

Fig. 2 Aircraft encountering with microburst and deviating from the flight path.

شکل 2 عبور هواپیما از پدیده مایکروبست که منجر به خارج شدن هواپیما از مسیر حرکت خود می‌شود [5].

مرکزی و هسته‌ی قوی مایکروبست خواهد رسید که جریان عمودی شدید به سمت پایین دارد که به دلیل تقلیل در تراست، هواپیما توان مقابله با آن را ندارد و سقوط خواهد کرد چنانچه از این قسمت هم عبور نماید به دمیداد برخورد خواهد کرد و تعادل خود را از دست خواهد داد [5].

بر اساس علوم هوایی قیچی باد عبارت است از تغییرات جهت و سرعت بادی که یک هواپیما در طول فاصله‌ای مشخص یا بازه زمانی خاصی تجربه می‌کند و از دو مؤلفه تشکیل شده است. قیچی باد افقی؛ که تغییر باد در طول فاصله‌ای افقی است و قیچی باد عمودی؛ که تغییر باد در امتداد فاصله‌ای عمودی می‌باشد که هر دو مورد معمولاً در اتمسفر اتفاق می‌افتد. بر مبنای تعریف قیچی باد هم تغییرات سرعت روی بال و بدنه هواپیما و هم علاوه بر تغییرات سرعت، تغییرات جهت بردار روی بدنه و بال هواپیما می‌تواند باعث قیچی باد شود. اهمیت بررسی تغییرات جهت بردار از تغییرات سرعت در تحلیل این پدیده بالاتر است.

شکل 3 اطلاعات آماری پراکندگی پدیده مایکروبست در سطح دنیا را که از سازمان ایکایو⁹ به چاپ رسیده است، نشان می‌دهد [6].

خلبانان در این موارد اغلب توجیه شده و آمادگی مقابله با این پدیده وحشتناک را دارند. در واقع به آنان توصیه می‌شود که نباید به سرعت واماندگی¹⁰ نزدیک شوند. در شرایط شدید اغتشاشات جوی، تکیه بر مهارت خلبان می‌تواند به هدایت هواپیما با دستگاه و انتخاب ارتفاع مورد نظر کمک نماید و همانکنون در جهت کم کردن مخاطرات پدیده قیچی باد و تعیین روش‌هایی که اثرات آن را به حداقل برساند اقداماتی انجام شده است.



Fig. 3 Distribution of the microburst worldwide

شکل 3 پراکندگی پدیده مایکروبست در سطح دنیا [6]

⁹ ICAO

¹⁰ Stall

فرال¹ نشان دادند که حداکثر سرعت باد دانبرست² در 50 متری سطح زمین رخ می‌دهد، با این وجود که این سازمان‌ها می‌توانند سرعت واقعی را محاسبه کنند، اما اعلام داشتند که غیر قابل پیش‌بینی بودن این پدیده در زمان و مکان مشخص چالش بزرگ‌تر است [2].

مایکروبست³، یک داندرفت⁴ شدید با ابعاد کوچک است که در ابتدا به صورت عمودی از پایه ابر⁵ جریان پیدا می‌کند. این جریان عمودی به هنگام نزول از پایه ابر شتاب می‌گیرد و در طی چند ثانیه به صورت بادهای تندد به نزدیکی زمین می‌رسد و در ادامه در نزدیکی سطح زمین به دلیل برخورد با هوای سرد به صورت چرخشی فوران می‌کند و یک جریان خروجی به صورت مخروطی ایجاد می‌شود، که محدوده شعاعی آن کمتر از 4 کیلومتر است و سرعت آن گاهی به 270 کیلومتر بر ساعت هم می‌رسد. میدان جریان یک مایکروبست توسعه یافته تفاوت زیادی با یک باد مرسوم در اتمسفر دارد [3]. مایکروبست از نظر نوع بارش مطابق شکل 1 به سه دسته تقسیم می‌شود [3]:

1- مایکروبست مرتبط: اگر جریان مایکروبست از پایه ابر همراه با بارش باشد.

2- مایکروبست خشک: اگر جریان مایکروبست از پایه ابر بدون بارش باشد.

3- مایکروبست نیمه مرتبط: اگر جریان مایکروبست از پایه ابر همراه با اندکی بارش باشد.

همان‌طور که از شکل 1 مشخص است مایکروبست خشک از ارتفاعات بالاتری نسبت به مایکروبست نیمه مرتبط و مرتبط شروع به توسعه پذیری می‌کند [4].

پدیده مایکروبست تأثیر ناگواری روی هواپیما در فاز نشست و برخاست (ارتفاع پایین) دارد. شکل 2 یک مسیر پروازی دو بعدی هواپیما را حین عبور از مایکروبست نشان می‌دهد.

همان‌طور که در شکل 2 ملاحظه می‌شود، هواپیما در مواجهه با پدیده مایکروبست ابتدا به پیشانی باد برخورد می‌کند. در طی این برخورد نیروی لیفت وارد شده به آن افزایش پیدا می‌کند و آن را به بالای خط شب پرواز⁶ منتقل می‌کند و ممکن است که حتی خلبان فریفته شود و با استفاده از ترائل⁷ نیروی تراست⁸ را کاهش دهد. در حالی که هواپیما به زودی به قسمت

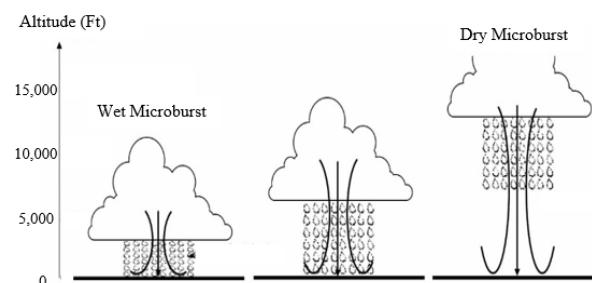


Fig. 1 Three type of the microburst precipitation

شکل 1 سه نوع مایکروبست از نظر نوع بارش [4]

¹ Federal Aviation Administration (FAA)

² Downburst

³ Microburst

⁴ Downdraft

⁵ Cloudy base

⁶ Glide Slope

⁷ Throttle

⁸ Trust

دادند و مشاهده کردند که هواپیما قبیل از برخورد به زمین دوباره اوج گرفت، بعد از آن از مدل جسم صلب (تکنقطه^۵) و در نهایت از مدل چند نقطه^۶ مذکور کمک گرفتند. درنهایت با اتفاقی کردن پارامترهای مشخصه مایکروبرست، سانحه بر مبنای وضعیت نهایی هواپیما تعریف شد. آنها با آزمایش روی مدل دوگان^۷ نشان دادند که با استفاده از کنترل و تراست با هم احتمال سانحه از بازه % 60-70 به 30-40% کاهش یافت ولی با آزمایش روی مدل از گرایو-بلز^۸ احتمال سانحه را در بازه % 80-90 تعیین کردند که این احتمال با استفاده از تراست و کنترل تغییری نمی‌کند [11].

2- مدل‌سازی

در این بخش، در ابتدا معادلات سه درجه آزادی غیرخطی در حالت بدون باد درنظر گرفته می‌شود؛ از آن جا که رفتار هواپیما کاملاً غیرخطی و تحت تأثیر شرایط محیطی و فیزیکی اش قرار دارد لذا این ساختار در حضور مشتقات غیرخطی پایداری می‌تواند توانایی و عملکرد وسیله را با تقریب بسیار خوبی نمایش دهد. سپس یک مدل از مایکروبرست ارائه گردد، بعد از آن پاید برای اتفاقی کردن عامل فیچی باد یک توربولانس مناسب مدل سازی شود. در نهایت باید توربولانس به مدل مایکروبرست آگشته شود و اثر آن وارد معادلات حرکت غیرخطی هواپیما شود.

