



## Experimental Study of Magnus Effect on a Rotating Projectile

### ARTICLE INFO

#### Article Type

Original Research

#### Authors

Askary F.\*<sup>1</sup> MSc,  
Soltani M.R.<sup>1</sup> PhD

#### How to cite this article

Askary F, Soltani M.R. Experimental Study of Magnus Effect on a Rotating Projectile. Modares Mechanical Engineering. 2020;20(11):2629-2642.

<sup>1</sup>Aerospace 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

### 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.

**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 ogive-nose 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

## 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

## چکیده

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  $5000$  دور 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 مدل نیز به‌دست می‌آید. نتایج به‌دست‌آمده نشان می‌دهد که قسمت اعظم نیروی مگنس در قسمت‌های انتهایی پرتابه ایجاد می‌شود. اعتبارسنجی داده‌ها با مقایسه مقادیر انتگرال توزیع فشار و مقایسه با داده‌های نیرویی به‌دست‌آمده از سیستم تعادل تونل باد انجام شده است. نتایج مشابه با حل عددی به‌دست‌آمده و با داده‌های تجربی مقایسه شده است. این روش جدید قابلیت پیاده‌سازی روی انواع مدل‌ها و رژیم‌های جریان در تونل باد را دارا است.

کلیدواژه‌ها: اثر مگنس، پرتابه چرخان، توزیع فشار، تونل باد

تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۴/۲۵

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۶/۱۵

نویسنده مسئول: farshid\_askary@yahoo.com

## مقدمه

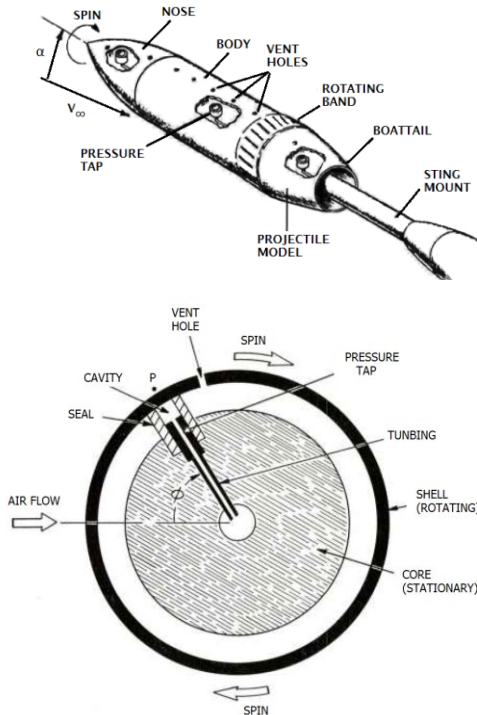
کارایی آیرودینامیکی پرتابه‌ها و موشک‌ها اثری بسیار قوی روی عملکرد نهایی آنها دارد. ضرایب آیرودینامیکی علاوه‌بر تعیین پایداری دینامیکی موشک، نقش بسیار موثری روی رفتار پروازی آن ایفا می‌کند و چنان چه مقدار این پارامترها به درستی تعیین نشود باعث کاهش کارایی موشک از طریق برد موثر یا دقت نقطه‌زنی خواهد شد [1-3]. بنابراین توانایی پیش‌بینی 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 جرم وجود ندارد از این روش استفاده می‌شود. از طرفی دوران، اثرات ناهمگونی که در ساخت بدنه، بالک یا جهت رانش موتور وجود دارد را خنثی می‌کند [4-6]. راکت‌های دوران پایدار با دوران زیاد حول محور طولی و در اثر خاصیت ژيروسکوپی پایداری خود را به‌دست می‌آورند [7].

در سال ۱۸۴۲ برای اولین بار 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 اولین بار ثابت کرد دوران سبب ایجاد اختلاف فشار روی بدنه و در نتیجه باعث به‌وجود آمدن 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 می‌شود. با توجه به اینکه این نیروی کوچک باعث تولید گشتاور سمت روی پرتابه می‌شود، نقش بسیار مهمی روی پایداری دینامیکی ایفا می‌کند [8-10]. 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 پیرانتل، 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 وقت‌گیر است، استفاده از تقریب‌هایی مانند تقریب لایه نازک معادلات ناویر-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 جریان 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 صفحه 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 گردابه‌ها از بدنه جدا می‌شوند. لازم به ذکر است که برای اکثر پرتابه‌ها که جدایش روی می‌دهد زاویه حمله نسبتاً کوچک و در حدود  $5$  درجه است. افزایش سرعت چرخش باعث تغییر الگوی گردابه‌های جدا شده 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, 22].



شکل ۱) تکنیک درزبندی فشاری برای اندازه‌گیری فشار روی مدل در حال چرخش<sup>[2]</sup>

در این مقاله، یک روش جدید برای اندازه‌گیری فشار سطح یک پرتابه در حال چرخش در تونل باد ارائه شده است. پیکربندی مدل مورد استفاده برای این کار یک بدنه که دارای دماغه اجابو، قسمت میانی استوانه‌ای و قسمت انتهایی باریک‌شونده است. مدل مورد استفاده دارای حداکثر قطر ۷/۷ و طول ۳۳ سانتی‌متر 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 ۲۵ درجه و در سرعت‌های چرخشی صفر، ۱۵۰۰، ۳۰۰۰ و ۵۰۰۰ دور بر دقیقه مورد آزمایش قرار گرفت. تمام آزمایشات در سرعت ماخ ۰/۴ 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.

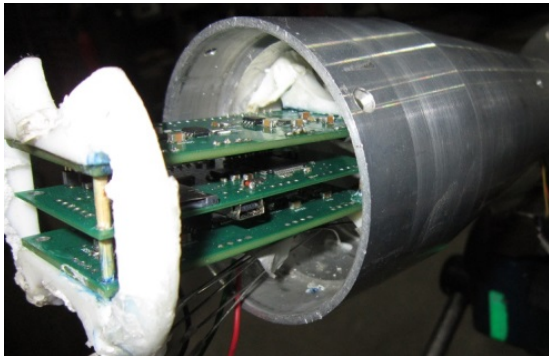
آزمایشی که توضیح داده شده، نشان‌دهنده یک روش جدید برای اندازه‌گیری فشار آیرودینامیکی روی سطح یک پرتابه چرخشی است که با اطلاعات نویسنده قبلاً انجام نشده است یا اگر انجام شده، اطلاعات آن برای عموم در دسترس نیست. نتایج به‌دست‌آمده، دید خوبی از پدیده مگنس، توسعه آن و همچنین تغییرات آن با زاویه حمله فراهم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

با توجه به اینکه مقدار نیروی مگنس در مقابل نیروی عمودی ناچیز است (حدود ۰/۱ تا ۰/۱۰) اندازه‌گیری‌هایی تجربی در مورد این پدیده 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 پراکنندگی 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 پرتابه‌ها محسوب می‌شود اما هیچ روش تحلیلی جامعی که 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<sup>[23]</sup>.

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 می‌شود. 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 زاویه‌ای قرار می‌گیرد و زمانی که پورت فشار از مقابل آن عبور می‌کند 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 می‌شود<sup>[2]</sup>. برای ثبت فشار در یک موقعیت زاویه‌ای 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 نمایشی 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 به‌وجود آمدن 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 ۹۵٪ مقدار نیروی مگنس مربوط به ترم‌های فشاری هستند.

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 ۵ کیلوهرتز انجام شده است. با توجه به حجیم بودن داده‌ها امکان انتقال همه آنها از طریق Wi-Fi امکان‌پذیر نبوده و خروجی سنسورها حین آزمون با فرکانس ۷هرتز جهت اطلاع از وضعیت داده‌برداری به بیرون از مدل فرستاده می‌شود و داده‌های اصلی روی حافظه تعبیه شده داخل مدل ذخیره می‌شود.



