Experimental Study of Magnus Effect on a Rotating Projectile

ARTICLE INFO

Article Type Original Research

Authors Askary F.*1 *MSc,* Soltani M.R.¹ *PhD* ABSTRACT

A new experimental technique has been developed to measure the pressure distribution over the surface of a spinning wind tunnel model. The technique is unique in that all elements of the instrumentation, thus avoiding many of the technical problems and operational limitations associated with previous attempts to measure this effect. Surface pressure distributions were obtained for selected tip speed ratios for different angles of attack (5000rpm). The results obtained from the pressure profiles determine the Magnus forces and make it possible to interpret the boundary layer and the effects of separation. In this method, in addition to determining the Magnet force, its distribution on the model is also obtained. The results show that most of the Magnus force is created at the ends of the projectile. The validity of the data was established by comparing the integrated pressure values with directly measured balance data. Similar results were obtained by the numerical simulations and were compared with the experimental data. This new technique can be applied to a variety of model configurations and Mach number regimes.

How to cite this article Askary F, Soltani M.R. Experimental Study of Magnus Effect on a Rotating Projectile. Modares Mechanical Eng-

ineering. 2020;20(11):2629-2642.

Keywords Magnus Effect; Spinning Projectile; Surface Pressure; Wind Tunnel

CITATION LINKS

[1] A review of the magnus effect in aeronautics [2] Wind tunnel measurements of the magnus induced surface pressure on a spinning projectile in the transonic speed regime [3] Guidance and control for high dynamic rotating artillery rockets [4] Trajectory modification of a transonic spherical projectile under hop-up mechanism [5] Flow field investigations and aerodynamic characteristics of artillery projectile [6] Effect of design modifications on computed trajectory of a large-caliber spinning projectile [7] Unsteady aerodynamics computation and investigation of magnus effect on computed trajectory of spinning projectile from subsonic to supersonic speeds [8] Aerodynamic characteristics of an ogivenose spinning projectile [9] Magnus effect on spinning bodies of revolution [10] A computational study of the aerodynamics of a spinning cylinder in a cross flow of high reynolds number [11] Experimental roll-damping, magnus and static stability characteristics of two slender missile configurations at high angles of attack (0 to 90 Deg.) and mach numbers 0.2 through 2.5 [12] Computations of magnus effects for a yawed, spinning body of revolution [13] Magnus characteristics of arbitrary rotating bodies [14] On magnus effect caused by boundary layer displacement thickness in bodies of revolution at small angles of attack [15] Viscous flow over spinning cones at angles of attack [16] Computational parametric study of the aerodynamics of spinning slender bodies at supersonic speeds [17] Numerical simulations of stady supersonic flow over spinning bodies of revolution [18] A combined theoretical experimantal investigation of magnus effects [19] Trajectory prediction of rotating objects in viscous fluid: Based on kinematic investigation of magnus glider [20] An experimental setup to characterize boundary layer asymmetry on a spinning projectile using magnetic resonance velocimetry [21] Magnus effect: Physical origins and numerical prediction [22] CFD aerodynamic characterization of 155-mm projectile at high angles-of-attack. 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 5-9 June 2017, Denver, United States [23] The magnus effect: A summary of investigations to date [24] A proposed design method for supersonic inlet to improve performance parameters [25] Supersonic inlet buzz detection using pressure measurement on wind tunnel wall [26] Comparison of DES and URANS for unsteady vortical flows over delta wings

¹Aerospace Engineering Department, Faculty of Aerospace, Sharif University, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Sharif University of Technology, Azadi Street, Tehran, Iran. Postal Code: 1458889694. Phone: +98 (21) 56727504 Fax: +98 (21) 66036005 farshid_askary@yahoo.com

Article History

Received: July 15, 2020 Accepted: September 05, 2020 ePublished: November 14, 2020

Copyright© 2020, TMU Press. This open-access article is published under the terms of the Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License which permits Share (copy and redistribute the material in any medium or format) and Adapt (remix, transform, and build upon the material) under the Attribution-NonCommercial terms.

۲۶۳۰ فرشید عسکری و محمدرضا سلطانی

بررسی تجربی اثر مگنس روی یک پرتابه چرخان

فرشید عسکری^{*} MSc

گروه مهندسی هوافضا، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف ، تهران، ایران **محمدرضا سلطانی PhD**

گروه مهندسی هوافضا، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف ، تهران، ایران

چکیدہ

یک روش تجربی جدید برای اندازهگیری توزیع فشار روی سطح یک مدل در حال چرخش در تونل باد توسعه داده شده است. در این تکنیک جدید که سنسورها و تجهیزات دادهبرداری داخل مدل در حال چرخش تعبیه شدهاند از بسیاری از مشکلات فنی و محدودیتهای عملیاتی مرتبط با تلاشهای قبلی، جلوگیری میکند. توزیع فشار روی سطح برای سرعتهای چرخشی تا ۵۰۰۵دور بر دقیقه در زوایای مختلف حمله بهدست آمده است. نتایج بهدستآمده از پروفیلهای فشار، تعیینکننده نیروهای مگنس بوده و تفسیر لایه مرزی و اثرات جدایش جریان را امکانپذیر میسازند. در این روش علاوهبر تعیین نیروی مگنس، توزیع آن روی مگنس در قسمتهای انتهایی پرتابه ایجاد میشود. اعتبارسنجی دادهها با مقایسه مگنس در قسمتهای انتهایی پرتابه ایجاد میشود. اعتبارسنجی دادهها با مقایسه مقادیر انتگرال توزیع فشار و مقایسه با دادههای نیرویی بهدستآمده از سیستم مقادیر انتگرال توزیع فشار و مقایسه با دادههای نیرویی بهدستآمده و با دادههای تجربی مقایسه شده است. نتایج مشابه با حل عددی بهدستآمده و با مدلها و رژیمهای جریان در تونل باد را دارا است.

> تاریخ دریافت: ۲۵۹٬۰۴/۲۵ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹٬۰۶/۱۵ ^{*}نویسنده مسئول: farshid_askary@yahoo.com

مقدمه

کارآیی آیرودینامیکی پرتابهها و موشکها اثری بسیار قوی روی عملکرد نهایی آنها دارد. ضرایب آیرودینامیکی علاوهبر تعیین پایداری دینامیکی موشک، نقش بسیار موثری روی رفتار پروازی آن ایفا میکند و چنان چه مقدار این پارامترها به درستی تعیین نشود خواهد شد^[3-1]. بنابراین توانایی پیش بینی درست از این ضرایب بسیار مهم است. یکی از راههای ایجاد پایداری برای پرتابهها، دوران آنها است که در مواردی که امکان قرارگیری مرکز فشار پشت مرکز ناهمگونی که در ساخت بدنه، بالک یا جهت رانش موتور وجود دارد را خنثی میکند^[6-4]. راکتهای دوران پایدار با دوران زیاد حول محور طولی و در اثر خاصیت ژیروسکوپی پایداری خود را بهدست میآورند^[7].