لازم به ذکر است که ضرایب و مشتقات پایداری ارائه شده در این فصل در جهت به دست آوردن نیروها و ممان‌های وارد به هواپیما استفاده گردیده است و حاصل اثر این نیروها و ممان‌ها بر مرکز جرم هواپیما است اما در این پروژه هواپیما در مواجهه با یک باد متغیر قرار می‌گیرد که بردار آن در سراسر بدنه و بال هواپیما متغیر است و نمی‌توان اعمال آن را منحصر به یک نقطه دانست بلکه باید اثر آن را به نقاط دیگر بدنه و بال اعمال نمود تا گشتاور حاصل از آن نیز به معادلات دینامیکی هواپیما وارد شود که در اینجا بحث مدل جسم صلب چند نقطه‌به وجود می‌آید که در پایان این بخش به طور مفصل مورد بررسی قرار می‌گیرد.

2-1- مدل مایکروبرست

در این پروژه از مدل باد ویکروی استفاده می‌شود. این مدل تقریب بسیار خوبی از شرایط واقعی و سه بعدی اثر باد ارائه می‌دهد زیرا در آن توزیع سرعت‌های افقی به ارتفاع وابسته است، اثرات لایه مرزی سرعت در نزدیکی سطح زمین در نظر گرفته می‌شود و معادلات بقای جرم ارضاء می‌شود.

این مدل پیرامون چهار پارامتر تعریف می‌شود: شعاع و ارتفاع بیشترین مقدار سرعت افقی، مقیاس باد و توابع شکل داده شده که در راستای شعاعی و ارتفاع‌های پایین تلقیقی از مدل تحلیلی و داده‌های اندازه‌گیری شده است. در صورتی که در ارتفاع‌های بالاتر، تمايل دارد مقدار باد را نسبت به داده‌های اندازه‌گیری شده ارزیابی کند. همچنین گرادیان‌های سرعت باد بر حسب تغییرات موقعیت و زمان را به خوبی می‌توان از مشق گرفتن از رابطه تحلیلی حاصل محاسبه و اثر این تغییرات را نیز در معادلات حرکتی لحاظ نمود.

معادلات مولفه‌های مدل باد مطابق روابط (1) تا (3) است [12]:

$$W_x = \frac{\lambda x}{2} [e^{c_1(z/z_{\max})} - e^{c_2(z/z_{\max})}] e^{\frac{2-(x^2+y^2)a/r_p^2a}{2a}} \quad (1)$$

$$W_y = \frac{\lambda y}{2} [e^{c_1(z/z_{\max})} - e^{c_2(z/z_{\max})}] e^{\frac{2-(x^2+y^2)a/r_p^2a}{2a}} \quad (2)$$

راههای دستیابی اصولی که برای نقصان خطر رو برو شدن با پدیده قیچی باد وجود دارند عبارت‌اند از:

1- آموزش خاص خلبانان؛

2- سیستم شبکه هشدار دهنده مستقر در زمین؛

3- نصب سیستم هشدار دهنده در کابین هواپیما و سیستم‌های هدایت هواپیما به حالت اولیه.

هر یک از راههای فوق مورد توجه بوده و نوید کمک مؤثر در جهت محفوظ ماندن از خطرات این پدیده را به وجود آورده‌اند. ولی نکته‌ای که حائز اهمیت می‌باشد این است که می‌توان گفت پیش‌بینی یک مدت کوتاه قبل از رویارویی هواپیما با اغتشاش چند نقطه‌به قبل از فرود می‌تواند یک پرواز امن‌تر برای مسافرین فراهم کند؛ لذا در این پروژه با تحلیل مستقیم بر روی پارامترهای پروازی هواپیما در حضور مایکروبرست، و بدست آوردن رفتار پروازی هواپیما حین رویارویی با این پدیده می‌توان به پیشرفت در تولید سیستم‌های هشدار دهنده داخل کابین هواپیما در صنعت هواپیمایی نقش به سازابی داشت.

اکنون تحقیقات پیشین در این زمینه بررسی می‌گردد. حوزه مدل‌سازی هواپیما به دو بخش تقسیم می‌شود. بخش اول، آن دسته از تحقیقاتی هستند که اثر مایکروبرست تنها به مرکز جرم هواپیما اعمال می‌گردد و بخش دوم، آن دسته هستند که میدان باد علاوه بر مرکز جرم به نقاط دیگر هواپیما اعمال می‌شود که تعداد تحقیقات در این زمینه انجشت شمار بوده و تاکنون مقالات اندکی از آن به چاپ رسیده است.

چاچ و همکاران روی یک مدل سه بعدی مایکروبرست تحت عنوان روش حلقه گرداب^۱ کار کردند و یک مدل تکنقطه از هواپیمای بوینگ 737 برای شبیه‌سازی عملکرد هواپیما در حضور مایکروبرست انتخاب کردند. در نهایت با توجه به اهمیت مایکروبرست در پیشامدهای پروازی، شبیه‌سازی خود را در نرمافزار فلاگت گیر^۲ تست گرفتند تا رفتار هواپیما را تحت اثر مایکروبرست بررسی کنند [7]. وانگ و همکاران معادلات غیر خطی برای مدل تکنقطه هواپیما تحت اثر شرایط باد متغیر استفاده کردند و از چهار پارامتر برای گرادیان باد در محاسبه ضرایب آبرو دینامیکی برای شبیه‌سازی واقعی تر استفاده کردند [8].

اتکین اولین ایده شبیه‌سازی چند نقطه‌به هواپیما در حضور مایکروبرست را در کتاب خود به چاچ رسانید، برای این منظور او یک مدل چهار- نقطه برای هواپیما درنظر گرفت که دو نقطه آن روی بال هواپیما تعییه شده است و روی گشتاور عرضی اثرگذار است و در راستای طولی هواپیما علاوه بر مرکز جرم، یک نقطه بر روی دم هواپیما وجود دارد که اثرات باد متغیر در راستای طولی به این نقطه نیز وارد می‌شود [9]. ژنزنینگ و همکاران از مدل ارائه شده اتکین برای شبیه‌سازی در زمان واقعی^۳ یک هواپیمای بزرگ در میان مایکروبرست استفاده کردند [10].

آثاری و همکاران نیز مدل اتکین را بکار گرفتند با این تفاوت که در راستای طولی سه - نقطه فرض نمودند (مرکز جرم، دماغه و دم). به دلیل کم بودن تراست هواپیما و اینکه هواپیما در ارتفاع پایین با پدیده مایکروبرست مواجه می‌شود؛ در نگاه اول به نظر می‌رسد که با افزایش تراست می‌توان اینترسی هواپیما را بالا برد و قبل از برخورد آن به زمین به آن اوج داد. آنها ابتدا با در نظر گرفتن مدل جرم نقطه شبیه‌سازی خود را انجام

