
این پژوهشگران جریان را به دو دسته تقسیم‌بندی کردند: جریان چسبیده و جریان جداشده در لبه حمله. خط مرزی بین این

درک بهتر این سازوکار بررسی شده است [۹]. اوایما و همکاران، در سال ۲۰۰۸ م، اثر عدد ماخ را بر میدان جریان روی یک بال مثلثی ۶۵ درجه با لبه حمله پخ و در زوایای حمله بالا به روش تجربی بررسی کردند [۱۲]. نتایج آنها نشان داد که جریان روی بال مثلثی با لبه حمله پخ می‌تواند مخلوطی از دو نوع ساختار در جریان فراصوت با زاویه حمله بالا باشد.

از جمله پدیده‌های مهم در مورد جریان روی بال مثلثی در زوایای حمله بالا، انفجار (فروپاشی) گردابه است؛ پدیده‌ای که پیش‌بینی و کنترل آن همچنان چالش‌برانگیز است. گردابه‌های لبه حمله روی بال مثلثی در زوایای حمله به‌قدر کافی بالا، تغییری ناگهانی و شدید را در ساختار منسجم خود تجربه می‌کنند که طی آن گردابه حول هسته خود منبسط شده و در جهت محوری سرعت آن کاهش می‌یابد. انفجار گردابه، جریان هسته گردابه را از حالت جت به حالت دنباله تبدیل می‌کند و در اثر آن نوسانات متغیرهای جریان و آشفتگی در ناحیه بعد از انفجار افزایش می‌یابد. تلاش‌های زیادی توسط پژوهشگران برای بررسی این پدیده در رژیم فروصوت انجام شده است. گرسل مرور گسترده‌ای بر تحقیقات انجام‌شده در مورد جریان تراکم‌ناپذیر روی بال مثلثی انجام داده که پدیده انفجار گردابه را هم شامل می‌شود [۱۳]. اما به‌طور کلی می‌توان گفت عمده تلاش‌های صورت‌گرفته در حوزه مطالعه جریان فراصوت روی بال مثلثی به‌روش تجربی بوده و تاکنون شبیه‌سازی عددی جامعی از انواع ساختارهای ممکن جریان تراکم‌پذیر روی بال مثلثی انجام نشده است. استفاده از قابلیت‌های شبیه‌سازی‌های عددی می‌تواند ما را در درک بهتر ماهیت این نوع جریان‌ها کمک کند.

در این مقاله، نتایج شبیه‌سازی عددی جریان حول بال مثلثی با زاویه پسگرایی ۶۰ درجه و لبه حمله تیز در محدوده اعداد ماخ و زوایای حمله گوناگون انجام و نتایج آن تحلیل شده است. شرایط شبیه‌سازی به‌گونه‌ای است که رژیم‌های جریان حول بال مثلثی را با یک گذر تدریجی از فروصوت تا فراصوت و شکل‌گیری جریان‌های متناظر و با تشکیل گردابه‌های اولیه، ثانویه و سوم و امواج ضربه‌ای داخلی شامل شود. هدف این مقاله بررسی دقیق‌تر الگوهای میدان جریان در حالات گوناگون، سازوکار شکل‌گیری این الگوها و تغییرات آنها با بررسی پاره‌ای از جزئیات که در کارهای پیشین به آنها اشاره نشده، است. همان‌طور که قبلاً گفته شد، الگوهای جریان روی بال مثلثی به مؤلفه زاویه حمله عمود بر

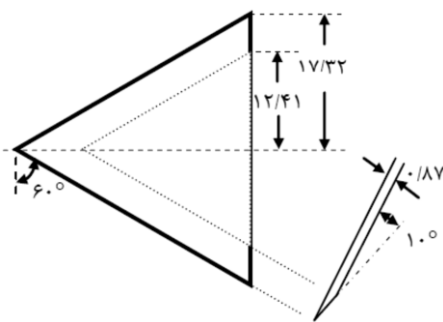
نمی‌شود [۵]. پیشرفت تجهیزات آزمایش اجازه یافتن انواع جدید جریان حول بال مثلثی را به محققان داد. به‌طور خاص، وروپولوس و وندت به‌طور تجربی یک رژیم جدید جریان روی سطح پشت به باد یک بال مثلثی را یافتند: جریان با تشکیل یک موج ضربه‌ای زیر گردابه اولیه [۶]. برودتسکی و شوچنکو با بررسی میدان جریان به‌وسیله پراب‌های فشاری چندکاناله و آشکارسازی جریان با صفحه لیزر، وجود این رژیم جریان را تأیید کردند و رژیم‌هایی یافتند که در آنها این موج ضربه‌ای به‌طور همزمان با امواج ضربه‌ای داخلی بالا و بین جفت‌گردابه اولیه روی سطح پشت به باد بال مشاهده می‌شود [۷]. رژیم‌های یادشده برای همان مقادیر زاویه حمله عمود و عدد ماخ عمود مقاله میلر و وود مشاهده شدند، اگرچه زاویه حمله اولیه، زاویه پسگرایی و عدد ماخ در این آزمایش‌ها متفاوت بودند. برودتسکی و همکاران طبقه‌بندی مشابهی را با ارزیابی میدان‌های جریان به‌روش تجربی با جزئیات بیشتر ارائه دادند [۸]. در شکل ۳ طبقه‌بندی ارائه‌شده توسط برودتسکی و همکاران نمایش داده شده است. در ادامه درباره این نمودار توضیحات بیشتری داده خواهد شد.



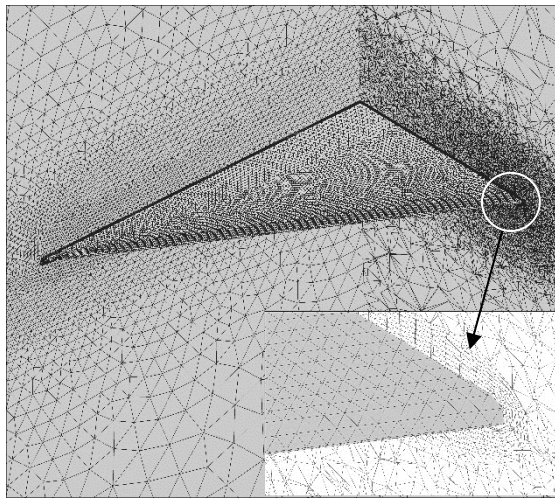
شکل ۳. نمودار طبقه‌بندی میدان جریان توسط برودتسکی و همکاران [۸]

طی دهه گذشته، با پیشرفت دانش کامپیوتر توجه بیشتری به شبیه‌سازی‌های عددی جریان‌های پیچیده همچون جریان روی بال مثلثی شده است [۹-۱۱]. از آن جمله پژوهش ایمای و همکاران است که در آن سازوکار تعیین‌کننده نوع جریان با انجام محاسبات میدان جریان روی بال مثلثی با زاویه پسگرایی ۶۵ درجه در زوایای حمله بالا در رژیم‌های گذرصوت و فراصوت برای

کافی، ناحیه‌ای با شبکه ریز حول بال در محدوده اثر تقریبی گردابه‌ها در نظر گرفته شده است. چون هدف شبیه‌سازی الگوهای جریان داخل میدان است، مطالعه استقلال جواب‌ها از شبکه براساس ثابت‌ماندن توپولوژی جریان روی بال و مقدار متغیرهای داخل میدان (به‌طور مشخص عدد ماخ در مرکز گردابه) انجام و شبکه نهایی انتخاب شده است. کل شبکه شامل تقریباً 7×10^6 سلول است که از این میان ۷۵۶۲۰ سلول روی سطح بالایی بال و ۹۷۲ نقطه روی لبه حمله قرار دارد. محدوده تقریبی تغییرات مقدار y^+ روی سطح بال $1 < y^+ < 6$ می‌باشد.



شکل ۴. هندسه بال (ابعاد به سانتی‌متر)



شکل ۵. شبکه محاسباتی

۴. شرایط جریان

شرایط جریان به‌گونه‌ای انتخاب شده است که نمودارهای طبقه‌بندی میلر و وود [۳] و برودتسکی و همکاران [۸] را پوشش دهد. عدد ماخ جریان آزاد از ۰/۴ تا ۲/۸ (با گام‌های ۰/۴) و زاویه حمله از ۴ تا ۲۴ درجه (با گام‌های ۴ درجه) انتخاب شده است. همچنین، برای اعداد ماخ ۱/۲، ۱/۶ و ۲، دو زاویه حمله ۳۰ و ۴۴

لبه حمله α_N و مؤلفه عدد ماخ عمود بر لبه حمله M_N بستگی دارد. بنابراین، با تعریف بازه‌های مناسب برای تغییر این دو متغیر می‌توان همه الگوهای مورد انتظار را برای بالی با زاویه پسگرایی معین شبیه‌سازی کرد و نیازی به استفاده از مدل‌هایی با زوایای پسگرایی گوناگون نیست. در این مقاله، همچنین پدیده انفجار گردابه در جریان فراصوت روی بال مثلثی و تغییر موقعیت انفجار با پارامترهای جریان بررسی می‌شود؛ پدیده‌ای که در تحقیقات پیشین تنها برای رژیم‌های فروصوت و گذرصوت بررسی شده است.

