بررسی تجربی ساختار جریان مادون صوت عمود بر مدل بال و بدنه اگارد-بی

مهدی برومند نسب	کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر،اصفهان، ایران
مجتبی دهقان منشادی*	دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر،اصفهان، ایران
اميرحمزه فرجالهي	دکترا، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر،اصفهان، ایران

چکیدہ

در این پژوهش به بررسی تجربی ساختار جربان مادون صوت عمود بر مدل بال و بدنه اگارد-بی پرداخته شده است. در این راستا توزیع سرعت به وسیله جریان سنج سیمداغ در پنج مقطع روی بال اندازه گیری شده است تا به کمک نتایج حاصل از آن بتوان مشخصات جریان از جمله ساختار، اندازه و موقعیت گردابهها را مورد ارزیابی قرار داد. به منظور بررسی تاثیر زاویه حمله و عدد رینولدز بر ساختار جریان روی بال، آزمایشها در زوایای حمله ۵، ۶، ۸، ۱۰ و ۱۲ درجه و زوایای جانبی ۴، ۸ و ۱۲ درجه و اعداد رینولدز ۲۰۰۰۰۰ و ۲۵۰۰۰۰ در تونل باد مادون صوت مدار بسته دانشگاه صنعتی مالک اشتر اصفهان انجام گرفتهاند. نوآوری پژوهش حاضر بررسی ساختار جریان عمود بر مدل اگارد-بی در شرایط مادون صوت مدار بسته دانشگاه صنعتی مالک اشتر اصفهان انجام گرفتهاند. نوآوری پر روی این مدل عمدتاً در شرایط مافوق صوت و بررسی تاثیر زاویه جانبی انجام شدهای گذشته بر روی این مدل عمدتاً در شرایط مافوق صوت و بدون بررسی زاویه جانبی انجام شدهاند. نتایج بال خور دو گردابه طولی که تحت تاثیر بال وگردابه عرضی که تحت تاثیر بدنه ایجاد شده است. افزایش قدرت گردابه طولی و افزایش زاویه جانبی باعث افزایش قدرت گردابه عرضی شده است.

واژه های کلیدی: مدل اگارد – بی، بال و بدنه، ساختار جریان،جریان سنج سیمداغ.

Experimental Investigation of Subsonic Flow Structure Perpendicular to AGARD-B Wing-Body Model

M. Boroumandnasab	Department of Mechanical & Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran
M. DehghanManshadi	Department of Mechanical & Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran
A. H. Farajollahi	Department of Mechanical & Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

Abstract

Thesubsonic flow fieldsperpendicular to AGARD-B standardwing-body model was investigated. Velocity distribution was obtained by using a hot wire anemometry on five sections at wing for investigating structure, size and position of vortexes. To investigate the effect of angle of attack, yaw angle and Reynolds number on flow structure on the wing the experiments were done at 5,6,8,10 & 12 degree angels of attack 4,8 &12 degree yaw angles and 250000 & 500000 Reynolds number in the close circuit subsonic wind tunnel of Malek Ashtar university of Isfahan. The innovation of the present study is to investigate the perpendicular flow structure of the Agard-B model in subsonic conditions and to investigate the effect of the yaw angle on the flow structurebecause previous experiments on this model are mainly carried out in supersonic conditions and without an examination of the yaw angle. Two vortex structures were formed around the wing, a longitudinal vortex which formed under the influence of the wing and a transverse vortex under the influence of body. Increasing the angle of attack caused the increase power of longitudinal vortex and increasing the yaw angle caused the increase of transverse vortex. In a certain range of Reynolds number increasing of Reynolds number had not anysignificant effect on the height of vortices.

Keywords: Agard-B Model, Wing-Body, Flow Structure, Hot-Wire Anemometry.

چهار برابر قطر بدنه است.بدنه به حالت استوانهٔ کامل نوک تیز است[۱].

