

# مطالعه تجربی اثرات زاویه لغزش جانبی و زاویه انحراف رادر بر عملکرد دم عمودی یک هواپیما در سرعت‌های پایین

تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۳/۱۷

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۴/۳۱

سعید یکتایی<sup>۱</sup>، سید آرش شمس طالقانی<sup>۲\*</sup>، وحید اصفهانیان<sup>۳</sup>، سبیل‌آبادی پور<sup>۴</sup>

۱-دانشجوی دکتری، دانشگاه تهران، پردیس کیش دانشگاه تهران، کیش

۲-استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، Arash.taleghani@gmail.com

۳-استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران

۴-استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

## چکیده

در این مقاله ضرایب آیرودینامیکی یک دم عمودی هواپیما در سرعت‌های پایین در تونل باد تحت شرایط زوایای مختلف رادر و زوایای لغزش جانبی مختلف استخراج شده است. آزمایشات در تونل باد با مقطع آزمون  $0.7 \times 1$  متر و در سرعت‌های جریان آزاد ۲۰ و ۳۰ متر بر ثانیه انجام شده است. نسبت انسداد مدل در تونل باد در بدترین شرایط آزمایش ۲٪ است. آزمایشات در اعداد رینولدز  $5 \times 10^5$  و  $7.5 \times 10^5$  انجام شده است. نیروهای جانبی و درگ دم عمودی تحت زوایای رادر در شرایط  $-30^\circ$  تا  $30^\circ$  درجه و زوایای لغزش  $-7.5^\circ$  تا  $7.5^\circ$  درجه تا  $7.5^\circ$  درجه اندازه‌گیری شدند. تغییرات ضریب نیروی جانبی بر حسب زوایای انحراف رادر در محدوده زوایای مطالعه شده رفتاری تقریباً خطی دارد و ضریب درگ تغییراتی غیرخطی از خود نشان می‌دهد. در شرایط بدون لغزش جانبی، انحراف رادر از ۰ تا  $30^\circ$  درجه باعث افزایش ضریب نیروی جانبی از ۰ تا  $0.65$  شده است. لغزش جانبی در شرایط زوایای مثبت یا منفی باعث افزایش یا کاهش قابل توجهی در نیروی جانبی شده است.

واژه‌های کلیدی: دم عمودی، نیروی جانبی، نیروی درگ، لغزش جانبی، رادر، تونل باد

## Effects of side slip angle and rudder deflection angle on aerodynamic performance of vertical tail of an airplane

Saeid Yektaei<sup>1</sup>, Arash Shams Taleghani<sup>2\*</sup>, Vahid Esfahanian<sup>3</sup>, Soheila Abdollahipour<sup>4</sup>

1-Ph.D. student, Department of Aerospace Engineering, Kish International Campus, University of Tehran, Kish, Iran.

2-Assistant professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran.

3-Professor, School of Mechanical Engineering, College of Engineering, University of Tehran, Iran.

4-Assistant professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran.

### Abstract

In this article, the aerodynamic coefficients of a vertical tail of an airplane at low speeds in the wind tunnel under the conditions of different rudder angles and different sideslip angles have been extracted. Experiments have been carried out in the wind tunnel with a test section of  $0.7 \times 1$  m and free flow speeds of 20 and 30 m/s. The blockage ratio of the model in the wind tunnel is 2% in the worst test conditions. Experiments have been performed at Reynolds numbers of  $5 \times 10^5$  and  $7.5 \times 10^5$ . Lateral forces and vertical tail drag were measured under rudder angles of  $-30^\circ$  to  $30^\circ$  and slip angles of  $-7.5^\circ$  to  $7.5^\circ$ . The changes of lateral force coefficient in terms of rudder deflection angles in the range of studied angles have an almost linear behavior and the drag coefficient shows non-linear changes. In the condition without lateral slip, the rudder deviation from 0 to 30 degrees has increased the lateral force coefficient from 0 to 0.65. Side slip in positive or negative angle conditions has caused a significant increase or decrease in lateral force.

**Keywords:** Vertical tail, Side force, Drag force, Side slip, Rudder, Wind tunnel.



## ۱. مقدمه

دم عمودی<sup>۱</sup> هواپیما وظیفه اصلی پایداری استاتیکی و دینامیکی در جهت جانبی، کنترل و تریم در هواپیما را در هر شرایط پروازی به عهده دارد [۱]. پایداری یعنی اینکه پس از یک اغتشاش، هواپیما باید رفتار بازگرداننده‌ای داشته باشد که وضعیت پروازی را پایدار نگه دارد. کنترل یعنی اینکه دم عمودی باید توانایی کنترل وضعیت و حرکتهای جهت جانبی هواپیما برای انجام مانورهای خاص و اصلاح مسیر پرواز را داشته باشد. در حالت پرواز عادی، هواپیما در مسیر خود بدون هیچ نیروی جانبی<sup>۲</sup> به حرکت ادامه می‌دهد. بنابراین در حالت عادی دم عمودی دارای پروفیل ایرفویل متقارن در مقاطع گوناگون است [۲]. رادر<sup>۳</sup> یا سکان عمودی در دم عمودی وظیفه ایجاد نیروی جانبی را دارد تا بتواند گشتاور لازم برای تغییر وضعیت جهتی را با ایجاد حرکت یاو<sup>۴</sup> فراهم کند [۳]. این نیروی جانبی در اثر عدم تقارن ایرفویل دم عمودی تحت خم شدن رادر مهیا می‌شود. در شکل ۱ تصویر شماتیکی از دم عمودی شامل استبلایزر عمودی به عنوان بخش ثابت و رادر به عنوان بخش متحرک نشان داده شده است [۴].