¹ Vortex ring method

² Flight Gear

³ Real-Time

⁴ Point mass

⁵ Single-point

⁶ Multi-points

⁷ Dogan

⁸ Osegueda - Bowles

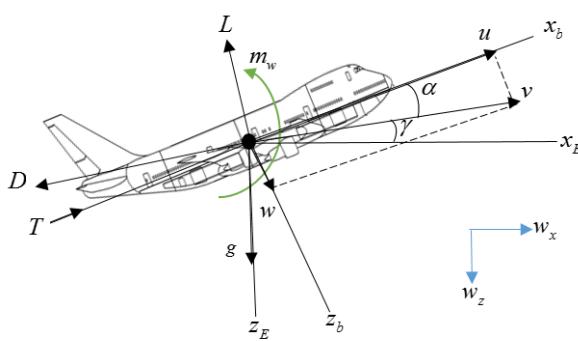


Fig. 4 Coordinate system and reference frames in the microburst presence

شکل ۴ دیاگرام آزاد هواپیما در حضور مایکروبست

$$\dot{z} = V \sin \gamma - W_z - W_{g_w} \quad (6)$$

$$\dot{V} = \frac{T}{m} \cos \alpha - \frac{D}{m} - g \sin \gamma - \dot{W}_x \cos \gamma + \dot{W}_z \sin \gamma \quad (7)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{mV} [L + T \sin \alpha] - \frac{g \cos \gamma}{V} \quad (8)$$

$$+ \frac{1}{V} [\dot{W}_x \sin \gamma + \dot{W}_z \cos \gamma] \quad (8)$$

$$\dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \quad (9)$$

$$\dot{q} = \frac{M}{I_{yy}} \quad (10)$$

معادلات نیروها و گشتاور آبرودینامیکی مطابق روابط (11) تا (14) می‌باشد:

$$L = \bar{q} S C_L \quad (11)$$

$$D = \bar{q} S C_D \quad (12)$$

$$M = \bar{q} S \bar{c} C_m \quad (13)$$

$$\bar{q} = 0.5 \rho V^2 \quad (14)$$

L و D به ترتیب نیروی لیفت و درگ، M گشتاور طولی و \bar{q} فشار دینامیکی می‌باشد. مشتقات پایداری از روابط (15) تا (17) پیروی می‌کنند [16]:

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_a} \alpha + C_{L_e} \frac{\bar{c}}{2V} \dot{\alpha} + \frac{\bar{c}}{2V} C_{D_q} q + C_{D_{\alpha_e}} \partial_e \quad (15)$$

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_a} \alpha + C_{D_e} \frac{\bar{c}}{2V} \dot{\alpha} + \frac{\bar{c}}{2V} C_{D_q} q + C_{D_{\alpha_e}} \partial_e \quad (16)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_a} \alpha + C_{m_e} \frac{\bar{c}}{2V} \dot{\alpha} + \frac{\bar{c}}{2V} C_{m_q} q + C_{m_{\alpha_e}} \partial_e \quad (17)$$

C_L و C_D به ترتیب ضریب لیفت و درگ و C_m ضریب گشتاور طولی می‌باشد. همان‌طور که مشاهده می‌شود اثر باد به معادلات دینامیک و سینماتیک دورانی اعمال نشده‌است. اثر مایکروبست تنها به معادلات دینامیک و سینماتیک انتقالی وارد می‌شود. در این مدل هواپیما جسم صلب فرض شده است و اثر مایکروبست همانند نیروهای آبرودینامیکی و گرانش تنها به یک نقطه (مرکز جرم) وارد می‌شود. این مدل در شبیه‌سازی دقیق و واقعی پرواز مناسب نمی‌باشد زیرا باد متغیر است و پروفیل باد در مرکز جرم با مقدار آن که به نقاط دیگر هواپیما وارد می‌شود متفاوت است.

2-4- مدل تراست

وقتی که خلبان متوجه حضور تنش شود، مقدار تراست را تا مقدار ماقزیم افزایش می‌دهد. از لحظه‌ای که خلبان متوجه شود تا لحظه‌ای که شروع به افزایش تراست می‌کند معمولاً مدت زمانی طول می‌کشد که تأخیر خلبان گفته می‌شود و با t_p نشان داده می‌شود که در طول این مدت تراست ثابت است. از لحظه شروع افزایش تراست تا وقتی که تراست به ماقزیم خود

$$W_z = -\lambda \left\{ \frac{Z_{\max}}{C_1} [e^{C_1(z/z_{\max})} - 1] - \frac{Z_{\max}}{C_2} [e^{C_2(z/z_{\max})} - 1] \right\} \\ \times \left[1 - \frac{(x^2 + y^2)^a}{2r_p^{2a}} \right] e^{\frac{-2(x^2 + y^2)^a / r_p^2 a}{2a}} \quad (3)$$

که در معادلات بالا، r_p و Z_{\max} به ترتیب شاعر و ارتفاع در بیشترین مقدار سرعت افقی، a مقدار متغیر تابع شکل داده شده و λ فاکتور مقیاس مایکروبست می‌باشد و مقدار آن از رابطه (4) بدست می‌آید:

$$\lambda = \frac{2u_{\max}}{r_p(e^{C_1} - e^{C_2})e^{(1/2a)}} \quad (4)$$

که u_{\max} در بیشترین مقدار سرعت افقی باد می‌باشد و با دو پارامتر r_p و u_{\max} می‌توان مقیاس مایکروبست را تغییر داد.

2-2- توربولنس درایدن

در جهت بروز اثر قیچی باد در مایکروبست‌ها جدا از تغییرات محلی و اندازه سرعت، نیاز به مدل‌سازی و شناسایی رفتار اتفاقی این پدیده نیز می‌باشد. آنجا که مدل توربولنس و اغتشاشات دقیقی از این پدیده در دسترس نیست، به سبب رفتار اتفاقی و اغتشاش گونه توربولنس درایدن می‌توان با تقریب خوبی اغتشاشات حاصل را با این نمونه مدل کرد که مقدار آن به وضعیت هواپیما (تغییرات سرعت، شتاب و همچنین ارتفاع هواپیما) و تأثیرات جوی اتمسفر (سرعت تندباد) وابسته است این توربولنس شامل چهار حالت ضعیف، متعادل، شدید و خیلی شدید می‌باشد [13] و برای اعمال آن به معادلات حرکت کافیست بردار درایدن با بردار مایکروبست جمع شود [14].

2-3- معادلات حرکت سه درجه آزادی مدل جسم صلب هواپیما تحت اثر باد

معادلات حرکت هواپیما از چهار قسمت دینامیک انتقالی¹، سینماتیک انتقالی²، دینامیک دورانی³ و سینماتیک دورانی⁴ تشکیل شده است. اگر اثر باد به معادلات در دستگاه سرعت وارد شود، دستگاه جدید، دستگاه سرعت نسبی نامیده می‌شود که در آن معادلات سینماتیک و دینامیک دورانی مشابه حالت بدون باد است ولی اثر باد و نرخ آن در معادلات سینماتیک و دینامیک انتقالی وارد می‌شود؛ (توجه شود که کلیه پارامترها استفاده شده در این مقاله نسبی می‌باشد با این وجود که از قید نمودن پایین‌نویس آن صرف‌نظر شده است). نسبی دستگاه مختصات در شکل 4 نشان داده شده است که مولفه‌های مایکروبست در دستگاه زمین ثابت⁵ تعريف شده‌اند. لیفت⁶ و درگ⁷ نیروهای آبرودینامیکی هستند. T نیروی تراست⁸ است که در راستای محور x_b دستگاه بدنی به هواپیما وارد می‌شود. g نیروی وزن هواپیماست که در راستای z دستگاه زمین ثابت به هواپیما وارد می‌شود.

