



تأثیر اعمال دمش جانبی ثابت بر روی ضرایب آیرودینامیکی یک مدل بال هواپیمای مانورپذیر

احمد شرفی^{۱*}، متین آل هوز^۲

^۱ دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران
^۲ دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۷-۰۸-۱۰
بازنگری: ۱۳۹۸-۰۴-۱۱
پذیرش: ۱۳۹۸-۰۴-۱۷
ارائه آنلاین: ۱۳۹۸-۰۵-۱۴

کلمات کلیدی:

جنگنده مانور پذیر
دمش جانبی
ضرایب آیرودینامیکی
شبیه‌سازی عددی
جدایش جریان

خلاصه: در این تحقیق، اثر دمش جانبی ثابت بر روی ضرایب آیرودینامیکی یک مدل بال هواپیمای جنگنده مانور پذیر، با استفاده از شبیه سازی عددی مورد مطالعه قرار گرفته است. بررسی‌ها در عدد ماخ ۰/۴ و در زوایای حمله مختلف با استفاده از شبکه بی‌سازمان و مدل آشفتگی انجام شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان داد که دمش جانبی و به موازات لبه حمله بال، باعث ایجاد جریان در امتداد محور گردابه لبه حمله می‌شود و فروپاشی گردابه را تا زوایای حمله بالا به تعویق می‌اندازد. در نتیجه مقدار ضریب برآ، به خصوص در زوایای حمله بالا افزایش می‌یابد که این افزایش، با مقدار ضریب دمش رابطه مستقیم دارد. همچنین مشخص شد که با اعمال دمش تا زاویه حمله ۲۴ درجه به دلیل فروپاشی گردابه بر روی سطح بال، ضریب پسا افزایش بیشتری نسبت به حالت بدون دمش دارد و پس از این زاویه، مقدار ضریب پسا نسبت به حالت بدون دمش کاهش می‌یابد به طوری که هرچه مقدار ضریب دمش بیشتر باشد، این ضریب کمتر کاهش می‌یابد. همچنین افت فشار بیشتری در دهانه داخلی بال و در نزدیکی لبه حمله بال مشاهده شد.

۱- مقدمه

شده و ممکن است همراه با عدم پایداری باشد. تغییر رفتار یک سیال یا تغییر وضعیت میدان جریان از حالت طبیعی به حالتی که مدنظر ما است، کنترل جریان نامیده می‌شود. به طور کلی تمام روش‌های کنترل جریان در دو دسته بندی کلی فعال^۱ و غیرفعال^۲ قرار می‌گیرند: در روش‌های غیرفعال، بعد از اعمال روش کنترلی، به دنبال هیچ بازخوردی از روش کنترلی نبوده و هیچ سیگنال برگشتی از عملکرد روش، برای سیستم کنترلی ارسال نمی‌شود و معمولاً هیچ انرژی خارجی مصرف نمی‌شود و انرژی از خود سیستم تأمین می‌شود. در روش‌های فعال، سیستم کنترلی به طور پیوسته عملکرد خود را با استفاده از سیگنال‌های برگشتی از سیستم مورد ارزیابی و اصلاح قرار می‌دهد. از مزایای این روش می‌توان به کنترل دقیق و قابلیت سازگاری با تغییر شرایط پروازی نام برد. یکی از روش‌های کنترل جریان فعال، دمش^۳ می‌باشد. در این روش، یک جریان پرنرژی و پرفشار به نواحی با مومنتوم و انرژی کمتر و همچنین در نواحی دارای گرادیان فشار

کاهش نیروی پسا از دیرباز مورد توجه دانشمندان علوم هوافضایی قرار گرفته است و همواره سعی بر این بوده تا با استفاده از نمونه‌ها و ترفندهای جدید بتوان میزان نیروی پسا را کاهش داد. یکی از عواملی که باعث ایجاد نیروی پسا می‌گردد، جدایش جریان از روی سطح اجسام است. پیشگیری از جدایش و به تأخیر انداختن ناحیه جدایش، موجب افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسا می‌شود. به همین منظور محققان درصدد برآمدند تا با استفاده از روش‌هایی، موجب به تأخیر انداختن جدایش جریان در لایه مرزی شوند. این روش‌ها به روش‌های کنترل جریان در لایه مرزی معروف هستند که در مورد بسیاری از پدیده‌های مخرب جریان سیالات از جمله، پدیده‌های مخرب پره‌های پمپ، موج‌های آکوستیکی، جدایش لایه مرزی، گرمایش آیرودینامیکی و تداخل شوک و لایه مرزی در بهبود عملکرد سیستم‌ها مانند افزایش برآی بال، کاهش پسا به کار برده می‌شوند. جدایش جریان سیال روی مقطع آیرودینامیکی، موجب اتلاف انرژی

- 1 Active
- 2 Passive
- 3 Blowing

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: sharafi@ssau.ac.ir



بوده است. در سال ۱۹۷۴ برادلی و رای [۶] به چهار مزیت استفاده از دمش جانبی ثابت برای بال‌ها با زاویه پس‌گرایی بالا^۶ اشاره کردند. این مزیت‌ها عبارت‌اند از: افزایش برآی ناشی از گردابه^۷، به تعویق انداختن فروپاشی گردابه^۸، پایداری سمتی بهبودیافته^۹ و افزایش ضریب منظری مؤثر^{۱۰}. همچنین، آن‌ها اظهار داشتند که دمش به شکل‌گیری گردابه لبه حمله کمک می‌کند. تادا کوما^{۱۱} و همکاران [۷] در سال ۲۰۰۴، اثر اعمال دمش جانبی در لبه فرار بال را در جریان زیر صوت^{۱۲} با عدد ماخ ۰/۳ به صورت تجربی مورد مطالعه قرار دادند. نتایج کار آنها نشان داد که با اعمال دمش مقدار ضریب برآ و نسبت نیروی برآ به پسا در گستره وسیعی از زوایای حمله افزایش می‌یابد. اریکسون^{۱۳} [۸] در سال ۱۹۷۹ اثر دمش جانبی بر روی ضرایب آیرودینامیکی یک مدل جنگنده اف ۵ سری ای^{۱۴} را در عدد ماخ ۰/۱۸ به صورت تجربی بررسی نمود. در این تحقیق، اثر زاویه انحراف برآفزا در لبه حمله و لبه فرار در زوایای حمله مختلف مورد بررسی قرار گرفت. مشخص شد که دمش جانبی با به تأخیر انداختن زاویه واماندگی، مشخصه‌های جانبی و سمتی را بهبود می‌بخشد. انحراف ۲۴ درجه برآفزا در لبه حمله، جدایش جریان در لبه حمله بال را به تعویق می‌اندازد و در نتیجه در زوایای حمله بالاتر اثرات دمش سودمند است. اریکسون [۹] در مطالعه‌ای دیگر اثر دمش جانبی بر روی بال مثلثی شکل با زاویه پس‌گرایی ۵۰ درجه در لبه حمله را در سال ۱۹۷۹ بررسی نمود. کمبل^{۱۵} [۱۰] در سال ۱۹۷۵، اثرات دمش جانبی بر روی توزیع فشار یک مدل بال با زاویه پس‌گرایی لبه حمله ۴۴ درجه را بررسی نمود. داده‌های تونل باد در عدد ماخ ۰/۲۶ برای طیف وسیعی از زوایای حمله، ضریب مومنتوم جت و موقعیت جت به دست آمد. نتایج نشان داد که دمش جانبی تأثیر قابل توجهی بر توزیع فشار در سطح بالایی بال در زوایای حمله بالا دارد. همچنین افزایش سرعت دمش باعث افزایش بار در سراسر بال می‌شود.