برخلاف بال، دم معمولاً تنها در کسری از پتانسیل تولید لیفت (در دم عمودی نیروی جانبی معادل لیفت در بال است) خود عمل می‌کند. در پرواز معمولی تقارن وجود دارد و بنابراین هیچ گشتاور یاو<sup>۵</sup> آیرودینامیکی نامتعادل وجود ندارد و در نتیجه نیازی به تریم نیست. تریم در مورد هواپیمای چند موتور با شرایط یک موتور از دست رفته مورد نیاز است [۵]. فقدان رانش در یک طرف هواپیما و درگ اضافی موتور متوقف شده یا پدیده "آسیاب بادی"<sup>۵</sup> باعث ایجاد یک اثر یاو می‌شود [۶]. آسیاب بادی در هواپیما به پدیده‌ای اشاره دارد که در آن پره‌های توربین موتور به دلیل نیروی جریان هوا که از موتور عبور می‌کند، به چرخش خود ادامه می‌دهند، حتی زمانی که موتور به طور فعال نیروی رانش تولید نمی‌کند [۷]. این می‌تواند زمانی اتفاق بیفتد که یک موتور از کار بیفتد یا عمداً در حین پرواز خاموش شود و به دلیل حرکت رو به جلو هواپیما و عبور جریان هوا از موتور باعث چرخش آزاد موتور و چرخش پره‌های توربین شود. این شرایط در شکل ۲ نشان داده شده است [۸]. در این شرایط دم عمودی نیز پایداری در جهت یاو را فراهم می‌کند. طراحی یک هواپیمای پایدار بدون دم عمودی امکان‌پذیر است، اما این اغلب برای بخش دیگری از طراحی هزینه در پی دارد [۹].

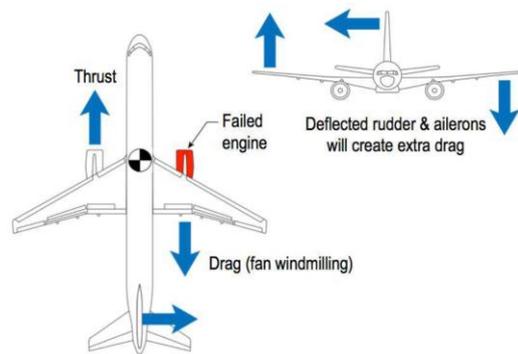
طراحی دم عمودی با طراحی سکان عمودی یا رادر مرتبط است. برای سکان عمودی، قدرت کنترلی کافی در تمام شرایط بحرانی مانند از دست رفتن یک موتور در حال پرواز در سرعت‌های پایین، نشستن در شرایط باد جانبی، حداکثر نرخ رول و بازیابی از فرچرخ<sup>۶</sup> مورد نیاز است [۱۰]. توانایی یا قابلیت کنترل، افزایش در نیروی جانبی توسط دم عمودی در نتیجه انحراف سکان عمودی است. این توانایی بستگی به اندازه،



شکل ۱. اجزای اصلی دم عمودی و دم افقی هواپیما [۴]

نوع سکان و هم اندازه مساحت دم عمودی دارد [۱۱-۱۲]. الزامات و معیارهای طراحی برای دم عمودی را می توان به صورت زیر خلاصه کرد [۱۳-۱۶]:

- ایجاد پایداری استاتیک جانبی کافی، که عبارت است از ایجاد نیروی کافی بزرگ برای متعادل کردن کل نیروها و گشتاورهای انتهایی در صفحه جانبی حرکت.
- ایجاد تعادل دینامیکی کافی.
- در زوایای لغزش جانبی<sup>۷</sup> بالا در اثر نوسانات ناشی از انحراف سکان عمودی یا خرابی ناگهانی موتور، دم عمودی نباید دچار استال شود.



شکل ۲. شرایط از دست رفتن یک موتور هواپیما و ایجاد پدیده آسیاب بادی در یک موتور

- شرایط لازم برای سکان عمودی به شرح زیر است.
- مهیا نمودن وسیله‌ای برای دستیابی به حالت تعادل پایا (تریم).
  - مهیا نمودن وسیله‌ای برای مقابله با اغتشاشات، مانند تندبادها.
  - مهیا نمودن قابلیت کنترل جهتی کافی، تا زوایای لغزش و انحراف سکان بالا (برای مانور تا حداکثر نرخ انحراف؛ برای حفظ حرکت و مانور در بحرانی‌ترین وضعیت از دست رفتن یک موتور؛ برای نشستن در بادهای متقاطع تا سرعت ۵۵ کیلومتر بر ساعت)
  - داشتن نیروهای کنترلی کم.
- سه الزامی که از همه مهمتر به نظر می رسد

عبارتند از فرود با حداکثر باد جانبی، کنترل جهتی با از دست رفتن یک موتور در سرعت‌های کم، و مقابله با زوایای حمله بالای دم افقی. دم عمودی را بر اساس این سه الزام و یک شرط چهارم اضافی که پایداری استاتیک جهتی و جانبی کافی است، طراحی می‌کنند. هدف در طراحی دم عمودی برآورده کردن این الزامات با طرحی است که هم درگ و هم وزن سازه تا حد امکان پایین داشته باشد.

این الزامات متغیرهای طراحی دم عمودی را در جهت‌های مختلف هدایت می‌کند. برای مقابله با زوایای حمله بالا، بهتر است دم عمودی نسبت منظری کم و سویپ بیشتر داشته باشد، در حالی که برای پایداری استاتیک بهتر است نسبت منظری بالا و کمترین سویپ وجود داشته باشد. سخت‌ترین نیاز مقابله با زوایای حمله بالا است. در نتیجه سطوح دم عمودی تمایل به نسبت منظری پایین و سویپ زیاد لبه‌های حمله دارند [۱۷-۱۸].

طراحی دم عمودی یک هواپیما برای تضمین ثبات و کنترل در طول پرواز بسیار مهم است. یکی از مهمترین چالش‌ها در فرآیند طراحی دم، دستیابی به تعادل مناسب بین راندمان آیرودینامیکی و یکپارچگی سازه است. دم عمودی باید بتواند نیروها و بارهای آیرودینامیکی را تحمل کند و در عین حال نیروی درگ را برای بهبود عملکرد کلی به حداقل برساند. یکی دیگر از چالش‌های کلیدی بهینه‌سازی اندازه و شکل دم عمودی، ایجاد پایداری یاو کافی بدون اضافه کردن وزن یا درگ غیرضروری است. عواملی مانند سرعت، وزن و مرکز ثقل هواپیما باید به دقت در نظر گرفته شود تا موثرترین طرح را برای دم عمودی تعیین کنند. علاوه بر این، طراحی دم عمودی باید فاکتورهایی مانند واکنش و زش تندباد، ویژگی‌های فلاتر و اثربخشی کنترل را در



نظر بگیرد. اطمینان از اینکه دم عمودی می‌تواند به طور موثر با ممان یاو مخالف مقابله کند و قدرت کنترل کافی را فراهم کند برای پرواز ایمن و پایدار ضروری است [۱۹-۲۱]. به طور کلی، طراحی دم عمودی یک هواپیما مستلزم تعادل دقیق ملاحظات آیرودینامیکی، سازه و کنترل برای اطمینان از عملکرد و ایمنی مطلوب در طول پرواز است.