معادلات سه درجه آزادی حرکت مطابق روابط (5) تا (10) می‌باشد [15]:

$$\dot{x} = V \cos \gamma + W_x + U_{g_w} \quad (5)$$

¹ Light

² Moderate

³ Severe

⁴ Extreme

⁵ Transitional Dynamic

⁶ Transitional Kinematics

⁷ Rotational Dynamic

⁸ Dynamic kinematics

⁹ Earth-Fixed coordinate

¹⁰ Lift

¹¹ Drag

¹² Thrust

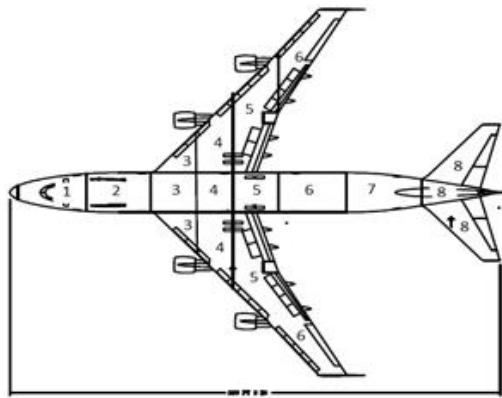


Fig. 6 Discretizing in the longitudinal direction

شکل 6 شبکه‌بندی هواپیما در راستای طولی [18]

$$M_w = \frac{1}{2} \rho \sum_{i=1}^{18} W_z^B(t + \Delta t_i) C_{L_i} S_i d_i \quad (19)$$

F_w نیروی ناشی از مایکروبرست وارد شده به هر نقطه و M_w گشتاور پیچ¹ ناشی از مایکروبرست می‌باشد، ρ چگالی هوا، $(t + \Delta t_i)$ مؤلفه‌ای از باد که در راستای عمودی به هواپیما وارد می‌شود، Δt_i زمان تأخیر وزش باد به نقاط و C_{L_i} ضریب لیفت وارد بر نقاط مشخص شده در هواپیما می‌باشد. S_i و d_i به ترتیب مساحت هر مقطع و فاصله میانگین آن از مرکز جرم هواپیما می‌باشد که این مقادیر برای هواپیمای بوئینگ 747 با نرم‌افزار اتوکد به دست آمده است. در جدول 1 مقادیر مساحت مقطع تفکیک شده آمده است.

2-5-2- محاسبه گشتاور کل

برای محاسبه گشتاور کل باید مقدار گشتاور هواپیما در معادلات حرکت با گشتاور ناشی از مایکروبرست جمع شود:

$$M_{\text{total}} = M + M_w \quad (20)$$

3- شبیه‌سازی و اعتبارسنجی

در مبحث رویارویی هواپیما با پدیده مایکروبرست، مقالات پیشین از مدل تکنقطه‌ای هواپیما برای شبیه‌سازی استفاده نموده‌اند. در این پژوهش علاوه بر این مدل، یک مدل جدید به نام مدل چند نقطه‌ای معرفی می‌شود که با بهره‌گیری از آن شبیه‌سازی دقیق‌تری قابل ارائه است. در این فصل ابتدا توزیع گشتاور در راستای طولی هواپیما برای هر دو مدل بررسی و مقایسه می‌شود سپس به شبیه‌سازی معادلات حرکت سه درجه آزادی پرداخته می‌شود و پارامترهای پروازی برای هر دو مدل ارائه می‌گردد؛ در نهایت اثر سرعت هواپیما با کم و زیاد کردن تراست هنگام عبور از مایکروبرست بررسی می‌گردد.

جدول 1 مشخصات مایکروبرست نمونه

Table 2 Characteristics of the sample microburst

شماره مساحت	مقادیر مساحت	واحد
S_1	509.3371	Ft^2
S_2	635.6966	Ft^2
S_3	883.0186	Ft^2
S_4	1427.5049	Ft^2
S_5	2325.4915	Ft^2
S_6	2034.1319	Ft^2
S_7	650.2196	Ft^2
S_8	1458.2699	Ft^2

¹ Pitching moment

بررسی t_f ثانیه طول می‌کشد که به آن تأخیر موتور گفته می‌شود [17].

2-5- مدل جسم صلب چند نقطه‌ای

اگر معادلات حرکت هواپیما همراه با اثر میدان باد در شبیه‌سازی در نظر گرفته شود، مدل جسم صلب می‌باشد که در واقع اثر باد فقط به مرکز جرم هواپیما وارد می‌شود. با ورود هواپیما به مایکروبرست، دماغه در یک بازه‌ی زمانی جلوتری نسبت به مرکز جرم تحت اثر باد قرار می‌گیرد و این خود باعث وجود آمدن یک گشتاور اضافی به هواپیما می‌شود که در مدل تکنقطه نادیده گرفته می‌شود. در مقابل دم نیز با یک تأخیر زمانی نسبت به مرکز جرم وارد باد می‌شود که باید اثر گشتاورها در نظر گرفته شود. بر این مبنای در جستجوی ارائه مدلی بود که این گشتاورها در نظر گرفته شود. برای این کار می‌توان بدن باد و دم هواپیما را مقطع بندی کرد و اثر مایکروبرست را به این مقطع اعمال نمود و گشتاور اضافی اعمال شده به هواپیما را بدست آورد.

در این پژوهش، هواپیما در راستای طولی به 8 قسمت تقسیم می‌شود و سپس میدان مایکروبرست به همه این مقطع در حین عبور هواپیما از مایکروبرست وارد می‌شود، با این کار گشتاور اضافی ناشی از باد که معادلات حرکت در مدل تکنقطه، از نشان دادن آن عاجز هستند به دست آورده می‌شود. با زیاد کردن نقاط در نظر گرفته شده، درواقع شبیه‌سازی دقیق‌تر شده است.

همان‌طور که در معادلات حرکت هواپیما مشهود است، اثر مایکروبرست تنها به معادلات دینامیک و سینماتیک انتقالی وارد می‌شود اما مطابق شماتیک شکل 5 در مدل چند نقطه‌ای اثر مایکروبرست علاوه بر معادلات انتقالی به معادلات دینامیک دورانی نیز اعمال می‌شود.

2-5-1- شبکه‌بندی هواپیما در راستای طولی

شکل 6 شبکه‌بندی هواپیما را در راستای طولی نشان می‌دهد. ابتدا نیروی لیفت وارد بر هر مقطع از رابطه (18) به دست آورده می‌شود:

$$F_w = \frac{1}{2} \rho \sum_{i=1}^{18} W_z^B(t + \Delta t_i) C_{L_i} S_i \quad (18)$$

سپس گشتاور وارد به هواپیما از رابطه (19) به دست می‌آید:

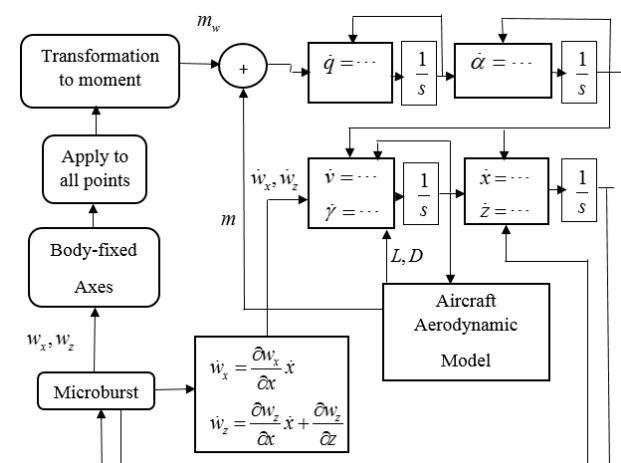


Fig. 5 Schematics of the aircraft multi-points model equations under the microburst influence

شکل 5 شماتیکی از معادلات حرکت هواپیما تحت اثر مایکروبرست در مدل چند نقطه

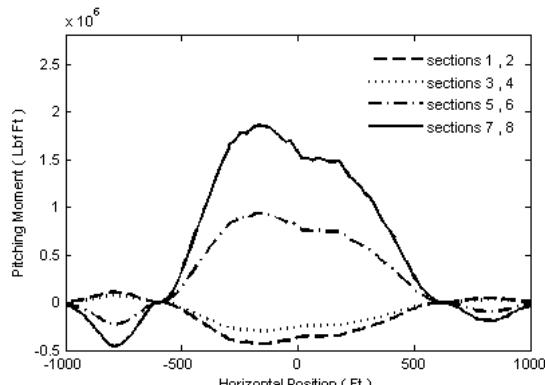
جادگانه روی مقاطع هواپیما اعمال می‌شود تا دیده شود اثر باد متغیر روی کدام قسمت از هواپیما تأثیرگذاری بیشتری دارد. در نهایت همه مقاطع هم-زمان تحت اثر باد قرار می‌گیرند و در نتیجه گشتاور طولی برای مدل 8- نقطه بدست می‌آید.