شکل ۳) برد داده‌برداری ۱۶ کاناله ساخته شده

در این آزمایش ابتدا جریان هوای تونل در داخل محفظه آزمون به سرعت ۰/۴ 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 تعبیه شده درون مدل ارسال می‌شود. با توجه به مکانیزم به‌کارگرفته شده، مدل در کسری از ثانیه به سرعت چرخشی مورد نظر می‌رسد.

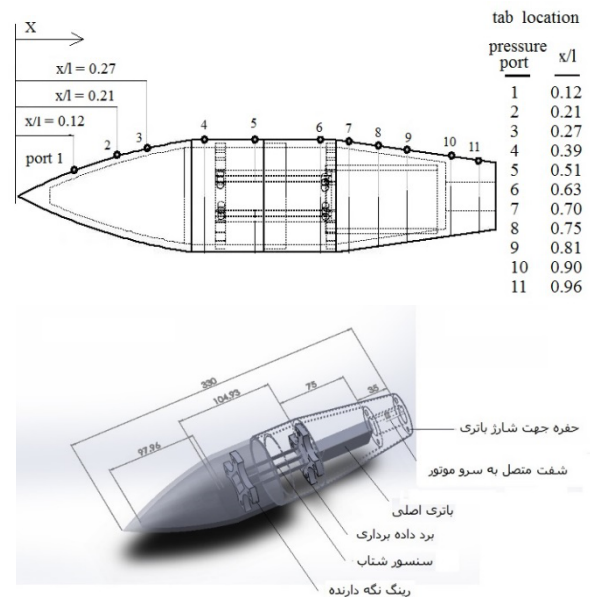
سنسورهای فشار به‌کارگرفته شده بسیار کوچک و از نوع فرکانس بالا بوده و نزدیک به سوراخ‌های فشار و روی محور چرخش مدل نصب شده‌اند. این سنسورها از نوع تفاضلی بوده و برای اندازه‌گیری پدیده‌های استاتیکی و دینامیک به‌کار می‌روند. حداکثر خطای این سنسورها کمتر از ۰/۵٪ بازه کل اندازه‌گیری آنها است. نتایج به‌دست‌آمده توانایی تکنیک جدید آزمایش برای اندازه‌گیری دقیق تغییرات فشار به‌واسطه چرخش مدل را نشان می‌دهد. جهت حصول از عدم تقارن، مدل در جهت و خلاف جهت عقربه‌های ساعت چرخانده شده و نتایج به‌دست‌آمده نشان از تقارن بسیار عالی در قسمت مدل و تجهیزات به‌کارگرفته شده در آزمایش دارد. نتایج این آزمایش، تکرارپذیری عالی برای کلیه موارد بررسی شده را نشان می‌دهد. سنسورهای به‌کارگرفته شده قابلیت اندازه‌گیری اختلاف فشار تا حداقل ۳۵ پاسکال را دارند. آزمون‌های صورت‌گرفته حداقل پنج بار تکرار شده و عدم قطعیت مقادیر اندازه‌گیری 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

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 اجابو به طول ۱۲، یک بخش استوانه‌ای به طول ۱۰ و قسمت انتهایی باریک‌شونده به طول ۱۱ سانتی‌متر تشکیل شده است. طول کلی مدل ۳۳ و ماکزیمم قطر آن ۷/۷ سانتی‌متر است. این مدل به ۱۱ درگاه فشار در طول آن مجهز شده است و با استفاده از سیستم یاتاقان‌بندی به یک سروموتور الکتریکی متصل شده است. سروموتور، چرخش مورد نظر تا ۵۰۰ دور بر دقیقه را از طریق سیستم کنترل تامین می‌کند. چرخش مدل به‌صورت پایدار بوده و حداکثر اختلاف نرخ چرخش مورد درخواست با چرخش واقعی که توسط انکودر ثبت شده است کمتر از ۱/۵ دور در دقیقه بوده است. در این آزمون از یک مدل بدون بالک استفاده شده است سروموتور به‌کارگرفته شده برای چرخاندن مدل دارای توانی برابر با ۴۰۰ وات است. چنانچه مدل دارای بالک باشد به‌علت افزایش قابل توجه گشتاور رول میرایی، برای چرخاندن مدل بایستی از یک سیستم پنوماتیکی که قدرت بسیار بیشتری دارد استفاده نمود.



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، بی‌تی برای این منظور ساخته شد و به همراه باتری قابل شارژ، یک حافظه ۸ گیگابایتی 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 ۵ سانتی‌متر به سنسورهای فشار از نوع کولایت متصل شدند. در مرکز برد داده‌برداری، یک سنسور شتاب‌سنج سه‌محوره تعبیه شده که با حس شتاب گرانشی،



### حل عددی

با توجه به اینکه آزمایش صورت گرفته تنها توزیع فشار روی سطح مدل را تعیین می کند لذا به منظور به دست آوردن جزئیات بیشتری از پدیده مگنس، همان پرتابه برای حل عددی نیز مدل شد. شبیه سازی عددی در یک شبکه بدون سازمان با ساختار مثلثی در لایه مرزی انجام شده است. جهت بررسی استقلال حل از شبکه، مطالعه ایی صورت گرفته و معیار آن مقایسه سرعت مماسی و محوری در نقطه ایی در نزدیکی قسمت انتهایی از مدل در نظر گرفته شده است. نتایج این بررسی در جدول ۱ آمده است و شبکه ایی با  $1/7 \times 10^7$  سلول برای انجام حل عددی انتخاب شد. یک ناحیه استوانه ایی در اطراف مدل ایجاد شده و شبکه درون آن اصلاح شده تا بتواند گرداب های پشت به باد پرتابه را آشکار کند. پرتابه و ناحیه استوانه ایی با رویکرد مش کشویی چرخانده می شود و دیگر نیازی به روش های وقت گیر مانند حرکت مش فرنی نیست.

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

| نسبت سرعت مماسی | نسبت سرعت محوری | اندازه شبکه       |
|-----------------|-----------------|-------------------|
| ۰/۷۲۹           | ۱/۹۳۲           | $1/4 \times 10^7$ |
| ۰/۷۳۷           | ۱/۹۵۱           | $1/7 \times 10^7$ |
| ۰/۷۳۹           | ۱/۹۵۷           | $2/2 \times 10^7$ |

معادلات ناویر- استوکس غیردایم تراکم پذیر سه بعدی به عنوان معادلات حاکم حل شدند. از الگوریتم پیش رونده MUSCL برای افزایش دقت مکانی از مرتبه دو استفاده شد و با استفاده از روش شارهای عددی برای ترم های همرفتی محاسبه شدند. تمام جریان به صورت کاملاً آشفته در نظر گرفته شده و از مدل آشفتگی SST  $k-\omega$  استفاده شده است. از مدل آشفتگی  $k-\omega$  برای یافتن میدان جریان روی بدنه چرخان توسط چندین محقق استفاده شده است [26]. گرانروی از قانون ساترلند و چگالی از قانون گاز ایده آل محاسبه شد. یک کد CFD معتبر با قابلیت های فوق در اختیار محققان قرار داشته و شرایط آزمون تونل باد برای شبیه سازی عددی در نظر گرفته شد.