در سال ۲۰۰۶ میلادی دایجانا داملجانویک و همکاران در تونل باد T-38 مادون صوت موسسه تکنولوژی نظامی صربستان آزمایش-هایی بر روی مدل بال و بدنه اگارد-بی انجام دادهاند. این آزمایشها جهت اندازه گیری خصوصیات آیرودینامیکی مدل در زوایای حمله ۴-تا ۱۰ درجه، زاویه رول صفر درجه و اعداد ماخ ۰/۶، ۵، ۱/۸، ۱، ۱/۱/

مدل اگارد-بی یک مدل سیلندری نوک تیز با یک بال دلتا شکل است که اساساً جهت کالیبراسیون تونل باد مافوق صوت طراحی شده است ولی جهت کالیبراسیون تونل باد مادون صوت نیز به کار می رود.بال این مدل به شکل دلتا (مثلث متساوی الاضلاع) با اندازهای

۱–مقدمه

^{*} نويسنده مكاتبه كننده، آدرس پست الكترونيكي: mdmanshadi@alum.sharif.edu

تاریخ دریافت: ۹۶/۰۳/۰۸

۱/۴۰ و ۱/۴ انجام شده است و نتایج به دست آمده با نتایجی که در سال ۱/۴۶ در تونل باد ۵ فوتی مادون صوت انجام شده است مقایسه شدهاند مقدار متوسط ضرایب آیرودینامیکی ۲۲۵.*c*_x.*c*_m کور زاویهحمله ۵-درجه به ترتیب۲۲۲۲-۰/۱۹۰۰-۰/۰۲۲۴ محاسبه شدهاند[1].

ویدانویچ و همکاران نیز جهت اعتبارسنجی یک کد دینامیک سیالات محاسباتی^۱ آزمایشهایی را بر روی مدل اگارد-بی انجام داده-اند.این آزمایشها در تونل باد VTI، در اعداد ماخ ۲/۶ و ۱/۶ و محدوده زوایای حمله ۴- تا ۱۲+ درجه انجام شده است. در این آزمایشها خصوصیات آیرودینامیکی مدل نیز با نتایج تجربی مقایسه شدهاند. در این پژوهش ضرایب برآ و پسا در عدد ماخ ۱۵۹۶ و زاویه حمله ۱۰ درجه به ترتیب ۵/۵ و ۱/۲ محاسبه شدهاند[۲].

یکی از عوامل تاثیرگذار برساختار گردابهای جریان،قدرت گردابهها، جدایش جریان و تاثیر زاویه حمله است[۳].همچنین تاثیر زاویه جانبی بر ساختار جریان نیز در تحقیقات علمی گذشته مورد توجه قرار گرفته است[۴].تاثیر عدد رینولدز نیز از سایر عوامل مورد بررسی بر ساختار گردابههای جریان بوده است [۵].

در پژوهشی که بر روی یک بال دلتا با زاویه پسگرایی ۵۰ درجه و در زاویه حمله ۵ درجه انجام شده است ساختار جریان و گردابهها مورد بررسی قرار گرفته است و در ناحیه جدایش روی بال دو گردابهمشاهده شده است.گردابه اول در نزدیکی راس بال و پایین دست روی بال، و گردابه دوم با چرخشی هم جهت با گردابه اولیه، در لایه برشی جدا شده از سطح و بیرون دست گردابه اولیه پدید آمده است [۶].

میشل و همکاران مطالعاتی را در زمینه جریان گردابهای روی بال مثلثی شکل انجام دادهاند. بر اساس مطالعه آنهادر یک بال مثلثی شکل با افزایش زاویه حمله، قدرت گردابه لبه حمله افزایش خواهد یافت[۷].

در پژوهش حاضر که در تونل باد مدار بسته مادون دانشگاه صنعتی مالک اشتر اصفهان انجام شده است با استفاده از جریان سنچ سیمداغ تاثیر زاویه حمله، جانبی و عدد رینولدز بر ساختار جریان مورد بررسی قرار گرفته است. نوآوری این پژوهش در زمینه آزمایش بر روی مدلاگارد-بی در شرایط مادون صوت است، زیرا پژوهشهایی که تاکنون بر روی این مدل انجام شدهاند اکثراً در شرایط مافوق صوت بودهاند.همچنین تاثیر زاویه جانبی بر ساختار جریان مدل اگارد-بی پیش از این مورد بررسی قرار نگرفته است.