شکل 9 نمودار گشتاور طولی ناشی از اعمال اثر باد به هر مقطع را به طور مجزا بر حسب موقعیت مایکروبرست نشان می‌دهد. با توجه به شکل 9 می‌توان قسمت‌های مختلف مایکروبرست را با تقریب قابل قبولی تفکیک کرد تا روش گردد که توزیع گشتاور در هر محدوده به طور مجزا به چه شکل است. جدول 3 تفکیک قسمت‌های مختلف مایکروبرست را نشان می‌دهد.

همان‌طور که مشخص است، گشتاور طولی در ناحیه حد فاصل بین دماغه و مرکز جرم (مقاطع 1 تا 4)، در محدوده مکانی پیشانی و دمپاد دارای مقدار مثبت و در هسته مایکروبرست دارای مقدار منفی است که این مورد در رابطه با ناحیه حد فاصل مرکز جرم و دم (مقاطع 5 تا 8) بر عکس است. شایان ذکر است که اثر گذاری مایکروبرست بر ناحیه حد فاصل بین دم و مرکز جرم به طور قابل ملاحظه‌ای بیشتر است؛ بدین منظور برای کنترل و پایداری هواپیما باید تعادل گشتاوری بین هر دو ناحیه ایجاد شود. در مرحله بعد، جمع جبری گشتاور اعمالی به همه مقاطع، به گشتاور هواپیما اضافه می‌شود که مدل 8- نقطه حاصل می‌گردد. شکل 10 نمودار گشتاور طولی کل را برای هر دو مدل 8- نقطه و جسم صلب (تکنقطه) نشان می‌دهد.

در مدل چند نقطه گشتاور طولی بیشتری نسبت به مدل تکنقطه به هواپیما وارد می‌شود (حدود 29 درصد در پیک منحنی) و به دلیل این که اثر باد به بخش انتهایی هواپیما از بخش ابتدای آن بیشتر است. (اثر دم به دماغه غلبه می‌کند). گشتاور طولی با تأخیر و در زمان واقعی‌تری به هواپیما وارد می‌شود.

طبق نتایج حاصل شده از مقالات پیشین، گشتاور طولی مطابق نمودار تکنقطه مشخص شده از شکل 11 می‌باشد. همچنین در این شکل گشتاور



شکل 9 گشتاور طولی ناشی از اعمال اثر باد به هر مقطع (به طور مجزا) بر حسب موقعیت مایکروبرست.

جدول 3 تفکیک قسمت‌های مختلف مایکروبرست.

Table 3 The separation of microburst to several components.

واحد	محدوده مکانی	اجزاء مایکروبرست
فوت	$-1000 < x < -500$	پیشانی باد
فوت	$-500 < x < 500$	هسته مرکزی باد
فوت	$500 < x < 1000$	دمپاد

3-1- تحلیل توزیع گشتاور در راستای طولی هواپیما

در این بخش یک مدل سه درجه آزادی هواپیما در فاز فرود در نظر گرفته می‌شود سپس از یک مایکروبرست مطابق با مشخصات جدول 2 عبور خواهد کرد.

لازم به ذکر است که مایکروبرست مورد نظر به مود توربولانسی شدید از توربولانس درایدن آغاز شده است. شکل‌های 7 و 8 به ترتیب نمودار

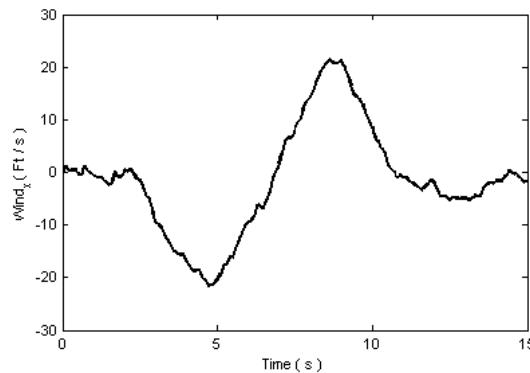
در حالت کلی در حین مواجهه هواپیما با پدیده مایکروبرست، هواپیما در مرحله اول وارد پیشانی باد می‌شود و گشتاور اعمالی در راستای طولی به آن افزایش می‌یابد و سپس وارد جریان عمودی رو به پایین قوی می‌شود و گشتاور اعمالی کاهش می‌یابد و در پایان وارد دم باد می‌شود و مقدار گشتاور دوباره افزایش می‌یابد.

در این قسمت با استفاده از هر دو روش تکنقطه و چند نقطه، توزیع گشتاور در راستای طولی هواپیما تحلیل می‌شود. (نمودار خط‌چین مربوط به مدل تکنقطه و نمودار ممتد مربوط به مدل چند نقطه می‌باشد). در مدل چند نقطه با استفاده از روش جمع آثار^۱، ابتدا میدان مایکروبرست به طور

جدول 2 مشخصات مایکروبرست نمونه

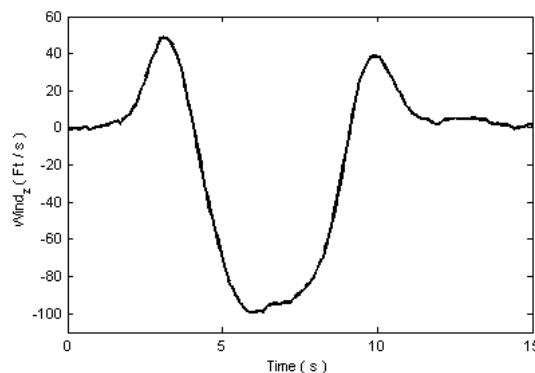
Table 2 Characteristics of the sample microburst

حالت	مقدار	واحد
r_p	500	Ft
u_{max}	20	Ft/s
a	2	—
z_{max}	680	Ft



شکل 7 نمودار توربولانسی مؤلفه افقی مایکروبرست

شکل 7 نمودار توربولانسی مؤلفه افقی مایکروبرست



شکل 8 نمودار توربولانسی مؤلفه عمودی مایکروبرست

شکل 8 نمودار توربولانسی مؤلفه عمودی مایکروبرست

¹ Super position

جدول 4 شرایط اولیه هواپیما

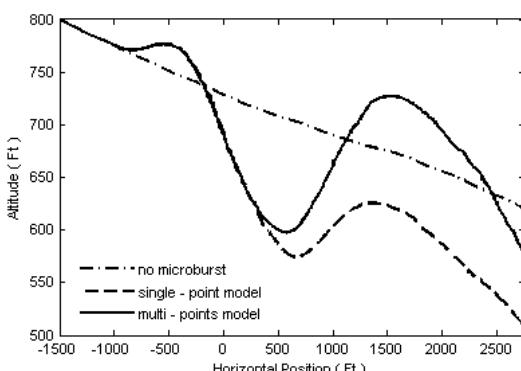
Table 4 Initial conditions of aircraft

حالت	مقدار	واحد
$x(0)$	-1500	Ft
$h(0)$	800	Ft
$v(0)$	230.23	Ft/s
$\alpha(0)$	7	deg
$\gamma(0)$	-3	deg

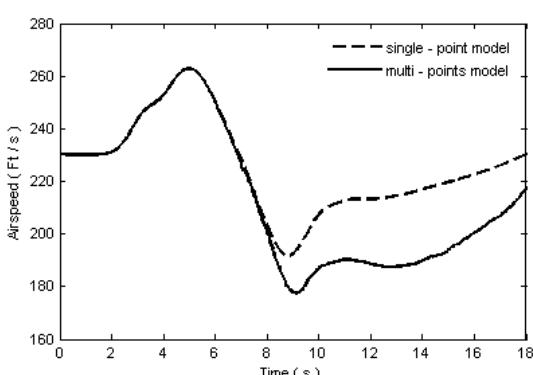
مدل تکنقطه و بار دیگر برای مدل چند نقطه انجام می‌شود و هر دو حالت در یک شکل باهم مقایسه می‌گردد؛ ضمن آنکه مسیر پروازی بدون رخداد مایکروبست نیز در شکل ترسیم شده است.