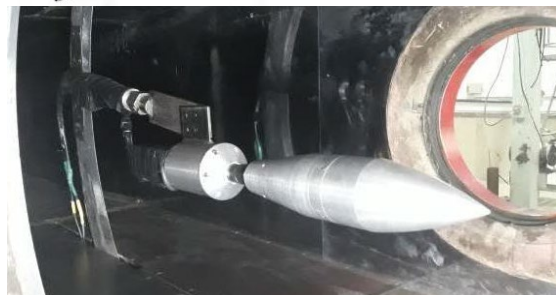
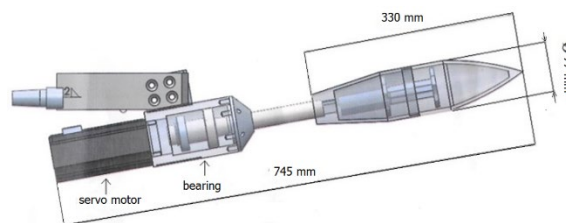
### نتایج

نتایج فشار محیطی در چندین موقعیت طولی برای زوایای مختلف حمله در سه سرعت چرخشی ۱۵۰۰، ۳۰۰۰ و ۵۰۰۰ دور در دقیقه ارایه شده است. در هر زاویه حمله با فرکانس ۵ کیلوهرتز و به مدت ۱۵ ثانیه داده برداری انجام شده است. چرخش مدل در جهت عقربه های ساعت منجر به ایجاد نیروی مگنس در جهت منفی شده است.

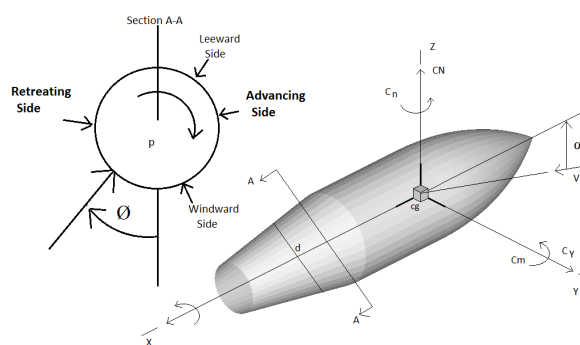
اثر چرخش با سرعت ۵۰۰۰ دور بر دقیقه بر توزیع فشار محیطی در چهار موقعیت طولی و در زاویه حمله ۱۵ درجه در نمودار ۱ نشان داده شده است. هر داده نشان داده شده در این نمودار به صورت تقریبی میانگین ۱۲۵ نمونه است. آن گونه که از نمودار مشخص می شود

حمله، به مدت ۱۵ ثانیه و با فرکانس ۵ کیلوهرتز داده برداری انجام شده است. پس از عبور داده ها از یک فیلتر پایین گذر و برهم نهی آنها، مقدار فشار در موقعیت های زاویه ای مختلف تعیین می شود. حین چرخش، موقعیت سوراخ های فشار با توجه به خروجی سنسورهای شتاب تعیین می شود.

شماتیکی از مدل و مکانیزم نصب شده در تونل باد در شکل ۴ نشان داده شده است. نسبت انسداد در تمامی زوایای حمله کمتر از ۲٪ بوده و داده های فشار به صورت ضریب و مطابق تعاریف شکل ۵ ارایه شده است. تکنیک جدید به کار گرفته شده قابلیت پیاده سازی روی طیف وسیعی از پیکربندی ها در تمامی زوایای حمله و سرعت های مختلف از مادون، مافوق و حدود صوت را دارا است.



شکل ۴) مدل و مکانیزم چرخشی داخل تونل باد



شکل ۵) تعاریف استفاده شده

آزمایشات در تونل باد سه منظوره دانشگاه امام حسین (ع) انجام شده که از نوع مدار باز و مکشی است. محفظه آزمایش تونل باد، مستطیلی شکل و به ابعاد  $12 \times 6 \times 6$  سانتی متر است. سرعت جریان در محفظه آزمون این تونل باد از ۴٪ تا ۵٪ برابر سرعت صوت قابل تنظیم است. شدت آشفتگی در بخش محفظه آزمون از ۴٪ تا ۴۲٪ برای رینولدزهای  $10^6 \times 6/37$  تا  $10^7 \times 7$  گزارش شده است [24]. حداکثر زاویه جریان در بخش محفظه آزمایش اندازه گیری و کمتر از ۵ درجه است [25].

داده‌های فشاری به ضریب تبدیل شده و در چند موقعیت طولی به صورت گرافیکی در شکل ۶ نشان داده شده است. به نحوی که اندازه ضریب فشار متناسب با طول یک بردار که عمود بر سطح در موقعیت‌های زاویه‌ای مختلف است، نشان داده شده است. جهت بردار نیز متناسب با مقدار فشار در آن نقطه نسبت به فشار جریان آزاد است. چنانچه 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 به صورت گرافیکی در چند موقعیت طولی در سرعت چرخشی ۵۰۰ دور بر دقیقه و در زوایای حمله ۱۵ و ۲۵ درجه نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که در این سرعت چرخشی مقدار نیروی مگنس ایجاد شده 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 به صورتی که گردابه‌های که در نواحی هم‌جهت با چرخش مدل قرار گرفته‌اند (موقعیت زاویه‌ای بین صفر تا ۱۸۰ درجه) به سمت بدنه کشیده می‌شوند 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 ۲۵ درجه تنها در قسمت‌های نزدیک به ابتدای مدل و نواحی به سمت باد به وجود می‌آیند. از طرفی گردابه‌های نواحی پشت به باد نیز از قسمت‌های میانی به سمت انتهای مدل به وجود می‌آیند. این شکل نشان می‌دهد که گردابه‌های روی مدل، در جهت چرخش کشیده شده‌اند و در موقعیت‌های طولی ۹/۰ و ۷۵/۰ و در زاویه حمله ۲۵ درجه بسیار قوی هستند. چرخش بدنه نه تنها 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 به کارگرفته در این آزمایش‌ها را به خوبی نشان می‌دهد.