نامطلوب تزریق می‌شود. دمش جریان در زیر ناحیه شوک نرمال، با تغییر هندسه، باعث تشکیل شوک‌های ضعیف‌تر، کاهش شدت شوک و در نتیجه آن کاهش اثرات تداخل شوک و لایه مرزی می‌شود. در این روش باید به طریقی یک فشار استاتیکی بالا در نواحی مورد نظر ایجاد کرد. از این روش می‌توان برای لحظات بحرانی واماندگی به خوبی استفاده کرد. مطالعات اولیه در مورد استفاده از دمش جانبی ثابت توسط دیکسون^۱ [۱] در سال ۱۹۶۹ انجام شد. این مفهوم به معنای استفاده از جت هوا با مومنتم بالا در جهت پهنای بال و بر روی سطح کم‌فشار بال است. مشخص شد که برای یک صفحه تخت، با دمش در موقعیت طولی ۲۵٪ وتر که در زاویه حمله کمتر از ۴ درجه قرار دارد، هیچ شواهدی از ایجاد گردابه لبه حمله وجود ندارد. با استفاده از مدل مشابه، کرنیش^۲ [۲] نشان داد که چگونه می‌توان با استفاده از دمش جریان، باعث اتصال مجدد جریان جدا شده از صفحه‌ی تخت با لبه‌ی حمله تیز شد و از واماندگی جلوگیری کرد. در سال‌های ۱۹۷۲ و ۱۹۷۳ دیکسون و همکاران [۳]، یک بررسی جامع تجربی در مورد کنترل گردابه‌ها با استفاده از دمش جانبی ثابت انجام دادند. آزمایش‌های انجام شده نشان می‌دهد که بهترین موقعیت نازل عمودی تابعی از قطر نازل است و اگر جت نازل خیلی نزدیک به سطح بال قرار گیرد، ممکن است اثر منفی بر روی جریان هوا بر روی بال داشته باشد. کلارک^۳ [۴] برخی از آزمایش‌ها را بر روی یک بال با زاویه پس‌گرایی متوسط با دمش جانبی پایا انجام داد و مشخص شد که با قرارگیری نازل در ۲۰ درصد از وتر ریشه، نیروی برآ کاهش می‌یابد. تحقیقات بسیاری در مورد تأثیر دمش جانبی جریان بر روی افزایش نیروی برآ انجام شده است. یکی از راه‌ها در رابطه با تأثیر آن، استفاده از نسبت تغییرات ضریب لیفت به ضریب دمش^۴ می‌باشد که افزایش این نسبت بستگی به زاویه حمله و مقدار ضریب مومنتوم جت دارد. نتایج بیشتر نشان داد که با افزایش سرعت دمش کارایی دمش جانبی جریان را کاهش می‌دهد. برس^۵ و همکاران [۵] یک مطالعه محاسباتی روی یک بال به شکل سطح نیم‌دایره‌ای، با استفاده از کنترل دمش ناپایای جریان انجام دادند. به‌طور کلی، نتایج آن‌ها نشان داد که استفاده از این روش برای کاربردهای صنعتی و کنترل جدایش مؤثر

- 6 Highly swept wings
- 7 Increased vortex lift
- 8 delayed vortex breakdown
- 9 improved directional stability
- 10 Increased effective aspect ratio
- 11 Tadakuma
- 12 Subsonic
- 13 Erickson
- 14 F5-E
- 15 Campbell

- 1 Dixon
- 2 Cornish
- 3 Clarke
- 4 $\Delta C_L / C_{\mu}$
- 5 Bres

و R ثابت عمومی گازها ($۸/۳۱۴ \text{ JK}^{-1}\text{mol}^{-1}$) است. همچنین مقدار T با حل معادله انرژی به دست می‌آید.

۳- حل عددی

در نرم‌افزار فلونت دو نوع حلگر، حلگر مبتنی بر فشار و حلگر مبتنی بر چگالی در دسترس است. هر دو نوع حلگر می‌تواند در دامنه وسیعی از جریان‌ها استفاده شود ولی در برخی از این موارد، گونه‌ای از حلگرها می‌تواند بهتر جوابگو باشد. حلگر مبتنی بر فشار برای جریان‌های تراکم‌ناپذیر و نسبتاً قابل‌تراکم استفاده می‌شود، درحالی‌که حلگر مبتنی بر چگالی برای جریان‌های سرعت بالای قابل‌تراکم استفاده می‌گردد. در شبیه‌سازی عددی صورت گرفته، از حلگر مبتنی بر چگالی استفاده می‌شود.

۳-۱- معادلات حاکم بر جریان

معادلات حاکم شامل معادلات پیوستگی، مومنتم و انرژی است که در مختصات سه‌بعدی نوشته شده‌اند. فرض می‌شود که جریان پایا و تراکم‌پذیر است.

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_k}(\overline{\rho u_i u_k}) = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{\tau}_{ik}}{\partial x_k} - \frac{\partial}{\partial x_k}(\overline{\rho u_i' u_k'}) \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_k} \left[\overline{\rho u_k} \left(\bar{h} + \frac{\overline{u_i u_k}}{2} \right) + 0.5 \overline{u_k \rho u_i' u_k'} \right] = \frac{\partial}{\partial x_k} \left[\overline{u_i} \left(\bar{\tau}_{ik} - \overline{\rho u_i' u_k'} \right) - \overline{\rho u_i' h'} + \tau_{ki} u_i' - 0.5 \overline{\rho u_k' u_i' u_i'} \right] \quad (4)$$

در مقدار مشخصی از عدد رینولدز نواحی آشفتگی جریان شروع می‌شود. در جریان روی صفحه تخت برای اعداد رینولدز بیشتر از ۵۰۰۰۰۰ جریان آشفته در نظر گرفته می‌شود. برای این مدل، عدد ماخ برابر ۰/۴ است و عدد رینولدز معادل آن بیشتر از ۵۰۰۰۰۰ است، بنابراین فرض می‌شود که جریان کاملاً آشفته است. در این مطالعه از مدل انتقال برشی تنش رینولدز $k - \omega SST$ استفاده شده است. مدل‌های $k - \omega$ مناسب برای تحلیل در اعداد رینولد بالا هستند و شامل تراکم‌پذیری و پخش جریان برشی است. مدل $k - \omega SST$ شامل مقایسه با مدل استاندارد $k - \omega$ برای جریان‌هایی با گرادیان فشار

برخلاف جریان روی یک ایرفویل، جریان حول یک بال سه‌بعدی است. از این رو، ویژگی‌های یک بال همانند ویژگی‌های مقاطع ایرفویل آن نیست، بنابراین محاسبات عددی جریان حول یک بال بسیار چالش‌برانگیز است. مطالعات سه‌بعدی در مورد روش‌های کنترل فعال و غیرفعال جریان با توجه به شرایط پیچیده جریان حول بال به‌شدت محدود است. جریان حول یک بال در مقایسه با بخش ایرفویل آن، شامل پارامترهای اضافی از جمله پسای القایی^۱، فرو وزش^۲ و گردابه‌های لبه فرار می‌باشد. بر این اساس، شبیه‌سازی سه‌بعدی یک بال بسیار پیچیده و پرهزینه‌تر است. به همین دلیل است که تحقیقات عددی کنترل سه‌بعدی جریان محدود است. در این تحقیق، اثر دمش جانبی بر روی بال یک مدل هواپیمای جنگنده مانور پذیر به صورت عددی توسط نرم افزار فلونت بررسی شده است. در این زمینه، بر روی بال جنگنده‌های موجود در داخل کشور، هنوز کارهای جدی صورت نگرفته است. با انجام این طرح و کارهای مشابه می‌توان بانک اطلاعاتی خوبی در زمینه مکانیزم‌های کنترل جریان روی نیروهای آیرودینامیکی در مورد جنگنده‌ها و هواپیماهای موجود، تشکیل داد و تعیین نمود که برای جنگنده مورد بررسی، کدام رهیافت کارایی بهتری در کنترل جریان خواهد داشت و اجرای طرح و تحقق اهداف در نهایت از لحاظ اقتصادی مقرون‌به‌صرفه خواهد بود.

۲- هندسه مورد بررسی

سه نمای مختلف از مدل سه‌بعدی هواپیمای جنگنده مورد بررسی در این مطالعه در شکل ۱ آورده شده است. ابعاد نشان داده شده در شکل بر حسب متر است.

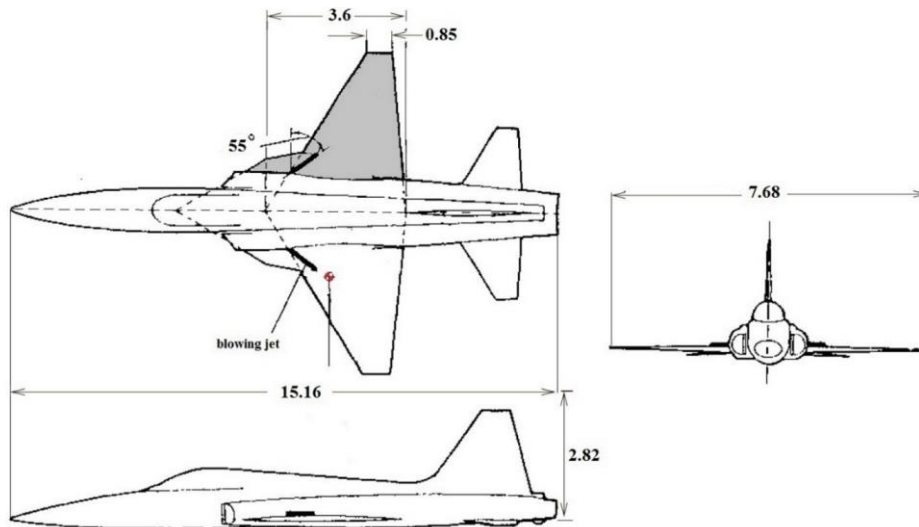
مشخصات جنگنده مورد بررسی و شرایط پروازی آن در جدول ۱ آورده شده است.