همان‌طور که مشاهده می‌شود، با عبور هواپیما از مایکروبست ابتدا به هواپیما نیروی لیفت زیادی وارد می‌شود و آن را از خط شیب پرواز بالاتر می‌برد، سپس وارد جریان شدید رو به پایین می‌شود و افت ارتفاع زیادی پیدا می‌کند؛ در نهایت هواپیما مجدداً وارد جریان رو به بالا (دمباد) می‌گردد. همان‌طور که در شکل 12 مشاهده می‌شود، بین دو مدل در دمبار مایکروبست اختلاف قابل ملاحظه‌ای وجود دارد (حدود 16 درصد اختلاف ارتفاع). در مدل چند نقطه‌ای (8- نقطه) اثر نیرویی مایکروبست در دمبار بیشتر از مدل تکنقطه است.

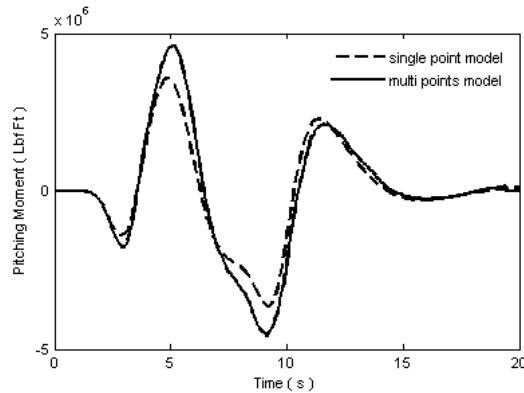
شکل 13 نمودار سرعت هواپیما بر حسب زمان را نشان می‌دهد.



شکل 12 مسیر حرکت هواپیما برای دو مدل تحت اثر مایکروبست و حالت بدون مایکروبست



شکل 13 نمودار سرعت هواپیما برای هر دو مدل



شکل 10 خطوط ممتدا: گشتاور طولی ناشی از اعمال مایکروبست به همه مقاطع برای مدل چند نقطه. خطوط خطاچین: گشتاور طولی ناشی از اعمال مایکروبست در مدل جسم صلب (تکنقطه).

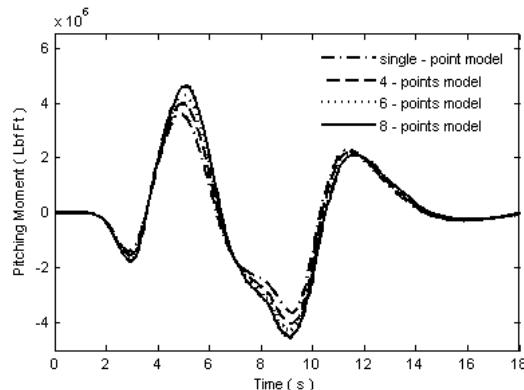
طولی برای مدل 8- نقطه، 6- نقطه و 4- نقطه آورده شده است. هدف از این شکل اثبات اعتبارسنجی مدل چند نقطه می‌باشد بدین صورت که با کاهش دادن تعداد نقاط در مدل سازی از 8- نقطه به تکنقطه، نمودار گشتاور طولی در مرحله به مرحله به سمت مدل تکنقطه نزدیک می‌شود.

3-2- شبیه‌سازی سه درجه آزادی و تحلیل پارامترها

در این بخش به شبیه‌سازی معادلات حرکت پرداخته می‌شود. شرایط اولیه حرکت مطابق جدول 4 می‌باشد. همان‌طور که مشخص است هواپیما در ارتفاع 800 فوتی تحت زاویه مسیر -3 درجه در حال نشستن می‌باشد که در شبیه‌سازی در مواجهه با مایکروبست قرار می‌گیرد.

نتایج مربوط به تکنقطه در این بخش، با نتایج مقالات [10,11] با تلورانس مناسبی تطابق دارد و اعتبارسنجی آن انجام پذیرفت. نتایج مربوط به مدل چند نقطه نیز با توجه به توجیهات علمی با مدل تکنقطه از نظر کمیت تفاوت دارد و مقادیر آن بحرانی تر است.

شکل 12 مسیر حرکت¹ دو بعدی هواپیما در حین فرود را نشان می‌دهد، در این بخش هواپیما از مایکروبست عبور داده می‌شود، این کار یک بار برای



شکل 11 گشتاور طولی برای مدل 8- نقطه، 6- نقطه، 4- نقطه و مدل جسم صلب (تکنقطه)

¹ Trajectory

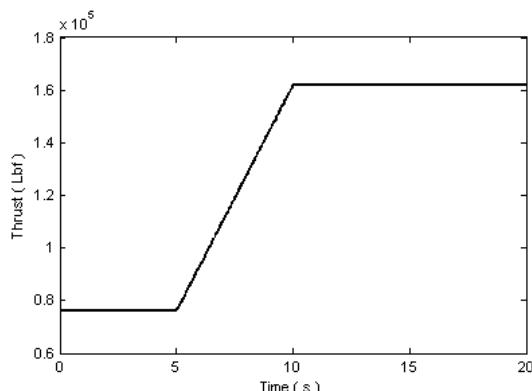
همان‌طور که مشاهده می‌شود اختلاف زوایه مسیر در دو مدل، از ثانیه ششم به بعد در حال افزایش است تا جایی که حتی در حدود ثانیه 11 این اختلاف در مدل چند نقطه‌ای بیشتر از دو برابر مقدار آن در مدل تک نقطه می‌رسد.

3- تأثیر سرعت هواپیما با تغییرات نیروی تراست در حضور مایکروبست

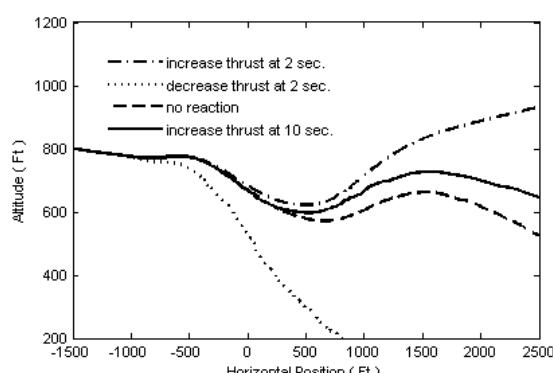
اولین عاملی که در رویارویی هواپیما با مایکروبست به فکر محققان می‌رسد افزایش نیروی تراست هواپیما است؛ لذا در این بخش افزایش قدرت موتور هواپیما تحت شرایط مختلف بررسی خواهد شد. برای مشاهده تأثیر سرعت هواپیما هنگام عبور از مایکروبست چند حالت بررسی می‌گردد. شکل 17 نمودار نیروی تراست بر حسب زمان را نشان می‌دهد. شروع شبیه‌سازی تراست به عکس‌العمل خلبان مربوط می‌شود.

