



E- ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. VV, No. NN, pp. 1-22, YYYY

<https://doi.org/10.22034/jtae.yyyy.nnnn>

Journal Homepage: <https://www.jtae.ari.ac.ir>



Original Research Paper

## Computing Aerodynamic Coefficients of Aircraft in Microburst Using Multi-point Loading Methodology

Ali Pourmoradi and Mehdi Sabzehparvar\*

Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

### ARTICLE INFO

#### Article History:

Received 25 October 2025

Revised 22 November 2025

Accepted 02 December 2025

Available Online 08 December 2025

#### Keywords:

Microburst

Wind shear

Multi-point model

Single-point model

Computational Fluid Dynamics

### ABSTRACT

Microbursts pose a severe hazard to aircraft operating at low altitudes, particularly during takeoff and landing phases in aviation. To precisely evaluate an aircraft's dynamic response within a microburst, it is critical to apply variable wind loads not only to the center of gravity but also across the wing and tail surfaces. Consequently, the multi-point model exhibits clear advantages over traditional aerodynamic models employed in recent studies. This approach involves recalculating aerodynamic forces and moments through integration of the non-uniform, spatially varying microburst wind load function over each surface. The method facilitates real-time updates to aerodynamic coefficients by resolving the aircraft's six degree of freedom equations of motion amid temporally and spatially evolving wind shear. Simulations comparing multi-point and single-point models revealed substantial disparities in aerodynamic force and moment coefficients. Given the risks associated with flight testing aircraft in actual microbursts, hazardous maneuvers are precluded to acquire validation data experimentally. Accordingly, the proposed model is verified using advanced numerical techniques, including Computational Fluid Dynamics analyses at selected flight instants as well as Etkin's four point model to assess the aircraft's dynamic performance. Results affirmed the multi-point loading approach with an acceptable margin of error.

\* Corresponding Author's E-mail: [sabzeh@aut.ac.ir](mailto:sabzeh@aut.ac.ir)

### How to Cite this Article:

A. Pourmoradi and M. Sabzehparvar, "Computing aerodynamic coefficients of aircraft in microburst using multi-point loading methodology," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. VV, Special Issue, pp. 1-22, YYYY, <https://doi.org/10.22034/jtae.yyyy.nnnn>.

### COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under [the Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

[Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)





## محاسبه ضرایب آیرودینامیکی هواپیما در مواجهه با مایکروبرست با استفاده از رویکرد بارگذاری چند نقطه‌ای

علی پورمرادی<sup>۱</sup> و مهدی سبزه‌پرور<sup>۲</sup>

۱- دانشجوی دکتری، گروه مکانیک پرواز و کنترل، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

۲- دانشیار، گروه مکانیک پرواز و کنترل، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

### چکیده

در سیستم حمل و نقل هوایی، مایکروبرست یک پدیده جوی خطرناک و تهدیدآمیز برای یک هواپیما در ارتفاع پایین به ویژه در مراحل نشست و برخاست محسوب می‌گردد. به منظور تحلیل دقیق عملکرد دینامیکی هواپیما در حین مواجهه با مایکروبرست لازم است اثرات باد متغیر علاوه بر مرکز جرم به سطوح بال و دم نیز اعمال گردد. بنابراین مدل بارگذاری چند نقطه‌ای مزیت قابل توجهی در مقایسه با مدل‌های آیرودینامیکی یکپارچه مورد استفاده در تحقیقات اخیر ارائه می‌دهد؛ زیرا امکان بارگذاری میدان باد مایکروبرست را در هر موقعیت از پیکره بندی بال و دم هواپیما فراهم می‌آورد. در این مدل یک بازنویسی در محاسبه نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی حاصل شده است که با انتگرال‌گیری تابع بار متغیر مایکروبرست توزیع شده روی هر سطح هواپیما میسر می‌گردد. این الگوریتم به گونه‌ای عمل می‌کند که با حل معادلات شش درجه آزادی هواپیما موجب به روز رسانی ضرایب آیرودینامیکی هواپیما حین نفوذ در قیچی باد می‌گردد. نتایج بدست آمده از مدل چند نقطه‌ای و مدل تک نقطه‌ای به منظور مقایسه در مجاورت یکدیگر قرار داده شده‌اند که تفاوت‌های شایانی در ضرایب آیرودینامیکی نیرویی و گشتاوری ارائه نمودند. با توجه به عدم امکان تست پرواز در میدان بادی خطرناک مایکروبرست به هدف استخراج داده‌های تجربی مناسب، اعتبارسنجی روش بارگذاری چند نقطه‌ای با بهره‌مندی از روش‌های عددی معتبر و نوین صورت می‌پذیرد. ابتدا تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی در زمان‌های معین طی پرواز و سپس مدل چهار نقطه‌ای اتکین به منظور ارزیابی عملکرد دینامیکی هواپیما برای این هدف به کار گرفته می‌شود. مطابق نتایج بدست آمده، اعتبارسنجی مدل چند نقطه‌ای با یک اختلاف قابل قبول مورد تایید واقع گردید.

### اطلاعات مقاله

#### تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۳ مهر ۱۴۰۴  
بازنگری ۰۱ آذر ۱۴۰۴  
پذیرش ۱۱ آذر ۱۴۰۴  
اولین انتشار ۱۷ آذر ۱۴۰۴

#### واژه‌های کلیدی:

مایکروبرست  
قیچی باد  
مدل چند نقطه‌ای  
مدل تک نقطه‌ای  
دینامیک سیالات محاسباتی

\*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: [sabzeh@aut.ac.ir](mailto:sabzeh@aut.ac.ir)

#### How to Cite this Article:

A. Pourmoradi and M. Sabzehparvar, "Computing aerodynamic coefficients of aircraft in microburst using multi-point loading methodology," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. VV, Special Issue, pp. 1-22, YYYY, <https://doi.org/10.22034/jtae.yyyy.nnnn>.

#### COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under [the Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)[Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

## فهرست علائم

AoA	زاویه حمله
C	ضریب آیرودینامیکی نیرو
C.G	مرکز جرم هواپیما
CFD	دینامیک سیالات محاسباتی
$\bar{c}$	وتر متوسط آیرودینامیکی
F	نیروی آیرودینامیکی
l	گشتاور آیرودینامیکی رول
m	گشتاور آیرودینامیکی پیچ
n	گشتاور آیرودینامیکی یاو
p	سرعت زاویه ای رول
q	سرعت زاویه ای پیچ
$\bar{q}$	فشار دینامیکی
r	سرعت زاویه ای یاو
S	مساحت بال
u	بردار واحد
$V_k$	سرعت جنبشی
w	بردار سرعت باد
$\alpha$	زاویه حمله
$\beta$	زاویه سرش جانی
$\eta$	موقعیت در جهت عرضی
$\rho$	چگالی هوا
$\sigma$	موقعیت در جهت طولی
$\psi$	موقعیت در جهت جانی
$\omega$	سرعت زاویه‌ای

## ۱ مقدمه

ایمنی پرواز یکی از مهم‌ترین دغدغه‌های صنعت هوانوردی به شمار می‌رود و شرایط جوی در میان عوامل مؤثر بر سوانح هوایی نقشی تعیین‌کننده دارد. در این میان، مایکروبرست<sup>۱</sup> یک پدیده هوشناسی با میدان باد پیچیده محسوب شده که به عنوان یک رویداد جوی مخرب در طبیعت شناخته می‌شود [۱]. مایکروبرست جریانی قوی و متمرکز از هوای سرد نزولی است که پس از برخورد با سطح زمین با سرعتی بالا در جهات مختلف پراکنده شده و معمولاً قطری کمتر از ۴ کیلومتر و طول عمری کوتاه در حدود ۵ تا ۱۵ دقیقه دارد [۲، ۳]. با وجود

مقیاس کوچک و مدت زمان محدود، شدت این جریان‌ها به حدی است که می‌تواند عملکرد آیرودینامیکی هواپیما را مختل ساخته و خطر سقوط را افزایش دهد. ماهیت کوتاهی زمان و مقیاس محدود مایکروبرست، شناسایی و پیش‌بینی آن را به یک چالش اساسی در هوشناسی عملی و ایمنی پرواز تبدیل کرده است. مایکروبرست به دو دسته خشک و مرطوب طبقه‌بندی می‌گردد. اگر میزان بارش به کمتر از ۰/۲۵ میلی‌متر محدود شود؛ مایکروبرست خشک و اگر بیش از این مقدار باشد؛ مایکروبرست مرطوب رخ خواهد داد [۳، ۴]. با توجه به چالش تشخیص مایکروبرست خشک از سایر رویدادهای آب و هوایی، این پدیده بسیار مهم‌تر از مایکروبرست مرطوب است. بنابراین، خطر مایکروبرست خشک در تحقیقات ایمنی نسبت به مایکروبرست مرطوب از اهمیت بیشتری برخوردار است [۵، ۶].

تغییرات شدید در مؤلفه‌های افقی یا عمودی میدان باد مایکروبرست می‌تواند تعادل هواپیما را مختل نموده و کنترل آن را برای خلبان دشوار سازد. مایکروبرست با کاهش شدید سرعت هواپیما در لایه‌های نزدیک به سطح زمین به‌ویژه هنگام مراحل بحرانی، خطری بالقوه برای پرواز محسوب می‌شود [۳، ۷]. این پدیده از سه بخش پیشانی باد<sup>۲</sup>، هسته مرکزی و دم باد<sup>۳</sup> تشکیل شده است که وقتی یک هواپیما در مواجهه با آن قرار می‌گیرد، ابتدا در پیشانی باد نفوذ کرده و نیروی برآ<sup>۴</sup> را افزایش می‌دهد [۸]. سپس، در مرکز مایکروبرست با یک جریان رو به پایین شدید مواجه شده که بخش زیادی از انرژی هواپیما از دست می‌رود و ارتفاع آن را کاهش می‌یابد [۹]. در نهایت، هواپیما دم باد را تجربه کرده که نیروی برآ و گشتاور پیچ<sup>۵</sup> افزایش می‌یابد [۱۰، ۱۱]. قیچی‌باد<sup>۶</sup> ناشی از مایکروبرست به عنوان یک عامل نامشخص بر روی هواپیما، خطر قابل توجهی در سیستم هوانوردی به ویژه در هنگام برخاستن و فرود هواپیما می‌باشد [۱۲، ۱۳].

سوانح هوایی متعددی ناشی از وقوع این پدیده مخرب در سراسر جهان ثبت شده است. هیئت ملی ایمنی حمل و نقل هوایی اعلام نمود که از سال ۱۹۷۵ تاکنون ۲۱ سانحه هوایی ناشی از قیچی باد در ایالات متحده رخ داده است که منجر به ۴۳۸ کشته شده است [۷]. در مورخ ۲۴ ژوئن ۱۹۷۵، پرواز شماره ۶۶ متعلق به شرکت هواپیمایی ایسترن ایرلاینز<sup>۷</sup> در فرودگاه بین‌المللی جان اف کندی<sup>۸</sup> واقع در شهر نیویورک در فاز نشست هواپیما تعداد ۱۱ مسافر زخمی و ۱۱۳ تن جان باختند. در مورخ ۹ جولای ۱۹۸۲، پرواز شماره ۷۵۹ متعلق به شرکت

5. Pitching moment  
6. Wind shear  
7. Eastern Air Lines (EAL)  
8. John F. Kennedy

1. Microburst  
2. Headwind  
3. Tailwind  
4. Lift

مقایسه‌ای بین مطالعات آنها و گزارشات خلبانان از قیچی باد ارائه گردید [۱۹]. خاتاک و همکاران به ارزیابی ویژگی‌های میدان باد در امتداد شیب فرود<sup>۱۱</sup> باند فرودگاه هنگ کنگ پرداختند. آن‌ها در این مطالعه از مدل جعبه شیشه‌ای<sup>۱۲</sup> پیشرفته - دستگاه تقویت قابل توضیح<sup>۱۳</sup> برای تخمین تغییرات سرعت باد روبرو، شدت تلاطم در امتداد شیب فرود و تفسیر عوامل مؤثر مختلف استفاده نمودند. بر اساس داده‌های آزمایش، این مدل عملکرد بهتری نسبت به مدل‌های جعبه سیاه برای تغییرات در سرعت باد مخالف، شدت تلاطم از نظر میانگین خطای مطلق، میانگین مربعات خطا و جذر میانگین مربعات خطا را نشان داد [۲۰]. پرپور و همکاران به مطالعه چگونگی پایش و پیش‌بینی پدیده دانبرست<sup>۱۴</sup> با کمک ابزارهای زمینی و ماهواره‌ای بر فراز منطقه ساحلی غرب آمریکای میانه و اقیانوس اطلس پرداختند. آنها دریافتند که پایش طوفان‌های نزولی و پیش‌بینی آن، اساساً یک فرآیند با هدف ساخت یک مدل سه‌بعدی از ساختار ترمودینامیکی محیط پیرامونی و مدل مفهومی جریان‌های همرفتی می‌باشد [۲۱]. معتمدی و همکاران یک روش برای شناسایی مدل باد، تخمین بردار سرعت و پارامترهای آنی باد با استفاده از روش یادگیری ماشین<sup>۱۵</sup> ارائه نمودند. این الگوریتم از شبکه‌های عصبی مصنوعی<sup>۱۶</sup> با حافظه کوتاه مدت طولانی استفاده می‌کند که در طی فرآیندی، یادگیری عمیق<sup>۱۷</sup> دو مرحله‌ای شامل طبقه‌بندی<sup>۱۸</sup> و رگرسیون<sup>۱۹</sup> را انجام می‌دهد. این الگوریتم در مرحله اول، مدل دقیقی از باد را شناسایی نموده و در مرحله دوم، بردار سرعت باد و پارامترهای آن را تخمین می‌زند. در نهایت، شبیه‌سازی‌های مونت کارلو<sup>۲۰</sup> دقت و سرعت الگوریتم پیشنهادی را در شناسایی مدل باد و تخمین بردار سرعت آن به اثبات رسانید [۲۲].

همانطور که اشاره گردید شناسایی و تشخیص میکروبرست خشک به دلیل عدم توانایی در تمایز با سایر پدیده‌های آب و هوایی، چالش برانگیزتر از میکروبرست مرطوب می‌باشد. بنابراین، میکروبرست خشک نسبت به میکروبرست مرطوب، ایمنی هوانوردی را بیشتر در معرض تهدید قرار می‌دهد. لی و همکاران به شناسایی و بررسی قیچی باد خشک در سطح پایین<sup>۲۱</sup> پرداختند. آنها توزیع زمانی و گردش سینوپتیک<sup>۲۲</sup> را برای هجده مدل مختلف از قیچی باد خشک

هوایمیایی پن امریکن ورد ایرویز<sup>۱</sup> در نزدیکی فرودگاه نیواورلئان<sup>۲</sup> واقع در شهر کنز<sup>۳</sup> از ایالت لوئیزیانا<sup>۴</sup> در فاز نشست هوایمی تعداد ۹ مسافر زخمی و ۱۵۲ تن جان باختند. در مورخ ۲ آگوست ۱۹۸۵ پرواز شماره ۱۹۱ متعلق به شرکت هوایمیایی دلتا<sup>۵</sup> در فرودگاه دالاس-فورت ورت<sup>۶</sup> در ایالت تگزاس<sup>۷</sup> در فاز برخاست هوایمی تعداد ۲۶ مسافر زخمی و ۱۳۷ تن کشته شدند [۷، ۱۴].