در سال ۱۸۴۲ برای اولینبار مشاهده شد که انحراف گلولههای توپ بهواسطه دوران آنها بوده و این اولین ثبت از نقش مهم دوران در پرتابههای بالستیک بود. این اثر که مگنس نامیده شد، برای اولینبار ثابت کرد دوران سبب ایجاد اختلاف فشار روی بدنه و در نتیجه باعث بهوجودآمدن نیروی جانبی میشود. برای راکتهایی که

دوران در آنها نقش مهمی در پایداری ایفا میکند بهواسطه دوران بدنه و زاویهای که محور دوران با جریان میسازد نیروی کوچکی عمود بر محور زاویه حمله تولید میشود که نیروی مگنس نامیده می شود. با توجه به اینکه این نیروی کوچک باعث تولید گشتاور سمت روی پرتابه میشود، نقش بسیار مهمی روی پایداری دینامیکی ایفا میکند^[10-8]. مهمترین مساله در طراحی راکتهای دوران پایدار، انحراف به سمت این راکتها، بهعلت اثر مگنس است. بررسیهای مختلف نشان میدهد که لایه مرزی روی بدنه و توزیع آن در جهت محوری، نقش مهمی در ایجاد نیروی مگنس ایفا میکند^[11]. پس از ارایه تئوری لایه مرزی توسط *پرانتل*، استفاده از آن برای تخمین نیروی مگنس، زمینه بسیاری از تحقیقات پایهایی قرار گرفت^[12-15]. تا سال ۱۹۸۲ همه تحقیقات، بر پایه فرضیات تئوری لایه مرزی انجام گرفتهاند. امروزه روشهای اساسیتری شامل حل عددی معادلات کامل ناویر- استوکس (FNS) در کانون توجهات قرار گرفته است. از آنجا که حل این معادلات با توجه به امکانات کنونی و سرعت کامپیوترهای موجود بسیار وقت گیر است، استفاده از تقريبهايي مانند تقريب لايه نازک معادلات ناوير-استوکس (TLNS)، شکل سهموی شده معادلات ناویر- استوکس (PNS) و یا ترکیبی از این دو متداول شده است^[16-18].

با توجه به اثرپذیری ضرایب مگنس از پارامترهای مختلفی همانند عدد ماخ، زاویه حمله، زبری سطح، عدد رینولدز، آرام یا آشفتهبودن جریان و وجود دادههای تجربی اندک، درک اثر پارامترهای مهم روی این پدیده مشکل است. نیروها و گشتاور مگنس که روی پرتابههای دوران پایدار تولید میشوند، یک جریان بسیار پیچیده را ایجاد میکنند. در زوایای کوچک حمله و با سرعت چرخشی پایین، لایه مرزی به سطح چسبیده و اثر مگنس عمدتاً بهدلیل برهمکنش بریان با عدم تقارنهای مربوط به لایه مرزی است. در زوایای حمله به اندازه کافی کوچک، جریان متصل است و گردابههای جانبی در لایه مرزی قرار دارند. در رینولدز و سرعت چرخشی پایین، لایه مرزی آرام بوده ولی با این وجود، در جهت دوران چرخیده و نسبت به مفحه زاویه حمله، نامتقارن میشود. در اعداد بالاتر رینولدز، لایه مرزی آشفته میشود^[19,20].

در زوایای حمله بالا، میدان جریان در برخی از رویکردهای تحلیلی شبیه به میدان جریان حول استوانه در حال چرخش در نظر گرفته شده است. برای زوایای حمله بالا، اما با رینولدز و سرعت دورانی پایین، لایه مرزی هنوز آرام است ولی با این وجود گردابها از بدنه جدا میشوند. لازم به ذکر است که برای اکثر پرتابهها که جدایش روی میدهد زاویه حمله نسبتاً کوچک و در حدود هدرجه است. افزایش سرعت چرخش باعث تغییر الگوی گردابههای جداشده میشود، گردابه که در جهت چرخش است به بدنه نزدیک شده و در نهایت متصل میشود. در حالی که گردابهایی که در جهت مخالف چرخش قرار دارد از بدنه در راستای چرخش دور میشود. در زوایای بالای حمله که سهم گردابهها بر کل میدان جریان غالب است، نیروی مگنس در جهت منفی ایجاد میشود^[21,2].

با توجه به اینکه مقدار نیروی مگنس در مقابل نیروی عمودی ناچیز است (حدود ۱/۰ تا ۰/۱) اندازهگیریهایی تجربی در مورد این یدیده بسیار مشکل است. در تلاشهایی که بهمنظور مطالعه اثرات مگنس روی پرتابهها انجام شده است بهعلت محدودیتهای اندازهگیری، بیشتر توجهات روی اندازهگیری نیروها از طریق بالانس بوده است که با توجه به اینکه مقدار این نیرو کوچک است سهم خطاهای اندازهگیری در نتایج افزایش پیدا میکند و پراکندگی بسیار در نتایج تجربی مشاهده میشود. از آنجایی که نیروی ایجادشده توسط دوران، نیرویی غیرمیرا است امکان ناپایداری دینامیکی بسیار محتمل است. هر چند که اثرات مگنس، پارامتری مهم در طراحی يرتابهها محسوب مىشود اما هيچ روش تحليلى جامعى كه بتواند مقدار آن را بهصورت دقیق برای طیف وسیعی از پرتابهها محاسبه کند وجود ندارد. از طرفی آنالیزهای تحلیلی که در مورد بدنههای چرخان وجود دارند آنقدر جامع نیستند که دارای کاربرد عملیاتی باشند و دامنه کاربرد آنها محدود به زوایای حمله پایین با نرخ چرخش اندک است و این در حالی است که برای هندسههای بسیار ساده بهکار میروند^[23].

در تلاشهایی که در گذشته برای بهدستآوردن توزیع فشار روی مدل در حال چرخش انجام گرفته، مدل از یک قسمت ثابت که حاوی تجهیزات و ابزار اندازهگیری و یک قسمت دورانی که شامل پوسته و پورتهای فشار است ساخته میشد. برای اندازهگیری فشار باید مقدار فشار در پورتهای فشار که در حال دوران است به سنسورهایی که در قسمت ثابت مدل نصب شدهاند منتقل شود. طریقه کار به این صورت است که سنسور در یک موقعیت زاویهایی قرار می گیرد و زمانی که پورت فشار از مقابل آن عبور می کند فشار آن موقعیت به سنسور منتقل میشود و هنگامی که پورت فشار مقابل سنسور نیست با استفاده از یک سیستم درزبندی اتصال پورت فشار و سنسور قطع می شود [2]. برای ثبت فشار در یک موقعیت زاویهایی لازم است مقدار فشار روی سنسور ثابت شود که معمولاً زمان زیادی برای این کار مورد نیاز است. مشکلات درزبندی و زمان بسیار زیاد برای آزمایش در تونل باد یکی از عوامل مهم در محدودیتهای این روش است. خود این مکانیزم نیز سبب محدودیتهایی در طراحی مدل میشود. در شکل ۱ نمایی از چگونگی انجام این روش آمده است.

اخیراً با پیشرفتهایی که در تکنولوژی بهوجود آمده و ساخت سنسورهای بسیار کوچک و با فرکانس بالا و بهوجودآمدن سیستمهای بیسیم انتقال اطلاعات، امکان اندازهگیری توزیع فشار روی بدنه و مطالعه لایه مرزی روی آن در حالت چرخش، فراهم شده است و میتوان لایه مرزی روی بدنه چرخان را در سرعتهای مختلف چرخش و رژیمهای مختلف جریان مورد مطالعه قرار داد و اثرات سرعت چرخشی را روی توزیع فشار بدنه و ضرایب مگنس بررسی کرد. لازم به ذکر است که بیش از ۵۵% مقدار نیروی مگنس مربوط به ترمهای فشاری هستند.