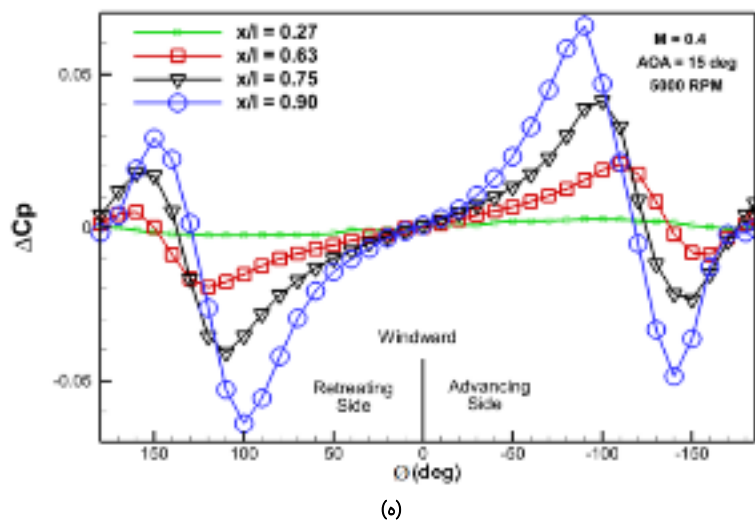
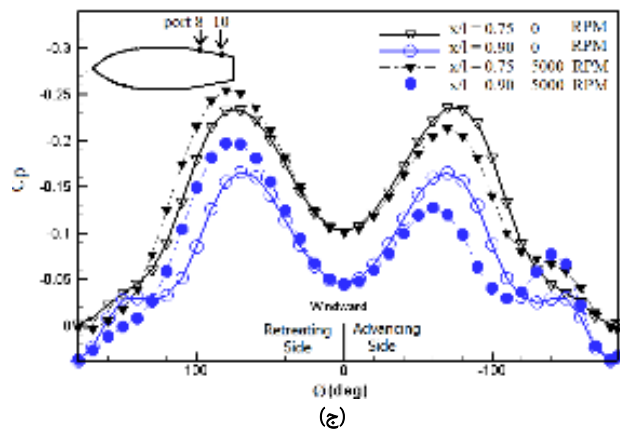
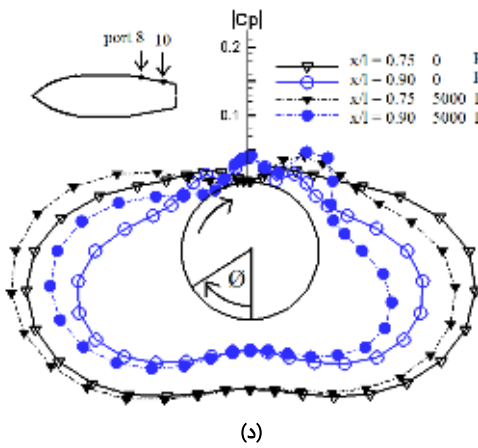
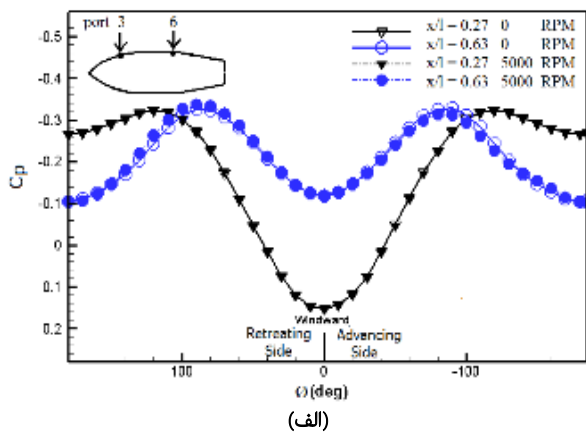
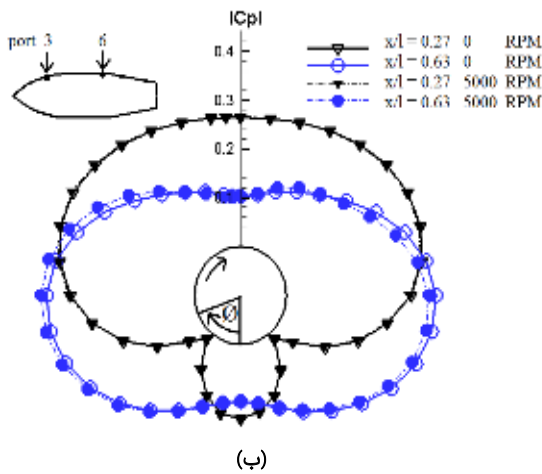
در آزمایشات انجام شده، تنها فشار محیطی روی بدنه اندازه‌گیری شده است. توزیع فشار روی بدنه، وجود گردابه‌های قوی در قسمت پشت به باد به خصوص در قسمت انتهایی مدل را در زوایای حمله بالا نشان می‌دهد. تایید وجود این گردابه‌ها با استفاده حل عددی برای این مدل و تحت شرایط یکسان قابل انجام است. در نمودار ۳ توزیع فشار به دست آمده از آزمایشات انجام شده با توزیع فشار پیش‌بینی شده توسط حل عددی در یکی از موقعیت‌های طولی (۹۰/۰) روی بدنه در دو زاویه حمله ۱۵ و ۲۵ درجه مقایسه شده است. به صورت کلی تطابق بسیار خوبی بین نتایج آزمایشات صورت گرفته با پیش‌بینی انجام شده توسط حل عددی دیده می‌شود. با افزایش زاویه حمله، توزیع فشار پیش‌بینی شده توسط حل عددی در نواحی پشت به باد مدل مقداری بیشتر از نتایج به دست آمده از نتایج آزمون

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 به واسطه چرخش در موقعیت‌های طولی نزدیک به انتهای بدنه با موقعیت‌های طولی برابر با ۷۵/۰ و ۹۰/۰ به روشنی قابل مشاهده است، به طوری 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. به منظور درک بهتر از میزان اثر چرخش روی مقدار تغییرات توزیع فشار، در نمودار ۱ میزان خالص اختلاف فشار ایجاد شده به واسطه چرخش مدل با سرعت ۵۰۰ دور 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 به دست آمده از آزمون و با توجه به نمودار ۱، چرخش سبب ایجاد یک فشار مثبت در سمت پیش‌رونده (موقعیت زاویه ۳۰- تا ۱۱۰ درجه) 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 ۱۲۰ درجه و یک فشار مثبت کوچک‌تر در موقعیت زاویه ۱۳۰ تا ۱۶۰ درجه شده است. اختلاف فشارهای ایجاد شده به واسطه 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 چنانچه لایه مرزی مغشوش شده و ضخامت آن افزایش پیدا کند انتظار ایجاد نیروی مگنس بیشتری را می‌توان داشت.

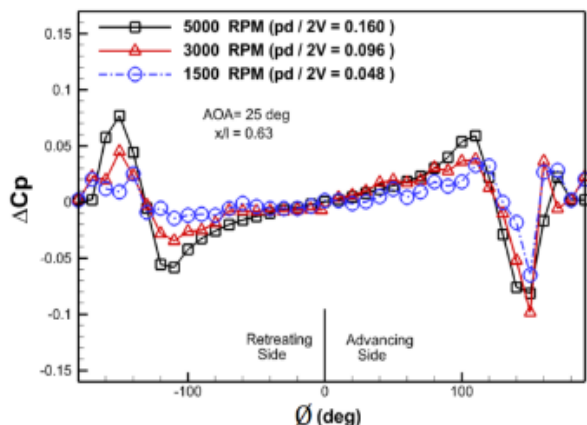
اثر چرخش بر خالص تغییرات توزیع ضریب فشار در سه موقعیت طولی ۹۰/۰، ۷۵/۰ و ۶۳/۰ در زوایای حمله ۱۵ و ۲۵ درجه در نمودار ۲ نشان داده است. این نمودار تغییرات ضریب فشار برای سه سرعت چرخشی ۱۵۰۰، ۳۰۰۰ و ۵۰۰۰ دور بر دقیقه که متناظر با نرخ چرخش ۱۶/۰، ۹۶/۰ و ۴۸/۰ است را نشان می‌دهد. همان گونه که دیده می‌شود افزایش 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 ۹۰± تا ۱۰۰± درجه روی می‌دهد. در انتهای مدل و در موقعیت طولی ۹۰/۰ در هر دو زاویه حمله ۱۵ و ۲۵ درجه شاهد رفتار متفاوتی از تغییرات ضریب فشار به واسطه چرخش در قسمت پشت به باد در نواحی موقعیت زاویه‌ای بزرگ‌تر از ۱۶۰ و کوچک‌تر از ۱۶۰- درجه هستیم. این پدیده به احتمال زیاد به علت وجود گردابه‌های ناپایدار و تداخل آنها با لایه مرزی روی می‌دهد.

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

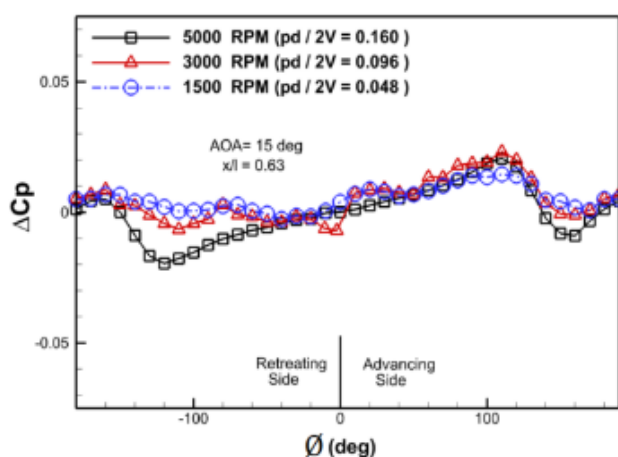
است. این اختلاف در موقعیت زاویه‌ایی  $\pm 12^\circ$  درجه بهتر دیده می‌شود. با توجه به ماهیت ناپایدار و پیچیده گردابه‌ایی که در نواحی