۲–تجهیزات آزمایشگاهی

برایاندازه گیری سرعت از جریان سنج سیم داغ، سیستم داده برداری و مکانیزم انتقال دهنده پراب جریان سنج سیم داغ استفاده شده است. تمامی آزمایشها در تونل باد مادون صوت مداربسته دانشگاه صنعتی مالک اشتر اصفهان انجام شدهاند.این تونل باد دارای ابعاد ۷ × ۲/۲ متر و حداکثر توان فن ۲K W است.حداکثر سرعت جریان هوادر داخل اتاق آزمون این تونل باد m/s با شدت

اغتشاش های ۱/۲۵ درصد است[۹–۸]. تونل های باد از نظر ابعادوشکلهندسیمقطعآزمونبه سه نوع کوچک، متوسط و بزرگ دسته بندی میشوند.اتاق آزمون این تونل باد دارای سطح مقطع ۲۸۰mm² ×۳۷۰ طول آن ۲۰۰ بوده و دارای دو پنجره از جنس شیشه پلکسی شفاف است که جزو تونل بادهای با مقطع کوچک دسته بندی می شود. در شکل ۱ نمایی از این تونل باد نشان داده شده است.



شکل۱-نمایی از تونل باد مداربسته دانشگاه صنعتی مالک اشتر اصفهان

در تمامی آزمایش های انجام شده از مدل بال و بدنه اگارد-بی که از یک بدنه با نوک مخروطی شکل و بال دلتا ساخته شده، استفاده شده است.این مدل از جنس آلیاژ فولاد و آلومینیم میباشد و با استفاده از دستگاه سی ان سی ساخته شده است. طول بدنه مدل، ۲۹ سانتیمتر، قطر نوک آن ۳/۵ سانتیمتر، نسبت انسداد در زوایه حمله ۱۰ درجه و زاویه جانبی صفر درجه یک درصد و زاویه پسگرایی بال ۲۰ درجه است. در جدول ۱ جزئیات آزمایش های تجربی صورت گرفته در تونل باد بر روی مدل اگارد-بی آورده شده است.



شکل۲- نمایی از مدل بال و بدنه اگارد- بی

جدول۱- ابزار اندازه گیری و پارامترهای موثر در آزمایشها

$oldsymbol{eta}$ زاویه جانبی $oldsymbol{eta}$	زاويه حملهα	مقاطع مورد آزمایش(x/c)	عدد رینولدز طولی	کمیت مورد نظر	ابزار اندازهگیری
۲°رو°۸،°۴	۱۲°و،۵۰،°۶°،۵۰	۰/۴۷، ۶۴، ۰۰/۴۲، ۱و۱۱	۵۰۰۰۰	سرعت(۱۴m/s)	جريان سنج سىمداغ
۲°او [°] ۸،۴	°۱۲ _و °۸،°۵	۰/۴۷، ۶۴، ۰۰/۴۲، ۱٫۹۱	۲۵۰۰۰۰	سرعت(۷ m/s)	جريان سنج سىمداغ

با توجه به فضایی که در دسترس بود بهترین راه نصب مدل در سقف اتاق آزمون تونل باد بود. در شکل ۳ نمایی از مدل به همراه جریان سنج سیم داغ نشان داده شده است. به منظور امکان ایجاد زاویه حمله و جانبی مکانیزمی در سقف تونل باد نصب شده است.در شکل۴مکانیزم زاویه حمله و در شکل ۵ مکانیزم زاویه جانبی مدل نشان داده شده است. آزمایشها در پنج موقعیت طولی ۲۸'۰، ۶۴'۰، ۲۸'۰، ۱ و ۲۱۱=2x/دانجام شدهاند. جهت اندازه گیریهای مربوط به سرعت از جریان سنج سیمداغ استفاده شده است. مطابق شکل ۶سطح بال و پشت آن به پنج مقطع تقسیم شده و موقعیت مکانی این مقاطع با تقسیم بر وتر بال بی بعد شدهاند.همچنین کلیه آزمایشها در اعداد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ و ۲۵۰۰۰۲ متناسب با سرعتهای ۱۴ و ۷