بررسی تجربی اثر مگنس روی یک پرتابه چرخان ۲۶۳۱



شکل ۱) تکنیک درزبندی فشاری برای اندازهگیری فشار روی مدل در حال چرخش^[2]

در این مقاله، یک روش جدید برای اندازه گیری فشار سطح یک پرتابه در حال چرخش در تونل باد ارایه شده است. پیکربندی مدل مورد استفاده برای این کار یک بدنه که دارای دماغه اجایو، قسمت میانی استوانهایی و قسمت انتهایی باریکشونده است. مدل مورد استفاده دارای حداکثر قطر ۷/۷ و طول ۳۳سانتیمتر است که در تونل باد سه منظوره دانشگاه امام حسین (ع) مورد آزمایش قرار گرفته است. توزیع فشار روی بدنه در ۱۱ موقعیت طولی بهدست آمده است. این مدل در زوایای حمله صفر تا ۲۵درجه و در سرعتهای چرخشی صفر، ۱۵۰۰، ۳۰۰۰ و ۳۰۰۵دور بر دقیقه مورد آزمایش قرار گرفت. تمام آزمایشات در سرعت ماخ ۲/۰ انجام شده است. همچنین نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی برای مدل از طریق سیستم بالانس تونل باد در حالت غیرچرخشی استخراج شدهاند اما توزیع فشار حول بدنه با استفاده از تکنیک جدید برای هر دو حالت چرخشی و غیرچرخشی بهدست آمده است.

آزمایشی که توضیح داده شده، نشاندهنده یک روش جدید برای اندازهگیری فشار آیرودینامیکی روی سطح یک پرتابه چرخشی است که با اطلاعات نویسنده قبلاً انجام نشده است یا اگر انجام شده، اطلاعات آن برای عموم در دسترس نیست. نتایج بهدستآمده، دید خوبی از پدیده مگنس، توسعه آن و همچنین تغییرات آن با زاویه حمله فراهم میکند و دادههای آزمایشی را برای پشتیبانی از تکامل و اعتبارسنجی تحلیلهای نظری و عددی فراهم میکند. علاوهبر این، نتایج نشان میدهد که این روش نوین آزمایشی برای اندازهگیری فشار سطح در یک پرتابه چرخشی، از صحت خوبی

۲۶۳۲ فرشید عسکری و محمدرضا سلطانی

برخوردار بوده و به راحتی برای طیف وسیعی از فرکانسهای چرخشی قابل استفاده است.

مدل، مکانیزم و روش آزمایش

یک طرح شماتیک از آرایش داخلی مدل در شکل ۲ نشان داده شده است. مدل از یک دماغه اجایو به طول ۱۲، یک بخش استوانهایی به طول ۱۰ و قسمت انتهایی باریکشونده به طول ۱۱سانتیمتر تشکیل شده است. طول کلی مدل ۳۳ و ماکزیمم قطر آن ۲/۷سانتیمتر است. این مدل به ۱۱ درگاه فشار در طول آن مجهز شده است و با شده است. سروموتور، چرخش مورد نظر تا ۵۰۰۵دور بر دقیقه را از طریق سیستم کنترل تامین میکند. چرخش مدل بهصورت پایدار طریق سیستم کنترل تامین میکند. چرخش مدل بهصورت پایدار واقعی که توسط انکودر ثبت شده است کمتر از ۵/۱دور در دقیقه بوده است. در این آزمون از یک مدل بدون بالک استفاده شده است سروموتور به کارگرفته شده برای چرخاندن مدل دارای توانی برابر با مروموتور به کارگرفته شده برای چرخاندن مدل دارای توانی برابر با توجه گشتاور رول میرایی، برای چرخاندن مدل بایستی از یک



شکل ۲) شماتیک مدل و اجزای داخلی آن و موقعیت درگاههای فشار

برای انجام عملیات دادهبرداری از مدل در حال چرخش، یک برد ۱۶ کاناله، ۱۶ بیتی برای این منظور ساخته شد و به همراه باتری قابل شارژ، یک حافظه ۸گیگابایتی و ماژول Wi-Fi، با استفاده از چند حلقه مینیاتوری که توسط چاپگر سهبعدی تولید شدند داخل مدل جاسازی شدهاند که در شکل ۳ قایل مشاهده است. سوراخهای فشار از طریق لولههای استیل و با طول کمتر از ۵سانتیمتر به سنسورهای فشار از نوع کولایت متصل شدند. در مرکز برد دادهبرداری، یک سنسور شتابسنج سهمحوره تعبیه شده که با حس شتاب گرانشی،

ماهنامه علمی- پژوهشی مهندسی مکانیک مدرس

موقعیت سوراخهای فشار حین دوران مدل را تعیین میکند. خروجی سنسور شتاب و فشارسنجها همزمان اخذ شده و سه کانال از ۱۶ کانال برد دادهبرداری به آن اختصاص داده شده است. دادهبرداری با فرکانس ۵کیلوهرتز انجام شده است. با توجه به حجیمبودن دادهها امکان انتقال همه آنها از طریق Wi-Fi امکانپذیر نبوده و خروجی سنسورها حین آزمون با فرکانس ۲هرتز جهت اطلاع از وضعیت دادهبرداری به بیرون از مدل فرستاده میشود و دادههای اصلی روی حافظه تعبیه شده داخل مدل ذخیره میشد.



شکل ۳) برد دادهبرداری ۱۶ کاناله ساختهشده

در این آزمایش ابتدا جریان هوای تونل در داخل محفظه آزمون به سرعت ۲/۰ سرعت صوت رسیده، سپس موقعیت مدل روی زاویه حمله مورد نظر تنظیم شده و با شروع چرخش، فرمان شروع فرآیند دادهبرداری از طریق Wi-Fi به برد دادهبرداری تعبیهشده درون مدل ارسال میشود. با توجه به مکانیزم بهکارگرفتهشده، مدل در کسری از ثانیه به سرعت چرخشی مورد نظر میرسد.

سنسورهای فشار به کارگرفته شده بسیار کوچک و از نوع فرکانس بالا بوده و نزدیک به سوراخهای فشار و روی محور چرخش مدل نصب شدهاند. این سنسورها از نوع تفاضلی بوده و برای اندازه گیری پدیدههای استاتیک و دینامیک به کار می روند. حداکثر خطای این سنسورها کمتر از ۵/۰۰ بازه کل اندازه گیری آنها است. نتایج به دست آمده توانایی تکنیک جدید آزمایش برای اندازه گیری دقیق از عدم تقارن، مدل در جهت و خلاف جهت عقربه های ساعت چرخانده شده و نتایج به دست آمده نشان از تقارن بسیار عالی در قسمت مدل و تجهیزات به کارگرفته شده در آزمایش دارد. نتایج این آزمایش، تکرارپذیری عالی برای کلیه موارد بررسی شده را نشان می دهد. سنسورهای به کارگرفته شده قابلیت اندازه گیری اختلاف فشار تا حداقل ۵۳پاسکال را دارند. آزمون های صورت گرفته حداقل فشار محاسبه شده و عدم قطعیت مقادیر اندازه گیری شده برای ضرایب فشار محاسبه شده و کمتر از ۲/۵% بوده است.