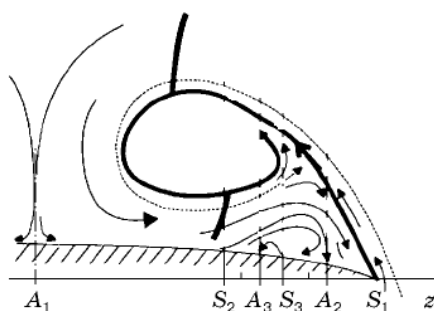
۲. روش عددی

معادلات استفاده‌شده معادلات سه‌بعدی ناویر استوکس تراکم‌پذیر پایا می‌باشند که با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت حل شده‌اند. شارهای غیرلزج با روش بالادست رو 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 آشفتنه فرض شده و از مدل دو معادله‌ای $k-\omega$ SST با مدل‌سازی گذرش جریان برای مدل‌سازی آشفتگی استفاده شده است. پژوهشگران زیادی این مدل را برای شبیه‌سازی گردابه‌های روی بال مناسب دانسته‌اند [۱۰-۱۱]. همچنین از روش کام‌برداری زمانی ضمنی و پردازش موازی برای تسریع در روند حل استفاده شده است.

۳. هندسه مدل و شبکه محاسباتی

در شکل ۴ هندسه مدل نمایش داده شده است. در این شکل یک بال مثلثی با زاویه پسگرایی ۶۰ درجه نمایش داده شده است. در این مقاله سعی شده است تا اثر شکل ایرفویل و ضخامت بال به حداقل مقدار ممکن برسد؛ بنابراین لبه حمله بال تیز در نظر گرفته شده (زاویه ۱۰ درجه عمود بر لبه حمله واقع در سطح زیرین) و سطح بالایی بال تخت است. ابعاد بال نیز در شکل ۴ نمایش داده شده است. فرض می‌شود میدان جریان روی خط مرکزی بال متقارن باشد. بنابراین دامنه محاسباتی تنها نیمی از بال را پوشش می‌دهد. شبکه محاسباتی (شکل ۵) از نوع بی‌سازمان چهاروجهی است که به روش دلانی تولید شده است. جهت محاسبه صحیح آثار لایه مرزی از شبکه لایه مرزی روی سطح بال استفاده شده است. همچنین برای شبیه‌سازی گردابه‌های روی بال با دقت

ثانویه ظاهر شود که در نقطه A_3 بازمی‌چسبند. جدایش ثانویه اثر بسیار کوچک‌تری بر توزیع فشار روی سطح بال دارد. کمینه محلی فشار زیر گردابه ثانویه و بیشینه فشار متناظر با نقطه A_2 معمولاً نسبتاً ضعیف خوانده می‌شوند. جدایش سوم تقریباً هیچ اثری بر توزیع فشار روی سطح بال ندارد و معمولاً تنها با الگوی خطوط جریان محدود روی سطح مدل، که در آزمایش‌های تجربی با ابزارهایی نظیر جریان روغن و تافت تولید می‌شود، مشخص می‌شود.

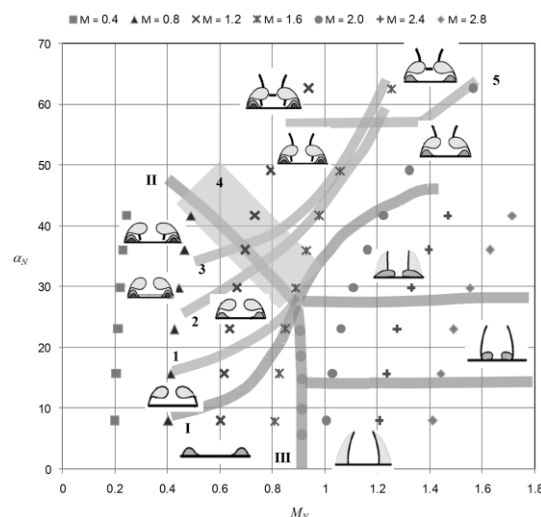


شکل ۷. ساختار جریان روی سطح پشت به باد بال

در ادامه از میان ۴۸ حالت اجرای گرفته‌شده، الگوی جریان تعدادی از حالات به صورت نمونه بررسی می‌شود. شکل‌های ۸ الی ۲۱ کانتور توزیع عدد ماخ محلی و خطوط فشار کل ثابت در صفحه‌ای عرضی در محل ۳۰ درصد وتر بال را برای جریان‌هایی با اعداد ماخ و زوایای حمله مختلف نشان می‌دهد. شکل ۲۲ توزیع ضریب فشار در مقطع ۳۰ درصد وتر را برای چند حالت مختلف جریان نمایش می‌دهد.

میدان جریان در $M_\infty = 1.2$ و $\alpha = 4^\circ$ (شکل ۸) در نمودار طبقه‌بندی شکل ۲ در طبقه حباب جدایش بدون موج ضربه‌ای (الگوی ۶) قرار می‌گیرد که با یک تک‌گردابه و بدون حضور موج ضربه‌ای شناخته می‌شود. با افزایش زاویه حمله، گردایان فشار معکوس برای جدایش لایه مرزی و پیدایش ناحیه جدایش ثانویه کافی است. در رژیم‌های خاصی از جریان هم جدایش سوم روی سطح بال پدید می‌آید. ناحیه این جدایش به قدری کوچک است که معمولاً تنها در الگوی خطوط جریان روی سطح بال، که در آزمایش‌های تجربی با جریان روغن و مانند آن ایجاد می‌گردد، تعیین می‌شود. این جدایش در تصاویر آشکارسازی جریان به روش عددی یا تجربی به راحتی قابل مشاهده نیست و عملاً اثری بر توزیع فشار روی سطح بال ندارد.

درجه در نظر گرفته شده است. به این ترتیب تعداد ۴۸ اجرا گرفته می‌شود. شکل ۶ شرایط جریان را که روی نمودار طبقه‌بندی برودتسکی و همکاران رسم شده نمایش می‌دهد. عدد رینولدز براساس وتر ریشه بال $10^6 \times 1/3$ تنظیم شده است. همه الگوهای جریان و مشخصه‌های ائرودینامیکی در این مقاله براساس متغیرهای فیزیکی متوسط‌گیری شده با زمان (حل پایا) هستند.



شکل ۶. شرایط شبیه‌سازی شده جریان

۵. طبقه‌بندی الگوی جریان

ویژگی‌های اصلی جریان روی سطح پشت به باد بال (شکل ۷) در گستره وسیعی از α_N برای $M_N < 0.8$ ، شامل ورقه گردابه گسترش‌یافته از لبه‌های حمله تیز بال است که به صورت یک جفت گردابه اولیه پیچیده می‌شود و احتمال حضور امواج ضربه‌ای داخلی در بالا، زیر و بین آنها وجود دارد. با جدایش از لبه‌های حمله (نقطه S_1) جریان در نقطه A_1 دوباره می‌چسبند. بازچسبی جریان به افزایش فشار محلی در نقطه بازچسبی منجر می‌شود. یک ناحیه کم‌فشار زیر گردابه اولیه تشکیل می‌شود. مقدار کمینه فشار با موقعیت هسته گردابه اولیه در راستای دهانه بال تعیین می‌شود. با افزایش زاویه حمله، قدرت گردابه اولیه افزایش می‌یابد که سبب کاهش بیشتر در فشار روی سطح پشت به باد می‌گردد. گردایان فشار معکوس (افزایش فشار بین کمینه آن و لبه حمله) ممکن است برای ایجاد جدایش لایه مرزی در نقطه S_2 کافی باشد. جدایش ثانویه جریان (گردابه ثانویه) اینجا پدید می‌آید. این جدایش مجدداً در نقطه A_2 بازمی‌چسبند. برای زوایای حمله بالاتر، جدایش سوم ممکن است در نقطه S_3 درون ناحیه جدایش

اما با دقت در نمودار توزیع ضریب فشار در راستای دهانه بال (شکل ۲۲) می‌توان وجود جدایش سوم را در برخی حالات جریان به صورت یک مینیمم نسبی بین دو مینیمم دیگر (گردابه‌های اولیه و ثانویه) تشخیص داد. ناحیه جدایش ثانویه باید نسبتاً توسعه یافته باشد تا جدایش سوم ظاهر شود. برای اعداد ماخ بالاتر، جدایش سوم دیرتر؛ یعنی در زوایای حمله بالاتر اتفاق می‌افتد. میدان جریان در $M_\infty = 1.2$ و $\alpha = 16^\circ$ (شکل ۹)، $M_\infty = 0.4$ و $\alpha = 20^\circ$ (شکل ۱۰)، همچنین $M_\infty = 0.8$ و $\alpha = 20^\circ$ (شکل ۱۱) در نمودار طبقه‌بندی شکل ۲ در طبقه گردابه کلاسیک (الگوی ۱) قرار می‌گیرد که با گردابه‌های اولیه و ثانویه و بدون موج ضربه‌ای شناخته می‌شود. برای حالت $M_\infty = 0.4$ و $\alpha = 20^\circ$ وجود جدایش سوم را نیز می‌توان با توجه به نمودار توزیع فشار (شکل ۲۲) تشخیص داد. در الگوی شکل ۱۱ علاوه بر گردابه سوم، یک موج ضربه‌ای عرضی ضعیف بین گردابه اولیه و سطح بال به دلیل شتاب گرفتن جریان زیر گردابه هم وجود دارد. در $M_\infty = 0.8$ و $\alpha = 24^\circ$ (شکل ۱۲) همین الگو مورد انتظار است، اما موج ضربه‌ای عرضی واضح‌تر بوده و دیده می‌شود که گردابه ثانویه فروپاشیده است. این فروپاشی به دلیل اثر قوی‌تر شدن موج ضربه‌ای زیر گردابه اولیه است که سرعت جریان پشت از آن افت می‌کند و فشار افزایش می‌یابد. این گاردیان فشار معکوس سبب ایجاد سرعت‌های محوری منفی در آن ناحیه می‌شود.