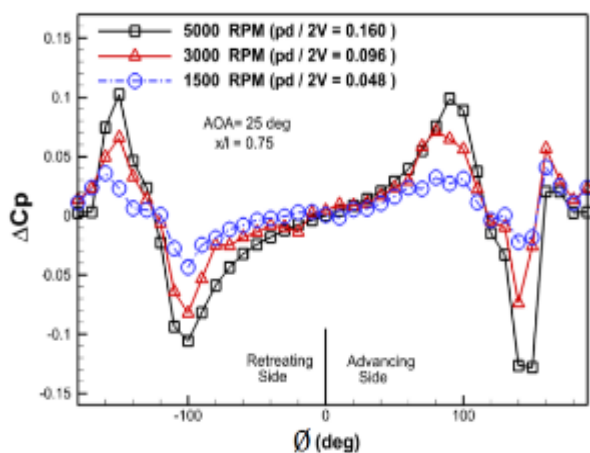
**نمودار ۱)** تغییرات توزیع فشار محیطی در موقعیت‌های مختلف طولی روی مدل به‌واسطه چرخش (نرخ چرخش 5000 دور بر دقیقه و زاویه حمله 10 درجه) اثر چرخش بر؛ (الف) ضریب فشار، (ب) توزیع فشار در نواحی نزدیک به ابتدای بدنه، (ج) ضریب فشار، (د) توزیع فشار در نواحی نزدیک به انتهای بدنه، (ه) خالص تغییرات ضریب فشار به‌واسطه چرخش



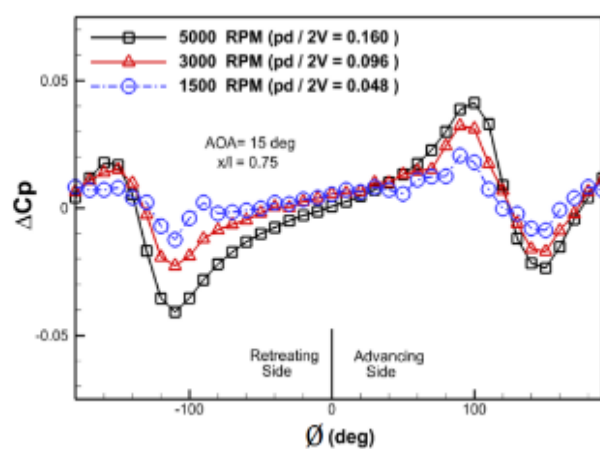
(ب)



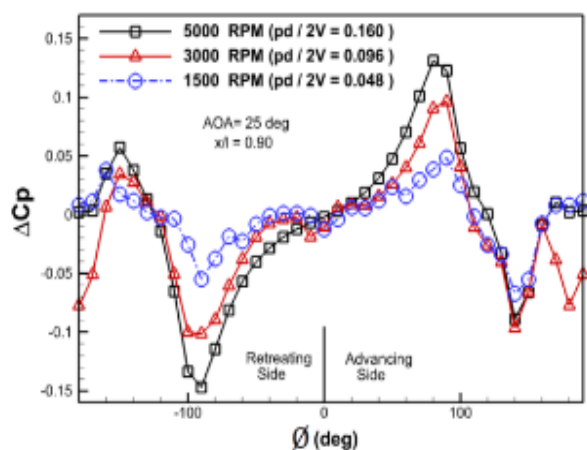
(الف)



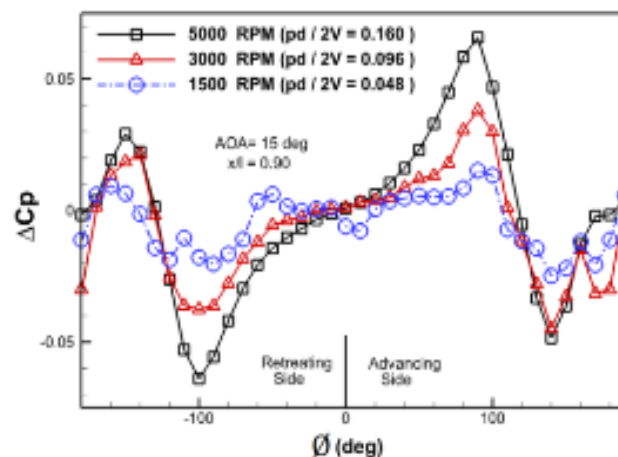
(د)



(ج)



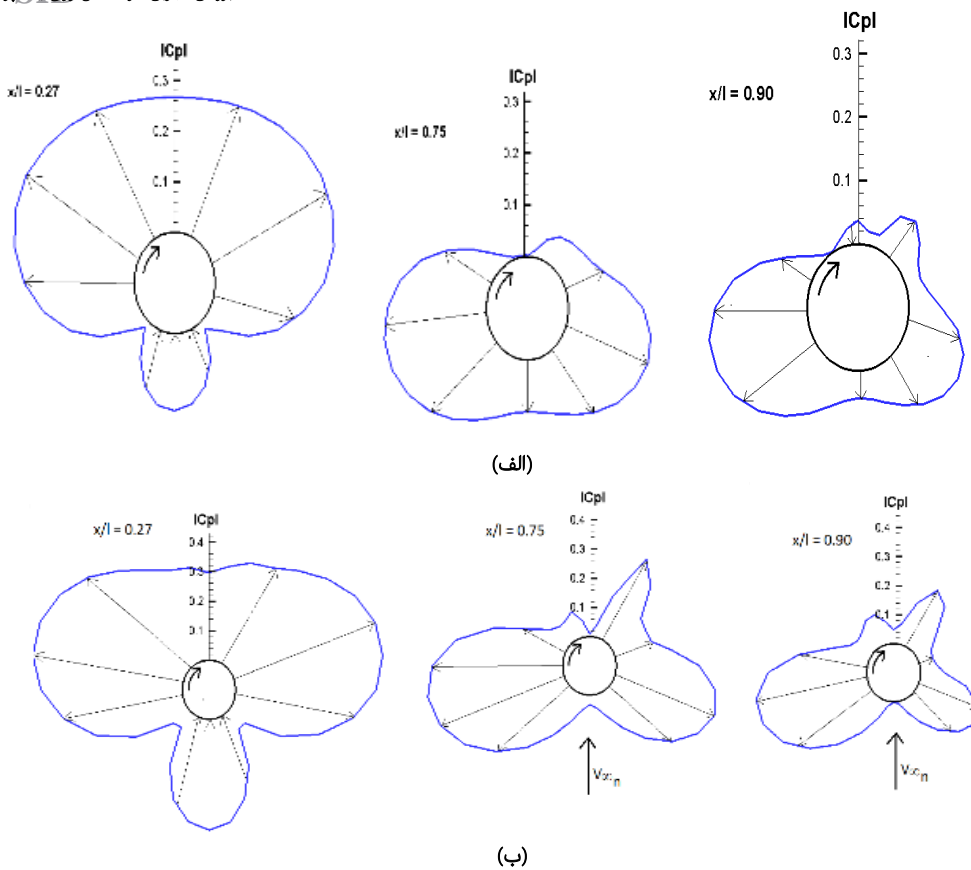
(و)



(ه)

نمودار ۲) اثرات چرخش بر خالص تغییرات ضریب فشار در موقعیت‌های طولی و زاویه حمله مختلف؛ الف) ۰/۶۳ و ۰/۱۵، ب) ۰/۶۳ و ۰/۲۵، ج) ۰/۷۵ و ۰/۱۵، د) ۰/۷۵ و ۰/۲۵، ه) ۰/۹۰ و ۰/۱۵، و) ۰/۹۰ و ۰/۲۵ درجه