با توجه به اینکه سنسورها تفاضلی هستند یک مخزن فشار کوچک داخل مدل تعبیه شده و همه سنسورها فشار را نسبت به آن اندازهگیری میکنند. با توجه به فاصله اندک سنسورها با سوراخهای فشار، تاخیر اندازهگیری در حداقل مقدار خود است. در هر زاویه دوره ۲۰ شماره ۱۱۰ آبان ۱۳۹۹

حمله، به مدت ۱۵ثانیه و با فرکانس ۵کیلوهرتز دادهبرداری انجام شده است. پس از عبور دادهها از یک فیلتر پایینگذر و برهمنهی آنها، مقدار فشار در موقعیتهای زاویهای مختلف تعیین میشود. حین چرخش، موقعیت سوراخهای فشار با توجه به خروجی سنسورهای شتاب تعیین میشود.

شماتیکی از مدل و مکانیزم نصبشده در تونل باد در شکل ۴ نشان داده شده است. نسبت انسداد در تمامی زوایای حمله کمتر از ۲% بوده و دادههای فشار بهصورت ضریب و مطابق تعاریف شکل ۵ ارایه شده است. تکنیک جدید بهکارگرفتهشده قابلیت پیادهسازی روی طیف وسیعی از پیکربندیها در تمامی زوایای حمله و سرعتهای مختلف از مادون، مافوق و حدود صوت را دارا است.



شکل ۴) مدل و مکانیزم چرخشی داخل تونل باد



شکل ۵) تعاریف استفادهشده

حل عددی

با توجه به اینکه آزمایش صورتگرفته تنها توزیع فشار روی سطح مدل را تعیین میکند لذا بهمنظور بهدستآوردن جزییات بیشتری از پدیده مگنس، همان پرتابه برای حل عددی نیز مدل شد. شبیهسازی عددی در یک شبکه بدون سازمان با ساختار مثلثی در لایه مرزی انجام شده است. جهت بررسی استقلال حل از شبکه، مطالعهایی صورت گرفته و معیار آن مقایسه سرعت مماسی و محوری در نقطهایی در نزدیکی قسمت انتهایی از مدل در نظر گرفته شده است. نتایج این بررسی در جدول ۱ آمده است و شبکهای با شده است. نتایج این بررسی در جدول ۱ آمده است و شبکهای با ستوانهای در اطراف مدل ایجاد شده و شبکه درون آن اصلاح شده تا بتواند گردابهای پشت به باد پرتابه را آشکار کند. پرتابه و ناحیه استوانهای با رویکرد مش کشویی چرخانده میشود و دیگر نیازی به روشهای وقت گیر مانند حرکت مش فنری نیست.

جدول ۱) نسبت سرعت مماسی و محوری در شبکههای مختلف برای یک نقطه در نزدیکی انتهای مدل

نسبت سرعت مماسی	نسبت سرعت محورى	اندازه شبکه
৽/४४٩	1/9344	1/E×101
∘/٧٣٧	1/901	\/Y×1•'
₀/٧٣٩	1/904	۲/۲×۱۰'

معادلات ناویر- استوکس غیردایم تراکمپذیر سهبعدی بهعنوان معادلات حاکم حل شدند. از الگوریتم پیشرونده MUSCL برای افزایش دقت مکانی از مرتبه دو استفاده شد و با استفاده از روش Roe شارهای عددی برای ترمهای همرفتی محاسبه شدند. تمام جریان بهصورت کاملاً آشفته در نظر گرفته شده و از مدل آشفتگی SST k $_{\omega}$ استفاده شده است. از مدل آشفتگی س k_{ω} برای یافتن میدان جریان روی بدنه چرخان توسط چندین محقق استفاده شده میدان جریان روی بدنه چرخان توسط چندین محقق استفاده شده محاسبه شد. یک کد CFD معتبر با قابلیتهای فوق در اختیار محققان قرار داشته و شرایط آزمون تونل باد برای شبیهسازی عددی در نظر گرفته شد.

نتايج

نتایج فشار محیطی در چندین موقعیت طولی برای زوایای مختلف حمله در سه سرعت چرخشی ۱۵۰۰، ۳۰۰۰ و ۵۰۰۵دور در دقیقه ارایه شده است. در هر زاویه حمله با فرکانس ۵کیلوهرتز و به مدت ۱۵ثانیه دادهبرداری انجام شده است. چرخش مدل در جهت عقربههای ساعت منجر به ایجاد نیروی مگنس در جهت منفی شده است.

اثر چرخش با سرعت ۵۰۰۵دور بر دقیقه بر توزیع فشار محیطی در چهار موقعیت طولی و در زاویه حمله ۱۵درجه در نمودار ۱ نشان داده شده است. هر داده نشاندادهشده در این نمودار بهصورت تقریبی میانگین ۱۲۵ نمونه است. آن گونه که از نمودار مشخص میشود

۲۶۳۴ فرشید عسکری و محمدرضا سلطانی ــ

چرخش مدل باعث تغییر قابل ملاحظهایی در توزیع فشار محیطی در موقعیتهای طولی ۲۷/۰ و ۶۳/۰ نشده است. اما تغییر در توزیع فشار محیطی بهواسطه چرخش در موقعیتهای طولی نزدیک به انتهای بدنه با موقعیتهای طولی برابر با ۲۵/۰ و ۰/۹۰ به روشنی قابل مشاهده است، بهطوری که چرخش سبب افزایش فشار در سمت پیشرونده و کاهش فشار در سمت پسرونده روی مدل شده است. این تغییرات فشار سبب ایجاد یک نیروی مگنس در جهت منفی روی مدل شده است. بهمنظور درک بهتر از میزان اثر چرخش روی مقدار تغییرات توزیع فشار، در نمودار ۱ میزان خالص اختلاف فشار ایجادشده بهواسطه چرخش مدل با سرعت ۵۰۰۰دور بر دقیقه در چهار موقعیت طولی نشان داده شده است. با توجه به این نمودار کاملاً مشخص است که اکثر تغییراتی که منجر به تولید نیروی مگنس میشوند در قسمت انتهای بدنه و جایی که ضخامت لایه مرزی در بیشترین مقدار آن است، روی میدهد. طبق نتایج بهدستآمده از آزمون و با توجه به نمودار ۱، چرخش سبب ایجاد یک فشار مثبت در سمت پیشرونده (موقعیت زاویه ۳۰- تا ۱۱۰درجه) و یک فشار منفی کوچکتر در موقعیتهای زاویه ۱۳۰- تا ۱۶۰-درجه شده است. همچنین چرخش در سمت پسرونده سبب ایجاد یک فشار منفی در موقعیت زاویه ۳۰ تا ۱۲۰درجه و یک فشار مثبت کوچکتر در موقعیت زاویه ۱۳۰ تا ۱۶۰درجه شده است. اختلاف فشارهای ایجادشده بهواسطه دوران مدل حول محور طولی در موقعیتهای نزدیک به ابتدای مدل مقدار کمتری نسبت به موقعیتهای نزدیک به انتهای مدل را نشان میدهد. با توجه به اینکه لایه مرزی در انتهای مدل از ضخامت بیشتری برخوردار است میتوان نتیجه گرفت چنان چه لایه مرزی مغشوش شده و ضخامت آن افزایش پیدا کند انتظار ایجاد نیروی مگنس بیشتری را میتوان داشت.