با توجه به اینکه مقدار عدد ماخ در این شبیه‌سازی برابر ۰/۴ است، جریان تراکم‌پذیر است و چگالی با استفاده از قانون گاز ایده‌آل طبق رابطه (۱) محاسبه می‌گردد:

$$\rho = \frac{P + P_\infty}{\frac{R}{M_\omega} T} \quad (1)$$

که در آن ρ چگالی سیال، P فشار استاتیک، M_ω وزن مولکولی

- 1 Induced drag
- 2 Downwash



شکل ۱: سه نمای هواپیمای جنگنده (ابعاد برحسب متر)

Fig. 1. Three aspects of aircraft (dimensions in meters)

جدول ۱: مشخصات جنگنده و شرایط عملکردی آن
Table 1. Aircraft details and its operation conditions

مشخصات جنگنده		شرایط عملکردی	
دهانه بال ^۱	۷/۶۸ متر	ارتفاع پرواز	۹۰۰۰ متر
وتر در ریشه بال ^۲	۳/۶ متر	فشار استاتیک جریان آزاد	۳۰۸۰۰ پاسکال
وتر در نوک بال ^۳	۰/۸۵ متر	دما	۴۳/۴۲- درجه سانتیگراد
نسبت لاغری ^۴	۰/۲۴	چگالی جریان آزاد	۰/۴۶۷۱ کیلوگرم بر مترمکعب
زاویه پس‌گرایی لبه حمله ^۵	۳۲ درجه	ویسکوزیته دینامیکی	$1/493 \times 10^{-5}$ پاسکال ثانیه

- ¹ Wing span
² Wing root chord
³ Wing tip chord
⁴ Taper ratio
⁵ Leading edge sweep angle

اساساً مدل‌های $k - \omega$ مدل‌های تجربی هستند که بر اساس معادلات انتقال (۵) و (۶) برای انرژی جنبشی آشفتگی (k) و نرخ ویژه اتلاف (ω) هستند. در این معادلات F_1 و F_2 تابع ترکیبی و S نشان‌دهنده نرخ کرنش است. ثوابت و روابط کمکی استفاده‌شده در معادلات (۵) و (۶) به صورت روابط (۷) تا (۱۳) آورده شده‌اند:

$$\mu_t = \frac{\rho \alpha_1 k}{\max(\alpha_1 \omega, S F_2)} \quad (7)$$

$$S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}} \quad (8)$$

$$\phi = F_1 \phi_1 + (1 - F_1) \phi_2 \quad (9)$$

معکوس و جدایش بهتر است. از آنجاکه این دو ویژگی برای تحلیل نیروی پسا اهمیت دارند، بنابراین در این شبیه‌سازی، از این مدل آشفتگی استفاده شده است. مدل $k - \omega SST$ دو معادله اضافی را که باید حل شوند معرفی می‌کند که عبارت‌اند از:

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U K) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k + P_{kb} - \beta' \rho K \omega \quad (5)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \omega) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k + P_{ob} - \beta \rho K \omega^2 \quad (6)$$

ماخ جریان آزاد به کار می‌رود و تنها هنگامی در دسترس است که چگالی با استفاده از قانون گاز ایده‌آل محاسبه شود. همچنین عدد ماخ برابر ۰/۴ تنظیم می‌شود. شرط مرزی صفحه تقارن^۳ برای کاهش اندازه کلی شبکه به کار می‌رود. شرط مرزی دیوار^۴ روی بدنه هواپیما به ترتیب با ارتفاع زبری و ثابت زبری صفر و ۰/۵ که به‌طور پیش‌فرض در نرم‌افزار تنظیم شده است، در نظر گرفته می‌شود.

۳-۳- شبکه محاسباتی

یک گام کلیدی برای به دست آوردن یک راه‌حل صحیح، تولید یک شبکه محاسباتی باکیفیت خوب است. کیفیت شبکه، نقش اساسی در دقت و پایداری محاسبات عددی دارد. طیف گسترده‌ای از المان‌ها برای شبکه‌بندی وجود دارند. برای این مطالعه، از شبکه بی‌سازمان با المان‌های چهاروجهی استفاده می‌شود. در مناطق نزدیک به دیوار، برخی از متغیرها ممکن است در جهت عمود بر دیوار به‌طور قابل توجهی متفاوت باشد و به یک شبکه به‌شدت ریز در چنین مناطقی نیاز است تا بتوان گرادیان‌های بالا را محاسبه نمود. بنابراین لایه‌مرزی با استفاده از دستور متورم سازی^۵ در نرم‌افزار انسیس^۶ ایجاد خواهد شد. این دستور، یک لایه‌مرزی در اطراف کل هواپیما ایجاد می‌کند که شامل المان‌های چهارگوش است. y^+ یک پارامتر بی‌بعد است که با توجه به مقدار آن، می‌توان نازک و یا ضخیم بودن لایه‌مرزی را محاسبه کرد. این تعریف با رابطه (۱۴) بیان شده است.

$$y^+ = \frac{\rho_\infty u_f \Delta y_1}{\mu} \quad (14)$$

که در آن u_f سرعت اصطکاکی است و y_1 ارتفاع اولین سلول است. برای دقت نتایج به‌دست‌آمده اعداد y^+ کمتر از یک توصیه می‌شود، بنابراین کم بودن مقدار y^+ خوشایند است. همچنین می‌توان سرعت اصطکاکی را می‌توان با رابطه (۱۵) که یک رابطه تجربی است، تقریب زد.

$$u_f = 0.058 Re^{-0.2} \quad (15)$$

با ترکیب رابطه (۱۴) و (۱۵) ارتفاع اولین لایه به‌صورت تخمینی به دست می‌آید و برای ارتفاع اولین لایه استفاده می‌شود. بعضی

$$F_1 = \tanh \left\{ \left[\min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4\rho\sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right]^4 \right\}, \quad (10)$$

$$F_2 = \tanh \left\{ \left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right\}$$

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10} \right) \quad (11)$$

$$P_k = \mu_t \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right), \tilde{P}_k = \min(P_k, 10\beta^* \rho k \omega) \quad (12)$$

$$\alpha_1 = \frac{5}{9}, \alpha_2 = 0.44$$

$$\beta_1 = 0.075, \beta_2 = 0.0828, \beta^* = 0.09 \quad (13)$$

$$\sigma_{k1} = 0.85, \sigma_{k2} = 1$$

$$\sigma_{\omega 1} = 0.5, \sigma_{\omega 2} = 0.856$$

برای جداسازی معادلات (۲) تا (۴) از روش بالادست مرتبه دوم^۱ استفاده می‌شود. روش جداسازی بالادست مرتبه دوم برای شبکه‌هایی که با جهت جریان هم‌جهت نیست، مناسب‌تر است. با توجه به رفتار پایدار طرح بالادست، می‌توان از آن برای شبکه‌های درشت و تعداد قابل قبولی از المان‌ها استفاده کرد. در این مطالعه برای تجزیه و تحلیل از شبکه بی‌سازمان استفاده می‌شود.

۳-۲- شرایط مرزی

دامنه میدان جریان مورد بررسی باید به‌اندازه کافی بزرگ باشد تا اختلالات در ناحیه ورودی و مرز دوردست روی هواپیما ناچیز باشد. بنابراین میدان ورودی و مرز دوردست، به ترتیب در فاصله ۸ و ۶ برابر طول هواپیما قرار می‌گیرد. به‌منظور کاهش تعداد شبکه مورد نیاز، میدان جریان توسط صفحه تقارن در جهت طولی هواپیما به نصف کاهش یافته است. این امر موجب ایجاد شرط مرزی تقارن خواهد شد. طول میدان جریان به ۲۴۱ متر و ورودی در فاصله ۱۲۰ متری در مقابل هواپیما قرار دارد. عرض آن ۹۰ متر و ارتفاع آن نیز ۹۰ متر می‌باشد. برای حل معادلات سیستم، هر مرز باید یک شرط مرزی داشته باشد. در ورودی، مرز دوردست و خروجی، شرط مرزی فشار در مرز دوردست^۲ در نظر گرفته می‌شود. این شرط مرزی برای مدل‌سازی جریان تراکم‌پذیر جریان آزاد، با شرایط مرزی معین و عدد

3 Symmetry plane

4 Wall

5 Inflation

6 Ansys

1 Second order upwind

2 Pressure far-field

یاده شده، داده‌های مربوط به شبیه‌سازی عددی با داده‌های مرجع [۱۱] مقایسه شده است. داده‌های تونل باد برای زوایای حمله صفر تا ۱۰ درجه در دسترس هستند. همچنین تنها داده‌های ضریب برآی تست پرواز در دسترس هستند. همان‌طور که از شکل ۳ مشخص است، مقدار ضریب برآ در زوایای حمله کمتر از ۱۲ درجه به‌خوبی با داده‌های مربوط به تونل باد و تست پرواز مطابقت دارد، اما در زوایای حمله بزرگ‌تر مقدار ضریب برآ مقداری اختلاف دارد.