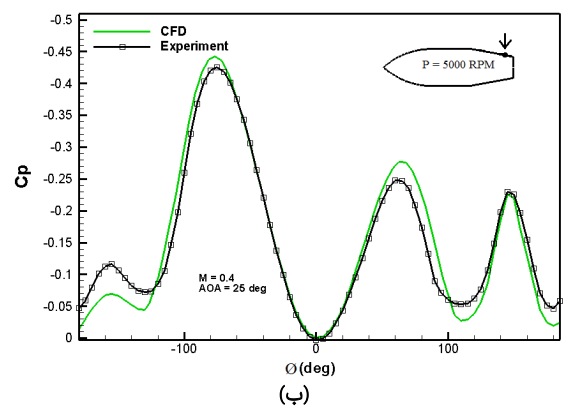
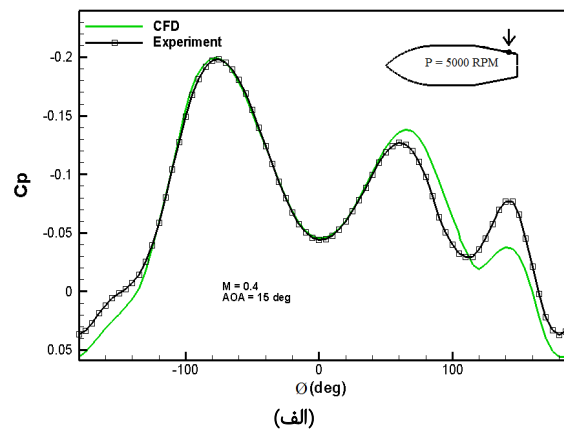




شکل ۶ نمایش گرافیکی توزیع فشار محیطی مدل در موقعیت‌های مختلف طولی، نرخ چرخش ۵۰۰۰ دور بر دقیقه و زاویه حمله الف) ۱۵، ب) ۲۵ درجه

خطوط جریان در سه موقعیت طولی ۰/۹۰، ۰/۵۱ و ۰/۲۷ در زوایای حمله ۱۵ و ۲۵ درجه در حالت چرخش با سرعت ۵۰۰۰ دور 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 به خوبی نشان می‌دهد که در زاویه حمله ۱۵ درجه گردابه‌های روی بدنه تنها در قسمت‌های انتهایی مدل تشکیل می‌شوند در حالی که در زاویه حمله ۲۵ درجه گردابه‌های روی مدل در قسمت‌های میانی بدنه و در موقعیت طولی بیشتر و برابر ۰/۵۱ نیز دیده می‌شوند، همچنین این گردابه‌ها در زاویه حمله ۲۵ درجه بسیار قوی‌تر و در فاصله بیشتری از سطح بدنه هستند.

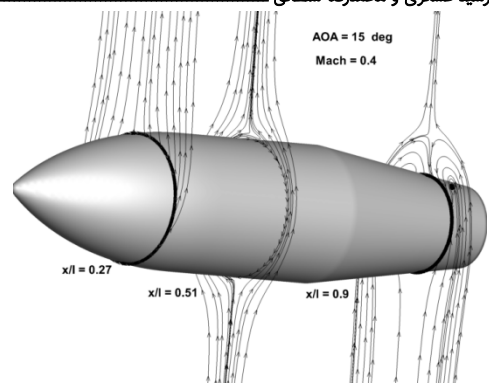
تشکیل گردابه‌ها روی مدل در قسمت پشت به باد بدنه در سه موقعیت طولی ۰/۹۰، ۰/۷۵ و ۰/۵۱ در زوایای حمله ۱۵ و ۲۵ درجه در شکل ۸ نشان داده شده است. با توجه به شکل مشخص است که تشکیل گردابه‌ها در قسمت انتهایی مدل در زاویه حمله‌های پایین‌تری نسبت به قسمت‌های جلویی مدل صورت می‌گیرد. با حرکت از ابتدا به سمت انتهای 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.



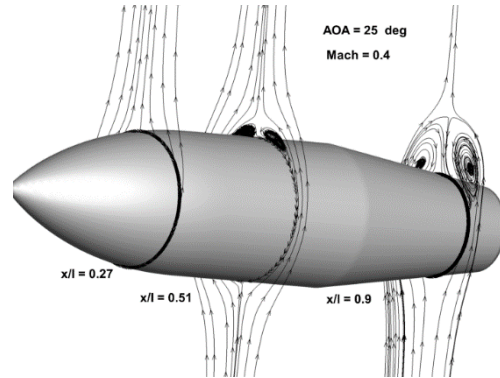
نمودار ۳ مقایسه توزیع فشار پیش‌بینی شده توسط حل عددی با نتایج آزمون با موقعیت طولی ۰/۹ و زاویه حمله: الف) ۱۵، ب) ۲۵ درجه

است که توزیع نیروی جانبی ایجاد شده 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 ۷۰٪ 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 استوانه‌ای 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 استوانه‌ای ایجاد شده است. به نظر می‌رسد روند توزیع نیروی جانبی روی مدل برعکس روند توزیع نیروی عمودی است.

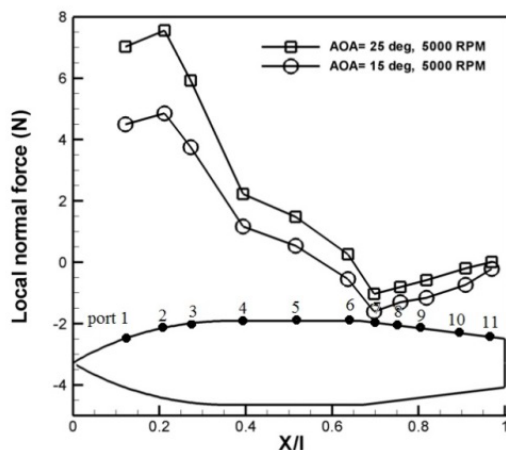


(الف)

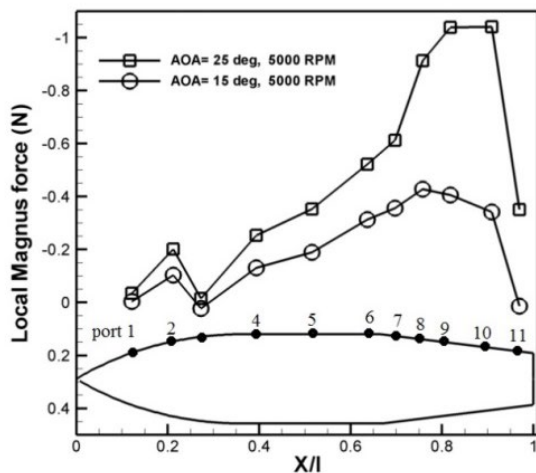


(ب)

شکل ۷ خطوط جریان حول مدل در سه موقعیت طولی (حل عددی) با زاویه حمله: الف) ۱۵، ب) ۲۵ درجه

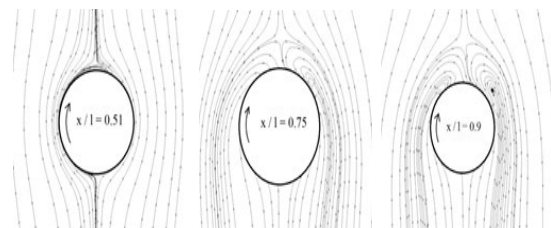


(الف)

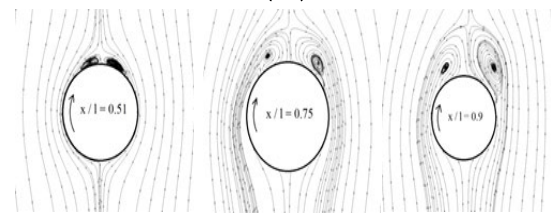


(ب)

نمودار ۴ توزیع محلی نیروی: الف) عمودی، ب) جانبی روی مدل (نرخ چرخش ۵۰۰۰ بر دقیقه)



(الف)