شکل۳-نمایی از مدل بال و بدنه اگارد – بی در اتاق آزمون



شکل۴-مکانیزم زاویه حمله مدل اگارد-بی



شكل۵-مكانيزم زاويه جانبي مدل اگارد-بي



شکل ۶- مقاطع داده برداری روی سطح و پشت بال

۲–۱–عدم قطعیت

ساخت مدل مورد آزمایش با دقت ۰/۰۱ میلی متر است در نتیجه خطای نسبی هندسه مدل ٪ ۰/۰۷ است. عدم قطعیت فشار در مقطع آزمون تونل باد./ ۲/۱۸ و عدم قطعیت جریان سنج سیم-داغ./۳/۱۲ میباشد. در مورد تغییرات دما، با توجه به اینکه اندازه گیری دما توسط ترمومتر با دقت ۵/۰ انجام شده است و حداکثر تغییرات دما در مقطع آزمون در حین انجام آزمایش ۲ درجه بوده است عدم قطعیت نسبی دما ٪۲/۰۶ محاسبه میشود.جهت محاسبه عدم قطعیت عدد رینولدز با جایگذاری مقادیر مربوطه در رابطهی ۱ مقدار ٪/۲ به دست میآید[۸].در نهایت تک تک عدم قطعیتهایی که به دست آمد با یکدیگر ترکیب شده تا عدم قطعیت کلی حاصل شود. در جدول۲مقادیر عدم قطعیت پارامترها بیان شده است. بیشترین مقدار عدم قطعیت سرعت متوسط ٪۲/۱۵ است.

$$\frac{W_{Re}}{Re} = \sqrt{\left(\frac{W_U}{U}\right)^2 + \left(\frac{W_d}{d}\right)^2 + \left(\frac{W_\vartheta}{\vartheta}\right)^2} \tag{1}$$

عدم قطعیت پارامتر	دقت اندازهگیری پارامتر	پارامتر مورد اندازه- گیری
•/••¥ ′/.	$\cdot / \cdot \circ mm$	طول و قطر مدل
۲/+۶٪.	۰/۵ °C	دما
۲/۴٪.	-	عدد رينولدز(Re)
٣/١۵٪.	-	سرعت
٣/١٢٪.	-	جريان سنج سيم داغ
۲/۱۸ ٪	-	فشار

جدول۲- مقادير عدم قطعيت



شکل۷- کانتور سرعت بال در عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ و در زاویه حمله ۱۲ درجه

۳-تشریح نتایج و بحث

۳–۱– اثر تغییر زاویه حمله بر ساختار گردابهای لبه حمله بال

یکی از عوامل تاثیر گذار بر ساختار گردابهای جریان،قدرت گردابهها و جدایش جریان، تاثیر زاویه حمله است [۴–۳].در شکل ۷ کانتور سرعت روی بال در زاویه حمله ۱۲ درجه و عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می شود با حرکت کردن از قسمت نوک بال به سمت انتهای آن، جریان گردابهای اطراف مدل رشد پیدا کرده و ناحیه گردابهای بزرگتری را بهوجود میآورد. همچنین در موقعیت طولی ۲/۱ =x/c قدرت گردابه و همچنین فاصله مرکز آن از سطح نسبت به سایر حالات افزایش م_____یاب_د. ب_ه ط_ور کل___ بافاص_لهگرفتنازنو کبالمرکز گردابه-هااز سطحبالجداشدهونواحيجدايشيرادر مقاطعانتها ييبالا يجادمي كنند. همچنينجدايشجرياناطرافمدلباعثافزايش____جريان هايگرداب____ه-ايوثانويهاطرافمدلشدهومى تواندمو جبافزا يشنيرو يپساگردد.در شكل ٨ مقایسه بین کانتور سرعت در زوایای حمله ۱۰ و ۱۲ درجه در عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ انجام و در مقطع ۱/۱ =x/c شده است. همان طور که در این شکل نمایان است با افزایش زاویه حمله جریانهای گردابه-ای اطراف مدل رشد پیدا کرده و نواحی جدایش و گردابهای وسیعتری را در انتهای مدل بوجود می آورند. همچنین مشاهده می شود که مرکز گردابه در مدل با افزایش زاویه حمله بیشتر از سطح مدل جدا شده که نشان دهنده افزایش جریان گردابهای است و میتواند افزایش نیروی پسا را سبب شود. زیرا جدایش جریان روی مدل و ایجاد جریانهای گردابهای اطراف آن رابطه مستقیمی با افزایش نیروی پسا داشته و باعث افزایش نیروی پسا و کاهش راندمان می شود.میشل و همکاران نیز در پژوهشی به این نتیجه رسیدند که با افزایش زاویه حمله قدرت گردابهها افزایش مییابد[۷].