مطالعه نیروهای آیرودینامیکی اعم از نیروی جانبی و درگ تحت زوایای مختلف لغزش جانبی و زوایای خمش رادر در یک دم عمودی یک هواپیما برای درک و بهینه‌سازی پایداری و ویژگی‌های کنترل هواپیما بسیار مهم است. نیروی جانبی که نیروی آیرودینامیکی عمود بر مسیر پرواز هواپیما است، نقش مهمی در کنترل حرکت انحرافی هواپیما دارد. با مطالعه چگونگی تغییر نیروی جانبی با زوایای مختلف لغزش جانبی و زوایای خمش رادر، پیکربندی بهینه برای دستیابی به کنترل یاو پایدار تعیین می‌شود [۲۲-۲۳]. به طور مشابه، درگ یک نیروی آیرودینامیکی حیاتی است که بر عملکرد و کارایی کلی یک هواپیما تأثیر می‌گذارد. با مطالعه چگونگی تغییر درگ با زوایای لغزش جانبی و زوایای خمش رادر متفاوت، طراحان هواپیما می‌توانند فرصت‌هایی را برای کاهش درگ و بهبود کارایی سوخت هواپیما شناسایی کنند. این اطلاعات برای بهینه‌سازی طراحی دم عمودی برای به حداقل رساندن درگ و در عین حال پایداری و قابلیت‌های کنترل لازم ضروری است. درک نیروهای جانبی و درگ در شرایط مختلف همچنین به مهندسان کمک می‌کند تا مسائل احتمالی مانند ناپایداری آیرودینامیکی یا درگ بیش از حد را پیش‌بینی و کاهش دهند. با انجام مطالعات و شبیه‌سازی کامل این نیروها، طراحان هواپیما می‌توانند تصمیمات آگاهانه‌ای برای ارتقای عملکرد کلی، ایمنی و کارایی هواپیما

بگیرند. در نتیجه، مطالعه نیروهای جانبی و درگ تحت زوایای مختلف لغزش جانبی و زوایای خمش رادر در دم عمودی یک هواپیما برای بهینه‌سازی پایداری، کنترل و کارایی ضروری است. پایداری جانبی هواپیما در مراجع مختلفی بحث شده است [۳، ۱۸ و ۲۴]. در خصوص کنترل جانبی، نشان داده شده است که توانایی کنترل رادر متناسب با شیب منحنی نیروی جانبی، کارایی سطح کنترل و ضریب حجمی دم عمودی است [۲۴]. بنابراین طراحان هواپیما به شیب منحنی نیروی جانبی نیازمند هستند. نیکولوسی و همکارانش [۲۴] نشان دادند که روشهای طراحی هواپیما کارایی رادر در زوایای بالای انحراف را حدوداً ۱۵٪ تا ۲۵٪ کمتر محاسبه می‌کند که این باعث تخمین بیش از حد متوسط سائز سطح کنترل شده است. بهینه‌سازی رادر یک مدل هواپیما به وسیله روش‌های بهینه‌سازی چندسطحی انجام شده است [۲۵]. زوایای انحراف رادر لازم برای پرواز تحت شرایط لغزش جانبی برای هواپیمای توربوپراپ با دو سطح مقطع مختلف دم عمودی تحقیق شده است [۱۸].

با مرور مطالعات گذشته می‌توان دریافت که بیشتر تحقیقات آیرودینامیک در زمینه مقاطع بال [۲۶-۳۰] و برآفزا [۳۱] انجام شده است و اطلاعات منتشر شده در خصوص آیرودینامیک و ضرایب آیرودینامیکی دم عمودی ناچیز است. از طرفی دیگر عمده نتایج منتشر شده از ضرایب آیرودینامیکی دم عمودی به رینولدزهای بالا اختصاص دارد و در رینولدزهای پایین نتایج کمی از ضرایب آیرودینامیکی دم عمودی هواپیماهای مسافربری در دسترس است. لذا در این تحقیق سعی شده است ضرایب آیرودینامیکی دم هواپیمای بویینگ ۷۷۷ در سرعت‌های پایین که به محدوده‌های پروازی در فازهای برخاستن و نشست مربوط می‌شود، به عنوان یک معیاری

برای مقایسه در تحقیقات آتی ارائه شود. در تحقیقات آینده، ارتقا عملکرد آیرودینامیکی دم عمودی با استفاده از عملگرهای توسعه داده شده در داخل ایران مثل عملگرهای پلاسمایی [۳۲]، جت پالسی [۳۳-۳۴] و جت مدوله پالسی [۳۵] دنبال خواهد شد. مطالعه تاثیر کنترل جریان روی کارایی دم عمودی توسط برخی از عملگرهای کنترل جریان مثل سویچینگ جت‌ها و جت‌های مصنوعی و جت‌های مکش و دمش همزمان در سالهای اخیر در خارج از ایران در حال توسعه است [۳۶-۳۹]. لذا هدف اصلی این تحقیق با توجه به خلاء تحقیقاتی و عدم وجود ضرایب آیرودینامیکی دم عمودی در شرایط مختلف زاویه انحراف رادر و زاویه لغزش جانبی، ارائه داده‌های تجربی آیرودینامیکی یک دم عمودی با هندسه مشخص به عنوان یک معیار و شاخص اعتبارسنجی در تحقیقات آتی با ارتقای آیرودینامیکی به کمک عملگرهای کنترل جریان است. این تحقیق بینش‌های ارزشمندی را ارائه می‌کند که می‌تواند به فرآیند طراحی کمک کند و منجر به توسعه هواپیماهای ایمن‌تر و قابل اعتمادتر با ویژگی‌های عملکردی بهبود یافته شود.