تغییرات ضریب پسا نسبت به زاویه حمله برای هواپیمای کامل در شکل ۴ با داده‌های تونل باد [۱۱] مقایسه شده است. همان‌طوری‌که مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه حمله، ضریب پسا افزایش می‌یابد. تغییرات بیشتری در پیش‌بینی‌های مربوط به ضرایب پسا در زوایای حمله بالاتر مشاهده می‌شود. همچنین مشاهده می‌شود که در زوایای حمله پایین تطابق بسیار خوبی بین شبیه‌سازی صورت گرفته با داده‌های تجربی موجود وجود دارد.

مقدار گشتاوری پیچشی که توسط هواپیما تولید می‌شود، بسته به اینکه کدام نقطه به‌عنوان مرجع انتخاب شده باشد متفاوت خواهد بود. در بیشتر موارد، می‌توان یک مرجع را انتخاب کرد که گشتاور حول آن صفر باشد، چنین نقطه‌ای مرکز فشار نامیده می‌شود. با این وجود، مرکز فشار بسیار مفید نیست، زیرا موقعیت آن با توجه به مقدار زاویه حمله تغییر می‌کند تا اینکه گشتاور صفر را حفظ کند. مرجع گشتاور مفیدتر، مرکز آیرودینامیکی است. در این مطالعه، مرکز مرجع گشتاور در ۲۵٪ وتر متوسط آیرودینامیکی قرار دارد و در شکل ۱ نشان داده شده است. شکل ۵، تغییرات ضریب گشتاور پیچشی را نسبت به زاویه حمله نشان می‌دهد. همان‌طوری‌که در این شکل نیز دیده می‌شود در تمامی زوایای حمله مورد بررسی تطابق بسیار خوبی بین کار عددی صورت گرفته با نتایج تجربی [۱۱] وجود دارد.

۴-۲- بررسی اثرات دمشی

بعد از معبرسازی نتایج حاصل از شبیه‌سازی برای شبکه محاسباتی، تأثیر اعمال دمشی جانبی ثابت را روی بال هواپیما بررسی شده است. جت دمشی ثابت مورد بررسی در این تحقیق را می‌توان با توجه موقعیت آن در امتداد وتر سطح بال، ارتفاع نازل و اندازه نازل توضیح داد. جت دمشی به قطر ۴ سانتیمتر مطابق شکل ۶ در فاصله ۸ متری نوک هواپیما و با زاویه ۵۵ درجه قرار گرفته است. تأثیر دمشی

از قسمت‌های هواپیما به‌صورت محلی شبکه‌بندی^۱ می‌شوند. به‌عنوان مثال، بال با اندازه مش محلی شبکه‌بندی می‌شود، زیرا جریان در اطراف این بخش مهم است و شامل مقادیر فشار و گرادیان‌های سرعت بالا است. نرخ رشد اندازه کلی مش برای تمام مدل‌ها برابر ۱/۲ تنظیم شده است. شکل ۲، نماهای مختلفی از شبکه محاسباتی ایجاد شده را نشان می‌دهد.

۴- نتایج

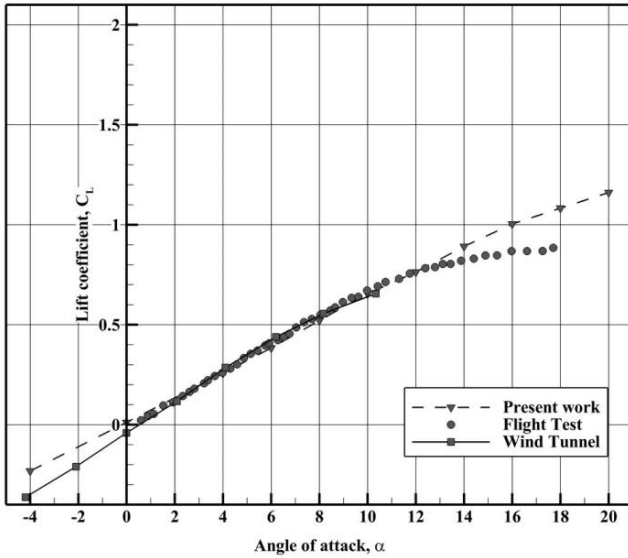
در فلوئنت دو انتخاب برای محاسبه‌گر موجود است. برای اغلب موارد محاسبه‌گر یک‌دقته از دقت خوبی برخوردار است اما برای مسائل خاص ممکن است به‌کارگیری محاسبه‌گر دودقته مفید باشد. در این مطالعه از محاسبه‌گر دودقته استفاده شده است. حل تا جایی ادامه پیدا می‌کند تا خروجی‌های موردنیاز، یعنی ضرایب برآ و پسا به ازای تکرارهای بیشتر تغییرات چندان‌ی نشان ندهند. همچنین معیار همگرایی نمودار باقیمانده‌ها برای مدل استفاده‌شده 10^{-3} در نظر گرفته شده است.

۴-۱- استقلال نتایج از شبکه محاسباتی

برای اطمینان از استقلال نتایج از شبکه محاسباتی، چهار شبکه با تراکم تقریبی ۱۳۶۰۰۰۰، ۱۸۲۰۰۰۰، ۲۱۲۰۰۰۰ و ۲۲۸۰۰۰۰ برای هواپیمای کامل بررسی شده‌اند. ضرایب برآ و پسا به ازای شبکه‌های مختلف در زوایای حمله ۸ و ۱۴ درجه با نتایج مرجع [۱۱] مقایسه شده و در جدول ۲ آورده شده‌اند.

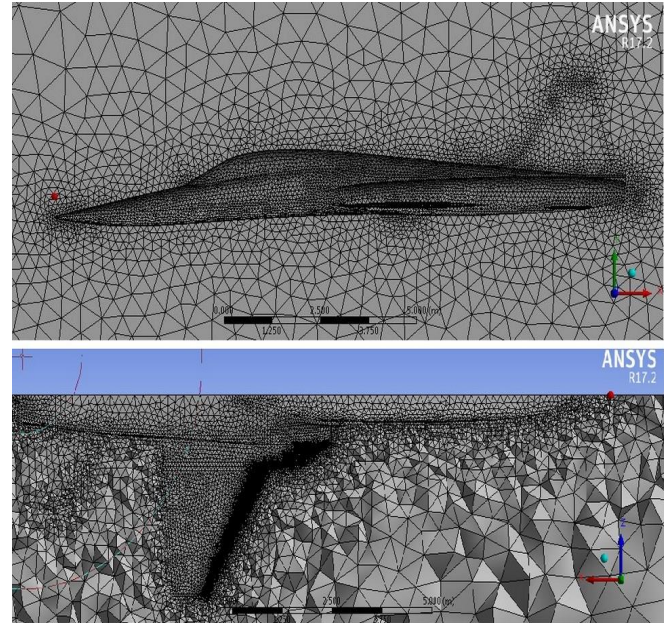
با توجه به اینکه با افزایش تعداد شبکه محاسباتی از ۲۱۲۰۰۰۰ به ۲۲۸۰۰۰۰ تغییرات ضرایب برآ و پسا در شبکه‌های مورد بررسی ناچیز است، بنابراین در ادامه، به دلیل دقت و هزینه محاسباتی از تعداد شبکه ۲۱۲۰۰۰۰ برای تمامی محاسبات استفاده شده است. در ادامه برای اعتبارسنجی روش محاسباتی، تغییرات ضرایب نیروهای برآ، پسا و گشتاور پیچشی با داده‌های موجود در مرجع [۱۱] برای کل هواپیما مورد مقایسه قرار گرفته است. عدد ماخ در این محاسبات برابر ۰/۴ می‌باشد. در شکل ۳، تغییرات ضریب برآ نسبت به زاویه حمله آورده شده است. در این بررسی، زاویه حمله از ۴- تا ۲۰ درجه با گام ۲ درجه تغییر کرده است. برای اعتبارسنجی نتایج در زوایای حمله

1 Local mesh



شکل ۳: تغییرات ضریب برآ نسبت به زاویه حمله برای هواپیمای کامل در عدد ماخ ۰/۴

Fig. 3. Variations of lift coefficient versus angle of attack for full body at mach=0.4



شکل ۲: شبکه محاسباتی ایجادشده از نماهای مختلف
Fig. 2. Computational grid from different views

جدول ۲: ضرایب برآ و پسا در زوایای حمله ۸ و ۱۴ درجه

Table 2. Lift and drag coefficients at $\alpha=8^\circ$ and 14°

تونل باد	شرایط پروازی	۲۲۸۰۰۰۰	۲۱۲۰۰۰۰	۱۸۲۰۰۰۰	۱۳۶۰۰۰۰	تعداد شبکه	
						زاویه حمله	
۰/۵۵۵۰۵	۰/۵۴۹۷۶	۰/۵۰۲۷۷	۰/۵۲۱۲۵	۰/۴۷۷۲۰	۰/۴۷۵۲۸	۸ درجه	
						ضریب لیفت	ضریب درگ
۰/۱۱۴۰۴	-	۰/۰۹۱۹۳	۰/۰۹۱۷۹	۰/۱۰۴۲۹	۰/۱۰۴۹۰	۱۴ درجه	
						ضریب لیفت	ضریب درگ
-	۰/۸۱۹۷۷	۰/۸۸۱۱۵	۰/۸۹۱۳۷	۰/۸۲۳۳۸	۰/۸۲۹۷۵		
-	-	۰/۲۳۶۲۵	۰/۲۳۶۶۴	۰/۲۴۰۰۱	۰/۲۴۱۳۶		