مایکروبرست نخستین بار در دهه ۱۹۷۰ توسط فوجیتا [۱۵] معرفی شد که به دنبال آن مطالعات متعددی در این حوزه صورت پذیرفت. مدل‌سازی مایکروبرست در تحقیقات اخیر به صورت تجربی [۱۶] و محاسباتی [۱۷] انجام شده است. ژانگ و همکاران یک مدل تجربی برای بررسی اثر بارهای باد با استفاده از یک شبیه‌ساز مایکروبرست در دانشگاه ایالتی آیووا<sup>۸</sup> ارائه دادند. نتایج نشان می‌دهد که بارهای باد، تابعی از موقعیت شعاعی مایکروبرست، جهت و پیکربندی هندسی سازه‌ها هستند. علاوه بر این، حداکثر فشار جریان برای همه سازه‌ها در هسته مایکروبرست رخ می‌دهد [۱۸]. اوسگوئرا و همکاران یک مدل از دانبرست ارائه دادند که معادلات بردارهای باد در جهات افقی و عمودی استخراج شده و هیچ نقطه تکینگی در میدان جریان وجود ندارد [۱۶].

امروزه سیستم‌های تشخیص قیچی باد در سراسر جهان پیشرفت قابل قبولی داشته‌اند. شناسایی مشخصه‌های مایکروبرست برای کنترل ترافیک هوایی به منظور پیشگیری از مخاطرات مرتبط با وقوع این پدیده، مفید می‌باشد [۱۴]. در سال‌های اخیر سیستم‌های هشدار به منظور شناسایی و تشخیص قیچی باد در ارتفاعات پایین به کار گرفته شده‌اند. حسگرهای این سیستم‌ها اطلاعات سرعت و جهت باد را رصد کرده تا تأثیر تغییرات باد بر عملیات پرواز را تجزیه و تحلیل نماید. چان و همکاران در فرودگاه بین‌المللی هنگ کنگ<sup>۹</sup>، قیچی باد در ارتفاع پایین را بر روی چندین هوایمی بررسی نمودند. مشاهدات آن‌ها با استفاده از الگوریتم‌های هشدار قیچی باد نظیر قوانین هشدار مبتنی بر بادسنج - نسخه پیشرفته، هشدار توسط اسکن مسیر حرکت و رادار هواشناسی ترمینال داپلر<sup>۱۰</sup> ثبت گردیدند. آنها تحلیل‌های آماری مرتبط با سیستم‌های گوناگون هشدار برای طوفان گرمسیری و همچنین الگوریتم‌های مختلف هشدار قیچی باد را انجام دادند. در نهایت،

12. Glass-box model  
13. Explainable Boosting Machine  
14. Downburst  
15. Machine learning  
16. Artificial Neural Networks  
17. Deep learning  
18. Classification  
19. Regression  
20. Monte Carlo  
21. Low altitude  
22. Synoptic circulation

1. Pan American World Airways (PAA)  
2. New Orleans  
3. Kenner  
4. Louisiana  
5. Delta Air Lines (DL)  
6. Dallas-Fort Worth Airport  
7. Texas  
8. Iowa State University  
9. Hong Kong  
10. Terminal doppler  
11. Glide slop

در رابطه با رفتار هواپیما در جو متلاطم و پیش‌بینی پاسخ هواپیما در حال پرواز در میان تندبادهای عمودی مطالعاتی انجام دادند. آنها معادلات توصیف‌کننده دینامیک کانال طولی هواپیما را به شیوه‌ای استخراج نمودند که اثر باد عمودی را در نظر بگیرد. در نهایت نتایج ارائه شده توسط معادلات حرکت غیرخطی و خطی سازی شده را مقایسه نمودند. نتایج عددی آن‌ها نشان می‌دهد که رفتار تندباد پیش‌بینی‌شده توسط مدل خطی نزدیک به نتایج به دست آمده از معادلات غیرخطی است، بنابراین داده‌های حاصل از تحلیل غیرخطی، فرضیات مدل‌سازی تندباد خطی‌شده را تأیید می‌کنند [۲۶]. ووپالا و همکاران پاسخ دینامیکی یک پلتفرم حمل و نقل هوایی پیشرفته را طی پرواز از یک میدان باد شهری تولید شده با استفاده از شبیه‌سازی‌های گردابه‌های بزرگ<sup>۶</sup> بررسی نمودند که میدان بادی با استفاده از مدل‌های مرتبه کاهش‌یافته مبتنی بر راه‌حل‌های محاسباتی عمل می‌نماید. نتایج آن‌ها نشان می‌دهد که پاسخ طولی هواپیما با در نظر گرفتن تغییرات مکانی به منظور ارزیابی مدل باد مرتبه کامل به صورت چشمگیری تحت تأثیر مدل‌های گردابه بزرگ قرار نگرفته است. لاکن هنگام مقایسه پاسخ جانبی، به دلیل تفاوت در بارگذاری نامتقارن در مدل‌های مرتبه کامل و مرتبه کاهش‌یافته، تفاوت‌هایی وجود دارد. در نتیجه انتظار می‌رود تفاوت مشاهده شده در پاسخ‌های جانبی چالش‌هایی را ایجاد نماید [۲۷]. چوی و همکاران یک مدل سه‌بعدی از مایکروبرست را با استفاده از نظریه حلقه‌های گردابی<sup>۸</sup> برای شبیه‌سازی پاسخ هواپیما در تقابل مایکروبرست ارائه دادند [۲۸]. خالد به مدلسازی مایکروبرست با استفاده از جریان گردابی وارد شده از طرفین پرداخت. او آیرودینامیک هواپیما را با اعمال تأثیرات باد بر پیکربندی‌های مختلف از جمله بال‌های ساده، بال با نوک تاشو<sup>۹</sup> و ترکیب بال-بدنه بررسی نمود [۲۹]. وانگ و همکاران معادلات غیرخطی هواپیما را تحت شرایط مختلف باد مدل‌سازی نموده و ضرایب آیرودینامیکی را با در نظر گرفتن گردان‌های اولیه باد به دست آوردند [۳۰]. سوماشکار و همکاران آزمایش‌هایی را در تونل باد انجام دادند تا ویژگی‌های آیرودینامیکی یک ایرفویل<sup>۱۰</sup> در تقابل با مایکروبرست بررسی گردد. بر اساس یافته‌های آنها، اثرات مایکروبرست باعث کاهش ۵۷/۶۲ درصدی ضریب برآ در زاویه حمله ۱۲ درجه شده که برای طراحی کنترل‌کننده هواپیما و آموزش خلبانان مفید است [۱۲]. اولین ایده شبیه‌سازی چند نقطه‌ای هواپیما در قیچی-باد با استفاده از یک مدل چهار نقطه‌ای توسط اتکین ارائه گردید [۳۱].

بررسی نمودند که توسط خلبانان در فرودگاه بین‌المللی لانجو ژنگچوان<sup>۱</sup> با استفاده از داده‌های عملیاتی گزارش گردید و سپس الگوریتم واگرایی ناحیه‌ای مبتنی بر لیدار<sup>۲</sup> را برای تعیین شدت و محل قیچی باد پیشنهاد دادند. این الگوریتم وقوع قیچی‌باد را در ۹۴ درصد مواقع شناسایی نمود در حالی که در مقایسه با سیستم عملیاتی دیگری که در این فرودگاه نصب بود و تنها ۸۲ درصد مواقع این پدیده را هشدار داد به برتری عظیمی دست یافت [۲۳]. لئونگ و همکاران ساختار میدان باد یک مایکروبرست خشک را در یک وضعیت جوی نرمال در فرودگاه بینچوان<sup>۳</sup> تحلیل و بررسی نمودند. بر اساس نتایج آنها، تعیین مقدار ژول به کیلوگرم از داده‌های اندازه‌گیری برای پیش‌بینی پتانسیل این رویداد حائز اهمیت است. داده‌های رادار داپلر ساختار میدان افقی باد را متقارن نشان داده و سرعت جریان عمودی رو به پایین قابل توجه‌ای معادل ۵/۷۶- متر بر ثانیه را به ثبت رسانیده است [۱۰]. هانگ و همکاران به تحلیل و تفسیر یک مایکروبرست خشک می‌پردازند که در فرودگاه بین‌المللی زینینگ کائوجیاپو<sup>۴</sup> رخ داده است. هدف از این مطالعه درک بهتر از این پدیده و کاربرد فناوری‌های مختلف سنجش از دور برای تشخیص و هشدار مایکروبرست‌های خشک در فرودگاه‌ها می‌باشد. نتایج نشان می‌دهد که ویژگی‌های جوی محلی از جمله لایه‌بندی خشک، وارونگی دما، افزایش گرمایش تابشی خورشید و برش‌های عمودی قوی می‌توانند پیش‌نیازهای جوی مطلوبی برای تشکیل و توسعه این پدیده باشند [۲۴].

برخی از محققان مدل‌های مختلف از مایکروبرست را توسعه داده و اثرات آن را بر روی وسیله پرنده بررسی کرده اند. چن و همکاران دو مدل قیچی باد نظیر مایکرو دانبرست<sup>۵</sup> و توربولانس اتمسفری سه بعدی جت پالس سطح پایین<sup>۶</sup> را بررسی نمودند. اعتبار این مدل‌ها با مقایسه نتایج شبیه‌سازی از مدل‌های میدان بادی موجود و داده‌های اندازه‌گیری تأیید گردید. بر اساس اصل برهم نهی بردار، سه مدل میدان باد در سیستم مختصات زمین ترکیب گردیده و یک مدل جامع از میدان‌های پیچیده بادی با موقعیت مکانی به عنوان ورودی و سرعت باد به عنوان خروجی ایجاد شد. این مدل به معادلات حرکت یک موشک اعمال و تغییر در وضعیت و مسیر پرواز پرتابه تحت میدان‌های مختلف باد تجزیه و تحلیل گردید. نتایج نشان می‌دهد که مدل جامع ارائه شده می‌تواند اثرات میدان باد پیچیده را بر روی فرایند پرواز هواپیما به نحو کارآمد اعمال نماید. در ضمن این مدل ساده، راحت و قابل انعطاف برای استفاده موارد مختلف است [۲۵]. موراو و همکاران

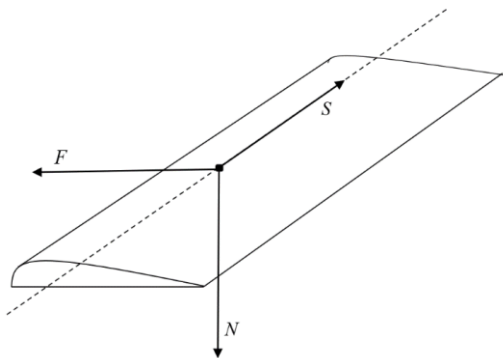
6. Low-level jet plus three-dimensional atmospheric turbulence  
7. Large Eddy Simulations (LES)  
8. Vortex ring theory  
9. Folding tips  
10. Airfoil

1. Lanzhou Zhongchuan  
2. Lidar  
3. Yinchuan  
4. Xining Caojiapu  
5. Micro-downburst

نتیجه، گرادیان باد در امتداد سطوح بال و دم منجر به اعمال نیرو و گشتاور اضافی به هواپیما می‌شود که این مهم در مدل تک نقطه‌ای نادیده گرفته شده است. در این راستا، می‌بایست یک مدل جامع ارائه گردد که به شیوه‌ای واقع‌بینانه قادر به شبیه‌سازی رفتار هواپیما در مواجهه با میکروبرست بوده و شامل اثرات بارهای اضافی نادیده گرفته شده نیز باشد. در رویکرد بارگذاری چند نقطه‌ای، اثرات میکروبرست با محاسبه انتگرال توزیع بارهای متغیر در امتداد هر جزء از هواپیما به طور جداگانه تجزیه و تحلیل می‌گردد.

## ۲-۱ ارائه یک مدل عمومی برای نیرو و گشتاور آیرودینامیکی ناشی از میکروبرست

هر جزء از هواپیما به صورت مستقل در یک سیستم مختصات به نام استریپ<sup>۴</sup> در نظر گرفته می‌شود. محورهای استریپ یک چارچوب مرجع فراهم می‌کنند که در آن متغیرهای آیرودینامیکی جدید محاسبه می‌شوند. سپس نیروها را به گشتاورهای ذی ربط تبدیل می‌نمایند. به طور کلی، برای ایجاد سیستم مختصات منفرد، سطوح مورد نظر هواپیما را می‌توان با یک سطح صاف با جهت‌گیری مشابه سطح اصلی جایگزین نمود. یک سیستم متعامد مطابق شکل ۱ تعریف می‌گردد [۳۵].



شکل ۱- محورهای استریپ [۳۵].

Fig. 1. Strip axes [35].

مشخص نمودن زاویه حمله، سرش جانی و فشار دینامیکی روی سطح بال یا دم مورد نظر ضروری است. برای این منظور، می‌بایست یک المان<sup>۵</sup> روی سطح مطابق شکل ۲ در نظر گرفته شود که قادر باشد در دو جهت طولی و عرضی در امتداد بال یا دم حرکت نموده و کل سطح را در بر گیرد. بنابراین، پارامترهای  $\sigma$  و  $\eta$  که بیانگر موقعیت هستند در امتداد سطوح هواپیما معرفی می‌شوند.

در این راستا، از یک مدل چهار نقطه‌ای هواپیما برای اعمال باد متغیر به نقاط مفروض استفاده شد. برخی مطالعات این مدل را برای میکروبرست و برخی دیگر برای سایر پدیده‌های پیچیده جوی به کار برده‌اند. ژن‌زینگ و همکاران به شبیه‌سازی هواپیما در حین مواجهه با میکروبرست پرداخته و از مدل اتکین برای در نظر گرفتن اثر گرادیان باد در امتداد مجموعه بدنه-بال استفاده نمودند [۳۲]. گالوی و همکاران یک پایگاه داده از توربولانس در مناطق شهری ایجاد کرده و نیروها و گشتاورهای اعمال شده به هواپیما را با استفاده از یک مدل چهار نقطه‌ای محاسبه نمودند [۳۳]. پورمرادی و همکاران به بررسی عملکرد دینامیکی هواپیما در مواجهه قیچی باد با استفاده از روش بارگذاری چند نقطه‌ای پرداختند. در این مدل اثرات باد متغیر علاوه بر مرکز جرم، به نقاط بیشتری نظیر بال، دم و بدنه هواپیما وارد شده و برتری مدل‌سازی را با حالت واقعی پرواز در حضور میکروبرست به اثبات رسانید [۳۴].