برای زوایای حمله بالا، جریان بالای زوج گردابه‌های اولیه و ورقه گردابه فراصوت مخروطی می‌شود (تصویر بردار سرعت روی صفحه عمود بر پرتو منبع از نوک بال بزرگتر از سرعت صوت است). دوران محوری دو جریان فراصوت مخروطی از لبه‌های حمله بال به صفحه تقارن مرکزی و به سمت همدیگر، به ایجاد موج‌های ضربه‌ای داخلی بالای زوج گردابه‌های اولیه منجر می‌شود. در نمودار وود و میلر، این رژیم‌ها متناظر با ناحیه بالای مرز ۲ می‌باشند (شکل ۲). ناحیه رژیم‌های جریان حول بال بدون شکل‌گیری این امواج ضربه‌ای داخلی زیر این مرز قرار می‌گیرد. اما از نتایج مطالعه برودتسکی و همکاران چنین برمی‌آید که این مرز به صورت واحد تعیین نمی‌شود، بلکه گذر جریان از الگوی زیر این مرز به بالای آن (تشکیل موج ضربه‌ای بالای زوج گردابه) تدریجی است.

نمونه‌ای از میدان جریان با الگوی فوق در $M_\infty = 1.2$ و $\alpha = 30^\circ$ (شکل ۱۳) دیده می‌شود که در نمودار طبقه‌بندی میلر و وود در طبقه گردابه با موج ضربه‌ای (الگوی ۲) قرار می‌گیرد و با گردابه اولیه، جدایش ثانویه و با موج ضربه‌ای مایل در بالای گردابه شناخته می‌شود. شتاب جریان در راستای دهانه بال، که توسط گردابه القا می‌شود، به ایجاد این موج ضربه‌ای می‌انجامد. این موج ضربه‌ای جریان به سمت ریشه بال را کند می‌کند و جهت آن را تغییر می‌دهد. در شکل ۱۳ این موج ضربه‌ای مایل ضعیف است. افزایش بیشتر در زاویه حمله به قدرت بیشتر موج ضربه‌ای بالای گردابه منجر و سبب می‌شود این موج روبه بالا تا فاصله بیشتری از هسته گردابه گسترش یابد. همچنین در شکل مشخص است که یک موج ضربه‌ای عرضی بین گردابه اولیه و سطح بال به دلیل شتاب گرفتن جریان زیر گردابه هم وجود دارد. جدایش سوم هم به نظر می‌رسد در این الگو حضور داشته باشد. میدان جریان در $M_\infty = 1.6$ و $\alpha = 24^\circ$ (شکل ۱۴) هم از نوع گردابه با موج ضربه‌ای است. اما مطابق طبقه‌بندی برودتسکی و همکاران و همان‌طور که در این شکل دیده می‌شود، موج ضربه‌ای بین گردابه و سطح بال در این شرایط حضور ندارد. گردابه ثانویه در این حالت نسبت به حالت قبل کشیده‌تر و نزدیک‌تر به سطح بال است.

با افزایش عدد ماخ الگوی جریان روی بال تغییر می‌کند. میدان جریان در $M_\infty = 2$ و $\alpha = 20^\circ$ (شکل ۱۵) در نمودار طبقه‌بندی میلر و وود [۳] در طبقه حباب جدایش با موج ضربه‌ای (الگوی ۳) قرار می‌گیرد که با یک گردابه جدا شده از لبه حمله و موج ضربه‌ای مایل در بالای گردابه شناخته می‌شود. با افزایش عدد ماخ قدرت موج ضربه‌ای افزایش می‌یابد.

ملاحظه شد که با افزایش عدد ماخ، جریان آزاد در زاویه حمله ثابت ۲۰ درجه، میدان جریان از گردابه کلاسیک به گردابه با موج ضربه‌ای و سپس به حباب جدایش با موج ضربه‌ای منتقل می‌شود. اگرچه طبقه‌بندی انواع جریان به تعریف بستگی دارد، اساس گذر جریان این است که با افزایش عدد ماخ برای یک مقدار α ثابت، هسته گردابه اولیه به سطح بالایی بال نزدیک‌تر می‌شود، تدریجاً با افزایش عدد ماخ کشیده‌تر می‌گردد و ناحیه بزرگی را بالای سطح آن اشغال می‌نماید. در این حالت هسته گردابه مرزهای مشخص‌تری دارد و فاصله بین دو هسته گردابه با افزایش عدد ماخ کاهش می‌یابد. در جریان آزاد فروصوت فاصله عمودی هسته

از بال واقع شده است. با افزایش عدد ماخ از $1/2$ به $1/6$ ، شکل این موج تغییر کرده و از حالت نسبتاً مسطح به مقعر با تقعر رو بالا تبدیل شده است. در $M_\infty = 1.6$ و $\alpha = 44^\circ$ (شکل ۲۰) یک موج ضربه‌ای عرضی هم زیر گردابه اولیه وجود دارد. همچنین می‌توان مشاهده کرد که جهت تحدب موج ضربه‌ای بالای گردابه اولیه نسبت به $M_\infty = 2.0$ و $\alpha = 44^\circ$ (شکل ۱۹) عکس شده است. همچنین مشاهده می‌شود که جدایش ثانویه در این حالت فروپاشیده است. در ناحیه فروپاشی جدایش ثانویه عدد ماخ به شدت افت کرده و به دلیل وجود گردایان فشار معکوس روی سطح بال سرعت‌های محوری منفی در این ناحیه وجود دارد. اما در شکل ۲۱ الگوی مشاهده‌شده با الگوی گردابه‌های مورد انتظار که برودتسکی و همکاران مشاهده کردند تفاوت دارد. در اینجا گردابه‌ها کاملاً فروپاشیده (حالت ماندآب) و تنها موج ضربه‌ای افقی مشاهده می‌شود. فروپاشی گردابه‌ها در اعداد ماخ جریان آزاد فراصوت در مطالعات پیشین گزارش نشده است.

همان‌طور که دیده شد، در مختصات $\alpha_N - M_N$ ناحیه‌ای متناظر با رژیم‌های جریان حول بال مثلثی وجود دارد که در آنها یک موج ضربه‌ای زیر گردابه اولیه تشکیل می‌شود. تشکیل موج ضربه‌ای زیر گردابه اولیه به نظر می‌رسد بدین دلیل باشد که گردابه اولیه سرعت‌های چرخشی بالا در پیرامون هسته تولید می‌کند و در نتیجه، جریان بین گردابه اولیه و سطح بال فراصوت مخروطی می‌شود. با نزدیک شدن به لبه حمله بال، این جریان مجبور است در جهت محوری بچرخد (در راستای پرتو منبعث از نوک بال)؛ زیرا جریان نزدیک لبه حمله مانند مانعی در برابر آن عمل می‌کند. این انحراف جریان فراصوت مخروطی به تشکیل موج ضربه‌ای زیر گردابه اولیه منجر می‌شود. در این مقاله، مقادیر کمینه زاویه حمله و عدد ماخ عمود که برای آن این موج ضربه‌ای مشاهده می‌شود $\alpha_N = 36.1^\circ$ و $M_N = 0.46$ ($\alpha = 20^\circ$ و $M = 0.8$) می‌باشند. جریان برای زوایای حمله و اعداد ماخ کوچک مخروطی نیست.

با افزایش زاویه حمله، قدرت گردابه اولیه بیشتر می‌شود. این امر با افزایشی در سرعت‌های چرخشی در پیرامون هسته گردابه و کاهش شدید در چگالی گاز در هسته گردابه فشرده همراه است. با افزایش زاویه حمله، اندازه هسته گردابه افزایش می‌یابد و از سطح مدل دورتر می‌شود. امواج ضربه‌ای داخلی در مجاورت هسته گردابه پدید می‌آیند و فاصله بین هسته گردابه‌ها کاهش می‌یابد.