اساس این نمودار بر مبنای دو تأخیر است، مورد اول تأخیر خلبان می‌باشد که به فاصله زمانی آگاهی خلبان از حضور مایکروبست تا زمان انجام عکس‌العمل، گفته می‌شود؛ مورد دوم تأخیر موتور است که در فاصله زمانی بین عکس‌العمل خلبان تا رسیدن نیروی تراست به حداقل مقدار، گفته می‌شود. زمان هر یک از این دو تأخیر برابر ۵ ثانیه می‌باشد.

شکل 18 نمودار مسیر حرکت هواپیما نسبت به موقعیت افقی را در عکس‌العمل‌های مختلف خلبان نشان می‌دهد. تشریح شکل بدین صورت است که چهار نمودار برای حالت‌های مختلف تراست ترسیم گشته که در دو مورد خلبان بعد از گذشت 2 و 10 ثانیه از شبیه‌سازی تراست را افزایش داده است؛ مورد بعدی عدم عکس‌العمل خلبان نسبت به پدیده را نشان می‌دهد و در



شکل 17 نمودار تراست بر حسب زمان



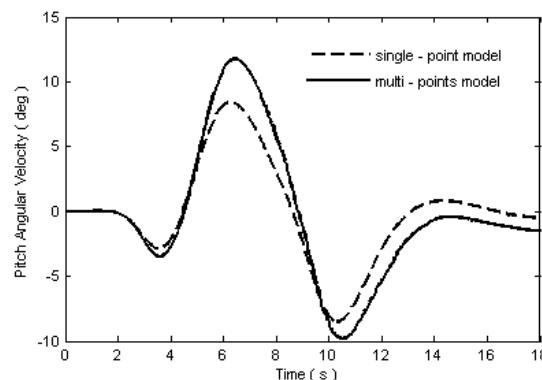
شکل 18 مسیر حرکت هواپیما در عکس‌العمل‌های مختلف خلبان

همان‌طور که مشاهده می‌شود در ابتدا سرعت رو به جلو هواپیما به صورت فزاینده افزایش می‌باید سپس در مسیر حرکت خود، با کاهش سرعت شدیدی مواجه می‌شود. کاهش سرعت در مدل چند نقطه‌ای به مقدار قابل توجهی (حدود 8 درصد) از مدل تک نقطه بیشتر است.

نمودار سرعت زاویه‌ای طولی و زاویه حمله به ترتیب در شکل‌های 14 و 15 آمده است.

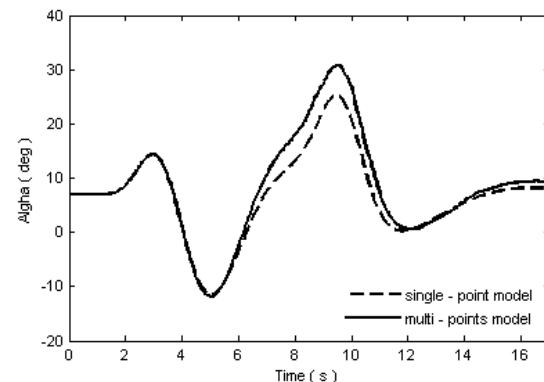
مقادیر پارامترهای پرواز در مدل چند نقطه‌ای بحرانی‌تر از مدل تک نقطه می‌باشد. اختلاف سرعت زاویه‌ای و زاویه حمله در زمان پیک در دو روش به ترتیب حدود 39 و 22 درصد می‌باشد.

نمودار زاویه مسیر در شکل 16 آمده است.



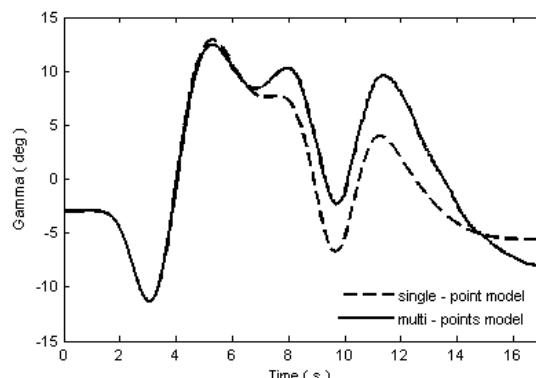
شکل 14 نمودار سرعت زاویه‌ای $\dot{\theta}$ برای هر دو مدل

شکل 14 نمودار سرعت زاویه‌ای $\dot{\theta}$ برای هر دو مدل



شکل 15 نمودار زاویه حمله برای هر دو مدل

شکل 15 نمودار زاویه حمله برای هر دو مدل



شکل 16 نمودار زاویه مسیر برای هر دو مدل

شکل 16 نمودار زاویه مسیر برای هر دو مدل

نرخ تغییرات ضریب لیفت نسبت به سرعت زاویه‌ای طولی	C_{L_q}
نرخ تغییرات ضریب لیفت نسبت به تغییرات زاویه الیوتور	$C_{L_{\alpha_e}}$
ضریب لیفت وارد بر هر مقطع	C_{L_i}
ضریب گشتاور طولی	C_m
ضریب گشتاور طولی در حالت زاویه حمله صفر	C_{m_0}
نرخ تغییرات ضریب گشتاور طولی نسبت به زاویه حمله	C_{m_a}
نرخ تغییرات ضریب گشتاور طولی نسبت به نرخ زاویه حمله	C_{m_α}
نرخ تغییرات ضریب گشتاور طولی نسبت به سرعت زاویه‌ای طولی	C_{m_q}
نرخ تغییرات ضریب گشتاور طولی نسبت به تغییرات زاویه الیوتور	$C_{m_{\alpha_e}}$
نیروی درگ	D
فاصله میانگین هر مقطع از مرکز جرم هواپیما	d_i
نیروی ناشی از مایکروبست وارد شده به هر مقطع	F_w
نیروی وزن (Ft/s^2)	g
ارتفاع هواپیما (Ft)	h
ممان اینرسی حول محور y	I_{yy}
نیروی لیفت (Lbf)	L
گشتاور طولی هواپیما (LbfFt)	M
گشتاور پیچ ناشی از مایکروبست (LbfFt)	M_w
گشتاور پیچ کل (Lbf)	M_{total}
جرم هواپیما	m
سرعت زاویه‌ای طولی (deg)	q
فسار دینامیکی	\bar{q}
شعاع در بیشترین مقدار سرعت افقی (Ft)	r_p
مساحت بال (Ft^2)	S
مساحت هر مقطع (Ft^2)	S_i
نیروی تراست (Lbf)	T
ماکریتم سرعت افقی (Ft/s)	u_{max}
توربولانس درایدن در راستای محور x (Ft/s)	U_{gw}
سرعت هواپیما (Ft/s)	v
توربولانس درایدن در راستای محور z (Ft/s)	W_{gw}
مؤلفه افقی مایکروبست در راستای محور x (Ft/s)	W_x
مؤلفه افقی مایکروبست در راستای محور y (Ft/s)	W_y
مؤلفه عمودی مایکروبست در راستای محور z (Ft/s)	W_z
مؤلفه باد واردشده به هواپیما در راستای عمودی (Ft/s)	$W_z^B(t + \Delta t_i)$
ارتفاع در بیشترین مقدار سرعت افقی (Ft/s)	z_{max}
عالیم یونانی	Δt_i
چگالی (kgm^{-3})	ρ
زاویه مسیر (deg)	γ
زاویه حمله (deg)	α
تغییرات زاویه الیوتور (deg)	∂_e
بالاتنویس‌ها	B
دستگاه بدنه	

مورد آخر خلبان مایکروبست را به درستی تشخیص نداده است (افزایش ناگهانی سرعت رو به جلو هواپیما او را فریب داده است) و سرانجام اقدام به کاهش تراست بعد از گذشت 2 ثانیه از شبیه‌سازی می‌کند. افزایش نیروی تراست می‌تواند عاملی برای کاهش افت ارتفاع هواپیما و حتی نجات آن از دامان باد در نزدیکی سطح زمین باشد و بر عکس کاهش تراست مستقیماً منجر به سقوط خواهد شد. بنابراین به خلبان توصیه می‌شود که به محض تشخیص این پدیده از حداقل قدرت موتورها بهره بگیرند.