اگرچه در سال‌های اخیر پیشرفت‌هایی در زمینه توسعه سامانه‌های آشکار ساز زمینی و مدل‌های عددی صورت گرفته است؛ اما هنوز هم مطالعات متعددی برای مدل‌سازی دقیق و معتبر، درک سازوکارهای فیزیکی و بررسی پاسخ عملکردی هواپیما در حین مواجهه با این پدیده ضروری است. از این رو، پژوهش حاضر با بهره‌گیری از روش بار-گذاری چند نقطه‌ای و اعمال اثرات میکروبرست به صورت موضعی بر بال و دم هواپیما به منظور محاسبه ضرایب آیرودینامیکی جدید برای نیرو و گشتاور انجام شده است. شایان ذکر است از آنالیز دینامیک سیالات محاسباتی<sup>۱</sup> به عنوان یک روش نوین محاسباتی و مدل چهار نقطه‌ای اتکین<sup>۲</sup> به عنوان مرجع مشابه برای ارزیابی و راستی آزمایی مدل مذکور استفاده شده است.

## ۲ مدل‌سازی - بارگذاری چند نقطه‌ای

با توجه به معادلات حرکت هواپیما در مدل تک نقطه‌ای، اثرات میکروبرست تنها به معادلات دینامیک و سینماتیک<sup>۳</sup> انتقالی اعمال می‌شود. در این مدل، هواپیما به صورت یک جسم صلب فرض شده و بردار نیروی باد مشابه نیروهای آیرودینامیکی و گرانشی، به مرکز ثقل اعمال می‌شود. به دلیل متغیر بودن میدان باد میکروبرست، این مدل قادر به شبیه‌سازی واقعی پرواز نمی‌باشد؛ زیرا توزیع بار در راستای بدنه هواپیما در جهات گوناگون متفاوت می‌باشد. حائز اهمیت است هنگام مواجهه هواپیما با میکروبرست، مقدار و جهت بردارهای باد به طور مکرر در هر یک از اجزای بیرونی هواپیما تغییر می‌نماید. در

4. Strip  
5. Element

1. Computational Fluid Dynamics (CFD)  
2. Etkin's four-point model  
3. Kinematics

مقادیر  $\sigma$  و  $\eta$  قابل محاسبه می‌باشند.  $W_N$  و  $W_S$ ،  $W_F$  بردارهای سرعت انتقالی می‌باشند.  $i$ ،  $j$  و  $k$  به ترتیب بردارهای واحد در راستاهای  $S$ ،  $F$  و  $N$  بوده و همچنین  $\omega_S$ ،  $\omega_N$  و  $\omega_F$  بیانگر سرعت زاویه‌ای در راستاهای مذکور می‌باشند. میدان سرعت جنبشی با اضافه نمودن بردار باد مایکروپرست به صورت روابط ۶ و ۷ بیان می‌شود:

$$\begin{bmatrix} U_F(x, y, z) \\ U_S(x, y, z) \\ U_N(x, y, z) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_F + W_F \\ U_S + W_S \\ U_N + W_N \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} i & j & k \\ \omega_F & \omega_S & \omega_N \\ x & y & z \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} U_F(\sigma, \eta) &= U_F + W_F + \omega_S \cdot z_0 - \omega_N \cdot y_0 - \omega_N \cdot \eta \\ U_S(\sigma, \eta) &= U_S + W_S + \omega_N \cdot x_0 + \omega_N \cdot \sigma - \omega_F \cdot z_0 \\ U_N(\sigma, \eta) &= U_N + W_N + \omega_F \cdot y_0 + \omega_F \cdot \eta - \omega_S \cdot x_0 - \omega_S \cdot \sigma \end{aligned} \quad (7)$$

$W_N$  و  $W_S$ ،  $W_F$  مولفه‌های میدان مایکروپرست منتقل شده به مختصات استریپ می‌باشند که می‌بایست به تمام نقاط بال و دم اعمال گردند. به منظور بررسی اثر بار مایکروپرست بر روی هواپیما، لازم است زاویه حمله موضعی<sup>۱</sup>، نرخ زاویه حمله موضعی<sup>۲</sup>، زاویه سرش جانبی موضعی<sup>۳</sup>، فشار دینامیکی موضعی<sup>۴</sup> در تمام نقاط روی سطوح بال و دم هواپیما محاسبه شوند. زاویه حمله موضعی به صورت معادله ۸ بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} \alpha_{local} &= \tan^{-1} \left( \frac{U_N(\sigma, \eta)}{U_F(\sigma, \eta)} \right) \\ &= \tan^{-1} \left( \frac{U_N + W_N + \omega_F \cdot y_0 + \omega_F \cdot \eta - \omega_S \cdot x_0 - \omega_S \cdot \sigma}{U_F + W_F + \omega_S \cdot z_0 - \omega_N \cdot y_0 - \omega_N \cdot \eta} \right) \end{aligned} \quad (8)$$

نرخ زاویه حمله موضعی مطابق معادله ۹ محاسبه می‌شود:

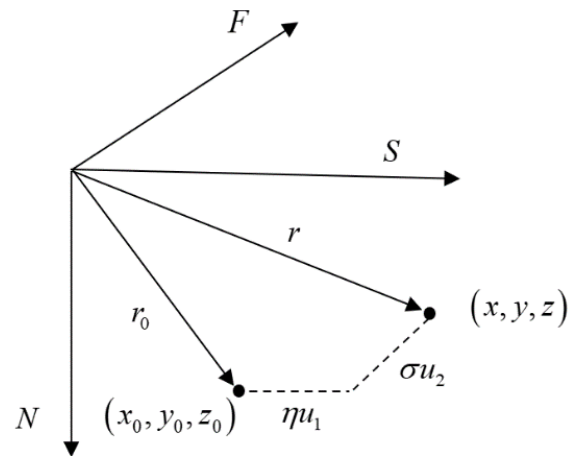
$$\dot{\alpha}_{local} = \left( \frac{\dot{U}_N(\sigma, \eta)U_F(\sigma, \eta) - U_N(\sigma, \eta)\dot{U}_F(\sigma, \eta)}{U_F^2(\sigma, \eta) + U_N^2(\sigma, \eta)} \right)_{Wind} \quad (9)$$

زاویه سرش جانبی موضعی مطابق معادله ۱۰ محاسبه می‌شود:

$$\beta_{local} = \sin^{-1} \left( \frac{U_S(\sigma, \eta)}{\sqrt{U_F^2(\sigma, \eta) + U_S^2(\sigma, \eta) + U_N^2(\sigma, \eta)}} \right) \quad (10)$$

همچنین می‌توان فشار دینامیکی موضعی را در هر نقطه از سطح بال یا دم مطابق معادله زیر محاسبه کرد:

$$q_{local} = \frac{1}{2} \rho \cdot [U_F^2(\sigma, \eta) + U_S^2(\sigma, \eta) + U_N^2(\sigma, \eta)] \quad (11)$$



شکل ۲- مشخص نمودن یک نقطه در امتداد بال هواپیما.

Fig. 2. Specifying a point along the aircraft wing.

فاصله هر المان از مبدا مختصات به شرح رابطه ۱ می‌باشد:

$$r = r_0 + \eta u_1 + \sigma u_2 \quad (1)$$

که در آن  $u_1$  و  $u_2$  بردار واحد در جهات  $S$  و  $F$  می‌باشند.  $r_0$  فاصله اولیه المان از مبدا مختصات می‌باشد.  $\sigma$  و  $\eta$  فاصله بین  $r$  و  $r_0$  به ترتیب در راستای  $S$  و  $F$  می‌باشند. موقعیت این المان در مختصات استریپ به صورت رابطه ۲ بیان می‌گردد:

$$x = x_0 + \sigma, y = y_0 + \eta, z = z_0 \quad (2)$$

که در آن  $x_0$ ،  $y_0$  و  $z_0$  مختصات نقطه اولیه قبل از انتقال به دستگاه استریپ و همچنین  $x$ ،  $y$  و  $z$  نقطه منتقل شده به دستگاه استریپ می‌باشند. در مرحله بعد میدان سرعت جنبشی به شرح روابط ۳ تا ۵ تعریف می‌گردد که مجموع سرعت انتقالی و سرعت زاویه‌ای می‌باشد:

$$V_k(x, y, z) = V + \omega \times r \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} U_F(x, y, z) \\ U_S(x, y, z) \\ U_N(x, y, z) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_F \\ U_S \\ U_N \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} i & j & k \\ \omega_F & \omega_S & \omega_N \\ x & y & z \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} U_F(\sigma, \eta) &= U_F + \omega_S \cdot z_0 - \omega_N \cdot y_0 - \omega_N \cdot \eta \\ U_S(\sigma, \eta) &= U_S + \omega_N \cdot x_0 + \omega_N \cdot \sigma - \omega_F \cdot z_0 \\ U_N(\sigma, \eta) &= U_N + \omega_F \cdot y_0 + \omega_F \cdot \eta - \omega_S \cdot x_0 - \omega_S \cdot \sigma \end{aligned} \quad (5)$$

که در آن  $V_k$  و  $V$  به ترتیب بیانگر سرعت جنبشی و سرعت انتقالی می‌باشند.  $U_F(\sigma, \eta)$ ،  $U_S(\sigma, \eta)$  و  $U_N(\sigma, \eta)$  بردارهای سرعت جنبشی در مختصات استریپ هستند که در هر نقطه از سطح هواپیما با انتخاب

$$F_x = \int_{\eta_1}^{\eta_2} \int_{\sigma_1}^{\sigma_2} \tilde{q}_x(\sigma, \eta) \cdot C_x(\sigma, \eta) \cdot d\sigma \cdot d\eta \quad (17)$$

$$= S \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \tilde{q}_x(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) \cdot C_x(\sigma_{ij}, \eta_{ij})$$

$$F_y = \int_{\eta_1}^{\eta_2} \int_{\sigma_1}^{\sigma_2} \tilde{q}_y(\sigma, \eta) \cdot C_y(\sigma, \eta) \cdot d\sigma \cdot d\eta \quad (18)$$

$$= S \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \tilde{q}_y(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) \cdot C_y(\sigma_{ij}, \eta_{ij})$$

$$F_z = \int_{\eta_1}^{\eta_2} \int_{\sigma_1}^{\sigma_2} \tilde{q}_z(\sigma, \eta) \cdot C_z(\sigma, \eta) \cdot d\sigma \cdot d\eta \quad (19)$$

$$= S \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \tilde{q}_z(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) \cdot C_z(\sigma_{ij}, \eta_{ij})$$

که فشار دینامیکی در جهات x، y و z به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\tilde{q}_x(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot w_x(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) \quad (20)$$

$$\tilde{q}_y(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot w_y(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) \quad (21)$$

$$\tilde{q}_z(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot w_z(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) \quad (22)$$

$w_x$ ،  $w_y$  و  $w_z$  مقادیر بردارهای مایکروبرست در راستاهای مورد نظر می‌باشد. ضرایب آیرودینامیکی به شرح زیر بدست می‌آیند:

$$C_x(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) = C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) \quad (23)$$

$$C_y(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) = C_{y_\beta} \cdot \beta(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) \quad (24)$$

$$C_z(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) - C_{L_\alpha} \left( \frac{\bar{c}}{2V} \right) \dot{\alpha}(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) \quad (25)$$

که  $C_{D_0}$  و  $C_{L_0}$  به ترتیب ضرایب پسا<sup>۱</sup> و برآ در حالت زاویه حمله صفر می‌باشند.  $C_{D_\alpha}$  و  $C_{L_\alpha}$  به ترتیب ضرایب پسا و برآ نسبت به زاویه حمله و  $C_{y_\beta}$  بیانگر ضریب نیروی جانبی<sup>۲</sup> نسبت به زاویه سرش جانبی می‌باشد.  $\bar{c}$  وتر متوسط آیرودینامیکی<sup>۳</sup> است.  $V$  بیانگر سرعت هواپیما می‌باشد. تصویر بال هواپیما بر روی صفحه yz در مختصات بدنی مطابق شکل ۳ نشان داده شده است.  $\eta$  و  $\psi$  فواصل عرضی و جانبی نقطه مفروض تا مرکز

که  $\rho$  بیانگر چگالی هوا می‌باشد. نیرو در هر سطح را می‌توان با تعیین زوایای حمله موضعی و نرخ آن، سرش جانبی موضعی و فشار دینامیکی موضعی محاسبه کرد. در این روش، برای هر جزء هواپیما مانند بال‌ها، دم افقی و عمودی، یک نقطه مرجع معرفی گردیده که معادلات نیرو و گشتاور حول این نقطه محاسبه می‌شوند. اگر نیروهای وارده به هر جزء هواپیما از این نقاط به مرکز ثقل منتقل گردند، یک گشتاور اضافی در نظر گرفته می‌شود. سرعت زاویه‌ای و فشار دینامیکی تابعی از پارامترهای  $\sigma$  و  $\eta$  روی سطوح هواپیما می‌باشند. توزیع نیروی موضعی به شرح معادلات ذیل محاسبه می‌گردد:

$$\Delta F = \tilde{q}(\sigma, \eta) \cdot C[\alpha(\sigma, \eta), \beta(\sigma, \eta)] \cdot S(\sigma, \eta) \quad (12)$$

$$dF = \tilde{q}(\sigma, \eta) \cdot C(\sigma, \eta) \cdot d\sigma \cdot d\eta \quad (13)$$

که در آن فشار دینامیکی و  $C$  ضریب نیروی آیرودینامیکی عمومی وابسته به زاویه حمله و سرش جانبی موضعی می‌باشد.  $S$  نیز بیانگر مساحت المان‌های در نظر گرفته شده روی سطح بال می‌باشد. برای فرمول‌بندی مجدد نیروی آیرودینامیکی، می‌بایست انتگرال‌گیری دوگانه از میدان باد مایکروبرست در راستای بال محاسبه گردد که خود تابعی از دو متغیر موقعیت در امتداد سطح بال می‌باشد:

$$F = \int_{\eta_1}^{\eta_2} \int_{\sigma_1}^{\sigma_2} \tilde{q}(\sigma, \eta) \cdot C(\sigma, \eta) \cdot d\sigma \cdot d\eta \quad (14)$$

که در آن  $F$  بیانگر نیروی آیرودینامیکی می‌باشد. برای محاسبات عددی، فرمول‌بندی پیوسته می‌بایست مطابق رابطه ۱۵ به فرمول‌بندی گسسته تغییر یابد:

$$F = S \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \tilde{q}(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) \cdot C(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) \quad (15)$$