گردابه از دیواره تقریباً ثابت است، اما در شرایط جریان آزاد فراصوت، این فاصله به‌طور قابل توجهی کاهش می‌یابد. میدان جریان در $M_\infty = 2$ و $\alpha = 4^\circ$ (شکل ۱۶) در نمودار طبقه‌بندی شکل ۲ در طبقه موج ضربه‌ای بدون جدایش (الگوی ۵) قرار می‌گیرد که با یک موج ضربه‌ای و بدون حضور گردابه شناخته می‌شود. با افزایش زاویه حمله و قوی‌تر شدن موج ضربه‌ای، حباب جدایش پشت موج پدید می‌آید. میدان جریان در $M_\infty = 2$ و $\alpha = 12^\circ$ (شکل ۱۷) در نمودار طبقه‌بندی شکل ۲ در طبقه جدایش القایی از سوی موج ضربه‌ای (الگوی ۴) قرار می‌گیرد که با یک موج ضربه‌ای و یک گردابه در پشت آن شناخته می‌شود. این افزایش بیشتر زاویه حمله این حباب جدایش بزرگ‌تر می‌شود. این الگو مشابه الگوی حباب جدایش با موج ضربه‌ای است، اما گردابه در آن کوچک‌تر بوده و منفصل از موج ضربه‌ای می‌باشد و جریان در لبه حمله چسبیده است.

در اعداد ماخ جریان آزاد ۲، $2/4$ و $2/8$ ، در تمامی زوایای حمله، مؤلفه عدد ماخ عمود بر لبه حمله M_N بزرگ‌تر از یک بوده و به عبارتی لبه حمله از نوع فراصوت است. الگوهای مشاهده‌شده در این حالت‌ها با طبقه‌بندی میلر و وود مطابقت دارد و می‌توان گفت با افزایش زاویه حمله در عدد ماخ ثابت، حباب جدایش پس از شکل‌گیری از سطح بالایی بال کمی فاصله می‌گیرد و به موج ضربه‌ای نزدیک می‌شود تا در زیر آن قرار بگیرد. با افزایش عدد ماخ، فاصله بین هسته دو گردابه اولیه کم می‌شود. میدان جریان در $M_\infty = 2$ و $\alpha = 30^\circ$ (شکل ۱۸) در طبقه گردابه با موج ضربه‌ای (الگوی ۲) قرار می‌گیرد و شامل یک گردابه و یک موج ضربه‌ای قوی در بالای آن و ناحیه کوچک جدایش ثانویه می‌شود. در شکل‌های ۱۵ تا ۱۸ می‌توان موج ضربه‌ای کمانی را به فاصله کمی از لبه حمله در بیرون بال مشاهده کرد. برای زوایای حمله بالاتر، یک موج ضربه‌ای بین زوج گردابه‌ها تشکیل می‌شود. الگوی شکل‌های ۱۹ تا ۲۱ که به ترتیب مربوط به حالت‌های $M_\infty = 2.0$ و $\alpha = 44^\circ$ ، $M_\infty = 1.6$ و $\alpha = 44^\circ$ و $M_\infty = 1.2$ و $\alpha = 44^\circ$ می‌شوند، در طبقه‌بندی میلر و وود معرفی نشده‌اند؛ اما مطابق الگوی معرفی‌شده برودتسکی و همکاران، در شکل‌های ۱۹ و ۲۰ الگوی گردابه با موج ضربه‌ای، با یک موج ضربه‌ای در بین زوج گردابه همراه می‌شود. در این مقاله، این موج ضربه‌ای افقی برای هر سه حالت فوق مشاهده شد. این موج ضربه‌ای تقریباً در فاصله‌ای ثابت

ورقه گردابه و هسته گردابه اولیه نواحی بزرگ و بزرگتر را بالای سطح پشت به باد بال اشغال می‌کنند. روند مشابهی برای جفت‌گردابه‌های اولیه با افزایش α در تمامی اعداد ماخ بررسی شده متناظر با $M_N < 1$ دیده می‌شود. تحلیل نتایج آزمایش به ما اجازه می‌دهد اثر عدد ماخ و زاویه حمله و پسگرایی را بر توپولوژی مقطع جریان تعیین کنیم و به نمودار شناخته‌شده رژیم‌های جریان حول بال مثلی اطلاعات کامل‌تری را بیفزاییم. الگوهای حاصل از نتایج شبیه‌سازی‌های عددی این مقاله تطابق خوبی با الگوهای معرفی شده توسط میلر و وود و نیز برودتسکی و همکاران دارد. دلیل برخی از اختلافات با الگوهای معرفی شده توسط برودتسکی و همکاران را می‌توان به تفاوت در هندسه بال‌های مورد بررسی نسبت داد، از جمله اینکه بال مورد بررسی برودتسکی و همکاران دارای خمیدگی در راستای دهانه بوده است. تحلیل داده‌های به‌دست آمده درون تمامی گستره اعداد ماخ و زوایای حمله به ما اجازه می‌دهد تا مرز پیدایش جدایش ثانویه را در نمودار الگوهای جریان ترسیم کنیم (منحنی ۱). این مرز بالای مرز I در نمودار میلر و وود قرار می‌گیرد که رژیم‌های با و بدون جدایش ثانویه را جدا می‌سازد. با افزایش عدد ماخ، جدایش ثانویه دیرتر؛ یعنی در زوایای حمله بالاتر ظاهر می‌شود. مرز ۲ رژیم‌های جریان جدا شده حول بال را به با جدایش و بدون جدایش سوم تقسیم می‌کند. در شکل دیده می‌شود که افزایش عدد ماخ در زوایای حمله بالا به ناپدید شدن جدایش سوم منجر می‌شود. منحنی ۳ در شکل مرز رژیم‌هایی است که در آنها موج ضربه‌ای زیر گردابه اولیه مشاهده می‌شود. ناحیه رژیم‌های با موج ضربه‌ای زیر گردابه اولیه سمت چپ و بالای این مرز است. ناحیه رژیم‌های بدون این موج ضربه‌ای در سمت راست و پایین این مرز است. موج ضربه‌ای به‌طور همزمان با سایر ویژگی‌های توپولوژیکی جریان (گردابه‌های اولیه و ثانویه، موج ضربه‌ای بالای گردابه‌های اولیه و جز این‌ها) در تطابق با نمودار میلر و وود مشاهده می‌شود. همان‌طور که در شکل نشان داده می‌شود، مرز رژیم‌های با یک موج ضربه‌ای زیر گردابه اولیه به مرز پیدایش جدایش سوم نزدیک است. این اجازه می‌دهد فرض کنیم ایجاد جدایش سوم به موج ضربه‌ای زیر گردابه اولیه مربوط است. گذر از رژیم جریان حول بال مثلی بدون تشکیل امواج ضربه‌ای داخلی به رژیم‌های با امواج ضربه‌ای بالای گردابه اولیه هموار و نه ناگهانی است. نواحی گذار با ناحیه ۴ در شکل متناظر است. مقادیر α_N و M_N در بالا

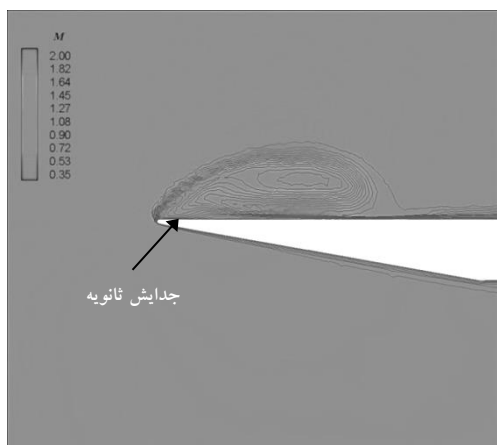
و سمت چپ مرز ۵ متناظر با رژیم‌هایی است که در آنها یک موج ضربه‌ای افقی بین زوج گردابه‌های اولیه تشکیل می‌شود. شکل ۲۲ نمودار توزیع ضریب فشار در مقطع ۳۰ درصد وتر بال را برای چند حالت جریان نشان می‌دهد. در ماخ ۰/۴ و زاویه حمله ۲۰ درجه وجود گردابه‌های اولیه و ثانویه و جدایش سوم را می‌توان به‌صورت ناحیه‌ای از فشار منفی زیاد و مینیمم‌هایی در توزیع ضریب فشار مشاهده کرد. در ماخ ۰/۸ و زاویه حمله ۲۰ درجه همین اکسترمم‌ها با شدت کم‌تر قابل مشاهده‌اند. هرچه گردابه کشیده‌تر شود، تأثیر آن بر نمودار فشار کمتر می‌شود و مینیمم‌های فشاری تعدیل می‌شوند. در ماخ ۱/۲ و زاویه حمله ۳۰ درجه اثر گردابه‌ها بر فشار روی سطح بسیار کم شده است. در الگوی گردابه با موج ضربه‌ای، که موج ضربه‌ای بالای گردابه اولیه قرار دارد و از سطح بال فاصله دارد، اثر موج ضربه‌ای به بالا و خارج گردابه محدود می‌شود و اثری بر توزیع فشار روی سطح ندارد. اما در الگوی حباب جدایش با موج ضربه‌ای مانند حالت ماخ ۲ و زاویه حمله ۲۰ درجه اثر حضور موج ضربه‌ای با گرادینتی در توزیع فشار معلوم است.