## ۲. تجهیزات آزمایشگاهی

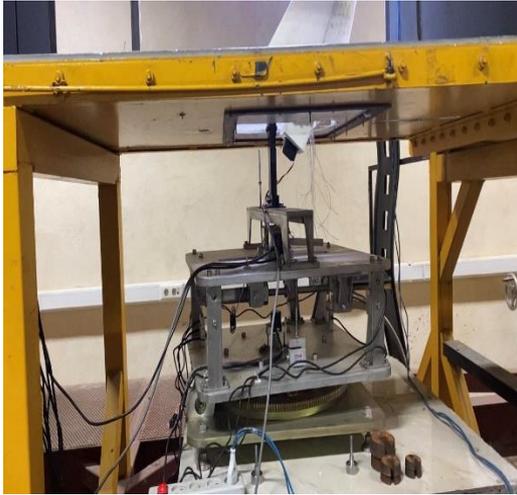
آزمایش‌های تونل باد در تونل باد آزمایشگاه آیرودینامیک دانشگاه تهران انجام شده است. این آزمایش‌ها شامل کالیبراسیون بالانس، سرعت‌سنجی و اندازه‌گیری نیروهای آیرودینامیکی دم عمودی هواپیما شامل نیروی جانبی و نیروی درگ است. تونل باد مذکور یک تونل باد مدار باز با جریان پیوسته است. مقطع آزمون این تونل از نوع مقطع بسته و دارای ابعاد  $0.7 \times 1$  متر و به طول  $1/8$  متر می‌باشد. جنس مقطع آزمون از پلکسی گلاس است تا مدل در هنگام آزمایش قابل مشاهده باشد. طول تونل باد

$12/645$  متر و نسبت انقباض مساحت ورودی به مساحت مقطع آزمون  $9$  به  $1$  است. شکل ۳ مدل دم عمودی نصب شده در مقطع آزمون را نشان می‌دهد. مدل دم از دو بخش شامل دم ثابت و رادر تشکیل شده است. برای تغییر زاویه رادر که به دم ثابت لولا شده است از یک انکودر با دقت  $0/1$  درجه استفاده شده است. توان موتور محرکه فن تونل باد  $15$  کیلووات است. حداکثر سرعت هوا در مقطع آزمون تونل  $50 \text{ m/s}$  است. برای اندازه‌گیری سرعت هوا در ابتدای مقطع آزمون تونل باد از لوله پیتوت-استاتیک استفاده شده است. در شکل ۴ تصویری از لوله پیتوت-استاتیک به همراه مبدل فشار الکترونیکی نشان داده شده است. مبدل فشار الکترونیکی از نوع MPXV7002DP است. برای اندازه‌گیری نیروهای جانبی و درگ وارد بر دم عمودی در این آزمایشات از بالانس نیرویی استفاده شده است. در شکل ۵ بالانس سه مولفه‌ای به همراه مدل متصل شده به آن نشان داده شده است. در جدول ۱ تجهیزات اندازه‌گیری و دقت اندازه‌گیری این تجهیزات ارائه شده است. نسبت انسداد مدل در تونل باد در بدترین شرایط  $2\%$  است. براساس نتایج کالیبراسیون جریان، شدت اغتشاش در مقطع آزمون  $0/25\%$  و غیریکنواختی سرعت نیز کمتر از  $0/2\%$  می‌باشد.

جدول ۱- تجهیزات اندازه‌گیری

دقت	مدل	ابزار
$6/25\%$ در مقیاس کامل خروجی	MPXV7002DP	مبدل فشار الکترونیکی
$3$ گرم (تا محدوده $60$ کیلوگرم نیروی جانبی و $30$ کیلوگرم درگ)	ساخت داخل با گواهی کالیبراسیون از شرکت AmCells	بالانس $3$ مولفه‌ای
$0/1$ متر بر ثانیه	-	لوله پیتوت
$0/1$ درجه	LDP3806	انکودر



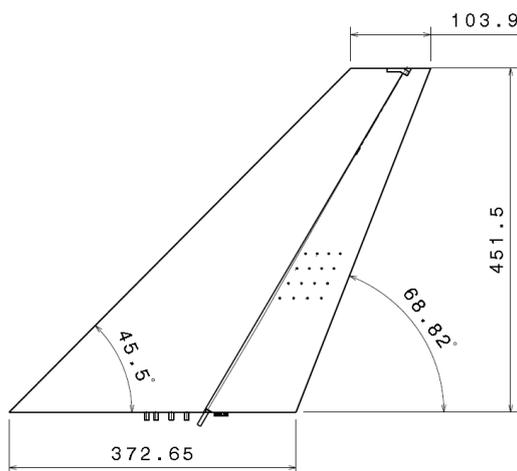


شکل ۵. بالانس نیرویی متصل به دم عمودی در زیر مقطع آزمون در خارج تونل

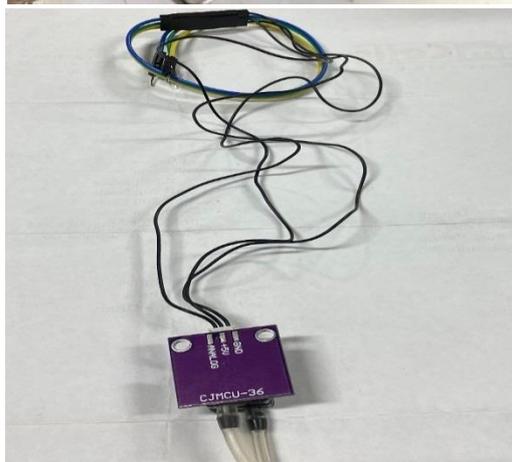
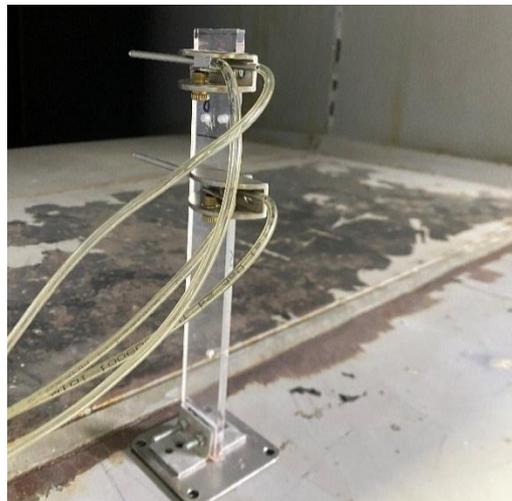