$n$  و  $m$  بیانگر تعداد واحدهای تشکیل شده در راستای طولی و عرضی بال می‌باشد.  $\sigma_{ij}$  و  $\eta_{ij}$  موقعیت المان مورد نظر در راستای  $F$  و  $S$  را روی سطح بال مشخص می‌نماید. برای محاسبه توزیع گشتاور موضعی، لازم است نیرو محاسبه شده در هر نقطه در فاصله آن تا مرکز ثقل ضرب شود:

$$M = \int_{\eta_1}^{\eta_2} \int_{\sigma_1}^{\sigma_2} F(\sigma, \eta) \cdot d\sigma \cdot \eta \cdot d\eta \quad (16)$$

$$= \int_{\eta_1}^{\eta_2} \int_{\sigma_1}^{\sigma_2} \tilde{q}(\sigma, \eta) \cdot C(\sigma, \eta) \cdot \eta \cdot d\sigma \cdot d\eta$$

$$= S \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \tilde{q}(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) \cdot C(\sigma_{ij}, \eta_{ij}) \cdot \eta_{ij}$$

که در آن  $M$  بیانگر گشتاور آیرودینامیکی می‌باشد. نیروهای حاصل از اثر مایکروبرست در جهات x، y و z به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

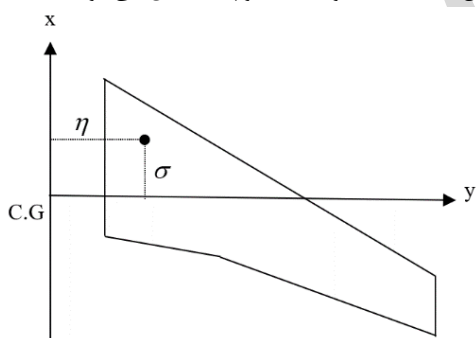
$$l = \int_{\eta_1}^{\eta_2} \int_{\sigma_1}^{\sigma_2} \tilde{q}_y(\sigma, \psi) \cdot C_l(\sigma, \psi) \cdot \sigma \cdot d\sigma \cdot d\psi \quad (28)$$

$$= S \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \tilde{q}_y(\sigma_{ij}, \psi_{ij}) \cdot C_l(\sigma_{ij}, \psi_{ij}) \cdot \sigma_{ij}$$

$$n = \int_{\eta_1}^{\eta_2} \int_{\sigma_1}^{\sigma_2} \tilde{q}_y(\sigma, \psi) \cdot C_n(\sigma, \psi) \cdot \psi \cdot d\psi \cdot d\sigma \quad (29)$$

$$= S \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \tilde{q}_y(\sigma_{ij}, \psi_{ij}) \cdot C_n(\sigma_{ij}, \psi_{ij}) \cdot \psi_{ij}$$

که n گشتاور یاو محاسبه شده ناشی از مایکروپرست می باشد.  $C_n$  ضریب آیرودینامیکی یاو می باشد. تصویر بال هواپیما در صفحه xy مختصات بدنی مطابق شکل ۵ نشان داده شده است.  $\sigma$  و  $\eta$  فواصل طولی و عرضی نقطه مفروض تا مرکز ثقل هواپیما می باشند. گشتاورهای پیچ و یاو مطابق معادلات ۳۰ و ۳۱ به هواپیما اعمال می شوند:



شکل ۵- تصویر بال هواپیما روی صفحه xy مختصات بدنی (فواصل طولی و عرضی نقطه مفروض تا مرکز ثقل نشان داده می شود).

Fig. 5. Wing projection on the airplane xy surface (the longitudinal and transverse distances of the assumed point to the C.G. are indicated).

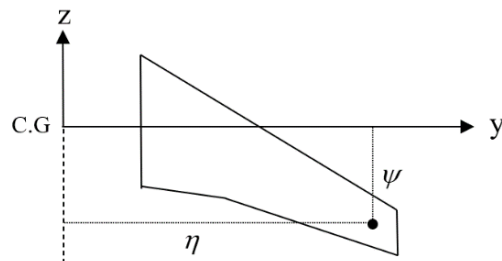
$$m = \int_{\eta_1}^{\eta_2} \int_{\sigma_1}^{\sigma_2} \tilde{q}_z(\eta, \sigma) \cdot C_m(\eta, \sigma) \cdot \sigma \cdot d\sigma \cdot d\eta \quad (30)$$

$$= S \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \tilde{q}_z(\eta_{ij}, \sigma_{ij}) \cdot C_m(\eta_{ij}, \sigma_{ij}) \cdot \sigma_{ij}$$

$$n = \int_{\eta_1}^{\eta_2} \int_{\sigma_1}^{\sigma_2} \tilde{q}_z(\eta, \sigma) \cdot C_n(\eta, \sigma) \cdot \eta \cdot d\eta \cdot d\sigma \quad (31)$$

$$= S \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \tilde{q}_z(\eta_{ij}, \sigma_{ij}) \cdot C_n(\eta_{ij}, \sigma_{ij}) \cdot \eta_{ij}$$

ثقل هواپیما می باشد. گشتاورهای رول ۱ و پیچ مطابق معادلات ۲۶ و ۲۷ به هواپیما اعمال می گردند:



شکل ۳- تصویر بال هواپیما روی صفحه yz مختصات بدنی (فواصل عرضی و جانبی نقطه مفروض تا مرکز ثقل نشان داده می شود).

Fig. 3. Wing projection on the airplane yz surface (the transverse and lateral distances of the assumed point to the C.G. are indicated).

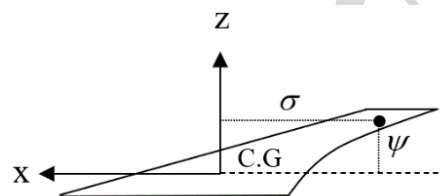
$$l = \int_{\eta_1}^{\eta_2} \int_{\sigma_1}^{\sigma_2} \tilde{q}_x(\eta, \psi) \cdot C_l(\eta, \psi) \cdot \eta \cdot d\eta \cdot d\psi \quad (26)$$

$$= S \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \tilde{q}_x(\eta_{ij}, \psi_{ij}) \cdot C_l(\eta_{ij}, \psi_{ij}) \cdot \eta_{ij}$$

$$m = \int_{\eta_1}^{\eta_2} \int_{\sigma_1}^{\sigma_2} \tilde{q}_x(\eta, \psi) \cdot C_m(\eta, \psi) \cdot \eta \cdot d\eta \cdot d\psi \quad (27)$$

$$= S \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \tilde{q}_x(\eta_{ij}, \psi_{ij}) \cdot C_m(\eta_{ij}, \psi_{ij}) \cdot \psi_{ij}$$

l و m به ترتیب گشتاورهای رول و پیچ بدست آمده ناشی از مایکروپرست می باشند.  $C_m$  و  $C_l$  به ترتیب ضرایب آیرودینامیکی رول و پیچ می باشند. تصویر بال هواپیما در صفحه xz مختصات بدنی مطابق شکل ۴ نشان داده شده است.  $\sigma$  و  $\psi$  فواصل طولی و جانبی نقطه مفروض تا مرکز ثقل هواپیما می باشند. گشتاورهای رول و یاو ۲ مطابق معادلات ۲۸ و ۲۹ به هواپیما اعمال می گردند:



شکل ۴- تصویر بال هواپیما روی صفحه xz مختصات بدنی (فواصل طولی و جانبی نقطه مفروض تا مرکز ثقل نشان داده می شود).

Fig. 4. Wing projection on the airplane xz surface (the longitudinal and lateral distances of the assumed point to the C.G. are indicated).

آیرودینامیکی مطابق نتایج جامع به دست آمده از مدل چند نقطه‌ای به صورت مجزا برای بال، دم افقی و دم عمودی محاسبه گردیده و ضرایب آیرودینامیکی برای هر دو مدل چند نقطه‌ای و تک نقطه‌ای مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته شده است. در این بخش ابتدا به اعتبارسنجی مدل بارگذاری چند نقطه‌ای با استفاده از شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی و سپس مدل چهار نقطه‌ای اتکین پرداخته می‌شود. در نهایت نتایج مدل بارگذاری چند نقطه‌ای ارائه می‌گردد.

### ۳-۱ اعتبارسنجی

با توجه به مخاطرات و محدودیت‌های ناشی از تست پرواز هواپیما در مواجهه با مایکروپرست، از انجام مانورهای خطرناک به منظور دریافت داده‌های تجربی برای انجام فرایند اعتبارسنجی اجتناب می‌شود. بنابراین اعتبارسنجی با استفاده از روش‌های محاسباتی صورت می‌پذیرد. در این مقاله از دو روش برای اعتبارسنجی استفاده شده است:

- صحت‌سنجی با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی که هدف از آن مقایسه ضرایب پسا و برآ بدست آمده از این روش با مدل بارگذاری چند نقطه‌ای می‌باشد.
- صحت‌سنجی با استفاده از مدل اتکین که پارامترهای پروازی حاصل از این مدل در شرایط مشابه با مدل بارگذاری چند نقطه‌ای به منظور بررسی عملکرد هواپیما مقایسه می‌گردد.

### ۳-۱-۱ دینامیک سیالات محاسباتی

این مقاله به بررسی و تحلیل مشخصه‌های هواپیما در معرض مایکروپرست با بهره‌مندی از روش دینامیک سیالات محاسباتی می‌پردازد تا بدین منظور مدل چند نقطه‌ای را ارزیابی و اعتبارسنجی نماید. برای دستیابی به این هدف، در زمان‌های مختلف در طول شبیه‌سازی مدل چندنقطه‌ای چندین عکس فوری<sup>۱</sup> گرفته می‌شود. پارامترهای شبیه‌سازی، از جمله سرعت و جهت جریان، در نقاط زمانی یکسان برای هر دو مدل چند نقطه‌ای و دینامیک سیالات محاسباتی تنظیم می‌گردد تا سازگاری و تطابق مابین آنها صورت پذیرد. در نتیجه، یک تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی در حالت پایا<sup>۲</sup> برای تعیین ضرایب آیرودینامیکی نیروهای پسا و برآ انجام می‌گردد و توزیع توابع فشار استاتیکی<sup>۳</sup> و عدد ماخ<sup>۴</sup> در سراسر هواپیما به تصویر کشیده می‌شود. به منظور تسهیل در مقایسه بین روش دینامیک سیالات محاسباتی و مدل چند نقطه‌ای، تغییرات در ضرایب آیرودینامیکی نیروهای پسا و برآ مورد تجزیه و تحلیل قرار خواهد گرفت که خود ناشی از تغییرات معین در زاویه حمله می‌باشد. برای شبیه‌سازی اثرات توربولانسی و توصیف

گشتاورهای ناشی از تعامل میان دم‌های افقی و عمودی با مایکروپرست را نیز می‌توان به همین ترتیب محاسبه نمود.

### ۲-۲ فرآیند محاسبه نیرو و گشتاور آیرودینامیکی ناشی از مایکروپرست در امتداد یک جزء از هواپیما

برای حل عددی انتگرال، سطح مورد نظر می‌بایست به تعدادی نقطه مختلف گسسته‌سازی شود و ارزیابی مستقل روی هر نقطه صورت پذیرد. ابتدا فاصله هر نقطه تا نقطه مرجع می‌بایست با طبقه‌بندی نقاط در جهت طولی، عرضی و جانبی با در نظر گرفتن شمارنده بدست آید. سپس، بردارهای باد مایکروپرست به صورت موضعی در محل هر نقطه محاسبه گردیده و در ادامه فشار دینامیکی موضعی، زاویه حمله موضعی، نرخ زاویه حمله موضعی و زاویه سرش جانبی موضعی محاسبه می‌شوند که خود به  $\sigma$  و  $\eta$  وابسته هستند. در نهایت، نیرو و گشتاور بر روی تمامی نقاط طبق مدل آیرودینامیکی عمومی به دست می‌آیند و مجموع آن به عنوان نیروها و گشتاورهای کل ناشی از مایکروپرست محاسبه گردیده و به مقادیر ذی ربط در معادلات دینامیک دورانی هواپیما مطابق روابط ۳۲ تا ۳۴ اعمال خواهد شد.

$$\dot{p} = \frac{1}{I_{xx}I_{yy} - I_{xz}^2} [(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})I_{xz}pq + (I_{yy}I_{zz} - I_{zz}^2 - I_{xz}^2)qr + I_{zz}(l + l_w) + I_{xz}(n + n_w)] \quad (32)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_{yy}} [(I_{zz} - I_{xx})pr + I_{xz}(r^2 - p^2) + (m + m_w)] \quad (33)$$

$$\dot{r} = \frac{1}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} [(I_{xx}^2 - I_{xx}I_{yy} + I_{xz}^2)pq + (-I_{xx} + I_{yy} - I_{zz})I_{xz}qr + I_{xz}(l + l_w) + I_{xx}(n + n_w)] \quad (34)$$

که در آن  $I_{xz}$ ،  $I_{xx}$ ،  $I_{yy}$  و  $I_{zz}$  بیانگر ممان اینرسی هواپیما در جهات مربوطه می‌باشد.  $p$ ،  $q$  و  $r$  به ترتیب سرعت‌های زاویه‌ای رول، پیچ و یابو می‌باشند.  $m_w$ ،  $n_w$  و  $l_w$  به ترتیب بیانگر گشتاورهای کل رول، پیچ و یابو ناشی از مایکروپرست می‌باشند که به معادلات شش درجه آزادی هواپیما اضافه شده‌اند.