۶. محل انفجار گردابه

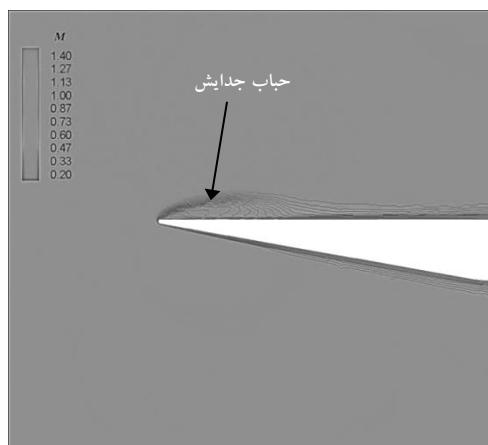
الگوی جریان ممکن است در مقاطع مختلف در راستای وتر بال متفاوت باشد؛ زیرا در برخی موارد انفجار گردابه رخ می‌دهد. شکل‌های ۲۳ تا ۲۷ کانتورهای ضریب فشار استاتیک و عدد ماخ را روی سطح بالایی بال و میدان جریان اطراف بال در چند حالت مختلف جریان نمایش می‌دهند. در سمت چپ این تصاویر، توزیع ضریب فشار روی سه مقطع ۳۰، ۶۰ و ۹۰ درصد وتر بال و همچنین یک صفحه گذرنده از محور گردابه اولیه و ضریب فشار روی سطح بال و نیز صفحه تقارن نمایش داده شده است. در سمت راست تصاویر نیز توزیع عدد ماخ محلی در یک صفحه گذرنده از گردابه اولیه و نیز در مقاطع ۶۰ درصد وتر (شکل بالا) و ۹۰ درصد وتر (شکل پایین) نمایش داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در زاویه حمله ۲۰ درجه و اعداد ماخ ۰/۴ و ۰/۸ انفجار گردابه در محلی قبل از رسیدن جریان به مقطع ۶۰ درصد وتر رخ داده است. افزایش عدد ماخ جریان آزاد محل انفجار گردابه را به سمت پایین دست حرکت می‌دهد و بنابراین انفجار گردابه در ماخ ۰/۸ دیرتر اتفاق افتاده است. در اعداد ماخ بالاتر انفجار گردابه معمولاً رخ نمی‌دهد و در شکل ۲۵ هم دیده می‌شود

در واقع فروپاشی از ناحیه جدایش ثانویه شروع می‌شود و با حرکت به سمت پایین دست جریان به گردابه اولیه هم تسری می‌یابد. با افزایش عدد ماخ، گرادیان فشار معکوس روی سطح بال کم می‌شود. این به دلیل موج انبساطی قوی منتشرشده از قله بال است. در شرایط جریان فروصوت، افزایش عدد ماخ، گرادیان فشار معکوس در راستای وتر را کوچک‌تر و محل انفجار گردابه به سمت پایین دست حرکت می‌کند. در شرایط جریان فراصوت و زوایای حمله حداکثر ۲۴ درجه گرادیان فشار معکوس از بین می‌رود و انفجار رخ نمی‌دهد.

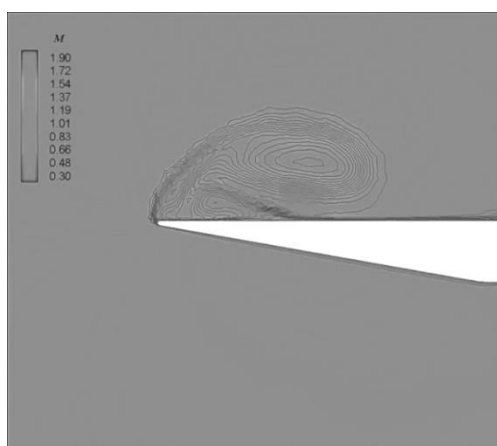
که گردابه تا انتهای بال را بدون فروپاشی طی کرده است. اما اگر زاویه حمله به قدر کافی بالا باشد، انفجار گردابه در ماخ ۱/۲ هم ممکن است و مشاهده می‌شود که در این حالت گردابه قبل از رسیدن به مقطع ۶۰ درصد وتر فروپاشیده است. همان‌طور که در شکل ۲۱ دیده شد، در این عدد ماخ اگر زاویه حمله ۴۴ درجه باشد، گردابه از ابتدای بال فروپاشیده است. در شکل ۲۷ هم مشاهده می‌شود که در حالت ماخ ۱/۶ و زاویه حمله ۴۴ درجه انفجار گردابه رخ داده است. قبلاً در شکل ۲۰ دیدیم که در این حالت در مقطع ۳۰ درصد وتر فقط جدایش ثانویه از بین رفته بود.



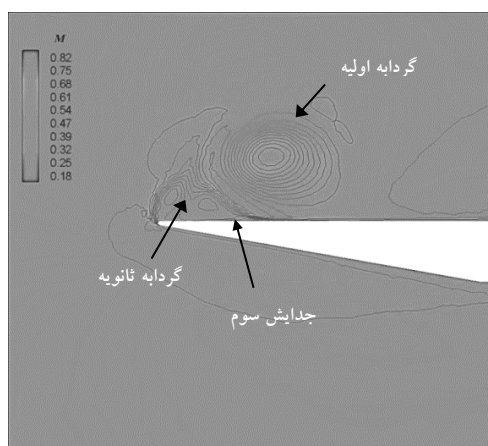
شکل ۹. کانتور عدد ماخ و خطوط فشار کل ثابت در مقطع ۳۰ درصد وتر در $M_\infty = 1.2$ و $\alpha = 16^\circ$ و $M_N = 0.66$ و $\alpha_N = 29.8^\circ$



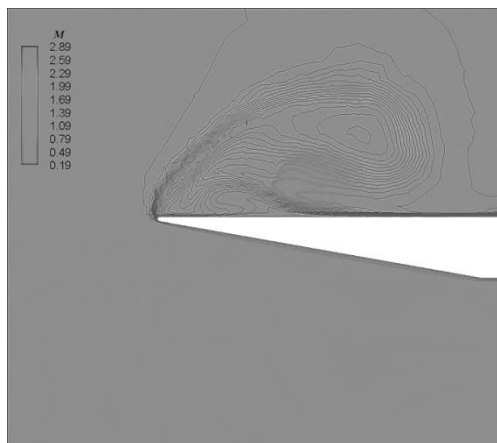
شکل ۸. کانتور عدد ماخ و خطوط فشار کل ثابت در مقطع ۳۰ درصد وتر در $M_\infty = 1.2$ و $\alpha = 4^\circ$ و $M_N = 0.6$ و $\alpha_N = 8.0^\circ$



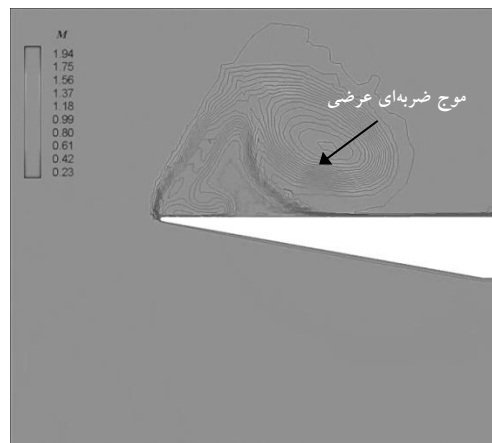
شکل ۱۱. کانتور عدد ماخ و خطوط فشار کل ثابت در مقطع ۳۰ درصد وتر در $M_\infty = 0.8$ و $\alpha = 20^\circ$ و $M_N = 0.46$ و $\alpha_N = 36.1^\circ$



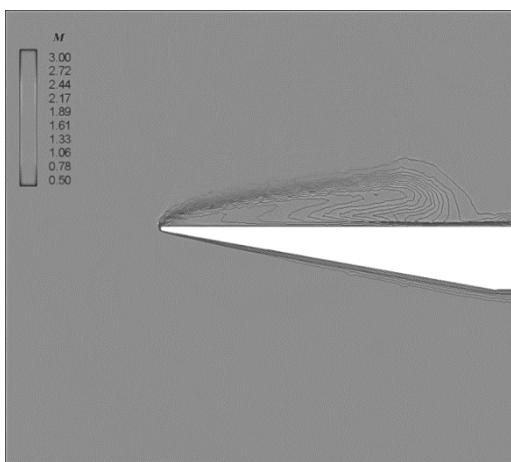
شکل ۱۰. کانتور عدد ماخ و خطوط فشار کل ثابت در مقطع ۳۰ درصد وتر در $M_\infty = 0.4$ و $\alpha = 20^\circ$ و $M_N = 0.23$ و $\alpha_N = 36.1^\circ$



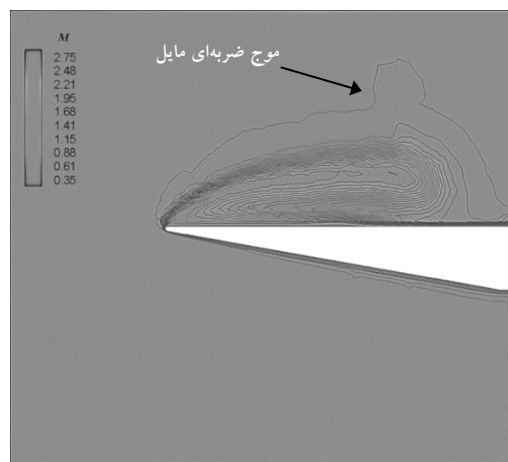
شکل ۱۳. کانتور عدد ماخ و خطوط فشار کل ثابت در مقطع ۳۰ درصد وتر در $M_\infty = 1.2$ و $\alpha = 30^\circ$ و $M_N = 0.79$ و $\alpha_N = 49.1^\circ$