شکل ۳. مدل دم عمودی نصب شده در مقطع آزمون تونل باد

مدل دم عمودی مورد آزمایش، مدل دم عمودی بویینگ ۲۰۰-۷۷۷ در مقیاس کوچک ۱ به ۲۲ است. مقطع دم ایرفویل NACA 64A011 با ضخامت نسبی  $13/42\%$  است. مشخصات هندسی مدل با ابعاد و زوایا در شکل ۶ نشان داده شده است. موقعیت لولای سکان عمودی برای تمامی مقاطع ریشه تا نوک دم در موقعیت  $70\%$  وتر ایرفویل هر مقطع قرار دارد. مدل دم عمودی که در شکل ۲ نشان داده شده است، با پرینتر سه‌بعدی ساخته شده است.



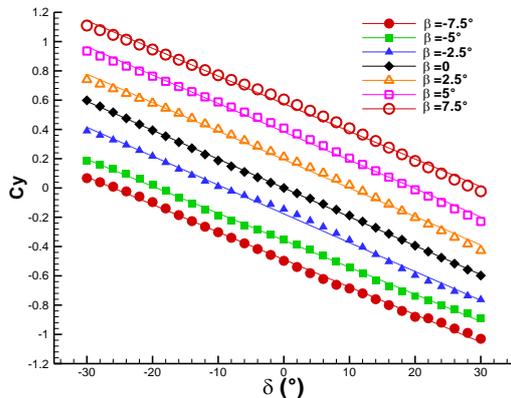
شکل ۶. ابعاد هندسی دم عمودی مورد تحقیق (ابعاد طولی به میلیمتر)



شکل ۴. لوله‌های پیتوت-استاتیک و مبدل فشار الکترونیکی متصل به آن

### ۳. ارائه نتایج و بحث

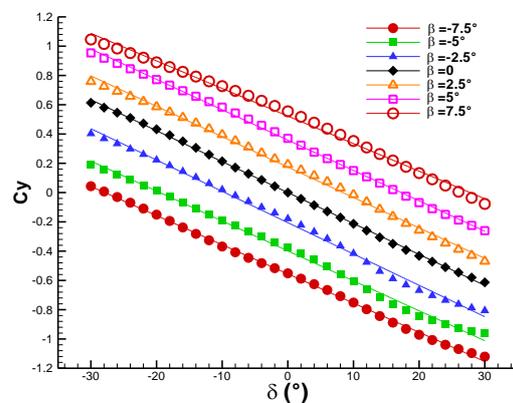
متر بر ثانیه، نیروی جانبی افزایش جزیی پیدا کرده است.



در شکل ۷ تغییرات ضریب نیروی جانبی بر حسب زاویه انحراف سکان عمودی تحت زوایای لغزش جانبی مختلف و سرعت جریان آزاد  $U_{\infty}=20\text{m/s}$  نشان داده شده است. این تغییرات در محدوده زوایای انحراف رادر  $-30$  درجه تا  $30$  درجه نشان داده شده است که برای تمام زوایای لغزش جانبی  $-7/5$  درجه تا  $7/5$  درجه تقریباً رفتاری خطی دارد. شیب این منحنی‌های تقریباً خطی در بیشتر زوایای لغزش جانبی تقریباً یکسان است و مقداری منفی است. مقدار بزرگی نیروی جانبی در این سرعت جریان آزاد در محدوده  $-1/1$  تا  $1/1$  تغییرات دارد. این منحنی نشان می‌دهد که در هر زاویه لغزش جانبی برای تامین یک مقدار مشخص از ضریب نیروی جانبی، میزان زاویه خمیدگی سکان عمودی باید چقدر باشد.

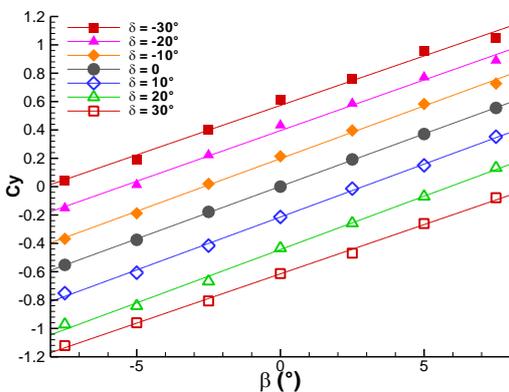
شکل ۸. تغییرات ضریب نیروی جانبی دم عمودی بر حسب زاویه انحراف سکان عمودی در زوایای لغزش جانبی مختلف در  $U_{\infty}=30\text{m/s}$

منحنی تغییرات نیروی جانبی بر حسب تغییرات زاویه لغزش جانبی در شکل ۹ آورده شده است. این مقادیر در سرعت جریان آزاد  $20$  متر بر ثانیه ارائه شده است. برآزش خطی از داده‌های تجربی در هر زاویه مشخص انحراف سکان عمودی نشان می‌دهد که نیروی جانبی رفتاری تقریباً خطی با تغییرات زاویه لغزش جانبی از خود نشان می‌دهد. شیب این خطوط برآزش شده مثبت است و در زوایای انحراف سکان منفی، افزایش لغزش جانبی باعث افزایش نیروی جانبی شده است.