### ۳ نتایج شبیه‌سازی

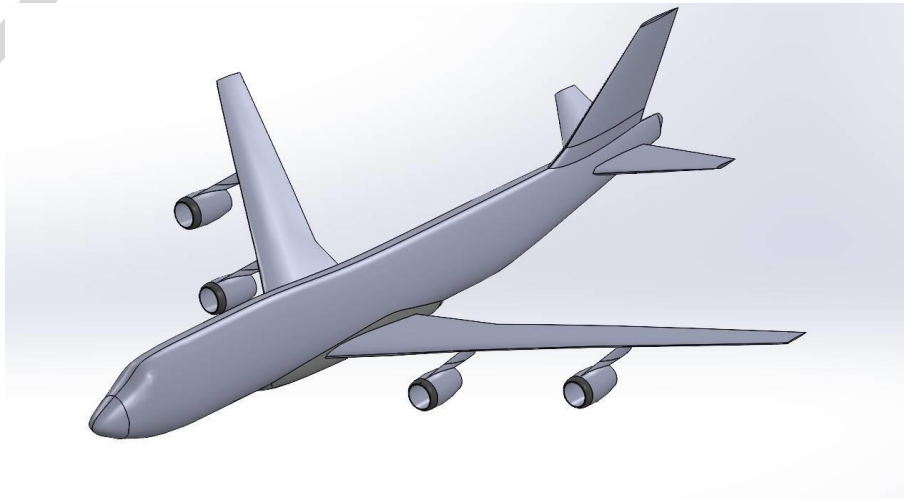
مدل بارگذاری مذکور برای تسهیل در ادغام مدل‌های آیرودینامیکی جدید در معادلات حرکت هواپیما ارائه شده است. نیروها و گشتاورهای

3. Static pressure  
 4. Mach number

1. Snapshot  
 2. Steady

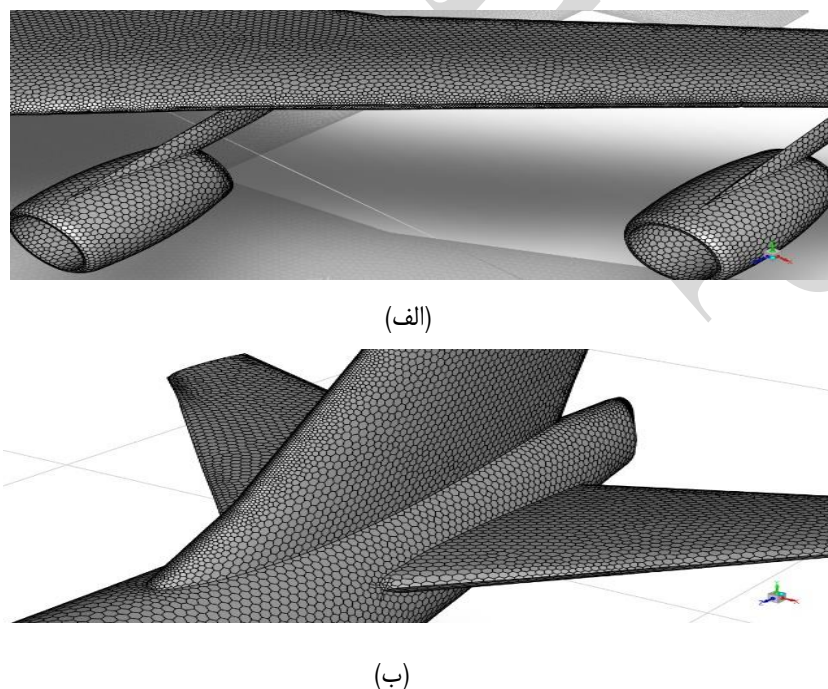
گراپ کد<sup>۳</sup> مطابق شکل ۶ تهیه شده است. شبکه‌بندی پلی‌هدرال<sup>۴</sup> تولید شده روی سطوح بال و دم هواپیما مطابق شکل ۷ می‌باشد.

جریان ویسکوز<sup>۱</sup>، از مدل‌سازی نایر-استوکس با میانگین رینولدز<sup>۲</sup> استفاده می‌گردد [۳۶]. هندسه پیکربندی بوئینگ ۷۴۷-۲۰۰ از کتابخانه



شکل ۶- هندسه پیکربندی بوئینگ ۷۴۷-۲۰۰.

Fig. 6. Geometry of Boeing 747-200 Configuration.



شکل ۷- شبکه بندی ایجاد شده برای پیکربندی بوئینگ ۷۴۷-۲۰۰.

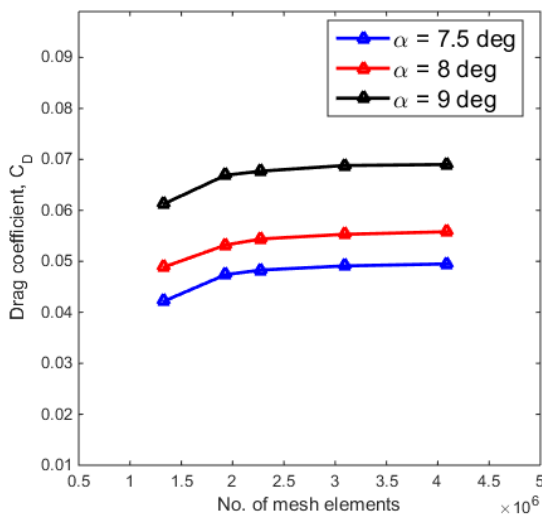
Fig. 7. Generated mesh for Boeing 747-200 configuration.

جدول ۲- مشخصه‌های استفاده شده برای انجام شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی.

Table 2. Characteristics used for CFD simulation.

	CHARACTERISTICS	TYPE
1	Software	Ansys Fluent 2024 R2
2	Turbulence model	k-omega SST
3	Fluid type	Incompressible (Due to the low flow velocity of air)
4	Numerical algorithm	Coupled type
5	Pressure-velocity coupling scheme	Rhie and Chow
6	Discretization of the advection term	Second Order Upwind scheme

به منظور اطمینان از دقت نتایج عددی و کاهش وابستگی آن‌ها به اندازه‌ی المان‌های شبکه، مطالعه‌ای در زمینه‌ی استقلال از شبکه انجام گردید. در این مطالعه، پنج شبکه با تعداد المان‌های متفاوت ایجاد گردید تا تأثیر اندازه‌ی شبکه بر نتایج محاسباتی مورد ارزیابی قرار گیرد؛ به‌گونه‌ای که شبکه‌ی درشت دارای تعداد المان کمتر و شبکه‌ی ریز دارای تعداد المان بیشتری است. سپس شبیه‌سازی برای هر شبکه انجام پذیرفت و برای نمونه ضریب پسا برای سه زاویه حمله مذکور مطابق با شکل ۸ با یکدیگر مقایسه شدند.



شکل ۸- مطالعه استقلال از شبکه برای ضریب پسا.

Fig. 10. Grid independence study for the drag coefficient.

شرایط مرزی در جدول ۱ به تفصیل مندرج گردیده که در آن سه حالت برای شرایط پروازی شامل سرعت و جهت جریان شرح داده شده است. برای حل دینامیک سیالات محاسباتی، مشخصه‌های مندرج در جدول ۲ انتخاب شده است. معیار همگرایی بر مبنای تغییر نسبی پارامترها مطابق رابطه ۳۵ تعیین می‌گردد:

$$\frac{|H_i - H_{i-1}|}{H_{i-1}} < \varepsilon \quad (35)$$

که در آن، H پارامتر حل مساله می‌باشد. ε نشان‌دهنده‌ی تلورانس است که مقدار آن ۰/۰۰۱ در نظر گرفته شده است تا اطمینان از همگرایی ضرایب پسا و برآ از لحاظ مقادیر فیزیکی حاصل گردد و مقایسه مطلوب با روش چند نقطه‌ای انجام گردد.

جدول ۱- شرایط مرزی.

Table 1. Boundary Condition.

	Characteristics	Values
Inlet	Pressure Far-field	1000726 Pa
	Turbulent intensity	0.08 %
	Turbulent Viscosity Ratio	1e-5
	Flight Condition #1	
	Time	t <sub>1</sub> = 45.7 s
	Flow speed	V <sub>1</sub> = 79.5 m/s
	Flow direction	α <sub>1</sub> = 7.5 deg
		β <sub>1</sub> = -0.018 deg
	Flight Condition #2	
	Time	t <sub>2</sub> = 46.7 s
	Flow speed	V <sub>2</sub> = 82 m/s
	Flow direction	α <sub>2</sub> = 8 deg
		β <sub>2</sub> = -0.075 deg
	Flight Condition #3	
	Time	t <sub>3</sub> = 54.1 s
Flow speed	V <sub>3</sub> = 85 m/s	
Flow direction	α <sub>3</sub> = 9 deg	
	β <sub>3</sub> = -0.013 deg	
Airplane's surface (wall)	No-slip condition	V <sub>w</sub> = 0 m/s

**جدول ۵-** مقایسه بین روش‌های چند نقطه‌ای و دینامیک سیالات محاسباتی در محاسبه ضرایب برآ.

**Table 5.** Comparison of the Multi-point and CFD Methods in computation of the lift coefficients.

Time period	$\Delta\alpha$	$\Delta C_L$		Difference%
		Multi-point	CFD	
$t_1$ to $t_2$	0.5	0.0485	0.029	40.2%
$t_2$ to $t_3$	1	0.1032	0.0492	52.32%

مقادیر بدست آمده در دو روش چند نقطه‌ای و دینامیک سیالات محاسباتی دارای اختلافات قابل قبول بوده که عوامل موثر در این میزان انحراف به شرح موارد ذیل می‌باشد:

- با توجه به اینکه مدل بارگذاری چند نقطه‌ای ضرایب پسا و برآ را در یک بازه زمانی به صورت ناپایا<sup>۱</sup> محاسبه می‌نماید؛ تغییرات میدان باد مایکروپرست را نسبت به زمان و مکان در محاسبات خود لحاظ می‌نماید. اما به دلیل اینکه روش دینامیک سیالات محاسباتی در یک عکس فوری این محاسبات را انجام می‌دهد فقط بردار لحظه‌ای میدان مایکروپرست در یک زمان و مکان خاص به صورت پایا در نظر گرفته می‌شود و گرادیان سرعت برای زمان قبل و بعد آن نقطه لحاظ نمی‌گردد که این موضوع موجب تولید خطا و در نتیجه ایجاد یک تفاوت در مقایسه ضرایب پسا و برآ بین دو روش در نقطه مورد نظر می‌باشد.
- در مدل بارگذاری چند نقطه‌ای برای محاسبه ضرایب پسا و برآ از حل معادلات شش درجه آزادی هواپیما استفاده می‌شود. در حالی که در شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی، این ضرایب با بهرمندی از معادلات حاکم بر حرکت سیال (معادلات ناویر-استوکس) محاسبه می‌شوند که خود دو روش متفاوت در دو حوزه مجزا می‌باشد و موجب اختلاف بین دو روش شده اند.
- در روش دینامیک سیالات محاسباتی، جدایش جریان توسط مدل ناویر-استوکس با میانگین رینولدز بررسی می‌شود. در نتیجه، این امر سبب می‌شود نسبت نیروی برآ به پسا در این روش کمتر از روش چند نقطه‌ای باشد.

نمودارهای کانتور<sup>۲</sup> فشار استاتیک و عدد ماخ برای شرایط پروازی شماره ۱ ( $\alpha_1=7$  deg,  $V_1=79.5$  m/s) مطابق شکل‌های ۹ و ۱۰ نشان داده شده است.

همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش تعداد المان‌ها، تغییرات مقادیر مذکور کاهش یافته و پس از رسیدن به حدود ۲ میلیون المان، تفاوت نتایج بین شبکه‌ها ناچیز شده است. بنابراین، برای حفظ تعادل مناسب بین دقت و هزینه محاسباتی، شبکه نهایی با اندازه حدود ۲/۳ میلیون المان انتخاب گردید. این بررسی اطمینان می‌دهد که نتایج عددی به اندازه‌ی شبکه حساس نبوده و دقت کافی در محاسبات دینامیک سیالات محاسباتی حاصل شده است. در تحلیل‌های مبتنی بر شبکه پلی‌هدرال، افزایش تعداد سلول‌ها معمولاً سبب تغییرات کوچک‌تری در نتایج نسبت به سایر شبکه‌ها می‌شود؛ بنابراین استقلال از شبکه با تعداد سلول کمتر نیز به خوبی قابل احراز است. این نوع شبکه به دلیل قابلیت سازگاری بالا با سطوح منحنی و امکان ایجاد توزیع یکنواخت‌تر زوایا و وجوه سلول‌ها، معمولاً حساسیت کمتری نسبت به تغییر شکل سلول‌ها دارد و مناسب هندسه پیچیده این پژوهش می‌باشد. در ادامه، ضرایب آیرودینامیکی برای نیروهای پسا و برآ در طول فرآیند همگرایی برای هر سه حالت مطابق جدول ۳ محاسبه شده است.

**جدول ۳-** ضرایب آیرودینامیکی  $C_D$  و  $C_L$  محاسبه شده توسط شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی.

**Table 3.** Aerodynamic coefficients  $C_D$  and  $C_L$  calculated by CFD simulation.

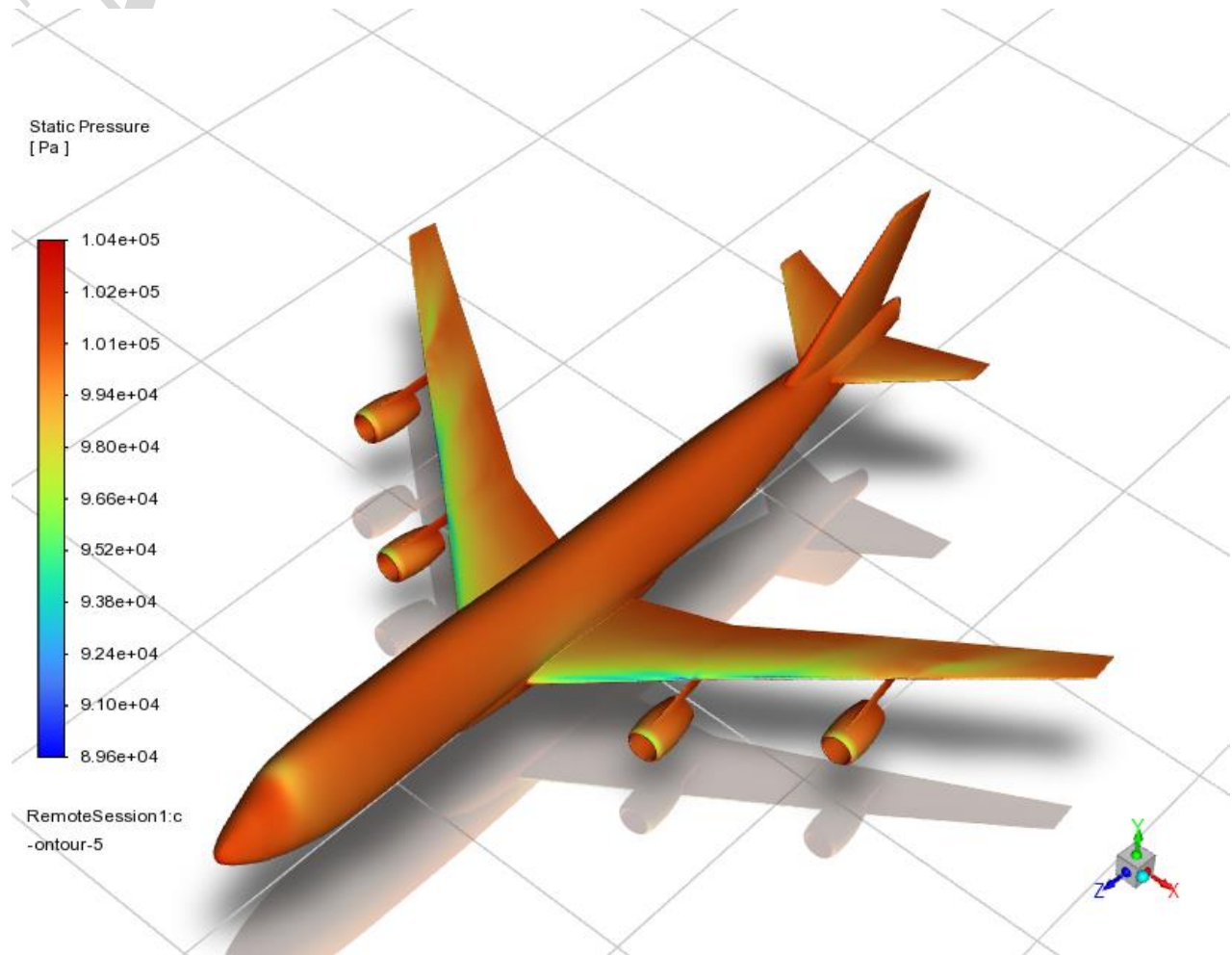
	AOA	$C_D$	$C_L$
1	$\alpha_1 = 7.5$ deg	0.0483	0.5659
2	$\alpha_2 = 8$ deg	0.0544	0.5949
3	$\alpha_3 = 9$ deg	0.0677	0.6442

با توجه به جداول ۴ و ۵، با اعمال تغییرات در زاویه حمله به مقدار مشخص، میزان تغییرات معادل در نیروهای پسا و برآ برای روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی و بارگذاری چند نقطه‌ای قابل مقایسه است.