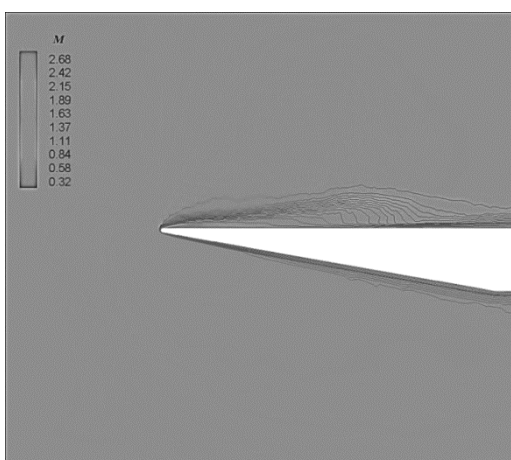
شکل ۱۲. کانتور عدد ماخ و خطوط فشار کل ثابت در مقطع ۳۰ درصد وتر در $M_\infty = 0.8$ و $\alpha = 24^\circ$ و $M_N = 0.49$ و $\alpha_N = 41.7^\circ$



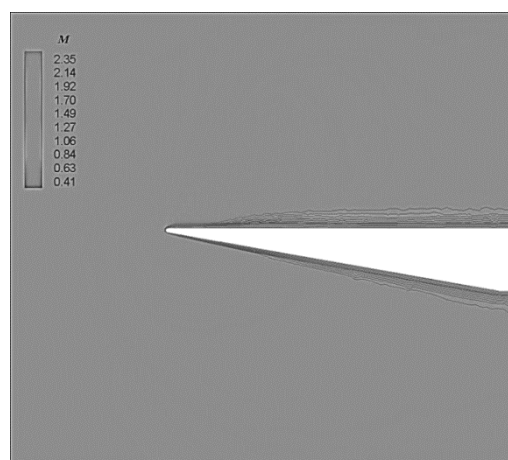
شکل ۱۵. کانتور عدد ماخ و خطوط فشار کل ثابت در مقطع ۳۰ درصد وتر در $M_\infty = 2.0$ و $\alpha = 20^\circ$ و $M_N = 1.16$ و $\alpha_N = 36.1^\circ$



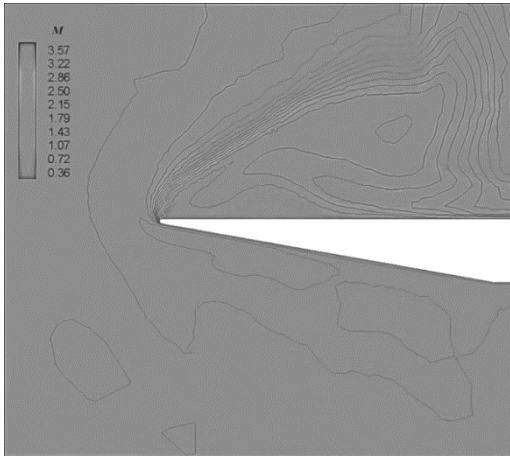
شکل ۱۴. کانتور عدد ماخ و خطوط فشار کل ثابت در مقطع ۳۰ درصد وتر در $M_\infty = 1.6$ و $\alpha = 24^\circ$ و $M_N = 0.98$ و $\alpha_N = 41.7^\circ$



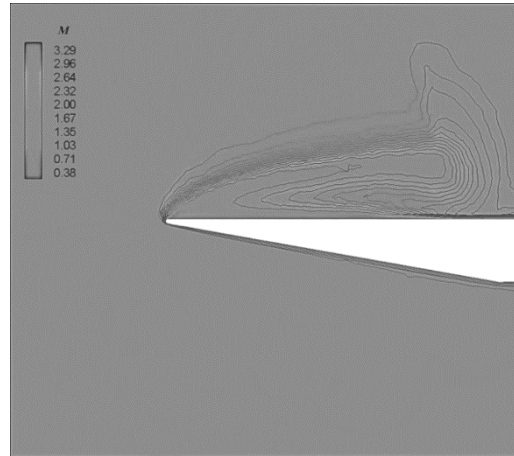
شکل ۱۷. کانتور عدد ماخ و خطوط فشار کل ثابت در مقطع ۳۰ درصد وتر در $M_\infty = 2.0$ و $\alpha = 12^\circ$ و $M_N = 1.06$ و $\alpha_N = 23.0^\circ$



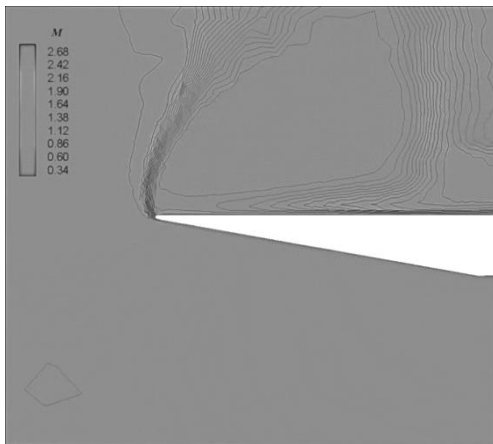
شکل ۱۶. کانتور عدد ماخ و خطوط فشار کل ثابت در مقطع ۳۰ درصد وتر در $M_\infty = 2.0$ و $\alpha = 4^\circ$ و $M_N = 1.01$ و $\alpha_N = 8.0^\circ$



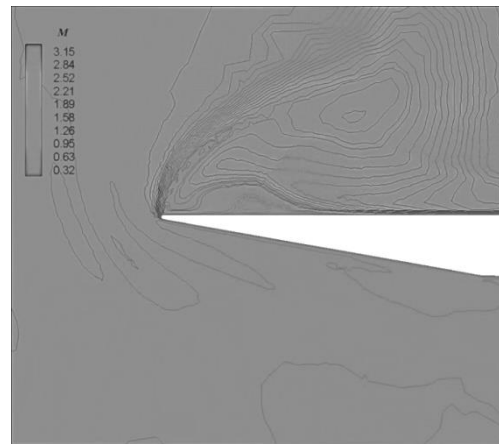
شکل ۱۹. کانتور عدد ماخ و خطوط فشار کل ثابت در مقطع ۳۰ درصد وتر در $M_\infty = 2.0$ و $\alpha = 44^\circ$ و $M_N = 1.56$ و $\alpha_N = 62.6^\circ$



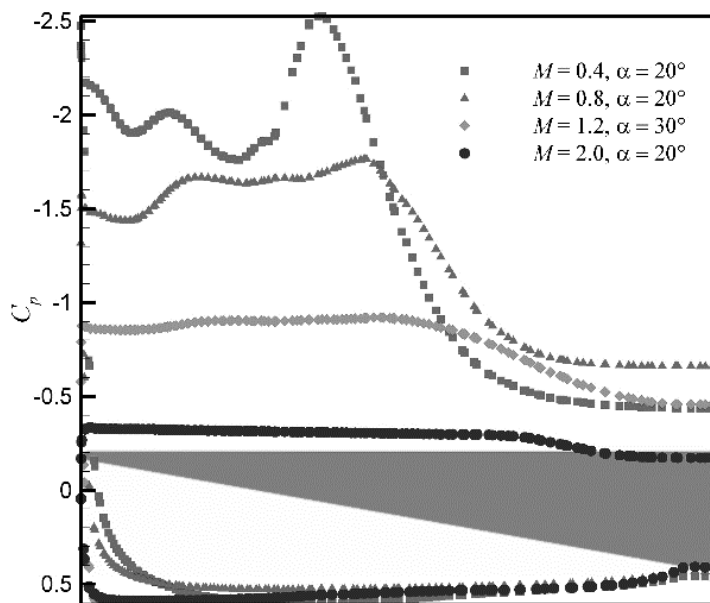
شکل ۱۸. کانتور عدد ماخ و خطوط فشار کل ثابت در مقطع ۳۰ درصد وتر در $M_\infty = 2.0$ و $\alpha = 30^\circ$ و $M_N = 1.32$ و $\alpha_N = 49.1^\circ$