اثر چرخش بر خالص تغییرات توزیع ضریب فشار در سه موقعیت طولی ۰/۹۰، ۲۵/۰ و ۰/۶۳ در زوایای حمله ۱۵ و ۲۵درجه در نمودار ۲ نشان داده است. این نمودار تغییرات ضریب فشار برای سه سرعت چرخشی ۱۵۰۰، ۳۰۰۰ و ۵۰۰۵دور بر دقیقه که متناظر با نرخ چرخش ۰/۱۶، ۰/۰۶۶ و ۰/۰۴۸ است را نشان میدهد. همان گونه که دیده میشود افزایش سرعت چرخشی باعث افزایش تغییرات فشاری روی مدل شده و به نظر میرسد که در این بازه از تغییرات نرخ چرخشی، رابطهایی خطی بین سرعت چرخش و تغییرات توزیع فشار وجود داشته باشد. همچنین الگوی تغییرات توزیع فشار روی مدل ثابت بوده و حداکثر تغییرات فشار روی مدل در حوالی موقعیت زاویه ۰۹± تا ۱۰۰±درجه روی میدهد. در انتهای مدل و در موقعیت طولی ۰/۹۰ در هر دو زاویه حمله ۱۵ و ۲۵درجه شاهد رفتار متفاوتی از تغییرات ضریب فشار بهواسطه چرخش در قسمت پشت به باد در نواحی موقعیت زاویهایی بزرگتر از ۱۶۰ و کوچکتر از ۱۶۰-درجه هستیم. این پدیده به احتمال زیاد بهعلت وجود گردابههای ناپایدار و تداخل آنها با لایه مرزی روی میدهد.

دادههای فشاری به ضریب تبدیل شده و در چند موقعیت طولی بهصورت گرافیکی در شکل ۶ نشان داده شده است. بهنحوی که اندازه ضریب فشار متناسب با طول یک بردار که عمود بر سطح در موقعیتهای زاویهایی مختلف است، نشان داده شده است. جهت بردار نیز متناسب با مقدار فشار در آن نقطه نسبت به فشار جریان آزاد است. چنان چه فشار آن نقطه بیشتر از فشار جریان آزاد باشد جهت بردار به سمت داخل و در غیراین صورت به سمت خارج است. شکل ۶ فشار روی سطح مدل را بهصورت گرافیکی در چند موقعیت طولی در سرعت چرخشی ۵۰۰۰دور بر دقیقه و در زوایای حمله ۱۵ و ۲۵درجه نشان میدهد. لازم به ذکر است که در این سرعت چرخشی مقدار نیروی مگنس ایجادشده روی مدل در جهت منفی است. این پروفیلهای فشار به بررسی کیفی نیروی مگنس و تفسیر چگونگی لایه مرزی و جدایش آن کمک میکند. در این زوایای حمله بالا، پدیده غالب در لایه مرزی وجود گردابههای قوی در قسمت پشت به باد مدل و جدایش آنها از سطح بدنه است. چرخش سبب تغییر در الگوی گردابههای روی سطح شده است بهصورتی که گردابههای که در نواحی همجهت با چرخش مدل قرار گرفتهاند (موقعیت زاویهایی بین صفر تا ۱۸۰درجه) به سمت بدنه کشیده می شوند و ممکن است به بدنه بچسبند. از طرفی گردابههایی که در سمت مخالف چرخش قرار دارند از بدنه دور میشوند. شکل ۶ نشان میدهد که نواحی پرفشار روی مدل در زوایای حمله ۱۵ و ۲۵درجه تنها در قسمتهای نزدیک به ابتدای مدل و نواحی به سمت باد بهوجود میآیند. از طرفی گردابههای نواحی پشت به باد نیز از قسمتهای میانی به سمت انتهای مدل بهوجود میآیند. این شکل نشان میدهد که گردابههای روی مدل، در جهت چرخش کشیده شدهاند و در موقعیتهای طولی ۹/۹ و ۲۵/۷۵ و در زوایه حمله ۲۵درجه بسیار قوی هستند. چرخش بدنه نهتنها باعث تغییر در لایه مرزی میشود بلکه بر موقعیت نقطه جدایش روی مدل نیز تاثیر میگذارد و با حرکت از ابتدا به انتهای مدل شاهد تغییرات بسیار زیاد در پروفیلهای فشار روی مدل هستیم و این نتایج، قابلیت بسیار بالای تکنیک بهکارگرفته در این آزمایشها را بهخوبی نشان میدهد.

در آزمایشات انجامشده، تنها فشار محیطی روی بدنه اندازهگیری شده است. توزیع فشار روی بدنه، وجود گردابههای قوی در قسمت پشت به باد بهخصوص در قسمت انتهایی مدل را در زوایای حمله بالا نشان میدهد. تایید وجود این گردابهها با استفاده حل عددی برای این مدل و تحت شرایط یکسان قابل انجام است. در نمودار ۳ پیش بینی مدار بهدستآمده از آزمایشات انجامشده با توزیع فشار پیش بینیشده توسط حل عددی در یکی از موقعیتهای طولی پیش بینی مداد در دو زاویه حمله ۱۵ و ۲۵درجه مقایسه شده است. بهصورت کلی تطابق بسیار خوبی بین نتایج آزمایشات صورت گرفته با پیش بینی انجامشده توسط حل عددی دیده میشود. با افزایش با پیش بینی انجامشده توسط حل عددی در نواحی زاویه حمله، توزیع فشار پیش بینی شده توسط حل عددی در نواحی

است. این اختلاف در موقعیت زاویهایی ۱۲۰±درجه بهتر دیده میشود. با توجه به ماهیت ناپایدار و پیچیده گردابهایی که در نواحی

پشت به باد روی مدل وجود دارد این مقدار از اختلاف قابل انتظار است.



نمودار ۱) تغییرات توزیع فشار محیطی در موقعیتهای مختلف طولی روی مدل بهواسطه چرخش (نرخ چرخش معهدور بر دقیقه و زاویه حمله ۱۵درجه) اثر چرخش بر؛ الف) ضریب فشار، ب) توزیع فشار در نواحی نزدیک به ابتدای بدنه، ج) ضریب فشار، د) توزیع فشار در نواحی نزدیک به انتهای بدنه، ه) خالص تغییرات ضریب فشار بهواسطه چرخش



نمودار ۲) اثرات چرخش بر خالص تغییرات ضریب فشار در موقعیتهای طولی و زاویه حمله مختلف؛ الف) ۶۳/۰ و ۱۵، ب) ۶۳/۰ و ۲۵، ج) ۷۵/۰ و ۱۵، د) ۷۵/۰ و ۲۵، ه) ۰۹/۰ و ۱۵، و) ۱۹/۰ و ۲۵درجه



شکل ٦) نمایش گرافیکی توزیع فشار محیطی مدل در موقعیتهای مختلف طولی، نرخ چرخش ۵۰۰۰دور بر دقیقه و زاویه حمله الف) ١٥، ب) ٢٥درجه