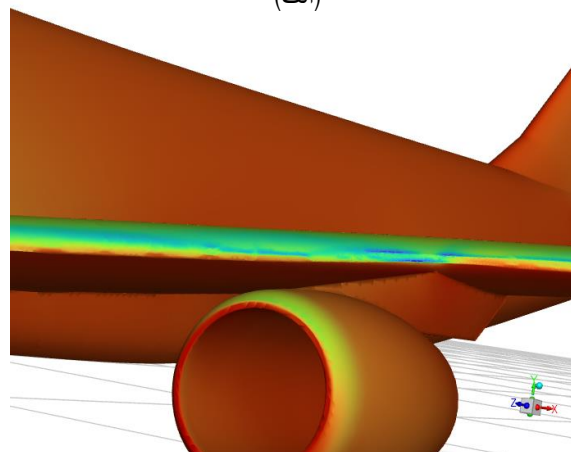
**جدول ۴-** مقایسه بین روش‌های چند نقطه‌ای و دینامیک سیالات محاسباتی در محاسبه ضرایب پسا.

**Table 4.** Comparison of the Multi-point and CFD Methods in computation of the drag coefficients.

Time period	$\Delta\alpha$	$\Delta C_D$		Difference%
		Multi-point	CFD	
$t_1$ to $t_2$	0.5	0.0097	0.0061	37.11%
$t_2$ to $t_3$	1	0.0197	0.0132	32.99%



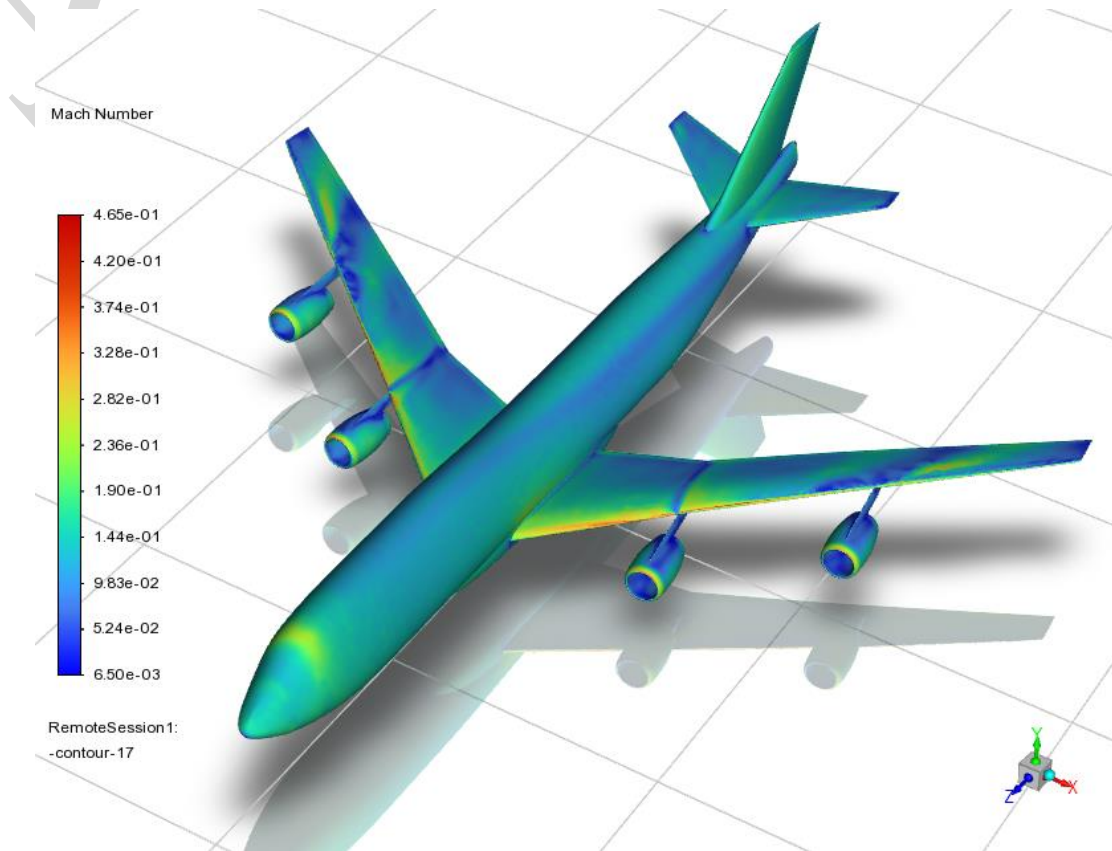
(الف)



(ب)

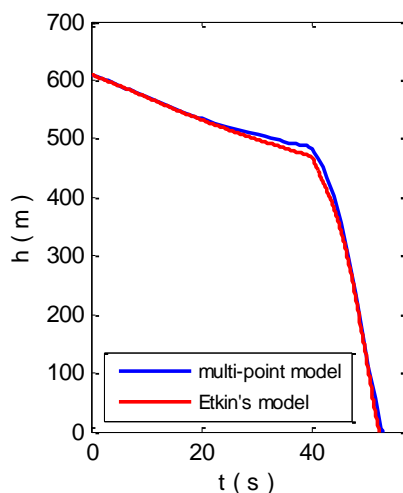
شکل ۹- توزیع فشار استاتیک برای شرایط پروازی شماره ۱ ( $V_1=79.5 \text{ m/s}$ ,  $\alpha_1=7.5 \text{ deg}$ ) (الف) پیکره‌بندی کامل هواپیما (ب) بزرگ‌نمایی شده روی لبه بال.

**Fig. 9.** Distribution of surface static pressure for the flight condition # 1 ( $V_1=79.5 \text{ m/s}$ ,  $\alpha_1=7.5 \text{ deg}$ ) (a) Complete aircraft configuration (b) Zoomed in on the wing edge.



شکل ۱۰- توزیع عدد ماخ برای شرایط پروازی شماره ۱ ( $V_1=79.5$  m/s,  $\alpha_1=7.5$  deg).

Fig. 10. Distribution of surface Mach number for the flight condition # 1 ( $V_1=79.5$  m/s,  $\alpha_1=7.5$  deg).

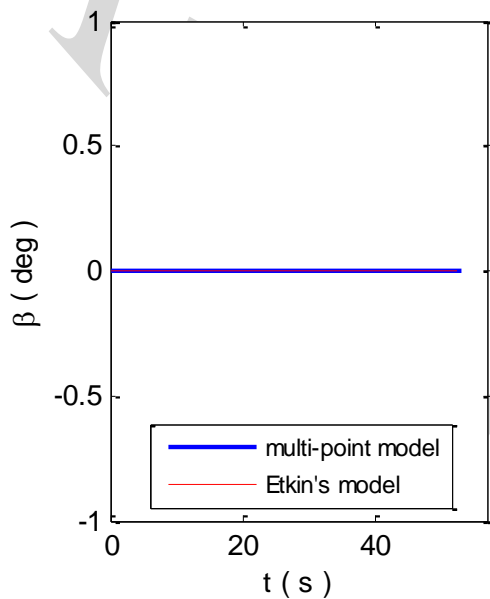


شکل ۱۱- ارتفاع هواپیما برای مدل چند نقطه‌ای و مدل اتکین در طی عبور از مایکروبرست.

Fig. 11. The altitude of the aircraft for the multi-point and the Etkin's models during flight through the microburst.

### ۳-۱-۲ مدل چهار نقطه‌ای اتکین

مدل چهار نقطه‌ای اتکین [۳۱] به عنوان دومین روش برای صحت-سنجی پژوهش حاضر انتخاب شده است. در ابتدا، ساختار مدل چند نقطه‌ای می‌بایست مشابه مدل اتکین به گونه‌ای طراحی گردد که آرایش و نحوه قرار گرفتن نقاط بر روی هواپیما مشابه آن تنظیم شود. به همین منظور تعداد نقاط مدل بارگذاری چند نقطه‌ای، با افزایش مساحت المان‌ها و کاهش تکرارهای الگوریتم، به چهار نقطه محدود می‌شود تا هم‌ترازی با موقعیت نقاط مطابق مدل اتکین تعیین گردد و یک مقایسه مطلوب انجام شود. سپس، شرایط اولیه هواپیما و مشخصه‌های مایکروبرست مطابق با مرجع [۳۰] تعیین می‌گردند. پارامترهای پروازی نظیر ارتفاع، سرعت، زاویه حمله و زاویه سرش جانبی برای هر دو مدل بارگذاری چند نقطه‌ای و اتکین مطابق شکل‌های ۱۱ تا ۱۴ به منظور بررسی پاسخ دینامیکی و عملکرد رفتار پروازی هواپیما با یکدیگر مقایسه شده‌اند.



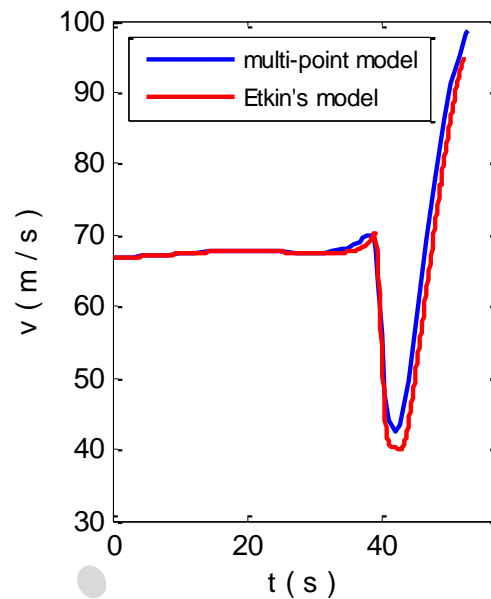
شکل ۱۴ - زاویه سرش جانبی هواپیما برای مدل چند نقطه‌ای و مدل اتکین در طی عبور از مایکروبرست.

**Fig. 14.** The aircraft's sideslip angle for the multi-point and the Etkin's models during flight through the microburst.

مطابق شکل‌های ۱۱ تا ۱۴، پارامترهای پروازی مذکور برای مدل بارگذاری چند نقطه‌ای در محدوده تفرانس‌های قابل قبول قرار دارند به نحوی که اختلاف موجود بین دو مدل در پارامتر ارتفاع برابر ۵/۵ درصد، پارامتر سرعت برابر ۹/۹ درصد و در زوایای حمله و سرش جانبی به ترتیب برابر ۷/۸ و ۰/۰ درصد می‌باشد. بنابراین، اعتبارسنجی بر اساس تطابق با مدل اتکین تأیید می‌شود.

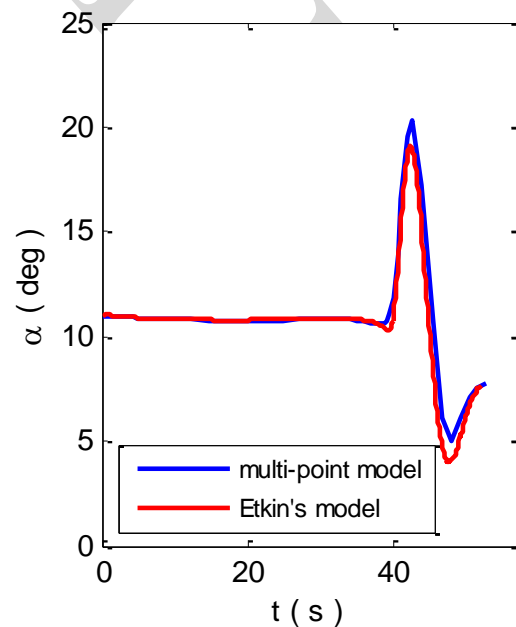
### ۳-۲ نتایج مدل بارگذاری چند نقطه‌ای

برای بررسی عملکرد دینامیکی هواپیما در میدان باد مایکروبرست می‌بایست شرایط اولیه برای شبیه‌سازی پرواز مشخص گردد. هواپیما در ارتفاع  $h = 458.0$  m در مواجهه با مایکروبرست نمونه قرار می‌گیرد. سرعت پرواز در این نقطه  $v = 66.9$  m/s می‌باشد. مقادیر اولیه  $\gamma$  و  $\alpha$  به ترتیب ۳- و ۱۱ درجه هستند. شبیه‌سازی برای معادلات حرکت شش درجه آزادی هواپیما انجام گردیده که با در مجاورت یکدیگر قرار گرفتن نتایج دو مدل چند نقطه‌ای و تک نقطه‌ای تفاوت‌های قابل توجهی در ضرایب آیرودینامیکی رویت شده است. نیروهای آیرودینامیکی ناشی از مایکروبرست در مدل بارگذاری چند نقطه‌ای با توزیع نقاط روی بال‌ها، دم افقی و عمودی به صورت مجزا به شرح شکل‌های ۱۵ تا ۱۷ نشان داده شده است که سهم هر جزء از



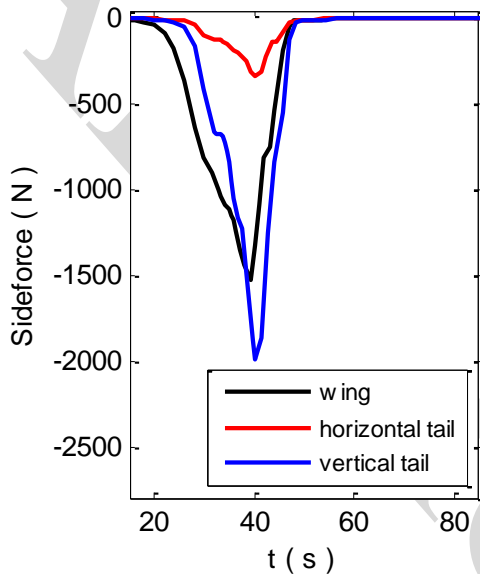
شکل ۱۲ - سرعت هواپیما برای مدل چند نقطه‌ای و مدل اتکین در طی عبور از مایکروبرست.