بال را فرا می‌گیرد. ضریب برآ تا زاویه حمله مربوط به واماندگی^۱ افزایش می‌یابد و بعد از واماندگی، به دلیل ازهم‌پاشیدگی گردابه لبه حمله از روی سطح بال کاهش می‌یابد. با اعمال دم‌ش جانبی، جریان پیرانرژی و پرفشار به نواحی با مومنتوم و انرژی کمتر و در نواحی دارای گرادیان فشار نامطلوب انتقال می‌یابد و در نتیجه مقدار ضریب برآ، به‌خصوص در زوایای حمله بالا افزایش می‌یابد که این افزایش، با شدت دم‌ش رابطه مستقیم دارد. علاوه بر این، دم‌ش باعث می‌شود که زاویه واماندگی که برای حالت بدون دم‌ش برابر ۲۰ درجه است به ۲۲ درجه افزایش یابد. در ضمن با افزایش زاویه حمله از ۲۸ درجه به ۳۲ درجه، ضریب برآ روند افزایشی خواهد یافت.

در جدول ۳، ضریب برآ برای حالت‌های بدون دم‌ش و همراه با

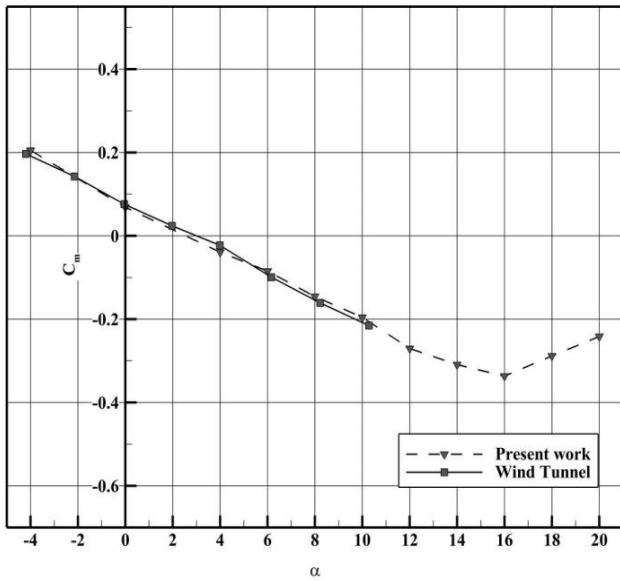
جانبی برای سه ضریب دم‌ش ۰/۰۲، ۰/۰۴ و ۰/۰۶ بررسی و در ادامه نتایج آن با نتایج حالت بدون دم‌ش مقایسه می‌شود. ضریب دم‌ش مورد استفاده در این مطالعه، به‌صورت رابطه (۱۶) ارائه شده است:

$$C = \frac{\dot{m} V_j}{q S_{ref}} \quad (16)$$

که در آن \dot{m} نرخ جرمی جریان، V_j سرعت خروجی از جت، q فشار دینامیکی جریان آزاد و S_{ref} سطح مرجع بال می‌باشد.

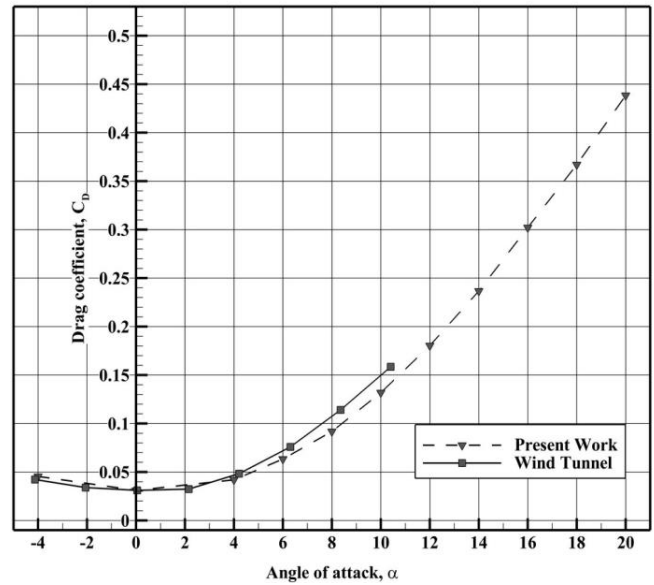
شکل ۷، اثر دم‌ش جانبی ثابت را بر روی تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله برای سه ضریب دم‌ش ۰/۰۲، ۰/۰۴ و ۰/۰۶ بر حسب زاویه حمله برای سه ضریب دم‌ش ۰/۰۲، ۰/۰۴ و ۰/۰۶ مشاهده می‌شود که با افزایش زاویه حمله، گردابه لبه حمله ایجاد شده در سطح بالایی بال قوی‌تر شده و مساحت بیشتری از سطح بالایی

1 Stall



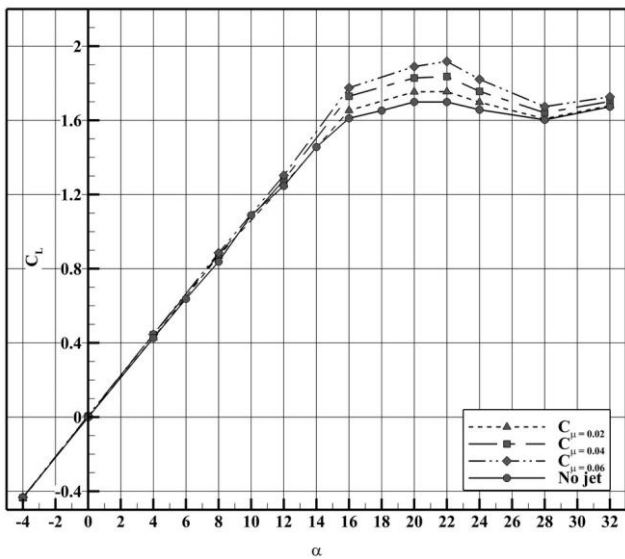
شکل ۵: تغییرات ضریب گشتاور پیچشی نسبت به زاویه حمله برای هواپیمای کامل در عدد ماخ ۰/۴

Fig. 5. Variations of pitching coefficient versus angle of attack for full body at mach=0.4



شکل ۴: تغییرات ضریب پسا نسبت به زاویه حمله برای هواپیمای کامل در عدد ماخ ۰/۴

Fig. 4. Variations of drag coefficient versus angle of attack for full body at mach=0.4

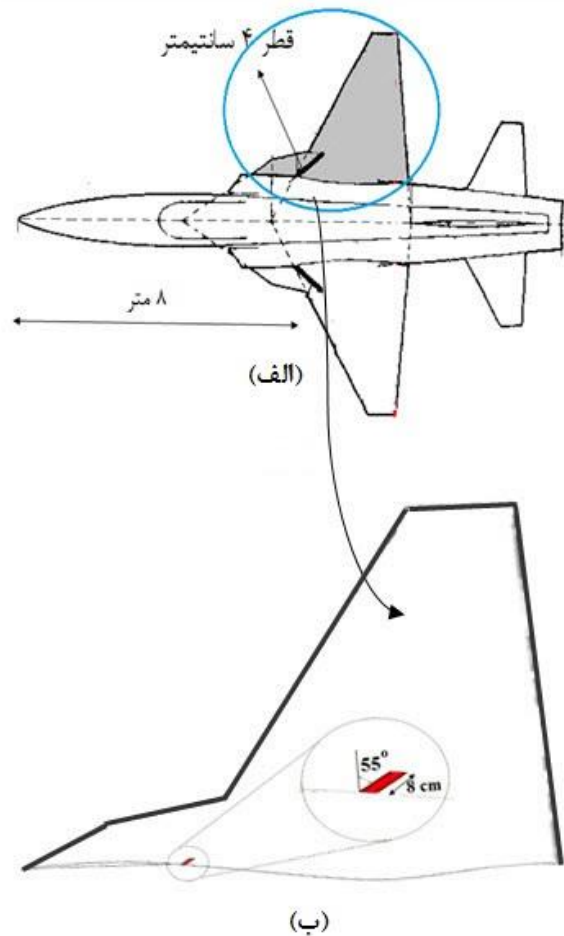


شکل ۷: اثر دمش بر تغییرات ضریب برآ نسبت به زاویه حمله برای بال تنها در عدد ماخ ۰/۴

Fig. 7. The effect of blowing on the lift coefficient versus angle of attack for bare wing at mach No=0.4

دمش جانبی برای زوایای حمله ۱۶ تا ۲۴ درجه مقایسه شده است. همان طور که از جدول مشخص است، برای حالت بدون دمش مقدار زاویه واماندگی برابر ۲۰ درجه است که پس از اعمال دمش جانبی به زاویه ۲۲ درجه افزایش می یابد.