شکل ۸- کانتور توزیع سرعت روی بال دلتا برای مدل اگارد-بی در زوایای حمله ۵=10,12°و در مقطعx/c=1.1 در عدد رینولدز۵۰۰۰۰۰

با توجه به شکل ۹ و همانطور که به صورت کیفی نیز بیان شد، میتوان گفت که گردابههای لبه حمله در مسیر خود از امتداد سطح فاصله میگیرند و افزایش زاویه حمله باعث افزایش فاصله مرکز گردابه لبه حمله از امتداد بال میشود. این فاصله در حالتی که اختلاف بین زوایای حمله افزایش مییابد بیشتر قابل تشخیص است. پکهام و اتکینسون نیز در پژوهش خود مشاهده کردند که گردابهها در مسیر طولی خود از سطح فاصله میگیرند [۳].



شکل۹- نمودار ارتفاع گردابه لبه حمله از سطح بال در موقعیتهای طولی مختلف و زوایای حمله متفاوت در عدد رینولدز ۲۵۰۰۰۰

همان طور که در شکل ۱۰ مشاهده می شود نتایج بررسی ها بر روی عدد رینولدز ۲۵۰۰۰۰ نیز نشان می دهد که با حرکت کردن از قسمت نوک بال به سمت انتهای آن، جریان گردابه ای اطراف مدل رشد پیدا کرده و ناحیه گردابه ای بزرگتری را به وجود می آورد. مقایسه بین کانتور سرعت در زوایای حمله ۱۲ و ۸ درجه در عدد رینولدز افزایش زاویه حمله جریان های گردابه ای اطراف مدل رشد پیدا کرده و نواحی جدایش و گردابه ای وسیع تری را در انتهای مدل به وجود می آورند. این نتایج در شکل ۱۱ قابل مشاهده است. در عدد رینولدز زوایای حمله ۵، ۸ و ۱۲ درجه انجام شده است. همان طور که در شکل ۱۲ مشاهده می شود در این حالت نیز هر چه زاویه حمله افزایش می ایدا در این می ای مال در می می ای در مال در می می ای در می را در این می می در می در می ای در می می ای در می می در می می در در می در

افزایش زاویه حمله جریان گردابهای روی سطخ بال بیشتر شده و دامنه وسیعتری را دربر می گیرد. علاوه بر این مشاهده می گردد که با افزایش زاویه حمله مرکز گردابه از سطح بال جدا شده و در ارتفاع بالاتری از سطح بال قرار می گیرد که نشان دهنده رشد جریان جداشده و گردابهای اطراف مدل می باشد که این نتایج با مشاهدات پکهام و اتکینسون هم خوانی دارند [۳].



شکل ۱۰– کانتورسرعت بال در عدد رینولدز ۲۵۰۰۰۰ و در زاویه حمله ۱۲ درجه



شکل۱۱- کانتور توزیع سرعت روی بال دلتا برای مدل اگارد-بی در زوایای حمله α=8,12° در مقطع cc=1.1 در عدد رینولدز ۲۵۰۰۰۰



شکل۱۲– نمودار ار تفاع گردابه لبه حمله از سطح بال در موقعیتهای طولی مختلف و زوایای حمله متفاوت در عدد رینولدز ۲۵۰۰۰۰