**Fig. 12.** The airspeed of the aircraft for the multi-point and the Etkin's models during flight through the microburst.



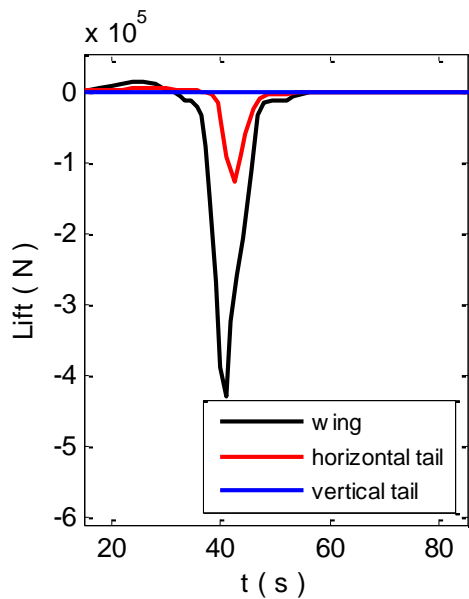
شکل ۱۳ - زاویه حمله هواپیما برای مدل چند نقطه‌ای و مدل اتکین در طی عبور از مایکروبرست.

**Fig. 13.** The aircraft's angle of attack for the multi-point and the Etkin's models during flight through the microburst.



شکل ۱۶ - نیروی جانبی تولید شده ناشی از مایکروبرست در بال، دم افقی و عمودی هواپیما.

Fig. 16. Generated sideforce induced by microburst on wing, horizontal and vertical tail of the aircraft

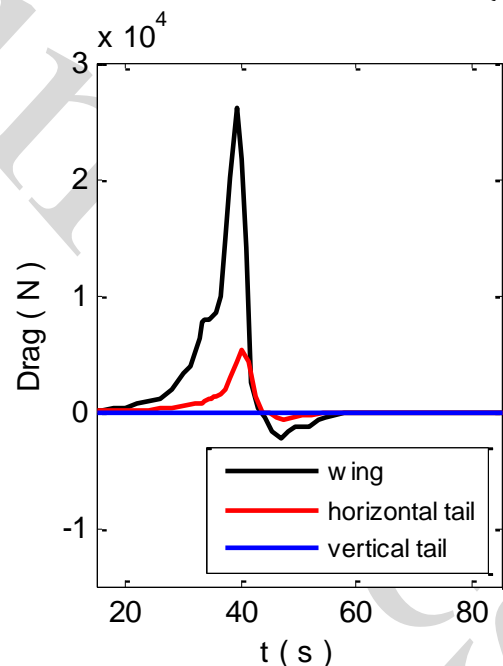


شکل ۱۷ - نیروی برآ تولید شده ناشی از مایکروبرست در بال، دم افقی و عمودی هواپیما

Fig. 17. Generated lift induced by microburst on wing, horizontal and vertical tail of the aircraft.

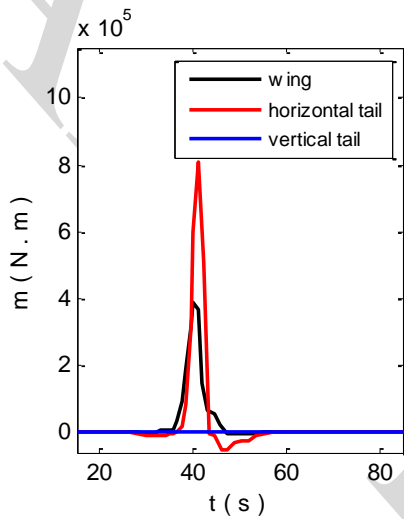
هواپیما در تولید نیروی‌های پسا، جانبی و برآ به تصویر کشیده شده است و اثر تجمعی آن به معادلات شش درجه آزادی حرکت هواپیما اعمال می‌گردد.

مطابق شکل‌های ۱۵ تا ۱۷، همانطور که مشاهده می‌شود نیروی پسا ناشی از مایکروبرست که به بال هواپیما اعمال گردیده حدود ۵ برابر بیشتر از مقدار اعمال شده‌ی آن به دم افقی می‌باشد. بیشترین مقدار نیروی جانبی ناشی از مایکروبرست به ترتیب به دم عمودی، بال و دم افقی اعمال می‌گردد. نیروی برآ ناشی از مایکروبرست که به بال هواپیما اعمال شده است حدود ۴/۵ برابر بیشتر از مقدار آن در دم افقی می‌باشد. به شیوه مشابه گشتاورهای آیرودینامیکی ناشی از مایکروبرست برای هر جزء از هواپیما به صورت جداگانه مطابق شکل-های ۱۸ تا ۲۰ به نمایش گذاشته شده است. مقادیر قابل توجهی از گشتاورهای آیرودینامیکی رول، پیچ و یاو به بال‌ها، دم افقی و عمودی اعمال گردیده که خود بیانگر تفاوت شایان در خروجی نتایج دو مدل خواهد بود.



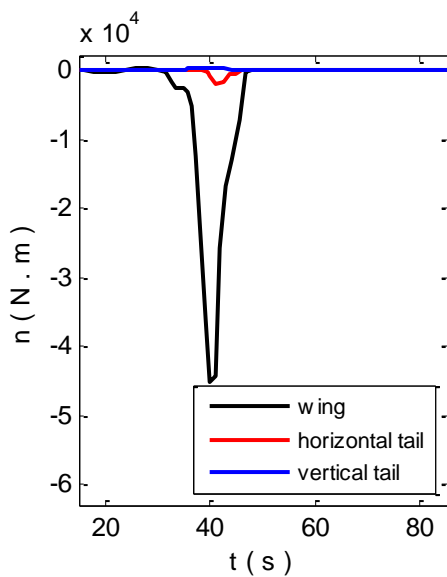
شکل ۱۵ - نیروی پسا تولید شده ناشی از مایکروبرست در بال، دم افقی و عمودی هواپیما.

Fig. 15. Generated drag induced by microburst on wing, horizontal and vertical tail of the aircraft.



شکل ۱۹- گشتاور پیچ تولید شده ناشی از مایکروبرست در بال، دم افقی و عمودی هواپیما.

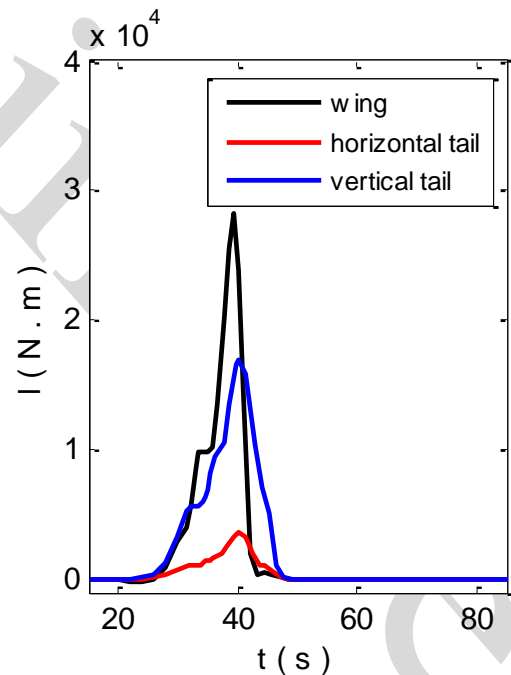
Fig. 19. Generated pitch moment induced by microburst on wing, horizontal and vertical tail of the aircraft.



شکل ۲۰- گشتاور یاء تولید شده ناشی از مایکروبرست در بال، دم افقی و عمودی هواپیما.

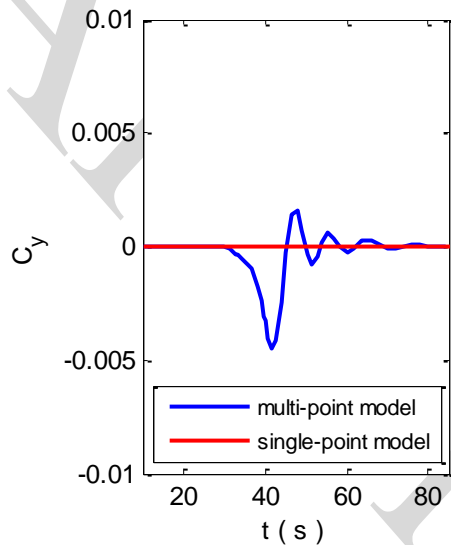
Fig. 20. Generated yaw moment induced by microburst on wing, horizontal and vertical tail of the aircraft.

همانطور که در شکل‌های ۱۸ تا ۲۰ قابل رویت است بیشترین میزان گشتاور رول ناشی از مایکروبرست به بال‌های هواپیما اعمال می‌شود که این مقدار حدود ۱/۷۵ برابر بیشتر از گشتاور رول شده به دم عمودی و همچنین حدود ۹ برابر بیشتر از گشتاور رول اعمال شده به دم افقی می‌باشد. میزان گشتاور پیچ اعمال شده به دم افقی هواپیما حدود ۲ برابر بیشتر از مقدار اعمال شده آن به بال‌ها می‌باشد. در طی عبور از مایکروبرست، بیشترین میزان گشتاور آیرودینامیکی یاء به بال‌های هواپیما اعمال می‌شود به طوری که مقدار اعمالی آن به دم افقی و عمودی ناچیز است. ضرایب آیرودینامیکی و تک نقطه‌ای نشان داده شده است که تفاوت قابل توجهی بین دو روش در تولید ضرایب آیرودینامیکی نیرو وجود دارد.



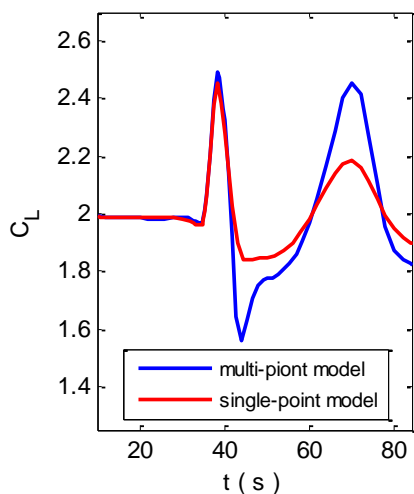
شکل ۱۸- گشتاور رول تولید شده ناشی از مایکروبرست در بال، دم افقی و عمودی هواپیما.

Fig. 18. Generated roll moment induced by microburst on wing, horizontal and vertical tail of the aircraft.



شکل ۲۲- ضریب آیرودینامیکی نیروی جانبی هواپیما حین ورود به میکروبرست در مدل‌های بارگذاری چند نقطه‌ای و تک نقطه‌ای.

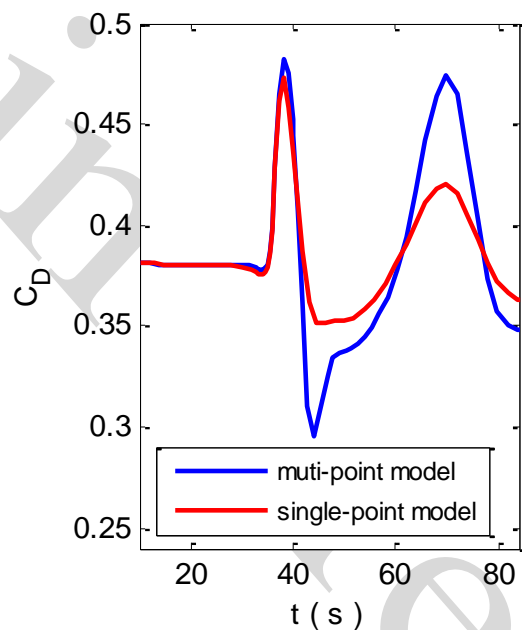
Fig. 22. Aerodynamic coefficient of sideforce during microburst in multi-point and single-point loading approaches.



شکل ۲۳- ضریب آیرودینامیکی نیروی برآ هواپیما حین ورود به میکروبرست در مدل‌های بارگذاری چند نقطه‌ای و تک نقطه‌ای.

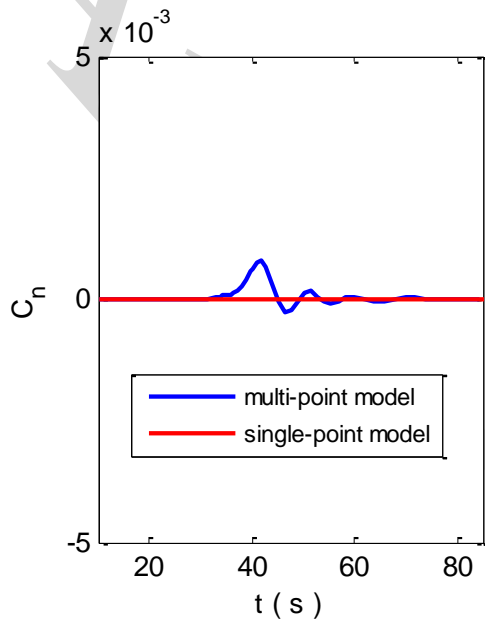
Fig. 23. Aerodynamic coefficient of lift during microburst in multi-point and single-point loading approaches.

مطابق شواهد موجود در شکل‌های ۲۱ تا ۲۳، در حین مواجهه با میکروبرست، هنگامی که هواپیما وارد پیشانی باد می‌شود مقادیر ضرایب پسا و برآ به دلیل افزایش اندک در زاویه حمله هواپیما، مقدار کمی افزایش می‌یابند. سپس هواپیما با هسته نیرومند میکروبرست مواجه می‌شود که شامل جریان رو به پایین قوی (داندرفت) می‌باشد. در این هنگام زاویه حمله به شدت کاهش می‌یابد که موجب کاهش در ضرایب پسا و برآ می‌شود. در نهایت با ورود هواپیما به دم‌باد و افزایش زاویه حمله به دلیل جریان رو به بالا در میدان میکروبرست، ضرایب پسا و برآ به همان نسبت افزایش می‌یابند. ضریب آیرودینامیکی نیروی جانبی نیز در مدل چند نقطه‌ای دارای مقدار بوده در حالی که در مدل تک نقطه‌ای برابر با صفر می‌باشد. ضرایب آیرودینامیکی  $C_n$ ،  $C_m$ ،  $C_l$  مطابق شکل‌های ۲۴ تا ۲۶ برای دو مدل چند نقطه‌ای و تک نقطه‌ای نشان داده شده است.