تغییرات ضریب پسا نسبت به زاویه حمله برای حالت های بدون



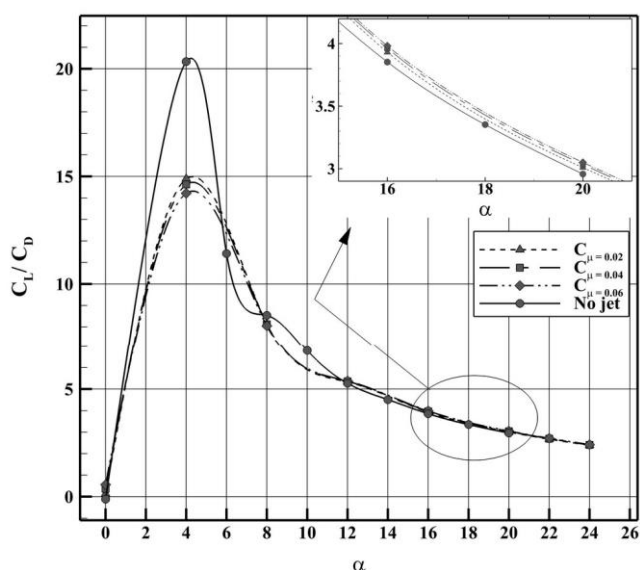
شکل ۶: محل قرارگیری نازل جت در بال هواپیما (الف و ب).

Fig. 6. The jet nozzle location on the aircraft wing (a,b)

جدول ۳: ضریب برآ برای حالت بدون دمش و همراه با دمش در زوایای حمله ۱۶ تا ۲۴ درجه.

Table 3. The lift coefficient of the aircraft with and without blowing jet at different angles of attack

زاویه حمله	بدون جت دمشی	ضریب دمش ۰/۰۲	ضریب دمش ۰/۰۴	ضریب دمش ۰/۰۶
۱۶	۱/۶۱۰۸	۱/۶۵۳۴	۱/۷۲۹۹	۱/۷۷۵۵
۲۰	۱/۶۹۹۲	۱/۷۵۳۳	۱/۸۲۸۶	۱/۸۸۹۷
۲۲	۱/۶۹۸۷	۱/۷۵۵۰	۱/۸۳۶۲	۱/۹۱۷۵
۲۴	۱/۶۵۷۱	۱/۶۹۷۴	۱/۷۵۶۲	۱/۸۲۱۱



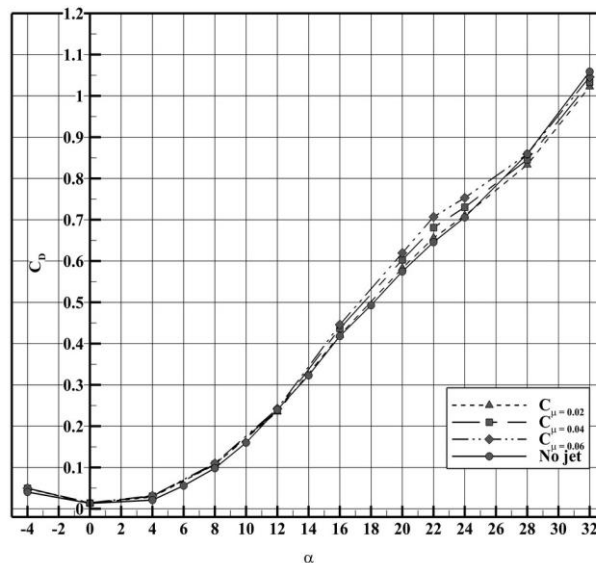
شکل ۹: اثر دمش بر تغییرات بازده آیرودینامیکی نسبت به زاویه حمله برای بال تنها در عدد ماخ ۰/۴

Fig. 9. The effect of blowing on the aerodynamic efficiency versus angle of attack for bare wing at mach No=0.4

نسبت ضریب برآ به ضریب پسا^۱ برای حالت بدون دمش بیشتر از حالت همراه با دمش است و با افزایش زاویه حمله، هرچه مقدار ضریب دمش بیشتر باشد، مقدار این نسبت نیز بیشتر می‌شود.

تغییرات ضریب گشتاور پیچشی نسبت به زاویه حمله برای حالت بدون دمش و همراه با دمش جانبی در شکل ۱۰ آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، تا زاویه حمله ۲۰ درجه بال بدون دمش پایدار است و بعد از این زاویه، پایداری کاهش می‌یابد و مجدداً به حالت پایدار می‌رسد. دمش جانبی بر روی ضریب گشتاور پیچشی، تأثیر قابل توجهی در زوایای حمله پایین ندارد.

مشخصه جریان بر روی بال‌های بسیار نازک و با زاویه پس‌گرایی بالا در لبه حمله، در اعداد رینولدز متوسط و بالا، تشکیل گردابه‌های



شکل ۸: اثر دمش بر تغییرات ضریب پسا نسبت به زاویه حمله برای بال تنها در عدد ماخ ۰/۴

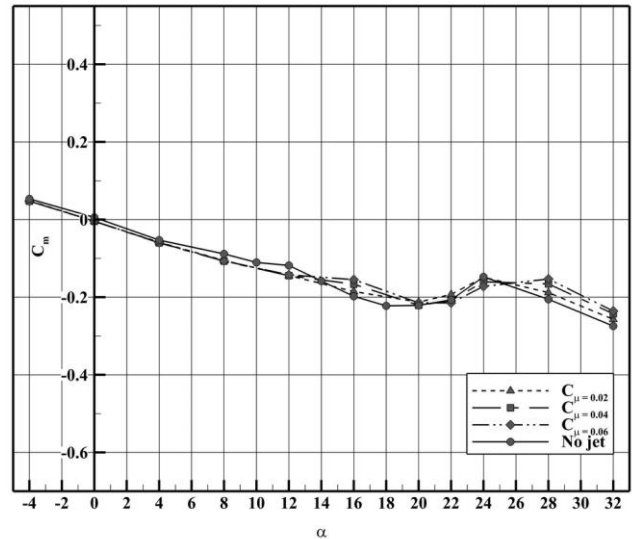
Fig. 8. The effect of blowing on the drag coefficient versus angle of attack for bare wing at mach No=0.4

دمش و همراه با دمش جانبی در عدد ماخ ۰/۴ در شکل ۸ مقایسه شده‌اند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، برای حالت بدون دمش با افزایش زاویه حمله تا ۲۴ درجه ضریب پسا افزایش می‌یابد. در زاویه حمله واماندگی و بعد از آن به دلیل از هم پاشیدگی گردابه بر روی سطح بال، ضریب پسا افزایش بیشتری دارد. پس از زاویه حمله ۲۴ درجه با اعمال دمش، مقدار ضریب پسا کاهش می‌یابد به طوری که هرچه مقدار ضریب دمش بیشتر باشد، این ضریب کمتر کاهش می‌یابد.

در شکل ۹، تغییرات بازده آیرودینامیکی نسبت به زاویه حمله، برای حالت‌های بدون دمش و همراه با دمش جانبی مقایسه شده است. مشاهده می‌شود که برای زوایای حمله کمتر از ۱۲ درجه،

ترتیب باعث افزایش قدرت گردابه می‌شود که در حالت طبیعی رخ نمی‌دهد. برای بال‌های با زاویه پس‌گرایی متوسط در لبه حمله، که نسبت منظری بالاتری دارند و برای هواپیماهای جنگنده مناسب هستند، فروپاشی گردابه می‌تواند در زوایای حمله کم رخ دهد. به این ترتیب افزایش برای ناشی از گردابه بزرگ که برای مانور مطلوب هستند به دست نمی‌آید. یکی از تکنیک‌های به تأخیر انداختن فروپاشی گردابه لبه حمله در بال‌های با زاویه پس‌گرایی متوسط، ایجاد یک جت جانبی متمرکز بر روی سطح بالایی بال است. دمش جانبی و به موازات لبه حمله بال، باعث ایجاد جریان در امتداد محور گردابه می‌شود و فروپاشی گردابه را تا زوایای حمله بالا به تعویق می‌اندازد و باعث افزایش نیروی برآ می‌گردد. بنابراین جریان می‌تواند بر روی یک محدوده وسیع‌تری از شرایط پرواز و اعداد ماخ بر روی سطح بال پایدار باقی بماند.