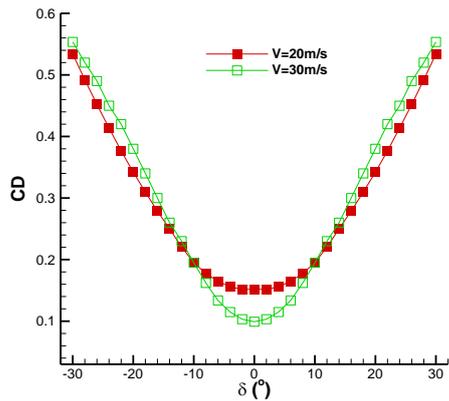


شکل ۷. تغییرات ضریب نیروی جانبی دم عمودی بر حسب زاویه انحراف سکان عمودی در زوایای لغزش جانبی مختلف در  $U_{\infty}=20\text{m/s}$

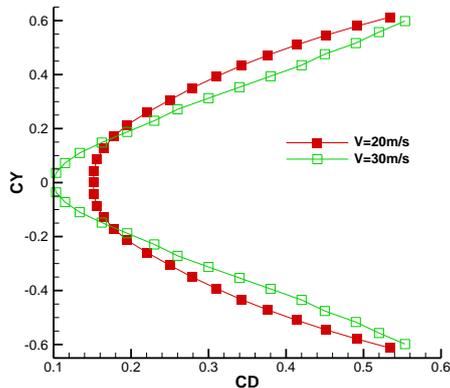
در شکل ۸ تغییرات ضریب نیروی جانبی بر حسب زاویه انحراف سکان عمودی تحت زوایای لغزش جانبی مختلف و سرعت جریان آزاد  $U_{\infty}=30\text{m/s}$  نشان داده شده است. رفتار مشابهی با منحنی‌های شکل ۷ در این شکل دیده می‌شود. داده‌ها انحراف کمی با تقریب خطی ترسیم شده دارند. با افزایش سرعت جریان آزاد از  $20$  به  $30$



شکل ۹. تغییرات ضریب نیروی جانبی دم عمودی بر حسب زاویه لغزش جانبی در زوایای مختلف انحراف سکان عمودی در  $U_{\infty}=20\text{m/s}$



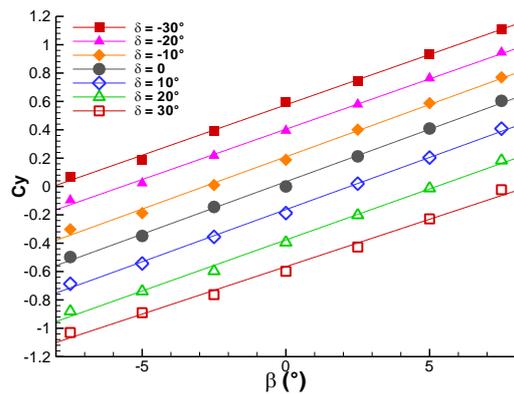
شکل ۱۱. تغییرات ضریب درگ دم عمودی بر حسب زاویه انحراف رادر در سرعت‌های جریان آزاد  $U_{\infty}=30\text{m/s}$  و  $U_{\infty}=20\text{m/s}$



شکل ۱۲. تغییرات ضریب نیروی جانبی بر حسب ضریب درگ دم عمودی در سرعت‌های جریان آزاد  $U_{\infty}=30\text{m/s}$  و  $U_{\infty}=20\text{m/s}$

حساسیت تغییرات ضریب درگ با زاویه لغزش جانبی در شکل ۱۳ نشان داده شده است. ضریب درگ نسبت به زاویه لغزش جانبی به نسبت حساس است و با افزایش لغزش جانبی ضریب درگ در محدوده نشان داده شده به شکل غیرخطی کاهش دارد. بیشینه ضریب درگ تقریباً در حوالی لغزش جانبی  $2/5$  درجه رخ داده است.

در شکل ۱۰ منحنی تغییرات نیروی جانبی بر حسب تغییرات زاویه لغزش جانبی در سرعت جریان آزاد  $30$  متر بر ثانیه ارائه شده است. رفتار مشابهی در تغییرات نیروی جانبی در مقایسه با شکل ۹ در این شکل دیده می‌شود. با استفاده از این شکل مقدار لازم انحراف سکان عمودی برای تامین یک مقدار نیروی جانبی خاص تحت زاویه لغزش جانبی مشخص قابل تعیین است.



شکل ۱۰. تغییرات ضریب نیروی جانبی دم عمودی بر حسب زاویه لغزش جانبی در زوایای مختلف انحراف سکان عمودی در  $U_{\infty}=30\text{m/s}$

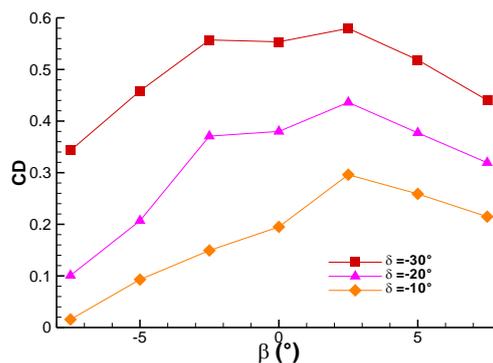
تغییرات ضریب درگ بر حسب زاویه انحراف سکان عمودی در دو سرعت مختلف جریان آزاد و تحت شرایط عدم زاویه لغزش جانبی در شکل ۱۱ نشان داده شده است. در زوایای انحراف رادر کوچک تا  $8$  درجه افزایش ضریب درگ ناچیز است و بعد از آن افزایش ضریب درگ با شیب زیادی اتفاق می‌افتد.

منحنی درگ قطبی دم عمودی در شرایط عدم لغزش جانبی در شکل ۱۲ ارائه شده است. مقایسه منحنی در دو سرعت جریان آزاد مختلف رفتار مشابهی را نشان می‌دهد، ولی ضریب نیروی جانبی در سرعت  $20$  متر بر ثانیه برای زوایای بزرگ سکان عمودی، کمی بیشتر از نیروی جانبی در سرعت  $30$  متر بر ثانیه است. با افزایش سرعت در شرایط نیروی جانبی کم که زاویه انحراف سکان عمودی کوچک است، درگ کوچکتر شده است.

کنترل و کارایی ضروری است.