۳-۲- اثر تغییر عدد رینولدز بر ساختار گردابههای لبه حمله بال

جهت بررسی تغییر عدد رینولدز بر ساختار و پایداری گردابهها، آزمایشها روی مدل اگارد-بی در زوایای حمله ۵، ۸، ۱۰ و ۱۲ درجه و اعداد رینولدز ۲۵۰۰۰۰ و ۲۵۰۰۰۰ بررسی شده است.در شکل ۱۳ کانتور مقایسه سرعت در زاویه حمله ۵ درجه و برای اعداد رینولدز تاثیر چندانی بر قدرت و شدت گردابه ندارد. به علاوه همان طور که در شکل ۱۴ مشاهده میشود تغییر عدد رینولدز تاثیر چندانی بر رشد ارتفاع گردابهها از سطح نداشته است. درصد تغییر نسبی ارتفاع گردابهها از سطح نداشته است. درصد تغییر میشود که درصد تغییر ارتفاع گردابهها در بیشترین حالت کمتر از نرینولدز بر جریان بال دلتا شکل با پسگرایی ۷۰ درجه را مورد مطالعه رینولدز بر جریان بال دلتا شکل با پسگرایی ۷۰ درجه را مورد مطالعه قرار دادند. آزمایشهای ایشان در اعداد رینولدز تاثیر چندانی بر شکل انجام گرفت و نتایج نشان داد که عدد رینولدز تاثیر چندانی بر شکل گردابهها نمیگذارد[1].



شکل۱۳- کانتور توزیع سرعت در زوایه حمله ۵ درجه برای اعداد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ (راست) و ۲۵۰۰۰۰ (چپ)در مقطع x/c=1.1

جدول۳- درصد تغییر نسبی ارتفاع گردابهها از سطح در زاویه حمله ۵ درجه برای اعداد رینولدز متفاوت

٠/۴٧	•/84	• /٨٢	١	1/1	موقعیت طولی(x/c)
<u>7</u> .•	۱۷/۶٪.	۴/۱٪	7.10	/1•	درصد تغییرات



شکل ۱۴– نمودار ار تفاع مرکز گردابه از سطح در موقعیتهای طولی مختلف و اعداد رینولدز متفاوت در زاویه حمله ۵ درجه

در شکل ۱۵ کانتور مقایسه سرعت در زاویه حمله ۸ درجه و برای اعداد رینولدز ۲۵۰۰۰۰ و ۵۰۰۰۰۰ نشان داده شده است. همان طور که در شکل مشاهده میشود در عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ در مقایسه با کانتور سرعت در عدد رینولدز ۲۵۰۰۰۰ اندازه گردابهها کوچکتر شده ولی شدت آنها تغییر چندانی نداشته است. این اثر به خصوص در موقعیتهای طولی که نزدیک به بال هستند مشخص است. این پدیده به این معنی است که افزایش عدد رینولدز باعث تاخیر در تشکیل گردابه شده ولی تاثیر چندانی بر قدرت هسته گردابه مرکزی نداشته است.

در شکل ۱۶ تغییرات ارتفاع گردابهها از سطح در زاویه حمله ده درجه نشان داده شده است.در این نمودار مشاهده میشود که ارتفاع گردابهها در موقعیتهایطولی x/c=-1/x و x/c=//۴ تغییری نداشته و در سایر موقعیتها نیز مقدار آن کوچکتر مساوی ۲۵ درصد است.بررسی نمودار تغییر ارتفاع گردابهها در زاویه حمله ۱۲ درجه در شکل ۱۷ نشان میدهد که تغییر عدد رینولدز تاثیر چندانی بر تغییر ارتفاع گردابهها از سطح ندارد. که این نتایج نیز با نتیجهای است که سلطانی و همکارانش در بررسی تجربی اثرات عدد رینولدز بر جریان بال دلتا شکل با پسگرایی ۷۰ درجه به آن دست یافتند همخوانی



شکل ۱۵- مقایسه کانتور توزیع سرعت روی بال دلتا برای مدل اگارد-بی در زاویه حمله ۸ درجه در اعداد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ و ۲۵۰۰۰۰



شکل ۱۶– نمودار ارتفاع مرکز گردابه از سطح در موقعیتهای طولی مختلف و اعداد رینولدز متفاوت در زاویه حمله ۱۰ درجه



شکل ۱۷– نمودار ارتفاع مرکز گردابه از سطح در موقعیتهای طولی مختلف و اعداد رینولدز متفاوت در زاویه حمله ۱۲ درجه