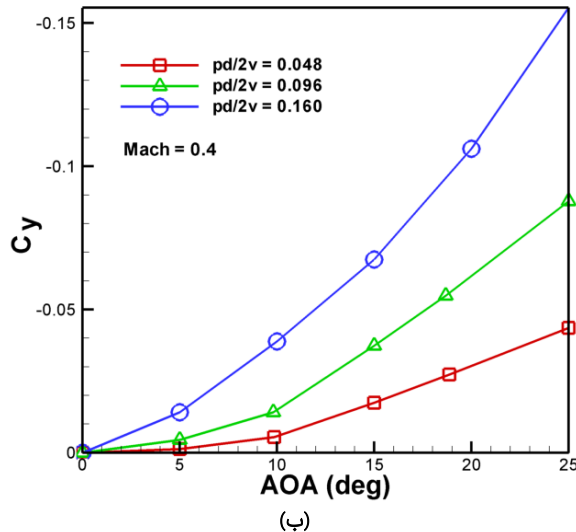
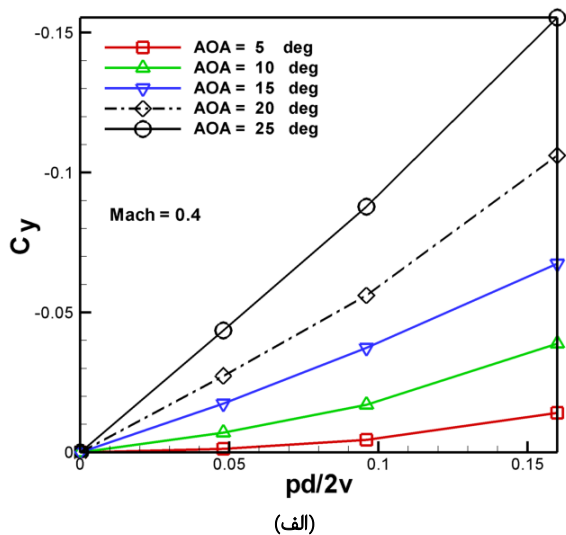


(ب)

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

از توزیع فشار روی مدل در جهت طولی و مماسی انتگرال‌گیری شده و نیروی عمودی و جانبی (مگنس) محلی و کلی مدل در زاویه حمله‌های مختلف و در سرعت‌های چرخشی صفر، ۱۵۰۰، ۳۰۰۰ و ۵۰۰۰ دور بر دقیقه استخراج شده است. توزیع محلی نیروی عمودی و جانبی روی مدل در دو زاویه حمله ۱۵ و ۲۵ درجه در سرعت چرخشی ۵۰۰۰ دور بر دقیقه در نمودار ۴ نشان داده شده است. همان گونه که انتظار می‌رفت مقدار نیروی جانبی در مقابل نیروی عمودی ایجاد شده روی مدل بسیار کمتر است. با توجه به نمودار مشخص

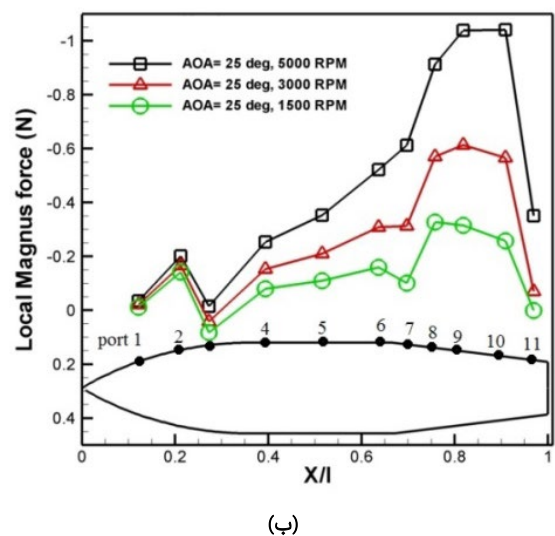
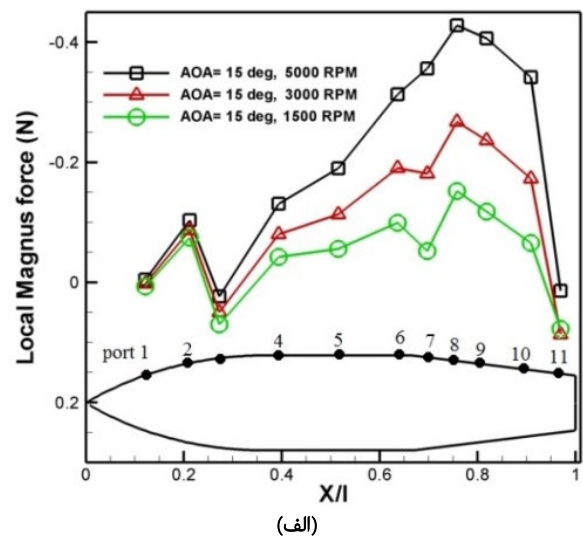
تغییرات ضریب نیروی جانبی به واسطه چرخش در زوایای مختلف حمله در نمودار ۶ نشان داده شده است. داده‌های این نمودار با انتگرال‌گیری از داده فشاری در ۱۱ موقعیت طولی روی بدنه و سرعت‌های چرخشی ۱۵۰۰، ۳۰۰۰ و ۵۰۰۰ دور بر دقیقه و در زوایای مختلف حمله به دست آمده است. با توجه به این نمودار تغییرات ضریب نیروی جانبی با سرعت چرخشی در این بازه از تغییرات رابطه‌ای 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 ۶) روند تغییرات نیروی جانبی (مگنس) مدل با زاویه حمله و سرعت‌های مختلف چرخشی

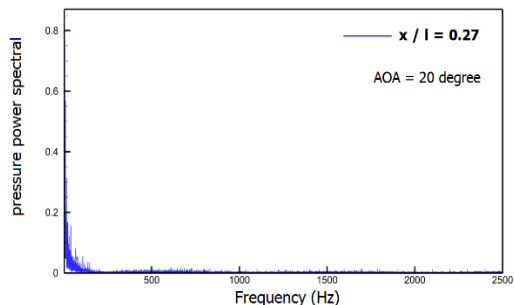
با توجه به در دسترس نبودن داده‌های تجربی برای مدل مورد آزمایش، نیاز بود که آزمون نیرویی مدل با نتایج فشاری به دست آمده مقایسه شود. بنابراین مدل در ابتدا به عنوان یک مدل نیرویی در تونل باد مورد آزمایش قرار گرفت و ضرایب نیرویی آن مستقیماً به وسیله سیستم بالانس نیرویی تونل باد استخراج شد. آزمایشات

اثر سرعت چرخشی بر توزیع نیروی جانبی روی مدل در زوایای حمله ۱۵ و ۲۵ درجه در سه سرعت چرخشی ۱۵۰۰، ۳۰۰۰ و ۵۰۰۰ دور 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 ۱۵ درجه حداکثر نیروی جانبی به واسطه چرخش در محل تلاقی قسمت انتهایی با قسمت استوانه‌ای روی می‌دهد و با افزایش زاویه حمله به سمت قسمت انتهایی حرکت می‌کند. با توجه به این نمودار مشخص است که چرخش مدل با سرعت ۳۰۰۰ دور بر دقیقه در زاویه حمله ۲۵ درجه نیروی جانبی بیشتری از چرخش مدل با سرعت ۵۰۰۰ دور بر دقیقه در زاویه حمله ۱۵ درجه ایجاد می‌کند که این موضوع نشان‌دهنده تاثیر بسیار زیاد زاویه حمله روی نیروی مگنس است.