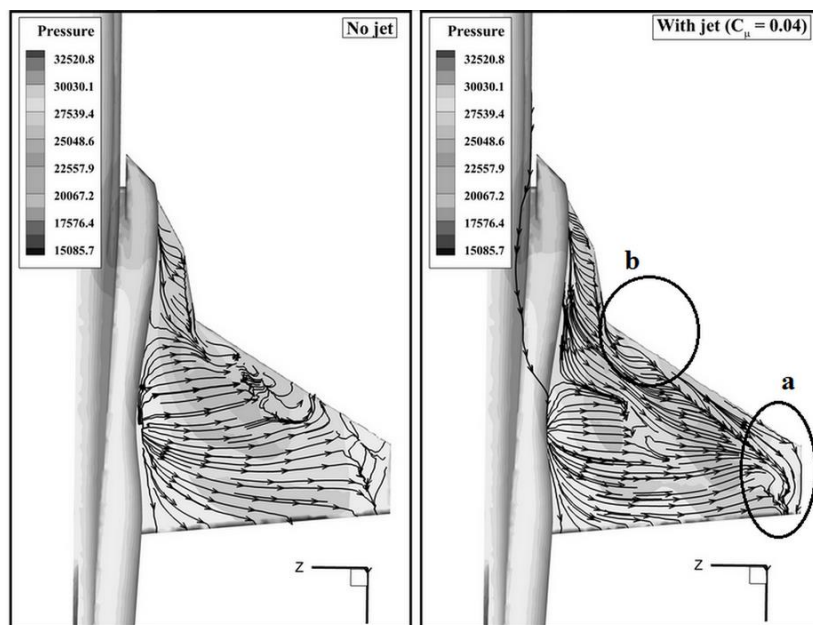
در شکل‌های ۱۱ تا ۱۴ نمای بالایی و جانبی خطوط جریان روی بال هواپیما برای زوایای حمله ۱۶ و ۲۴ درجه برای حالت‌های کنترل‌نشده و کنترل‌شده با ضریب دمش ۰/۰۴ آورده شده است. شکل‌های ۱۱ و ۱۲ خطوط جریان برای حالت بدون دمش و همراه با دمش را در زاویه حمله ۱۶ درجه روی سطح بال نشان می‌دهند. در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود که خطوط جریان در این دو حالت با یکدیگر متفاوت هستند. با اعمال دمش، ناحیه جریان معکوس (a)



شکل ۱۰: اثر دمش بر تغییرات ضریب گشتاور پیچشی نسبت به زاویه حمله برای بال تنها در عدد ماخ ۰/۴

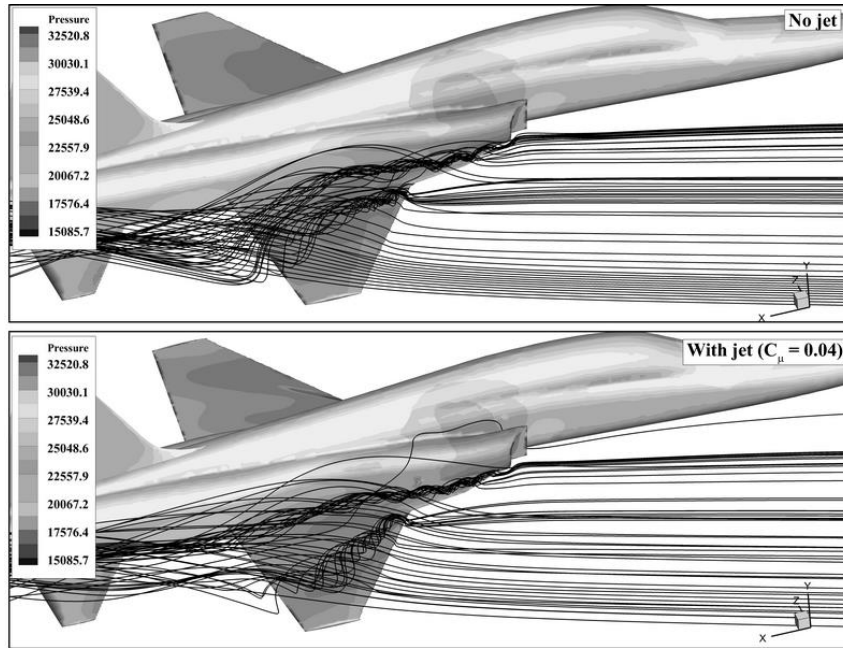
Fig. 10. The effect of blowing on the pitching coefficient versus angle of attack for Bare wing at mach No=0.4

پایدار در لبه حمله است. این وضعیت به این دلیل رخ می‌دهد که گردایان فشار مطلوب باعث می‌شود که جریان خروجی جدا شده به شکل یک گرداب مارپیچی پایدار شکل بگیرد. دمش جریان هوای پرفشار هوا در جهت محوری، گردابه موجود در لبه حمله بال با زاویه پس‌گرایی بالا را تقویت می‌کند. همچنین به تشکیل گردابه لبه حمله در بال‌ها با زاویه پس‌گرایی پایین لبه حمله کمک می‌کند و به این



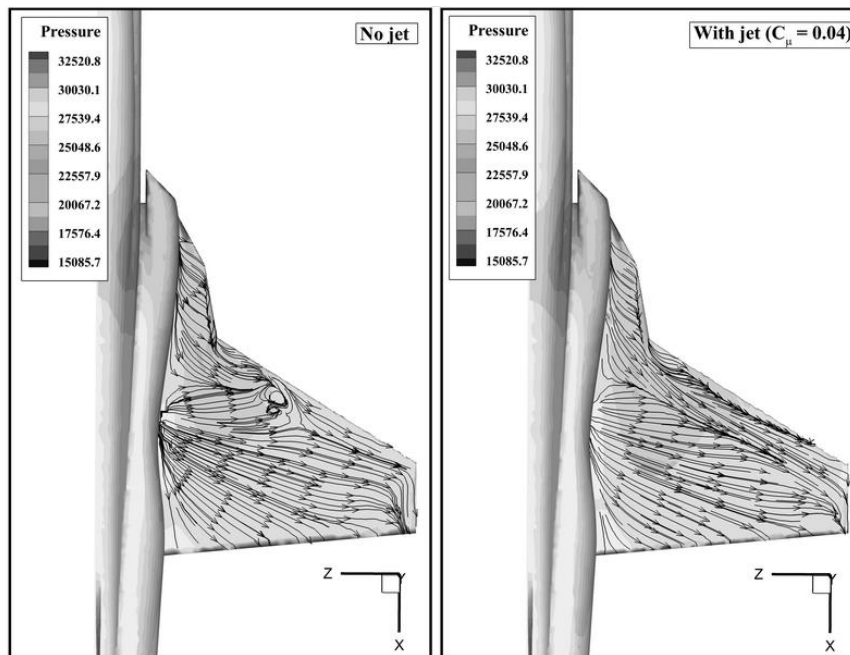
شکل ۱۱: نمای بالایی خطوط جریان در زاویه حمله ۱۶ درجه

Fig. 11. top view of streamlines at $\alpha=16^\circ$



شکل ۱۲: نمای جانبی خطوط جریان در زاویه حمله ۱۶ درجه

Fig. 12. side view of streamlines at $\alpha=16^\circ$



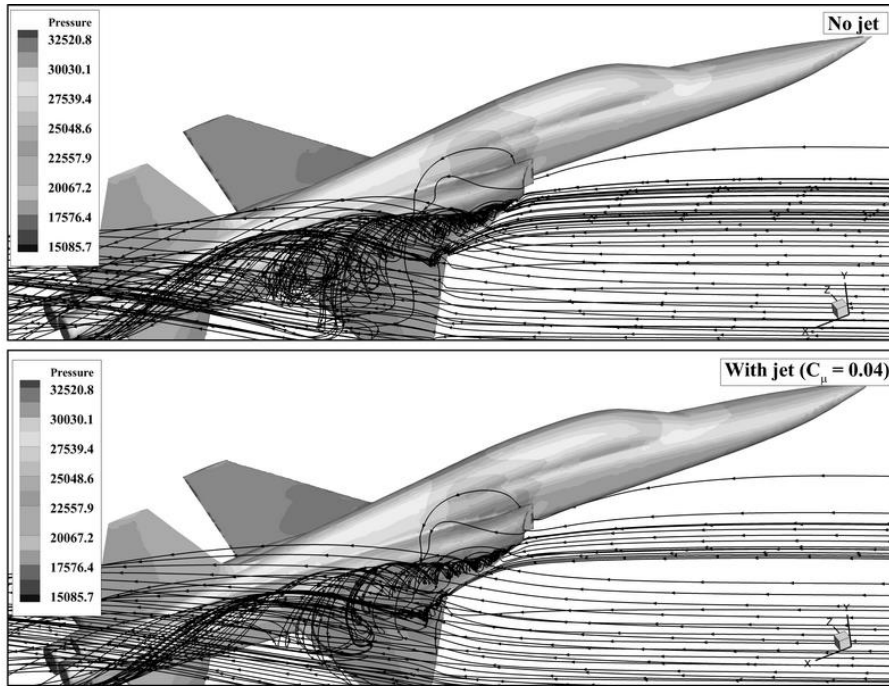
شکل ۱۳: نمای بالایی خطوط جریان در زاویه حمله ۲۴ درجه