نتایج نشان می‌دهد که بزرگی ضریب نیروی جانبی در شرایط عدم وجود لغزش جانبی در زوایای مختلف خمیدگی سکان عمودی از ۰ تا ۰/۶۵ تغییر می‌کند. این در حالی است که وجود زاویه لغزش جانبی می‌تواند دامنه تغییرات نیروی جانبی را از ۱/۱- تا ۱/۱+ گسترده‌تر کند. رفتار تغییرات نیروی جانبی با زاویه انحراف سکان عمودی در محدوده زوایای ۳۰° تا ۳۰° رفتاری شبه خطی است. رفتار تغییرات درگ با زاویه انحراف سکان عمودی و همچنین زاویه لغزش جانبی کاملاً غیرخطی است. در محدوده رینولدزهای بررسی شده  $5 \times 10^5$  و  $7/5 \times 10^5$ ، تغییر سرعت جریان آزاد تاثیر چندانی در رفتار و یا مقدار نیروی جانبی ایجاد نکرده است؛ در حالی که ضریب درگ در زوایای انحراف کوچک رادر، حساسیت بیشتری نسبت به تغییرات سرعت جریان آزاد از خود نشان می‌دهد.

نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که هر دو زاویه لغزش جانبی و زاویه انحراف سکان تأثیر قابل توجهی بر عملکرد آیرودینامیکی دم عمودی دارند. داده‌های به‌دست‌آمده از آزمایش‌های تونل باد نشان می‌دهد که تغییرات در این پارامترها منجر به تغییرات در ضرایب نیروی جانبی و نیروی پسا می‌شود که اهمیت در نظر گرفتن دقیق این عوامل را در طراحی و عملکرد دم‌های عمودی هواپیما برجسته می‌کند. علاوه بر این، این مطالعه تعامل پیچیده بین نیروهای آیرودینامیکی و سطوح کنترل را نشان داده است و بر نیاز به کنترل دقیق و بهینه‌سازی این پارامترها برای افزایش عملکرد و پایداری کلی هواپیما تأکید می‌کند. یافته‌های این تحقیق می‌تواند به عنوان پایه‌ای ارزشمند برای مطالعات بیشتر در مورد رفتار آیرودینامیکی دم عمودی هواپیما و کمک به توسعه استراتژی‌های طراحی کارآمدتر و مؤثرتر در زمینه مهندسی هوافضا باشد.



شکل ۱۳. تغییرات ضریب درگ دم عمودی بر حسب زاویه لغزش جانبی در زوایای مختلف انحراف سکان عمودی در  $U_\infty = 30 \text{ m/s}$

#### ۴. جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله، ضرایب آیرودینامیکی دم عمودی مقیاس کوچک یک نمونه هواپیمای بوئینگ ۷۷۷ در تونل باد مادون صوت در سرعت‌های پایین و تحت شرایط مختلف مورد تحقیق قرار گرفته است. درک نیروهای آیرودینامیکی جانبی و درگ دم عمودی هواپیما در شرایط مختلف به مهندسان کمک می‌کند تا مسائل احتمالی مانند ناپایداری آیرودینامیکی، کنترل معکوس یا درگ بیش از حد را پیش‌بینی و کاهش دهند. این تحقیق در راستای ایجاد یک معیار برای مطالعات و تحقیقات تجربی و عددی آتی با رویکرد ارتقا عملکرد آیرودینامیکی دم عمودی با بکارگیری عملگرهای کنترل جریان در حال توسعه، انجام شده است. در آزمایشات حاضر اثرات زاویه لغزش جانبی، زاویه انحراف سکان دم عمودی و سرعت جریان آزاد بر ضرایب نیروی جانبی و درگ مطالعه شده است. با مطالعه کامل این نیروها، طراحان هواپیما می‌توانند تصمیمات آگاهانه‌ای برای ارتقای عملکرد کلی، ایمنی و کارایی هواپیما بگیرند. در نتیجه، مطالعه نیروهای آیرودینامیکی نیروی جانبی و درگ تحت زوایای مختلف لغزش جانبی و زوایای خمش رادر در دم عمودی یک هواپیما برای بهینه‌سازی پایداری،



- aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance. Springer Science & Business Media, 2013.
- [14] Roskam, J., Airplane design, Part III: Layout design of cockpit, fuselage, wing and empennage: Cutaways and inboard profiles, 1st ed., Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1986.
- [15] Le, L.D., Preliminary design of commercial aircraft from the academic perspective, Master of science thesis, University of Minnesota, 2012.
- [16] Andino, M.Y., Lin, J.C., Roman, S., Graff, E.C., Gharib, M., Whalen, E.A. and Wagnanski, I.J., Active flow control on vertical tail models, AIAA Journal, Vol. 57, No. 8, pp. 3322-3338, 2019.
- [17] Ciliberti, D., Nicolosi, F., and Della Vecchia, P., A new approach in aircraft vertical tailplane design, In 22th AIDAA Conference, Associazione Italiana di Aeronautica e Astronautica Naples (Italy), September 2013.
- [18] Ciliberti, D., Della Vecchia, P., Nicolosi, F., and De Marco, A., Aircraft directional stability and vertical tail design: A review of semi-empirical methods, Progress in Aerospace Sciences, Vol. 95, pp. 140-172, 2017.
- [19] Jenkinson, L.R., Simpkin, P., Rhodes, D., Jenkinson, L.R., and Royce, R., Civil jet aircraft design, Vol. 338, London, UK: Arnold, 1999.
- [20] Kundu, A.K., Aircraft design, Vol. 27, Cambridge University Press, 2010.
- [21] Ciliberti, D., A new vertical tailplane design procedure through CFD, Doctoral dissertation, Master thesis in Aerospace Engineering, Department of Aerospace Engineering, University of Naples Federico II, 2012.
- [22] Ciliberti, D., An improved preliminary design methodology for aircraft directional stability prediction and vertical tailplane sizing, Doctoral Thesis, University of Naples Federico II, 2016.
- [23] Lin, J.C., Whalen, E.A., Andino, M.Y., Graff, E.C., Lacy, D.S., Washburn, A.E., Gharib, M., and Wagnanski, I.J., Full-scale testing of active flow control applied to a vertical tail, Journal of Aircraft, Vol. 56, No. 4, pp.1376-1386, 2019.
- [24] Nicolosi, F., Ciliberti, D., Della Vecchia, P. and Corcione, S., Experimental analysis of aircraft directional control effectiveness, Aerospace Science and Technology, Vol. 106, pp.106099, 2020.
- [1] Mattos, B.S.D. and Secco, N.R., An airplane calculator featuring a high-fidelity methodology for tailplane sizing, Journal of Aerospace Technology and Management, Vol. 5, pp.371-386, 2013.
- [2] Sadraey, M.H., Aircraft design: A systems engineering approach, John Wiley & Sons., 2012.
- [3] Nicolosi, F., Ciliberti, D., Della Vecchia, P., Corcione, S. and Cusati, V., A comprehensive review of vertical tail design, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 89, No. 4, pp.547-557, 2017.
- [4] [https://en.wikipedia.org/wiki/Vertical\\_stabilizer](https://en.wikipedia.org/wiki/Vertical_stabilizer).
- [5] Whalen, E.A., Shmilovich, A., Spoor, M., Tran, J., Vijgen, P., Lin, J.C. and Andino, M., Flight test of an active flow control enhanced vertical tail, AIAA Journal, Vol. 56, No. 9, pp.3393-3398, 2018.
- [6] Zachos, P.K., Modelling and analysis of turbofan engines under windmilling conditions, Journal of Propulsion and Power, Vol. 29, No. 4, pp.882-890, 2013.
- [7] Götz, V.G., Windmilling in aero-engines, Doctoral dissertation, Ph. D. thesis, University of London, Imperial College of Science, Technology and Medicine, Kensington, UK, 2001.
- [8] Whalen, E.A., Spoor, M., Vijgen, P.M., Tran, J., Shmilovich, A., Lin, J.C. and Andino, M., Full-scale flight demonstration of an active flow control enhanced vertical tail, In 8th AIAA Flow Control Conference, pp. 3927, 2016.
- [9] Shams Taleghani, A., Ghajar, A. and Masdari, M., Experimental Study of Ground Effect on Horizontal Tail Effectiveness of a Conceptual Advanced Jet Trainer, Journal of Aerospace Engineering, vol. 33, no. 4, p. 05020001, 2020.
- [10] Scholz, P., Singh, V.M., Gebhardt, A., Löffler, S. and Weiss, J., The efficiency of different flow control methods on a vertical tail, In AIAA Scitech 2020 Forum, pp. 1537, 2020.
- [11] Raymer, D., Aircraft design: A conceptual approach, 5th ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.
- [12] Hettema, A.P., Vertical Tail Design: Development of a rapid aerodynamic analysis method, Master of Science in Aerospace Engineering, Delft University of Technology, 2015.
- [13] Torenbeek, E., Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design of subsonic general