شکل ۲۱- ضریب آیرودینامیکی نیروی پسا هواپیما حین ورود به میکروبرست در مدل‌های بارگذاری چند نقطه‌ای و تک نقطه‌ای.

Fig. 21. Aerodynamic coefficient of drag during microburst in multi-point and single-point loading approaches.



شکل ۲۶- ضریب آیرودینامیکی گشتاور یاو هواپیما حین ورود به مایکروبرست در مدل های بارگذاری چند نقطه‌ای و تک نقطه‌ای.

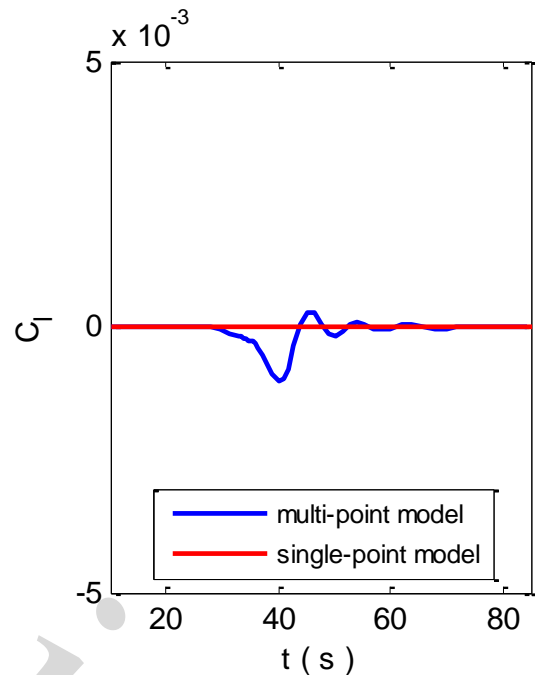
Fig. 26. Aerodynamic coefficient of yaw moment during microburst in multi-point and single-point loading approaches.

همانطور که مشاهده می‌شود ضرایب آیرودینامیکی یاو و رول فقط در مدل چند نقطه‌ای دارای مقدار بوده و روش تک نقطه‌ای قادر به محاسبه آن نیست. زیرا در این روش به دلیل اعمال مایکروبرست تنها به مرکز جرم هواپیما و عدم در نظر گرفتن تغییرات میدان باد بر روی پیکره‌بندی بال و بدنه هواپیما گشتاوری تولید نمی‌شود. اما روش چند نقطه‌ای با در نظر گرفتن گرادیان باد در راستای بال و دم هواپیما به نحوی متفاوت عمل می‌کند. تفاوت چشمگیری در ضریب آیرودینامیکی پیچ به دلیل قیچی باد ناشی از مایکروبرست و نحوه اعمال آن به هواپیما در دو روش قابل مشاهده می‌باشد.

### نتیجه گیری

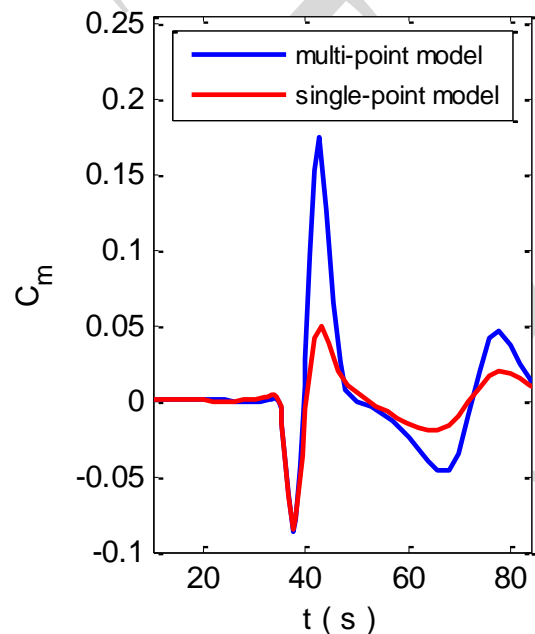
مدل‌های آیرودینامیکی یکپارچه مرسوم (تک نقطه‌ای) که در مطالعات اخیر به کار گرفته می‌شدند؛ برای رفتارهای پیچیده هواپیما نظیر نواحی شدیداً غیر خطی یا مواجهه با مایکروبرست مناسب نیستند. بنابراین در این مقاله، اثرات باد متغیر مایکروبرست و پاسخ هواپیما به آن، با بهره‌گیری از یک مدل بارگذاری چند نقطه‌ای بررسی شده است. دستاوردهای این پژوهش به شرح مطالب زیر ارائه می‌گردد:

- این مدل قادر است نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی ناشی از مایکروبرست را بر روی اجزاء هواپیما به هدف شناسایی دقیق‌تر ویژگی‌های آن بازتولید نماید.



شکل ۲۴- ضریب آیرودینامیکی گشتاور رول هواپیما حین ورود به مایکروبرست در مدل های بارگذاری چند نقطه‌ای و تک نقطه‌ای.

Fig. 24. Aerodynamic coefficient of roll moment during microburst in multi-point and single-point loading approaches.



شکل ۲۵- ضریب آیرودینامیکی گشتاور پیچ هواپیما حین ورود به مایکروبرست در مدل های بارگذاری چند نقطه‌ای و تک نقطه‌ای.

Fig. 25. Aerodynamic coefficient of pitch moment during microburst in multi-point and single-point loading approaches.

- [۴] F. H. Proctor, "Numerical simulations of an isolated microburst. Part I: Dynamics and structure," *Journal of Atmospheric Sciences*, vol. 45, no. 21, pp. 3137-3160, 1988.
- [۵] T. Adachi, K. Kusunoki, S. Yoshida, K.-i. Arai, and T. Ushio, "High-speed volumetric observation of a wet microburst using X-band phased array weather radar in Japan," *Monthly Weather Review*, vol. 144, no. 10, pp. 3749-3765, 2016.
- [۶] P. De Meutter *et al.*, "Predicting small-scale, short-lived downbursts: Case study with the NWP limited-area ALARO model for the Pukkelpop thunderstorm," *Monthly Weather Review*, vol. 143, no. 3, pp. 742-756, 2015.
- [۷] M. M. Wolfson, R. L. Delanoy, B. E. Forman, R. G. Hallowell, M. L. Pawlak, and P. D. Smith, "Automated microburst wind-shear prediction," *Lincoln Laboratory Journal*, vol. 7, no. 2, 1994.
- [۸] M. PSIAKI and R. STENGEL, "Performance limits for optimal microburst encounter," in *15th Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 1988, p. 4367.
- [۹] Z. X. Gao and Z. Q. Li, "Predictive controller for aircraft landing under wind shear," *Applied Mechanics and Materials*, vol. 587, pp. 2030-2035, 2014.
- [۱۰] K.-W. Leong and D. A. Vincenzi, "Predictive flight trajectory for low thrust-to-weight ratio airplanes approaching microburst," *Journal of Aircraft*, vol. 57, no. 6, pp. 1062-1073, 2020.
- [۱۱] H. Visser, "Optimal lateral-escape maneuvers for microburst encounters during final approach," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 17, no. 6, pp. 1234-1240, 1994.
- [۱۲] V. Somashekar and A. I. S. Raj, "Experimental study of microburst effects on airfoil for micro/unmanned aerial vehicle applications," in *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2316, no. 1, p. 020002: AIP Publishing LLC.
- [۱۳] P. Nechaj *et al.*, "Monitoring of low-level wind shear by ground-based 3D lidar for increased flight safety, protection of human lives and health," *International Journal of Environmental Research and Public Health*, vol. 16, no. 22, p. 4584, 2019.
- [۱۴] J. McCarthy, R. Serafin, J. Wilson, J. Evans, C. Kessinger, and W. P. Mahoney III, "Addressing the microburst threat to aviation: research-to-operations success story," *Bulletin of the American Meteorological Society*, vol. 103, no. 12, pp. E2845-E2861, 2022.

- نتایج حاصل از این مدل با حل انتگرال بارهای متغیر و غیر یکنواخت توزیع شده توسط مایکروبرست در امتداد هر سطح هواپیما استخراج گردیده که در مقایسه با نتایج رویکردهای مدل‌سازی در مطالعات اخیر به برتری نسبی دست یافت.
- لازم به ذکر است انجام مانورهای پر خطر در شرایط قیچی‌باد برای استخراج داده‌های واقعی پرواز به منظور اعتبارسنجی اجتناب پذیر می‌باشد؛ به همین منظور مدل پیشنهادی به کمک تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی و همچنین مدل چهار نقطه-ای اتکین با سطح رضایت بخش پشتیبانی و راستی‌آزمایی شده است.
- نتایج این تحقیق از این حیث دارای اهمیت می‌باشد که موجب ارتقاء سطح استانداردهای کیفی در سیمولاتورهای پرواز موجود در مراکز آموزشی خواهد شد که خود باعث بهبود سطح ایمنی در صنعت هوانوردی و کاهش سوانح هوایی می‌باشد.
- یک مدل دینامیکی کاملاً همگون از هواپیما و اثرات مایکروبرست این امکان را برای خلبانان فراهم می‌آورد که هنگام آموزش در یک سیمولاتور کامل پروازی مجهز به یک مدل واقع‌گرایانه مایکروبرست، درک جامع و دقیق از این پدیده را داشته باشند.
- مدل پیشنهادی، تولیدکنندگان در سطح دنیا و مهندسين در حوزه کنترل و اویونیک را ترغیب خواهد نمود تا با اتکاء به مدلسازی دقیق مایکروبرست فرصتی را برای طراحی انواع اتوپایلته‌ها فراهم آورند که قادر باشد با حفظ ایمنی از این پدیده جوی خطرناک عبور نمایند.

## تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## مراجع

- [۱] J. Chen, L. Wang, J. Fu, and Z. Yang, "Engineering comprehensive model of complex wind fields for flight simulation," *Aerospace*, vol. 8, no. 6, p. 145, 2021.
- [۲] W. Qu, B. Ji, and J. Wang, "Numerical analysis of factors influencing the downburst wind profiles," *Wind Engineering*, 2009.
- [۳] L. Feng, J. Zheng, J. Pan, H. Bai, and J. Zhang, "Analysis of the causes and wind field structure of a dry microburst in a weak weather background," *Atmosphere*, vol. 14, no. 10, p. 1540, 2023.

- Wind Fields for Flight Simulation," *Aerospace*, vol. 8, no. 6, 2021.
- [۲۶] L. Moraru and M. Stoia-Djeska, "Notes Regarding the Dynamics of an Airplane subjected to Vertical Gusts," *INCAS Bulletin*, vol. 12, no. 1, pp. 127-134, 2020.
- [۲۷] R. K. Vuppala, Z. Krawczyk, R. Paul, and K. Kara, "Modeling advanced air mobility aircraft in data-driven reduced order realistic urban winds," *Scientific Reports*, vol. 14, no. 1, p. 383, 2024.
- [۲۸] W. Cui, W. Liu, and X. Lei, "Modeling and simulation of microburst wind shear in the flight simulator," in *Proceedings of 2014 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*, 2014, pp. 1095-1100: IEEE.
- [۲۹] M. Khalid, "Crosswise Wind Shear Represented as a Ramped Velocity Profile Impacting a Forward-Moving Aircraft," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2019, no. 1, p. 7594737, 2019.
- [۳۰] J. Wang, X. Song, and Y. Wang, "Modeling and simulation of china c series large aircraft with microburst," *Mathematical Problems in Engineering*, vol. 2016, no. 1, p. 2371594, 2016.
- [۳۱] B. Etkin, *Dynamics of atmospheric flight*. Courier Corporation, 2012.
- [۳۲] G. Zhenxing, G. Hongbin, and L. Hui, "Real-time simulation of large aircraft flying through microburst wind field," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 22, no. 5, pp. 459-466, 2009.
- [۳۳] D. Galway, J. Etele, and G. Fusina, "Development and implementation of an urban wind field database for aircraft flight simulation," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 103, pp. 73-85, 2012.
- [۳۴] A. Pourmoradi, "Dynamic response of the aircraft to wind shear using multi-points loading approach," 2018.
- [۳۵] A. Pourmoradi and M. Sabzehparvar, "The impact of microburst-induced load variations on aircraft performance through numerical simulation," *Scientific Reports*, vol. 15, no. 1, p. 22330, 2025.
- [۳۶] H. Ali, M. R. Rasani, Z. Harun, and M. A. Shahid, "Passive flow-field control using dimples for improved aerodynamic flow over a wing," *Scientific Reports*, vol. 14, no. 1, p. 12918, 2024.
- [۱۵] T. T. Fujita, "Proposed characterization of tornadoes and hurricanes by area and intensity," 1971.
- [۱۶] R. M. Oseguera and R. L. Bowles, "A simple, analytic 3-dimensional downburst model based on boundary layer stagnation flow," 1988.
- [۱۷] R. P. Selvam and J. Holmes, "Numerical simulation of thunderstorm downdrafts," *Journal of wind engineering and industrial aerodynamics*, vol. 44, no. 1-3, pp. 2817-2825, 1992.
- [۱۸] Y. Zhang, H. Hu, and P. P. Sarkar, "Comparison of microburst-wind loads on low-rise structures of various geometric shapes," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 133, pp. 181-190, 2014.
- [۱۹] P. Chan and Q. Li, "Some observations of low level wind shear at the Hong Kong International Airport in association with tropical cyclones," *Meteorological Applications*, vol. 27, no. 2, p. e1898, 2020.
- [۲۰] A. Khattak, P.-w. Chan, F. Chen, and H. Peng, "Assessing wind field characteristics along the airport runway glide slope: An explainable boosting machine-assisted wind tunnel study," *Scientific Reports*, vol. 13, no. 1, p. 10939, 2023.
- [۲۱] K. L. Pryor, "Downburst monitoring and prediction studies," in *Field Measurements for Passive Environmental Remote Sensing*: Elsevier, 2023, pp. 411-429.
- [۲۲] A. Motamedi, M. Sabzehparvar, and M. Mortazavi, "Real-time wind estimation from the internal sensors of an aircraft using machine learning," *Soft Computing*, vol. 28, no. 17, pp. 10601-10628, 2024.
- [۲۳] L. Li, A. Shao, K. Zhang, N. Ding, and P.-W. Chan, "Low-level wind shear characteristics and lidar-based alerting at Lanzhou Zhongchuan International Airport, China," *Journal of Meteorological Research*, vol. 34, no. 3, pp. 633-645, 2020.
- [۲۴] X. Huang *et al.*, "Evolution and structure of a dry microburst line observed by multiple remote sensors in a Plateau airport," *Remote Sensing*, vol. 14, no. 15, p. 3841, 2022.
- [۲۵] J. Chen, L. Wang, J. Fu, and Z. Yang, "Engineering Comprehensive Model of Complex