4- نتیجه‌گیری

این مقاله رویارویی هواپیما با عامل قیچی باد را بر پایه مدل چند نقطه در راستای طولی هواپیما ارائه می‌دهد، سپس آن را با مدل تک نقطه مورد مقایسه قرار می‌دهد. نتایج شبیه‌سازی انجام شده نشان می‌دهد که با اعمال میدان باد متغیر به بدن، دم و بال هواپیما، در یک بازه زمانی کوتاه، گشتاور طولی به هواپیما وارد می‌شود، بنابراین عملکرد پروازی هواپیما تغییر می‌کند و پارامترهای پروازی (سرعت هواپیما، زاویه گام، زاویه مسیر و غیره) بحرانی تر می‌شوند. امروزه در صنعت هواپیمایی به سیملاتورهای پرواز توجه فراوانی شده است و شرکت‌های هواپیمایی تلاش فراوانی دارند که سیملاتورهای با کیفیت بالاتری برای هواپیماهای خود طراحی کنند. یکی از قابلیت‌های مهم در سیملاتورها مبحث قیچی باد است؛ بر این مبنای اگر از مدل پایه چند نقطه‌ای پیاده‌سازی شده این مقاله در سیملاتورهای پرواز بهره‌گیری شود، خلبان با مایکروبست دقیق‌تر و واقعی‌تری در پرواز مجازی مواجه خواهد شد و تدبیر پروازی خود را بر مبنای آن اعمال خواهد کرد. تاکنون مقالات فراوانی در زمینه کنترل هواپیما در تقابل با این سانحه هواپیمایی به چاپ رسیده‌اند؛ در این مقالات روش‌های کنترلی گوناگونی به کار گرفته شده تا هواپیما در این سانحه کنترل شود. نکته مورد توجه این است که این قوانین کنترلی بر روی مدل تک نقطه‌ای پیاده‌سازی شده‌اند در حالی که مناسبتر است این پیاده‌سازی بر روی مدل چند نقطه‌ای انجام گردد. نمی‌توان ادعا کرد که این قوانین کنترلی، در به کار گیری از مدل چند نقطه نیز مقاوم هستند؛ زیرا هرچقدر هم که یک روش کنترلی مقاوم باشد نهایتاً توانایی افزایش بحران 5 الی 10 درصدی را دارا باشد؛ در حالی که در روش جدید پارامترهای پروازی قبل از کنترل تا 30 الی 40 درصد بحرانی تر از پارامترهای موجود در مدل سابق هستند.

5- فهرست عالیم

a	متغیر تابع شکل داده شده
\bar{c}	وتر متوسط آیرودینامیکی
C_D	ضریب درگ
C_{D_0}	ضریب درگ در حالت زاویه حمله صفر
C_{D_a}	نرخ تغییرات ضریب درگ نسبت به زاویه حمله
C_{D_α}	نرخ تغییرات ضریب درگ نسبت به نرخ زاویه حمله
C_{D_q}	نرخ تغییرات ضریب درگ نسبت به سرعت زاویه‌ای طولی
$C_{D_{\alpha_e}}$	نرخ تغییرات ضریب درگ نسبت به تغییرات زاویه الیوتور
C_L	ضریب لیفت
C_{L_0}	ضریب لیفت در حالت زاویه حمله صفر
C_{L_a}	نرخ تغییرات ضریب لیفت نسبت به زاویه حمله
C_{L_α}	نرخ تغییرات ضریب لیفت نسبت به نرخ زاویه حمله

- Conference (CGNCC), IEEE Chinese, pp. 1095-1100, Aug 8, 2014.
- [8] J. Wang, X. Song, Y. Wang, Modeling and simulation of china c series large aircraft with microburst, *Hindawi Publishing Corporation, Mathematical Problems in Engineering*, Vol. 2016, Article ID 2371594, 10 pages, 2016.
- [9] B. Etkin, L. D. Reid, *Dynamics of Flight: Stability and Control*, Third Edittion, Vol. 3, pp. 18-57, New York: Wiley, 1996.
- [10] G. Zhenxing, G. Hongbin, L. Hui, Real-time simulation of large aircraft flying through microburst wind field, *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 22, No. 5, pp. 459-466, 2008.
- [11] M. Sabzeh Parvar, H. Asari, Analysis of microburst effect on an aircraft landing approach, *Proceedings of the 6th International Conference on Iranian Aerospace Society*, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran, Feb, 2007.
- [12] D. D. Vicroy, A simple, analytical, axisymmetric microburst model for downdraft estimation, *NASA Technical Memorandum 104053*, Hampton, Va: National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, 1991.
- [13] Military Specification, *Flying Qualities of Piloted Airplanes*, pp. 21-42, United States: Department of Defense, 1980.
- [14] S. H. Pourtakdoust, M. Kiani, A. Hassanpour, Optimal trajectory planning for flight through microbursts wind shears, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 15, No. 7, pp. 567-76, 2011.
- [15] Q. Luo, H. Duan, Symbolic control approach to aircraft taking off in wind shear, *An International Journal*, Vol. 87, No. 1, pp. 45-51, 2014.
- [16] A. Dogan, P. T. Kabamba, Modified guidance laws to escape microbursts with turbulence, *Mathematical Problems in Engineering*, Vol. 8, No. 1, pp. 43-67, 2002.
- [17] M. S. Lewis, P. A. Robinson, D. A. Hinton, R. L. Bowles, The relationship of an integral wind shear hazard to aircraft performance limitations, *NASA Langley Research Center, Hampton, VA, United States*, RTOP 505-64-12-01,1994.
- [18] CAD 3-View Drawings for Airport Planning Purposes, 747-100/200, Internet Website, Accessed on 7 october 2016; http://www.boeing.com/commercial/airports/3_view.page.

زیرنویس‌ها	
الویتور	e
تربولانس درایدن	gw
شماره هر مقطع	i
مقدار حداکثر	max
کل	total
باد (مایکروبرست)	w

6- مراجع

- [1] W. L. Guan, K. Yong, Review of aviation accidents caused by wind shear and identification methods, *Journal-Chinese Society of Mechanical Engineers*, Vol. 23, No. 2, pp. 99-110, 2002.
- [2] H. Aboshsha, G. Bitsuamlak, A. E. Damatty, Turbulence characterization of downbursts using LES, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 136, No. 31, pp. 44-61, 2015.
- [3] Y. Zhang, H. Hu, 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, No. 31, pp. 181-90, 2014.
- [4] A. Hassanpour, S. H. Pourtakdoust, Three-dimensional model predictive controller design for approach to landing with microburst encounter, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G, Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 10, pp. 0954410017707545, 2017.
- [5] G. Zhenxing, L. Zhengqiang, Predictive controller for aircraft landing under wind shear, *Applied Mechanics and Materials*, Vol. 587, No. 589, pp. 2030-2035, 2014.
- [6] Anon, *Manual on Low-level Wind Shear*, ICAO, Chapter 3, page 34.
- [7] W. T. Cui, W. H. Liu, X. Y. Lei, Modeling and simulation of microburst wind shear in the flight simulator, *Guidance, Navigation and Control*