- [35] Abdolahipour, S., Mani, M., Shams Taleghani, A., Experimental Investigation of Flow Control on a High-Lift Wing Using Modulated Pulse Jet Vortex Generator, *Journal of Aerospace Engineering, (ASCE)* Vol. 35, Issue 5, 2022.
- [36] Shmilovich, A., Whalen, E.A., A technique for low input flow control actuation, In 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference, pp. 3040, 2017.
- [37] Rasquin, M., Farnsworth, J.A., Balin, R., Jansen, K.E., Modeling strategies of active flow control applied to a vertical tail assembly, In AIAA AVIATION 2020 FORUM, pp. 2944, 2020.
- [38] Xu, K., Zha, G., High control authority 3d aircraft control surfaces using co-flow jet, In AIAA Aviation 2019 Forum, pp. 3168, 2019.
- [39] Jansen, K.E., Rasquin, M., Farnsworth, J.A., Rathay, N., Monastero, M.C., Amitay, M., Interaction of a synthetic jet with separated flow over a vertical tail, *AIAA Journal*, 56, 7, pp. 2653-2668, 2018.
- and Ciampa, P.D., Aircraft rudder optimization-A multi-level and knowledge-enabled approach, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 119, pp.100650, 2020.
- [26] Abdolahipour, S., Mani, M., and Ahmadi Dehaghi, G. M., Numerical and Experimental Study of the Influence of Damage on the Aerodynamic Characteristics of a Finite Wing. *Fluids Engineering Division Summer Meeting*, vol. 44403, pp. 1441-1447, 2011.
- [27] Izadi, M., Khaki, R., Shams Taleghani, A., Ghajar, A., A study of the effects of smart flap on model airfoil of fighter, *journal of aeronautical engineering*, Vol. 22, Issue 2, pp. 80-97, 2020. (in Persian فارسی)
- [28] Fallahian, a., Shams Taleghani, A., Esmailpour, K., Three-Dimensional Numerical Study of the Effect of Blowing Angle on the Aerodynamic Characteristics of a Wing Section with NACA 0012 Airfoil, *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, 12, 1, 2023. (in Persian فارسی)
- [29] Abdizadeh, g., Ghasemloo, s., Improve aerodynamic coefficients on dynamic stall oscillating airfoil by using Plasma Actuator, *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, 10, 1, 2021. (in Persian فارسی)
- [30] Parhizkar, H., Numerical Simulation of Flow Past Oscillating Airfoil Using Oscillation of Flow Boundary Condition, *Journal of Aerospace Science and Technology*, 3, 1, 2006. (in Persian فارسی)
- [31] Abdolahipour, S., Mani, M., Shams Taleghani, A., Pressure Improvement on a Supercritical High-Lift Wing Using Simple and Modulated Pulse Jet Vortex Generator, *Flow, Turbulence and Combustion*, Vol. 109, pp. 65–100, 2022.
- [32] Ahmadpour Roudsari, M., Parhizkar, H., Pouryoussefi, G.H., Tarabi, A., Numerical investigation of factors affecting in the steady and unsteady plasma actuators performance on the airflow through the flat plate, *Modares Mechanical Engineering*, 18, 1, 2018. (in Persian فارسی)
- [33] Abdolahipour, S., Effects of Low and High Frequency Actuation on Aerodynamic Performance of a Supercritical Airfoil, *Frontiers in Mechanical Engineering*, Vol. 9, 2023. doi: 10.3389/fmech.2023.1290074
- [34] Abdolahipour, S., Numerical investigation of the flow control by a pulsed vortex generator jet on the turbulent flow of an airfoil. *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 12, No. 2, pp.79-97, 2024.

## ۶. پی نوشت

1. Vertical tail
2. Side force
3. Rudder
4. Yaw
5. Windmilling
6. Spin
7. Side slip angle

۳۱

سال ۱۳ - شماره ۱

پهلو و تابستان ۱۴۰۳

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا