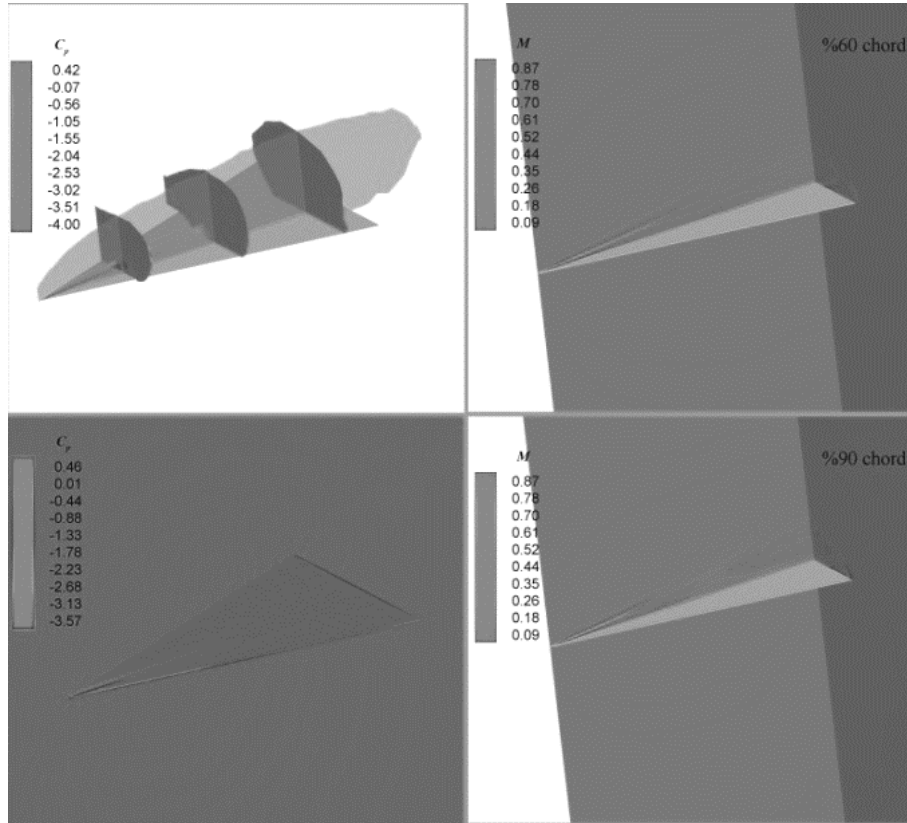
شکل ۲۱. کانتور عدد ماخ و خطوط فشار کل ثابت در مقطع ۳۰ درصد وتر در $M_\infty = 1.2$ و $\alpha = 44^\circ$ و $M_N = 0.94$ و $\alpha_N = 62.6^\circ$



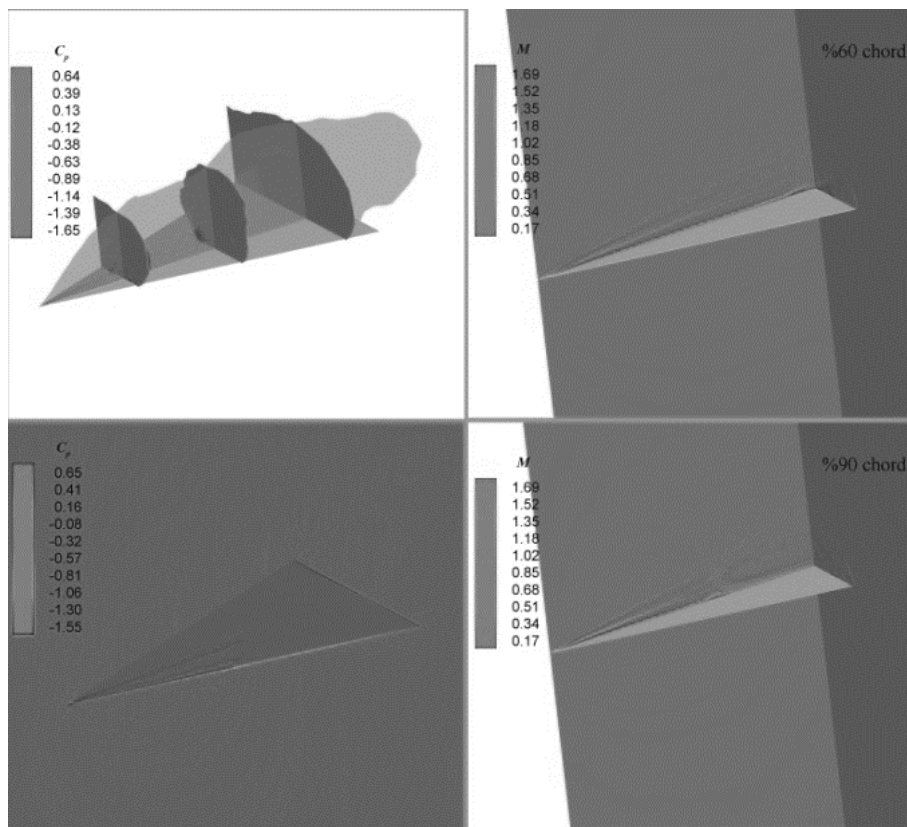
شکل ۲۰. کانتور عدد ماخ و خطوط فشار کل ثابت در مقطع ۳۰ درصد وتر در $M_\infty = 1.6$ و $\alpha = 44^\circ$ و $M_N = 1.25$ و $\alpha_N = 62.6^\circ$



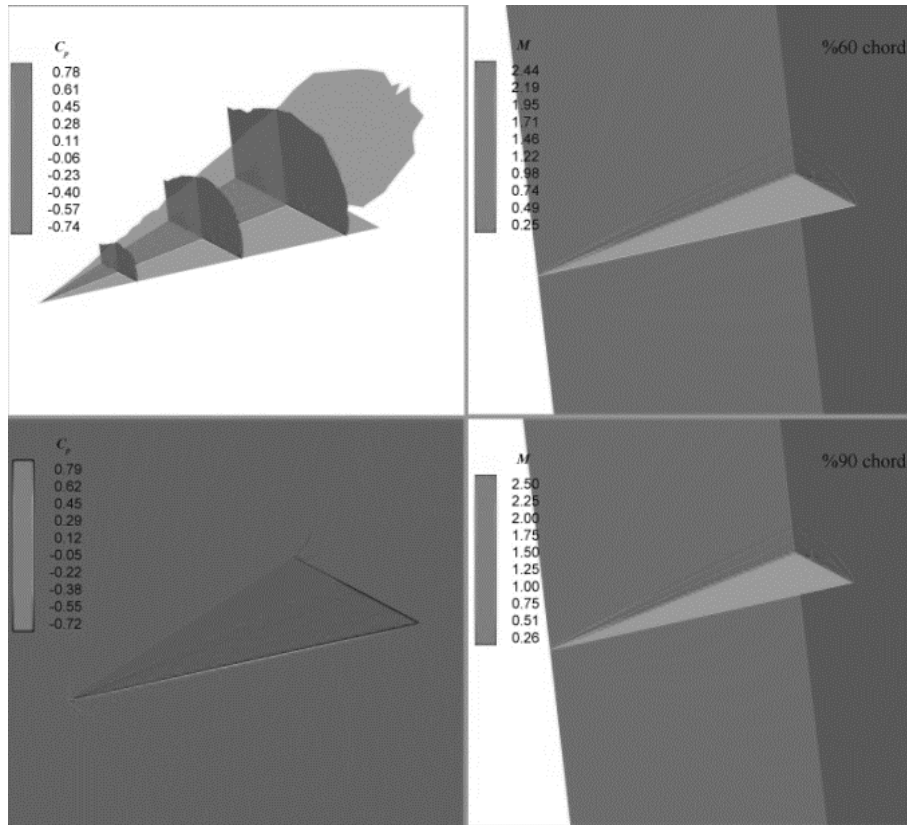
شکل ۲۲. توزیع ضریب فشار در مقطع ۳۰ درصد وتر



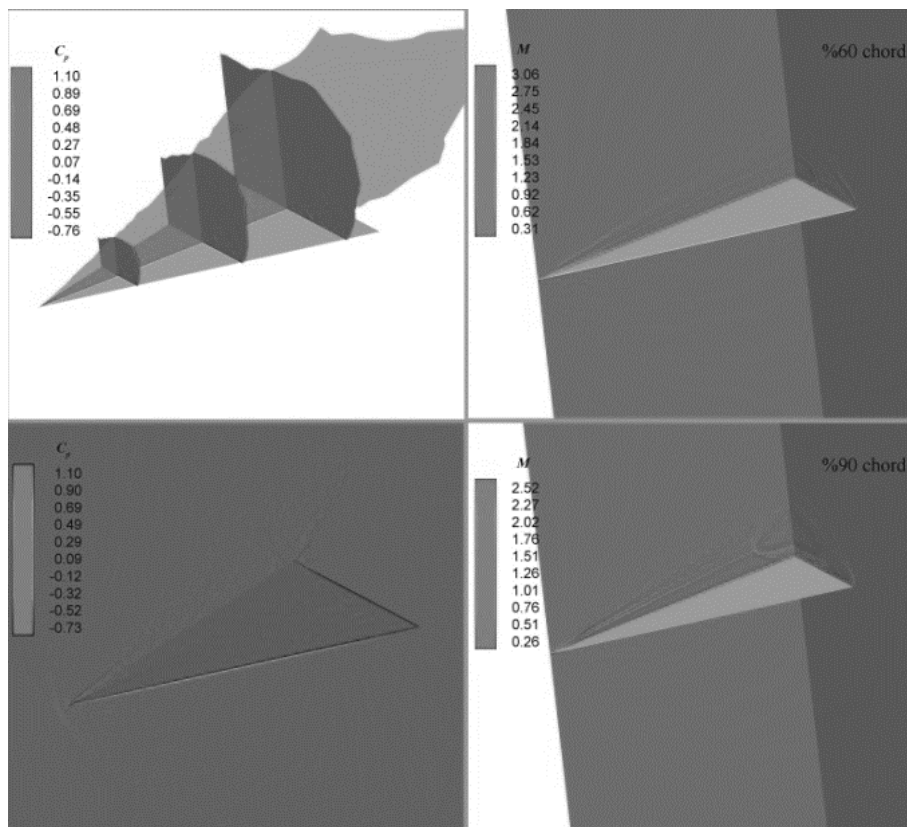
شکل ۲۳. میدان جریان حول بال در ماخ ۰/۴ و زاویه حمله ۲۰ درجه