۳-۳- اثر تغییر زاویه جانبی بر ساختار گردابههای بال

یکی از عوامل تاثیرگذار بر ساختار گردابهای جریان و قدرت گردابه تاثیر زاویه جانبی است[۵–۴].در شکل ۱۸ کانتور سرعت بال در زاویه حمله ۵ درجه و زاویه جانبی ۴ درجه نشان داده شده است. همان طور که در شکل مشاهده می شود با حرکت به سمت نوک بال گردابه موسوم به گردابه طولی که تحت تاثیر بال است رشد میکند و برعکس هنگامی که به سمت انتهای بال حرکت می شود گردابه موسوم به گردابه عرضی که تحت تاثیر بدنه است رشد میکند.در شکلهای ۱۹ و ۲۰ کانتور توزیع سرعت در زاویه حمله ۵ درجه و زوایای جانبی ۸ و ۱۲ درجه نشان داده شده است. در این حالات نیز نتایج مذکور درباره زاویه جانبی ۵ درجه صادق است.در شکل ۲۱کانتور توزیع سرعت در زاویه حمله ۵ درجه برای زوایای جانبی • و ۴ درجه مقایسه شده است. در این حالت مشاهده می شود که در زاویه جانبی ۴ درجه گردابه عرضی ناشی از بدنه به وجود میآید در حالی که از قدرت گردابه طولی کاسته می شود و با حرکت به سمت انتهای بال قدرت و ارتفاع مرکز آن از سطح کاسته می شود. دهقان منشادی و همکارانش نیز در بررسی تاثیر زاویه جانبی دریافتهاند که با افزایش زاویه جانبی تاثیر گردابههای ناشی از بدنه بیشتر آشکار میشود[۵-۴].



شکل ۱۸- کانتور سرعت بال در عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ و به ترتیب در زوایای حمله و جانبی ۵ و ۴ درجه



شکل۲۰- کانتور سرعت بال در عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ و به ترتیب در زوایای حمله و جانبی ۵ و ۱۲ درجه



شکل ۲۱- کانتور توزیع سرعت در زاویه حمله ۵ و زوایای جانبی ۰ و ۴ درجه

۳-۴- بررسی تاثیر تغییر زاویه حمله و جانبی بر شدت توربولانس

جهت بررسی تاثیر زاویه حمله و جانبی بر شدت توربولانس از رابطهی(۲) استفاده شده است[۸].

با استفاده از رابطهی(۲)، انحراف معیار سرعتهای اندازهگیری شده در زاویه حمله مورد نظر محاسبه و با تقسیم آن بر سرعت جریان آزاد شدت توربولانس محاسبه شده است و نتایج آن در شکلهای ۲۲ و ۲۳ رسم شد. همانطور که مشاهده میشود در شکل ۲۲ با افزایش

بررسى تجربى ساختار جريان مادون صوت

زاویه حمله از ۶ به ۱۲ درجه شدت توربولانس افزایش مییابد. این نتیجه با شکل ۲۳ که در آن با افزایش زاویه حمله از ۰ به ۱۲ درجه شدت توربولانس افزایش مییابد همخوانی دارد. همچنین با استفاده از رابطهی۲، انحراف معیار سرعتهای اندازه گیری شده در زاویه جانبی مورد نظر محاسبه و با تقسیم آن بر سرعت جریان آزاد شدت توربولانس محاسبه شده است و نتایج آن در شکلهای ۲۴ و ۲۵رسم شد.در این حالت نیز مشاهده می شود که با افزایش زاویه جانبی از ۸ به ۱۲ درجه و همچنین از ۰ به ۱۲ درجه شدت توربولانس افزایش مییابد.



شکل ۲۳- شدت توربولانس در زاویه حمله ۰ و ۱۲ درجهمقطع x/c=1.1



شکل ۲۴- شدت توربولانس در زاویه جانبی ۸ و ۱۲ درجهمقطع x/c=1.1



x/c=1.1

۴-نتیجهگیری

در پژوهش حاضر به بررسی اثر تغییر زاویه حمله، زاویه جانبی و عدد رینولدز بر ساختار جریان مادون صوت عمود بر مدل بال و بدنه اگارد-بی پرداخته شده است. داده برداریها در موقعیتهای طولی آزمایشها در اعداد رینولدز ۲۰۰۰۰ و ۲۵۰۰۰ و در تونل باد مادون آزمایشها در زوایای حمله ۵، ۶، ۸، ۱۰ و ۱۲ درجه و زوایای جانبی ۴، آزمایشها در زوایای حمله ۵، ۶، ۸، ۱۰ و ۱۲ درجه و زوایای جانبی ۴ مریان در شرایط مادون صوت و بررسی تاثیر زاویه جانبی بر ساختار جریان در شرایط مادون صوت و بررسی تاثیر زاویه جانبی بر ساختار جریان معطوف میشود زیرا کارهای گذشته بر روی مدل اگارد-بی در شرایط مافوق صوت انجام شدهاند.