نمودار ۳) مقایسه توزیع فشار پیش بینی شده توسط حل عددی با نتایج آزمون با موقعیت طولی ۹/۰ و زاویه حمله؛ الف) ۱۵، ب) ۲۵درجه

خطوط جریان در سه موقعیت طولی ۹۰/۹۰ ۵۱/۹۰ و ۲۷/۹۰ در زوایای حمله ۱۵ و ۲۵درجه در حالت چرخش با سرعت ۵۰۰۵دور بر دقیقه در شکل ۷ نشان داده شده است. همان گونه که از این شکل مشخص است گردابههای پشت به باد در قسمتهایی جلویی بدنه حتی در زاویه حملههای بالا هم تشکیل نمیشود که این پدیده از نتایج تجربی نیز قابل مشاهده است. این شکل بهخوبی نشان میدهد که در زاویه حمله ۱۵درجه گردابههای روی بدنه تنها در قسمتهای انتهایی مدل تشکیل میشوند در حالی که در زاویه حمله ۲۵درجه گردابههای روی مدل در قسمتهای میانی بدنه و در موقعیت طولی بیشتر و برابر ۵۱/۹۰ نیز دیده میشوند، همچنین این گردابهها در زاویه حمله ۲۵درجه بسیار قویتر و در فاصله بیشتری از سطح بدنه هستند.

تشکیل گردابهها روی مدل در قسمت پشت به باد بدنه در سه موقعیت طولی ۹۰/۵، ۵۷/۵ و ۵۱/۵ در زاوایای حمله ۱۵ و ۲۵درجه در شکل ۸ نشان داده شده است. با توجه به شکل مشخص است که تشکیل گردابهها در قسمت انتهایی مدل در زاویه حملههای پایینتری نسبت به قسمتهای جلویی مدل صورت میگیرد. با حرکت از ابتدا به سمت انتهای مدل، قدرت گردابههای روی مدل افزایش پیدا کرده و فاصله مرکز گردابهها با بدنه نیز بیشتر میشود. افزایش قدرت گردابهها روی توزیع فشار مدل اثرگذار است و این موضوع در نتایج آزمون نیز دیده میشود.



شکل ۲) خطوط جریان حول مدل در سه موقعیت طولی (حل عددی) با زاویه حمله؛ الف) ۱۵، ب) ۲۵درجه



شکل ۸) تشکیل گردابههای جانبی در سه موقعیت طولی، و نرخ چرخش ۵۰۰۰دور بر دقیقه (حل عددی) و زاویه حمله؛ الف) ۱۵، ب) ۲۵درجه

از توزیع فشار روی مدل در جهت طولی و مماسی انتگرالگیریشده و نیروی عمودی و جانبی (مگنس) محلی و کلی مدل در زوایه حملههای مختلف و در سرعتهای چرخشی صفر، ۱۵۰۰، ۳۰۰۰ و و جانبی روی مدل در دو زاویه حمله ۱۵ و ۲۵درجه در سرعت چرخشی ۵۰۰۵دور بر دقیقه در نمودار ۴ نشان داده شده است. همان گونه که انتظار میرفت مقدار نیروی جانبی در مقابل نیروی عمودی ایجادشده روی مدل بسیار کمتر است. با توجه به نمودار مشخص

است که توزیع نیروی جانبی ایجادشده روی بدنه در تمامی موقعیتهای طولی در جهت منفی است. با افزایش زاویه حمله مقدار نیروی عمودی و جانبی روی مدل افزایش پیدا میکند اما مقدار این افزایش روی نیروی جانبی بیشتر از نیروی عمودی به نظر میرسد. طبق این نمودار بیشترین مقدار نیروی جانبی (مگنس) در قسمت انتهایی مدل ایجاد میشود که با توجه به فاصله طولی این قسمت از مرکز جرم مدل، سبب ایجاد یک گشتاور سمت نسبتاً قابل توجه میشود.

هر چند مقدار خالص نیروی عمودی روی مدل در جهت مثبت است اما در قسمتهایی از بدنه با موقعیت طولی بیشتر از ۲۰/۰ نیروی عمودی در جهت منفی روی بدنه ایجاد میشود. با توجه به نمودار ۴ حداکثر نیروی عمودی روی بدنه در محل تلاقی دماغه با قسمت استوانهایی ایجاد میشود و در این نواحی حداقل نیروی جانبی (مگنس) ایجاد میشود. بیشترین نیروی جانبی روی مدل در قسمتهای انتهایی آن و در نزدیکی تلاقی قسمت انتهایی با استوانهایی ایجاد شده است. به نظر میرسد روند توزیع نیروی جانبی روی مدل برعکس روند توزیع نیروی عمودی است.



نمودار ٤) توزیع محلی نیروی؛ الف) عمودی، ب) جانبی روی مدل (نرخ چرخش ۵۰۰۰دور بر دقیقه)

اثر سرعت چرخشی بر توزیع نیروی جانبی روی مدل در زوایای حمله ۱۵ و ۲۵درجه در سه سرعت چرخشی ۱۵۰۰، ۳۰۰۰ و ۵۰۰۵دور بر دقیقه در نمودار ۵ نشان داده شده است. همان گونه که مشخص است افزایش سرعت چرخشی تاثیر چندانی بر نیروی جانبی در موقعیتهای طولی نزدیک به نوک بدنه نداشته است و اثر آن در موقعیتهای طولی نزدیک به انتهای بدنه دیده میشود. در زاویه حمله ۵۱درجه حداکثر نیروی جانبی بهواسطه چرخش در محل تلاقی قسمت انتهایی با قسمت استوانهایی روی میدهد و با افزایش زاویه مشخص است که چرخش مدل با سرعت ۵۰۰۰دور بر دقیقه در زاویه مسخص است که چرخش مدل با سرعت ۵۰۰۰دور بر دقیقه در زاویه مدمله ۲۵درجه نیروی جانبی بیشتری از چرخش مدل با سرعت موضوع نشاندهنده تاثیر بسیار زیاد زاویه حمله روی نیروی مگنس است.



نمودار ٥) توزیع محلی نیروی جانبی (مگنس) روی مدل در سرعتهای مختلف چرخشی با زاویه حمله؛ الف) ۱۵، ب) ۲۵درجه

...... بررسی تجربی اثر مگنس روی یک پرتابه چرخان ۲۶۳۹ روی حانبی به واسطه حرخش در زوایای مختلف

تغییرات ضریب نیروی جانبی بهواسطه چرخش در زوایای مختلف حمله در نمودار ۶ نشان داده شده است. دادههای این نمودار با انتگرالگیری از داده فشاری در ۱۱ موقعیت طولی روی بدنه و سرعتهای چرخشی ۱۵۰۰، ۵۰۰۰ و ۵۰۰۰دور بر دقیقه و در زوایای مختلف حمله بهدست آمده است. با توجه به این نمودار تغییرات ضریب نیروی جانبی با سرعت چرخشی در این بازه از تغییرات، رابطهایی نسبتاً خطی داشته و با افزایش سرعت چرخشی، نیروی جانبی نیز افزایش پیدا میکند. از طرفی اثر افزایش زاویه حمله روی نیروی جانبی بیش از افزایش سرعت چرخشی دیده میشود.