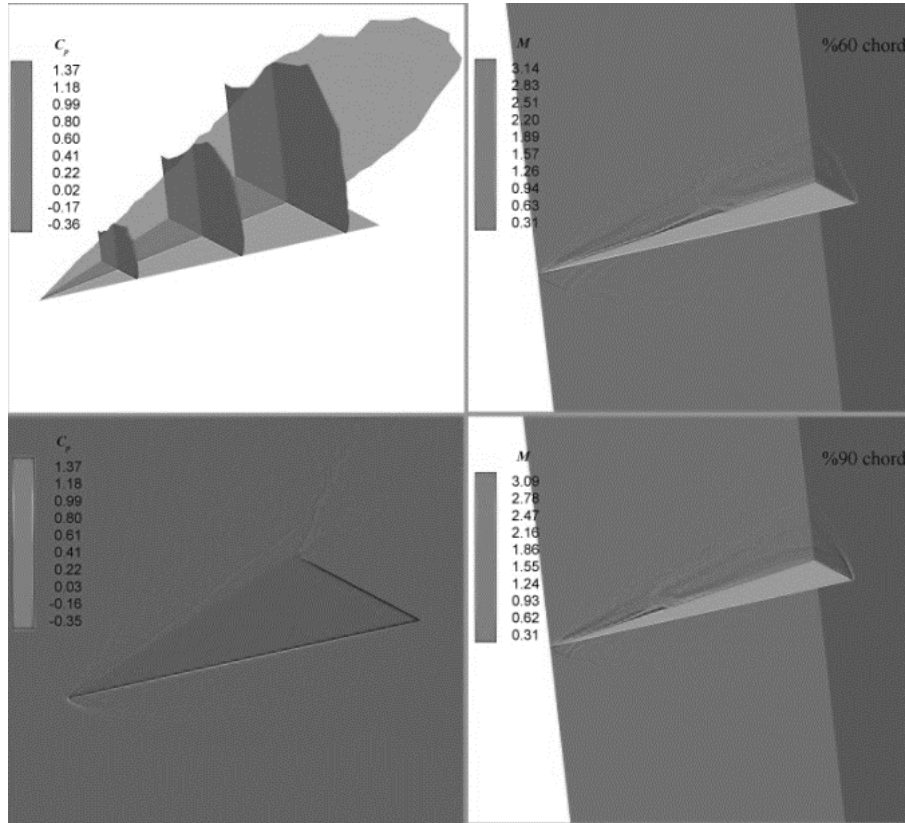
شکل ۲۴. میدان جریان حول بال در ماخ ۰/۸ و زاویه حمله ۲۰ درجه



شکل ۲۵. میدان جریان حول بال در ماخ ۱/۲ و زاویه حمله ۲۰ درجه



شکل ۲۶. میدان جریان حول بال در ماخ ۱/۲ و زاویه حمله ۳۰ درجه



شکل ۲۷. میدان جریان حول بال در ماخ ۱/۶ و زاویه حمله ۴۴ درجه

۷. نتیجه گیری

تا در زیر آن قرار گیرد. با افزایش عدد ماخ، فاصله بین هسته دو گردابه اولیه کم می‌شود. در زوایای حمله بالای ۳۰ درجه، الگوی گردابه با موج ضربه‌ای، با یک موج ضربه‌ای در بین زوج گردابه همراه می‌شود که تقریباً در یک فاصله ثابت از بال واقع شده است. در این مقاله جدایش ثانویه در زوایای حمله بالا پیش از جدایش اولیه فرو می‌باشد. در ناحیه فروپاشی جدایش ثانویه عدد ماخ به شدت افت می‌کند و به دلیل گردایان فشار معکوس روی سطح بال سرعت‌های محوری منفی وجود دارد. در این مقاله فروپاشی گردابه‌ها در زوایای حمله بالا در جریان فراصوت مشاهده شد که قبلاً گزارش نشده بود. با افزایش عدد ماخ، گردایان فشار معکوس روی سطح بال کاهش می‌یابد. در شرایط جریان فراصوت، افزایش عدد ماخ، گردایان فشار معکوس در راستای وتر را کوچک‌تر می‌کند و محل انفجار گردابه به سمت پایین‌دست حرکت می‌کند. در شرایط جریان فراصوت و زوایای حمله حداکثر ۲۴ درجه، گردایان فشار معکوس از بین می‌رود و انفجار رخ نمی‌دهد.

در این مقاله جریان‌های فراصوت تا فراصوت حول یک بال مثلی ۶۰ درجه در زوایای حمله مختلف به روش عددی با ۴۸ حالت شبیه‌سازی بررسی شد. الگوهای مختلف جریان روی بال مثلی برای نخستین بار به طور جامع شبیه‌سازی شده و با بررسی کانتورهای توزیع عدد ماخ در میدان جریان و توزیع ضریب فشار روی سطح بال ویژگی‌های هر یک از الگوها بررسی شد. نتایج عددی مطابقت خوبی با اطلاعات تجربی کارهای گذشته دارند. روند تغییر الگوی جریان در زوایای حمله حداکثر ۲۴ درجه این است که با افزایش عدد ماخ برای یک مقدار α ثابت، هسته گردابه اولیه به سطح بالایی بال نزدیک‌تر می‌شود، تدریجاً با افزایش عدد ماخ کشیده‌تر می‌گردد و ناحیه بزرگی را بالای سطح آن اشغال می‌نماید. در جریان آزاد فراصوت فاصله عمودی هسته گردابه از دیواره تقریباً ثابت است، اما در شرایط جریان آزاد فراصوت، این فاصله به طور قابل توجهی کاهش می‌یابد. در اعداد ماخ ۲ و بالاتر که لبه حمله از نوع فراصوت است، با افزایش زاویه حمله در عدد ماخ ثابت، حباب جدایش پس از شکل‌گیری از سطح بالایی بال کمی فاصله گرفته و به موج ضربه‌ای نزدیک می‌شود

- [1] Stanbrook, A., L. C. Squire. "Possible Types of Flow at Swept Leading Edges." *Aeronautical Quarterly* 15 (2), 1964, pp. 72-78.
- [2] Maikapar G. I. "Seperated Flows at the Leeward Side of a Delta Wing and a Body of Revolution in a Supersonic Flow." *Uch. Zap. TsAGI* 13 (4), 1982, pp. 22-33.
- [3] Miller, D. S., R. M. Wood. "Leeside Flows over Delta Wings at Supersonic Speeds." *Journal of Aircraft* 21 (9), 1984, pp. 680-686.
- [4] Szodruch J. G., D. J. Peake. "Leeward Flow over Delta Wings at Supersonic Speeds." Report NASA-TM No. 81187, 1980.
- [5] Seshadri S. N., K. Y. Narayan. "Possible Types of Flow on Lee-Surface of Delta Wings at Supersonic Speeds." *The Aeronautical Journal* (5), 1988, pp. 185-199.
- [6] Vorropoulos G., J. F. Wendt. "Laser Velocimetry Study of Compressibility Effect on the Flow Field of a Delta Wing." Report AGARD CP No. 342, 1983.
- [7] Brodetsky M. D., A. M. Shevchenko. "Some Features of a Seperated Flow and Supersonic Vortex Structure at the Leeside of a Delta Wing", Proc. of IUTAM Symp. On Seperated Flows and Jets, Berlin-Heidelberg, 1991.
- [8] Brodetsky M. D., E. Krause, S. B. Nikiforov, A. A. Pavlov, A. M. Kharitonov, A. M. Shevchenko. "Evolution of Vortex Structures on Leeward Side of a Delta Wing." *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics* 42 (2), 2001, pp. 243-254.
- [9] Imai G., K. Fujii, A. Oyama. "Computational Analyses of Supersonic Flows over a Delta Wing at High Angles of Attack." 25th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2006.
- [10] Schiavetta L. A., O. J. Boelens, W. Fritz. "Analysis of Transonic Flow on a Slender Delta Wing Using CFD", 24th Applied Aerodynamics Conf., San Francisco, California, 2006.
- [11] Younis Y., A. Bibi, A. U. Haque, S. Khushnud. "Vortical Flow Topology on Windward and Leeward Side of Delta Wing at Supersonic Speed." *Journal of Applied Fluid Mechanics* 2 (2), 2009, pp. 13-21.
- [12] Oyama A., M. Ito, G. Imai, S. Tsutsumi, N. Amitani, K. Fujii. "Mach Number effect on Flow Field over A delta Wing in Supersonic Region", 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2008.
- [13] Gursul, Ismet. "Recent Developments in Delta Wing Aerodynamics." *The Aeronautical Journal*, 2004, pp. 437-452.

پی نوشت

-
1. reattachment
 2. dead water