در این آزمایشها که با کمک جریان سنج سیمداغ انجام شده است و تغییرات به وجود آمده در ساختار گردابهها ناشی از تغییر زاویه حمله، زاویه جانبی و عدد رینولدز مشاهده شده است، مهمتریننتایج بدین شرح میباشند:

افزایش زاویه حمله باعث بزرگتر و قدرتمند شدن گردابههای طولی ناشی از بال شده است.

- با حرکت به سمت انتهای بال گردابههای طولی بزرگتر و قدرتمندتر شدهاند.
- در تمامی زوایای حمله و در تمامی موقعیتهای طولی بیشترین افت سرعت در مرکز گردابهها مشاهده شده است.
- نتایج حاکی از تشکیل دو گردابه طولی ناشی از بال
 و گردابه عرضی ناشی از بدنه است.
- افزایش زاویه جانبی باعث بزرگتر شدن گردابه عرضی ناشی از بدنه و ضعیفتر شدن گردابه طولی ناشی از بال شده است.
- تغییر عدد رینولدز تاثیر چندانی بر قدرت گردابهها، ارتفاع گردابهها و همچنین افت سرعت در مرکز آنها نداشته است.
- افزایش زاویه حمله و جانبی باعث افزایش شدت توربولانس شده است.

۵-مراجع

- [1] Damljonovic, D., Vitic, A., and Vukovic, D., "Testing AGRAD-B Calibration Model in the T-38 TrisonicWind Tunnel" *Scintific-Technichal Review*, Vol.LV1, No. 2, 2006.
- [2] Akguli, A.,Isakovic, J.,Mandic, S.,and Gulay, E., "Determination of Aerodynamic Characteristics of Nonstandard AGARD-B Calibration Model"Scintific-Technichal Review, Vol.L1X, No.2, 2009.
- [3]Peckham, D., and Atkinson, S., "Preliminary Results of Low Speed Wind Tunnel Test on a Gothic Wing of Aspect Ratio"*Ministry of aviation*,1960.
- [4] DehghanManshadi, M., Hejranfar, k., and Farajollahi, A.H., "Effect of Vortex Generators on Hydrodynamic Behavior of an Underwater Axisymmetric Hull at High Angles of Attack, *Journal of Visualization*, DOI 10.1007/s12650-016-0412-4, 2017.
- [5] DehghanManshadi, M., Farajollahi, A.H., and Hanipourn H., "Experimental Investigation of BehaviorVortical Flow around an Axisymmetric Streamlined Body Vehicle by Using the Five Hole Probe", *Journal of University of Tabriz Mechanical Engineering*, February,pp. 103-111, 2017. (In Persian)
- [6]Gordnier, R.E.,andVisbal, M.R., "Higher-Order Compact-Difference Scheme Applied to the Simulation of the Low Sweep Delta Wing Flow"*A1AA*,p.0620,2003.
- [7]Mitchell, A., Morton, S., Molton, P., and Guy, Y., "Flow Control of Vortical Structures & Vortex Breakdown over Slender Delta Wings" Advanced Flow Management, 2003.
- [8] DehghanManshadi, M., Soltani, M., and Saeidinezhad, A., "Experimental and Numerical Investigations on Effects of Ice Position on Turbulent Flow and Drag Coefficient of an Airfoil" Journal University of Tabriz Mechanical Engineering, February, pp. 33-45, 2016. (In Persian)
- [9] DehghanManshadi, M., Hejranfar, k., and Farajollahi, A.H., "Numerical and Experimental Investigation of Effect of Vortex Generators on Flow over Suboff Bare Hull Model, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 9, pp. 1-11, 2015.(In Persian)
- [10] Soltani, M.R., Masdari, M., and Ghorbanian, K., "Experimental Investigation of Sweep Angle Effect on the Flow Field of a Wing at Subsonic Regim" *Journal of Sharif Mechanical Engineering*, pp. 69-76, June 2013. (In Persian)