نمودار ٦) روند تغییرات نیروی جانبی (مگنس) مدل با زاویه حمله و سرعتهای مختلف چرخشی

با توجه به در دسترسنبودن دادههای تجربی برای مدل مورد آزمایش، نیاز بود که آزمون نیرویی مدل با نتایج فشاری بهدستآمده مقایسه شود. بنابراین مدل در ابتدا بهعنوان یک مدل نیرویی در تونل باد مورد آزمایش قرار گرفت و ضرایب نیرویی آن مستقیماً بهوسیله سیستم بالانس نیرویی تونل باد استخراج شد. آزمایشات

بالانس نیرویی دقیقاً برای شرایطی که آزمونهای فشاری انجامشده برای حالت بدون چرخش استخراج شدهاند. نیروی عمودی بهدستآمده از انتگرالگیری توزیع فشارها روی مدل با نتایج بهدستآمده از سیستم بالانس تونل باد در نمودار ۲ مقایسه شده است.



نمودار ۷) مقایسه نیروی عمودی بهدستآمده از سیستم بالانس تونل با نتایج بهدستآمده از انتگرالگیری فشار

همان گونه که از این نمودار مشخص است تطابق خوبی بین نتایج سیستم بالانس و انتگرالگیری از توزیع فشار وجود دارد. لازم به ذکر است که توزیع فشار روی مدل در آزمایش صورتگرفته تنها در ۱۱ موقعیت طولی در دسترس بوده و اختلاف بین نتایج نیز به این علت قابل پیشبینی است. از طرفی در سیستم بالانس مجموع نیروهای فشاری و لزجی اندازهگیری میشود. در هر صورت روند تغییرات نیروی عمودی با زاویه حمله برای هر دو روش یکسان به نظر میرسد.

در آزمایش صورتگرفته مشاهده شد که بیشترین مقدار نیروی جانبی روی مدل در قسمتهایی انتهایی آن به وجود می آید. برای فهم بیشتر موضوع، فشار لحظه ایی ثبت شده روی مدل در موقعیتها و زوایای مختلف حمله با استفاده از تبدیل گسسته فوریه به فضای فرکانسی منتقل شده تا اغتشاشات لایه مرزی روی مدل مورد مطالعه قرار گیرد. برای انجام این کار مدل با فرکانس یک دور بر ثانیه چرخانده شده و دادههای فشاری از طریق ۱۱ سوراخ فشار تعبیه شده روی مدل با فرکانس ۵کیلوهرتز اخذ شده اند. اسپکتروم فشاری روی مدل در سه موقعیت طولی ۹۰/۰، ۹۰/۰۰ و ۲۷/۰ آورده شده است.

اسپکتروم فشار در سه موقعیت طولی روی مدل در زاویه حمله ۲۰درجه در نمودار ۸ نشان داده شده است. همان گونه که مشخص است دامنه حالتهای فرکانسی با حرکت به سمت انتهای مدل افزایش پیدا میکنند که این موضوع بیانگر افزایش اغتشات در لایه مرزی در نواحی انتهایی روی مدل است. برخی از جنبههای جالب آشفتگی در لایه مرزی با بررسی طیف توان فشاری قابل مشاهده است. طیف فرکانسی در موقعیتهای طولی مدل در نمودار ۸ نشان

داده شده و در نواحی نزدیک به ابتدای مدل، بازه فرکانسی حدوداً زیر ۲۰۰هرتز بوده و با حرکت به سمت انتهای مدل، بازه فرکانسی به ۵۰۰هرتز نیز میرسد که نشانگر نوع و میزان آشفتگی در گردابههای لایه مرزی در طول مدل است.



(ج)

نمودار ۸) اسپکتروم توزیع توان فشار روی مدل در زاویه حمله ۲۰درجه و موقعیتهای طولی؛ الف) ۲۷/۰، ب) ۱۳/۰، ج) ۰۹/۰

در نمودار ۹ اسپکتروم فشار در سه موقعیت طولی روی مدل تا فرکانس ۱۰۰هرتز در دو زاویه حمله ۵ و ۲۰درجه نشان داده شده است. با توجه به این نمودار با افزایش زاویه حمله دامنه حالتهای فرکانسی نیز به شدت افزایش پیدا میکند. این پدیده را میتوان در تمامی موقعیتهای طولی روی مدل مشاهده کرد و این پدیده نشان میدهد که افزایش زاویه حمله، آشفتگی در لایه مرزی را افزایش میدهد. دامنه حالتهای فرکانسی برای موقعیتهای طولی نزدیک به انتهای بدنه نسبت به موقعیتهای طولی نزدیک به ابتدای مدل بیشتر است. احتمالاً این پدیده بهعلت افزایش ضخامت لایه مرزی و تشکیل گردابههای قدرتمند داخل آن است. از طرفی جدایش جریان معمولاً از انتهای مدل شروع شده و میزان آشفتگی را به

شدت افزایش میدهد. نمودار ۹ فرکانسهای غالب در لایه مرزی در زاویه حمله ۲۰درجه را ۱۱، ۱۳، ۲۲، ۳۷، ۴۶ و ۷۴هرتز نشان میدهد.



نمودار ۹) اسپکتروم توزیع توان فشار روی مدل در زوایای حمله ۵ و ۲۰درجه و موقعیتهای طولی؛ الف) ۲۷/۰، ب) ۱۳/۰، ج) ۰۹/۰

نتيجهگيرى

کارآیی یک تکنیک جدید برای اندازه گیری توزیع فشار حول یک مدل در حال چرخش با سرعت نسبتاً زیاد را نشان داده شد. به نظر میرسد که این تکنیک جدید را میتوان در طیف وسیعی از انواع پیکربندیها، زوایای حمله، سرعتهای چرخشی و رژیمهای مختلف پروازی اعم از زیرصوت، حدود و مافوق صوت به کار برد. انتگرال گیری توزیع فشار روی مدل نهتنها امکان مطالعه کمیتی نیروی مگنس را ایجاد می کند بلکه پروفیلهای فشار امکان تفسیر لایه مرزی و اثرات جدایش را فراهم مینماید.

نتایج آزمایش نشان میدهد که چرخش مدل حول محور طولی، توزیع فشار محیطی را در نواحی نزدیک به انتهای مدل را بیشتر از نواحی نزدیک به ابتدای آن دچار تغییرات میکند و بیشترین نیروی جانبی (مگنس) در قسمتهای انتهایی مدل ایجاد میشود که با

ـــ بررسی تجربی اثر مگنس روی یک پرتابه چرخان ۲۶۴۱

توجه به فاصله آن از مرکز جرم باعث ایجاد یک گشتاور مگنس نسبتاً زیاد روی مدل میشود. نتایج آزمایش نشان داد در تمامی مقاطع طولی روی مدل در اثر چرخش، نیروی جانبی در جهت منفی ایجاد میشود در صورتی که توزیع نیروی عمودی در برخی از موقعیتها در جهت مثبت و در بعضی از نقاط در جهت منفی است. نتایج آزمایش نشان داد که بیشترین نیروی عمودی روی بدنه در جایی که بیشترین نیروی عمودی ایجاد شده، کمترین مقدار نیروی جایی که بیشترین نیروی عمودی ایجاد شده، کمترین مقدار نیروی جانبی (مگنس) تولید میشود. همچنین در قسمتهای انتهای مدل (تقاطع بخش انتهایی با قسمت استوانهایی) که بیشترین مقدار نیروی جانبی در اثر چرخش ایجاد میشود، مقدار نیروی عمودی در مداقل میزان ممکن است و روند توزیع نیروی جانبی و عمودی روی مدل از لحاظ مقدار برعکس یکدیگر هستند.