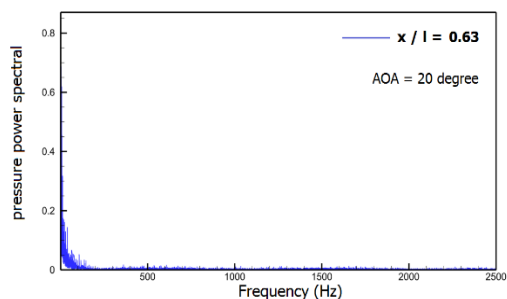


نمودار ۵) توزیع محلی نیروی جانبی (مگنس) روی مدل در سرعت‌های مختلف چرخشی با زاویه حمله: الف) ۱۵، ب) ۲۵ درجه

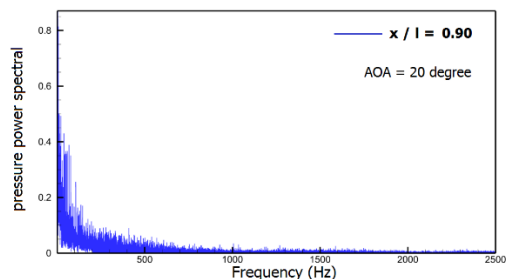
داده شده و در نواحی نزدیک به ابتدای مدل، بازه فرکانسی حدوداً زیر ۲۰۰ هرتز بوده و با حرکت به سمت انتهای مدل، بازه فرکانسی به ۵۰۰ هرتز نیز می‌رسد که نشانگر نوع و میزان آشفتگی در گردابه‌های لایه مرزی در طول مدل است.



(الف)



(ب)

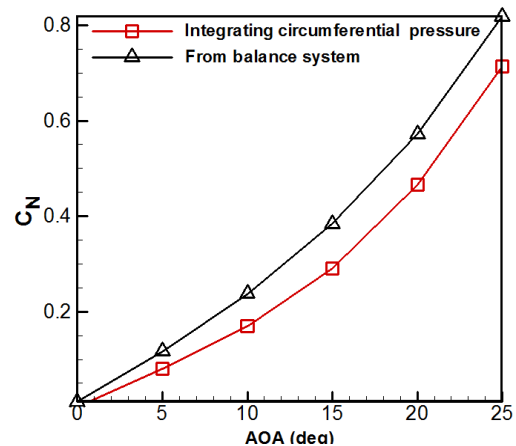


(ج)

**نمودار ۸** اسپکتروم توزیع توان فشار روی مدل در زاویه حمله ۲۰ درجه و موقعیت‌های طولی؛ الف) ۰/۲۷، ب) ۰/۶۳، ج) ۰/۹۰

در نمودار ۹ اسپکتروم فشار در سه موقعیت طولی روی مدل تا فرکانس ۱۰۰ هرتز در دو زاویه حمله ۵ و ۲۰ درجه 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 به علت 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

بالانس نیرویی دقیقاً برای شرایطی که آزمون‌های فشاری انجام شده برای حالت بدون چرخش استخراج شده‌اند. نیروی عمودی به دست آمده از انتگرال‌گیری توزیع فشارها روی مدل با نتایج به دست آمده از سیستم بالانس تونل باد در نمودار ۷ مقایسه شده است.



**نمودار ۷** مقایسه نیروی عمودی به دست آمده از سیستم بالانس تونل با نتایج به دست آمده 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 صورت گرفته 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 صورت گرفته مشاهده شد که بیشترین مقدار نیروی جانبی روی مدل در قسمت‌هایی انتهایی آن به وجود می‌آید. برای فهم بیشتر موضوع، فشار لحظه‌ای 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 ۵ کیلوهرتز اخذ شده‌اند. اسپکتروم فشاری روی مدل در سه موقعیت طولی ۰/۹۰، ۰/۶۳ و ۰/۲۷ آورده شده است.

اسپکتروم فشار در سه موقعیت طولی روی مدل در زاویه حمله ۲۰ درجه 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 اغتشاشات 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



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 نزدیکی تقاطع دماغه با بخش استوانه‌ای مدل ایجاد می‌شود و در جایی که بیشترین نیروی عمودی ایجاد شده، کمترین مقدار نیروی جانبی (مگنس) تولید می‌شود. همچنین در قسمت‌های انتهایی مدل (تقاطع بخش انتهایی با قسمت استوانه‌ای) که بیشترین مقدار نیروی جانبی در اثر چرخش ایجاد می‌شود، مقدار نیروی عمودی در حداقل 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 دفاع شده 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 تأمین شده است.

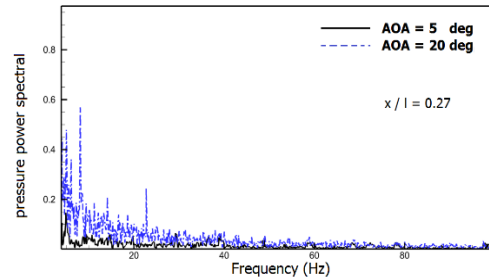
**فهرست علائم**

|              |  |
|--------------|--|
| P            | نسبت سرعت چرخشی ( $pd/2V_\infty$ )   |
| d            | قطر مدل  |
| S            | مساحت مرجع ( $\pi d^2/4$ (m <sup>2</sup> ))  |
| $V_\infty$   | سرعت جریان (ms <sup>-1</sup> )   |
| $\theta$     | موقعیت زاویه‌ای  |
| $\alpha$     | زاویه حمله (درجه)  |
| $C_n$        | ضریب گشتاور ( $Y_M/q_\infty S d$ )   |
| $C_Y$        | ضریب نیروی جانبی ( $S_F/q_\infty S$ )  |
| $C_N$        | ضریب نیروی عمودی   |
| $C_{Yp}$     | $\partial C_Y/\partial (pd/2V)$  |
| $C_{Np}$     | $\partial C_N/\partial (pd/2V)$  |
| $C_p$        | ضریب فشار  |
| $\Delta C_p$ | تغییرات ضریب فشار به واسطه چرخش ( $C_{p \text{ spin}} - C_{p \text{ zero spin}}$ ) |
| p            | نرخ چرخش (rad/s)   |

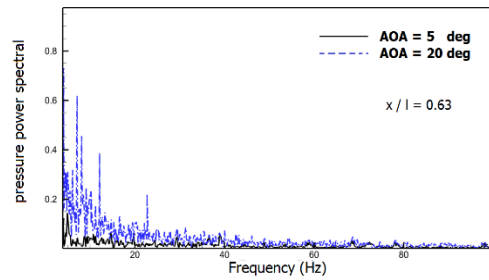
**منابع**

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

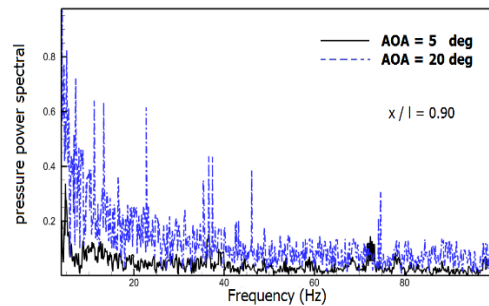
شدت افزایش می‌دهد. نمودار ۹ فرکانس‌های غالب در لایه مرزی در زاویه حمله ۲۰ درجه را ۱۱، ۱۳، ۲۲، ۳۷، ۴۶ و ۷۴ هرتز نشان می‌دهد.



(الف)



(ب)



(ج)

**نمودار ۹)** اسپکتروم توزیع توان فشار روی مدل در زوایای حمله ۰ و ۲۰ درجه و موقعیت‌های طولی؛ الف) ۰/۲۷، ب) ۰/۶۳، ج) ۰/۹۰

**نتیجه‌گیری**

کارایی یک تکنیک جدید برای اندازه‌گیری 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. انتگرال‌گیری توزیع فشار روی مدل نه تنها امکان مطالعه کمیتی نیروی مگنس را ایجاد می‌کند بلکه پروفیل‌های فشار امکان تفسیر لایه مرزی و اثرات جادایش 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

- 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 steady supersonic flow over spinning bodies of revolution. *AIAA Journal*. 1982;20(12).
- 18- Pechier M, Guillen P, Cayzac R. A combined theoretical experimental 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 155-mm 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 Iranica*. 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):421-429.