تشکر و قدردانی: نویسندگان بر خود لازم میدانند مراتب تشکر صمیمانه خود را از کارکنان تونل باد مرکز قدر دانشگاه امام حسین (ع) اعلام نمایند. **تاییدیه اخلاقی:** بخشی از پایان نامه دوره دکتری مصوب و دفاعشده در دانشکده هوافضای دانشگاه صنعتی شریف بوده است.

تعارض منافع: در فرآیند انجام و گزارش، بیطرفی رعایت شده است. سهم نویسندگان: فرشید عسکری (نویسنده اول)، نگارنده مقدمه/روششناس/پژوهشگر اصلی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (۵۰%)؛ محمدرضا سلطانی (نویسنده دوم)، نگارنده مقدمه/روششناس/پژوهشگر کمکی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (۵۰%).

منابع مالی: هزینه توسط نویسندگان تامین شده است.

فهرست علايم

- P نسبت سرعت چرخشی (∞pd/2V)
 - **d** قطر مدل
 - $(\pi d^2/4 (m^2))$ مساحت مرجع **S**
 - (ms⁻¹) سرعت جریان **V**∞
 - Ø موقعیت زاویهایی
 - α (درجه) α
 - C_n ضريب گشتا*ور* (Y_M/ q∞Sd)
 - Cy ضریب نیروی جانبی (SF/ q∞S)
 - **℃** ضریب نیروی عمودی
 - $\begin{array}{ll} \partial C_{\rm Y}/\partial ~({\rm pd}/2{\rm V}) & {\bf Cy_p} \\ \partial C_{\rm m}/\partial ~({\rm pd}/2{\rm V}) & {\bf Cn_p} \end{array}$
 - مريب فشار **C**p
- ($C_{p \ spin}$ - $C_{p \ zero \ spin}$) تغییرات ضریب فشار به واسطه چرخش ΔC_{p}
 - (rad/s) نرخ چرخش (p

منابع

1- Seifert J. A review of the magnus effect in aeronautics. Progress in Aerospace Sciences. 2012;55:17-45.

2- Miller MC. Wind tunnel measurements of the magnus induced surface pressure on a spinning projectile in the transonic speed regime. Applied Aerodynamics Conference, 13-15 July 1983, Danvers, United States. Reston: AIAA; 1983

15- Lin TC, Robin SG. Viscous flow over spinning cones at angles of attack. AIAA Journal. 1974;12(7):975-985.

16- Sturek WS, Mylin DC, Bush CC. Computational parametric study of the aerodynamics of spinning slender bodies at supersonic speeds. AIAA Journal. 1980;19(8):1580-1584.

17- Sturek WB, Schiff LB. Numerical simulations of stady supersonic flow over spinning bodies of revolution. AIAA Journal. 1982;20(12).

18- Pechier M, Guillen P, Cayzac R. A combined theoretical experimantal investigation of magnus effects. 16th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 15-18 June 1998, Albuquerque, United States. Reston: AIAA; 1998.

19- Wei Z, Ding L, Wei K, Wang Z, Dai R. Trajectory prediction of rotating objects in viscous fluid: Based on kinematic investigation of magnus glider. Fluid Dynamics. 2016; Unknown Volume & Issue & Pages.

20- Siegel NW, Schlenker AP, Sullivan KD, Valdez IL, Snow CP, Benson MJ, et al. An experimental setup to characterize boundary layer asymmetry on a spinning projectile using magnetic resonance velocimetry. ASME 2018 International Mechanical Engineering Congress and Exposition. 9-15 November 2018, Pittsburgh, United States. New York: ASME; 2018.

21- Cayzac R, Carette E, Denis P, Guillen P. Magnus effect: Physical origins and numerical prediction. Journal of Applied Mechanics. 2011;78(5):748-760.

22- Despirito J. CFD aerodynamic characterization of 155mm projectile at high angles-of-attack. 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 5-9 June 2017, Denver, United States. Reston: AIAA; 2017.

23- Swanson WM. The magnus effect: A summary of investigations to date. Journal of Basic Engineering. 1961;83(3):461-470.

24- Farahani M, Mahdavi MM. A proposed design method for supersonic inlet to improve performance parameters. Aerospace Science and Technology. 2019;91:583-592.

25- Farahani M, Daliri A, Sepahi Younsi J. Supersonic inlet buzz detection using pressure measurement on wind tunnel wall. Aerospace Science and Technology. 2019;86:782-793.

26- Shiavetta LA, Badcock KJ, Cummings RM. Comparison of DES and URANS for unsteady vortical flows over delta wings. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 8-11 January 2007, Reno, United States. Reston: AIAA; 2007. 3- De Celis R, Cadarso L, Sanchez J. Guidance and control for high dynamic rotating artillery rockets. Aerospace Science and Technology. 2017;64:204-212.

4- Salimipour SE, Teymourtash AR, Mamourian M. Trajectory modification of a transonic spherical projectile under hop-up mechanism. Scientia Irannica. 2019;26(2):796-807. [Persian]

5- Wessam ME, Chen ZH. Flow field investigations and aerodynamic characteristics of artillery projectile. 2015 International Conference of Electrical, Automation and Mechanical Engineering, 26-27 July 2015, Phuket Island, Thailand. Paris: Atlantis Press; 2015.

6- Masud J, Chughtai FA, Akhtar S. Effect of design modifications on computed trajectory of a large-caliber spinning projectile. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 4-8 January 2016, San Diego, United States. Reston: AIAA; 2016.

7- Chughtai FA, Masud J, Akhtar S. Unsteady aerodynamics computation and investigation of magnus effect on computed trajectory of spinning projectile from subsonic to supersonic speeds. The Aeronautical Journal. 2019;123(1264):863-889.

8- Lijin J, Jothi TJS. Aerodynamic characteristics of an ogive-nose spinning projectile. 2018;43:63.

9- Power HL, Iversen JD. Magnus effect on spinning bodies of revolution. AIAA Journal. 1973;11(4):417-418.

10- Gowree ER, Prince SA. A computational study of the aerodynamics of a spinning cylinder in a cross flow of high reynolds number. 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 23-28 September 2012, Brisbane, Australia. Unknown Publisher City: ICAS; 2012.

11- Jenke LM. Experimental roll-damping, magnus and static stability characteristics of two slender missile configurations at high angles of attack (0 to 90 Deg.) and mach numbers 0.2 through 2.5. Aro Inc Arnold AFS TN. 1976; Unknown Volume & Issue & Pages.

12- Sturek W, Dwyer H, Kayser L, Nietubicz C, Reklis R, Opalka K. Computations of magnus effects for a yawed, spinning body of revolution. AIAA Journal. 1978;16(7):687-692.

13- Jacobson ID. Magnus characteristics of arbitrary rotating bodies. Washington: North Atlantic Treaty Organization; 1972

14- Martin JC. On magnus effect caused by boundary layer displacement thickness in bodies of revolution at small angles of attack. Journal of Aeronautical Sciences. 1957;24(6):42I-429.