Fig. 13. top view of streamlines at $\alpha=24^\circ$

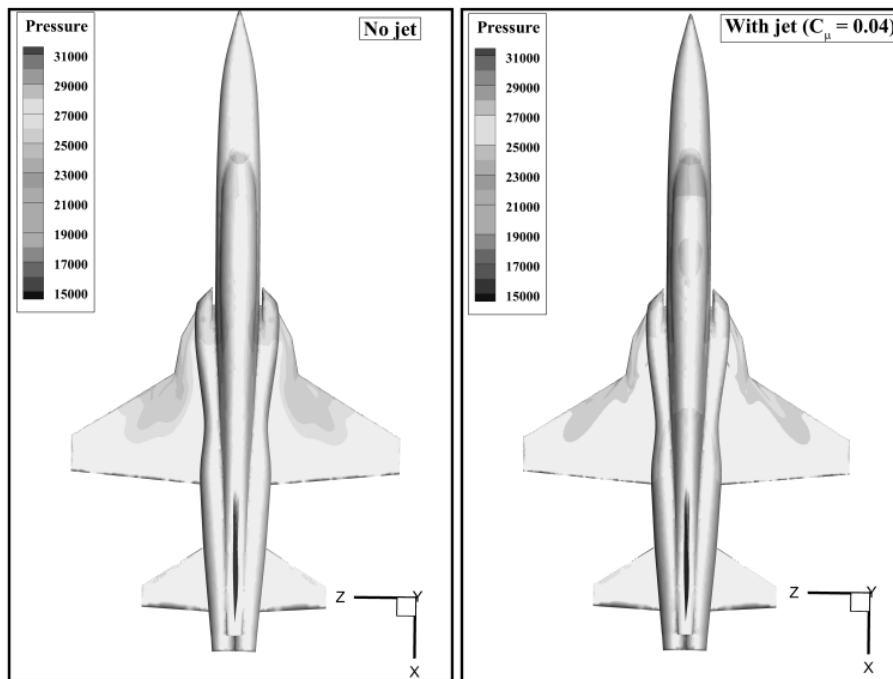
همچنین در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود که گردابه با اعمال دم‌ش جانبی به سمت نوک بال در لبه فرار حرکت می‌کند و فروپاشی آن به تعویق می‌افتد.

توزیع فشار روی سطح بالایی بال برای هر دو حالت بدون دم‌ش و همراه با دم‌ش در مقطعی دلخواه آورده شده است تا بتوان توزیع

به سمت لبه فرار نوک بال حرکت می‌کند. این امکان وجود دارد که با اعمال دم‌ش، مولفه‌های سرعت روی سطح بالایی بال به سمت نوک بال اضافه شوند و ناحیه واماندگی نسبت به حالت بدون دم‌ش کوچکتر شود. علاوه بر این می‌توان مشاهده کرد که خط جدایش ثانویه اندکی به سمت پایین دست جریان حرکت می‌کند (b).



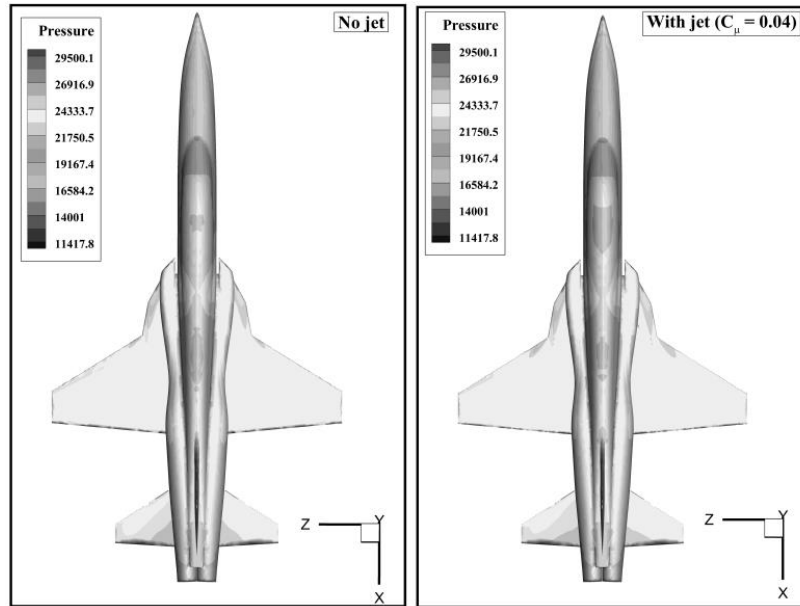
شکل ۱۴: نمای جانبی خطوط جریان در زاویه حمله ۲۴ درجه
 Fig. 14. side view of streamlines at $\alpha=24^\circ$



شکل ۱۵: خطوط همتراز فشار استاتیک بر روی سطح بالایی بال در زاویه حمله ۱۶ درجه.
 Fig. 15. Static pressure contours on the upper surface of wing at $\alpha=16^\circ$

بالایی بال تأثیر می‌گذارد اما تأثیر قابل توجهی روی میدان فشار سطح پایینی بال ندارد، بنابراین تنها سطح بالایی هواپیما نشان داده شده است. همانطور که از شکل‌های ۱۵ و ۱۶ مشخص است، کمترین مقدار

فشار در تمام سطح بال مشاهده کرد. در شکل‌های ۱۵ و ۱۶ خطوط همتراز فشار استاتیک بر روی هواپیما برای زوایای حمله ۱۶ و ۲۴ درجه نشان داده شده است. دم‌ش جانبی بر میدان فشار روی سطح



شکل ۱۶: خطوط همتراز فشار استاتیک بر روی سطح بالایی بال در زاویه حمله ۲۴ درجه.
Fig. 16. Static pressure contours on the upper surface of wing at $\alpha=24^\circ$

بر این، دمش باعث افزایش زاویه واماندگی از ۲۰ درجه به ۲۲ درجه می‌شود. همچنین با افزایش زاویه حمله از ۲۸ به ۳۲ درجه، ضریب برآ دوباره دارای روند افزایشی شد.

۲- برای حالت بدون دمش با افزایش زاویه حمله تا ۲۴ درجه ضریب پسا افزایش می‌یابد. در زاویه حمله واماندگی و بعد از آن به دلیل از هم پاشیدگی گردابه بر روی سطح بال، ضریب پسا افزایش بیشتری دارد. پس از زاویه حمله ۲۴ درجه با اعمال دمش، مقدار ضریب پسا کاهش می‌یابد به طوری که هرچه مقدار ضریب دمش بیشتر باشد، این ضریب کمتر کاهش می‌یابد.

۳- نسبت نیروی برآ به پسا برای زوایای حمله کمتر از ۱۲ درجه برای حالت بدون دمش بیشتر از حالت همراه با دمش است و با افزایش زاویه حمله، هرچه مقدار ضریب دمش بیشتر باشد، مقدار این نسبت بیشتر خواهد شد.

۴- در زوایای حمله پایین، دمش جانبی بر روی ضریب گشتاور پیچشی تأثیر قابل توجهی ندارد.

۵- دمش جانبی به موازات لبه حمله بال، باعث ایجاد جریان در امتداد محور گردابه می‌شود و فروپاشی گردابه را تا زوایای حمله بالا به تعویق می‌اندازد و باعث افزایش نیروی برآ می‌گردد. بنابراین جریان می‌تواند بر روی یک محدوده وسیع‌تری از شرایط پرواز و اعداد ماخ پایدار باقی بماند.

فشار مربوط به قسمت‌های ابتدایی لبه حمله بال است. با اعمال دمش جانبی، فشار بر روی سطح بالایی بال نسبت به حالت بدون دمش کاهش می‌یابد و بدین ترتیب نیروی برآ افزایش می‌یابد. اثرات دمش جانبی در زوایای حمله بالا بیشتر می‌شود و با میدان جریان جداشده بر روی سطح بال که در حالت بدون دمش رخ می‌دهد، مرتبط است.

۵- نتیجه‌گیری

در این مطالعه، تأثیر روش کنترل جریان دمش جانبی ثابت بر روی مدل سه‌بعدی بال یک جنگنده در شرایط مختلف پروازی بررسی شده است. برای شبیه‌سازی عددی و حل معادلات جریان از نرم‌افزار فلوئنت استفاده شده است. ابتدا برای معتبرسازی حل، نتایج شبیه‌سازی سه‌بعدی روی جنگنده با داده‌های تجربی موجود مقایسه شدند و اثرات کنترل جریان در نیروی برآ، پسا و گشتاور پیچشی مورد بررسی قرار گرفت. سپس تأثیر استفاده از دمش جانبی ثابت بر روی ضرایب آیرودینامیکی بال تنها با زاویه پس‌گرایی ۳۲ درجه لبه حمله در شرایط مختلف بررسی شد. داده‌های به‌دست‌آمده در عدد ماخ ۰/۴ و در زوایای حمله ۴- تا ۳۲ درجه با در نظر گرفتن ضریب مومنوم جت است. نتایج این مطالعه به شرح زیر است:

۱- مقدار ضریب برآ، به‌خصوص در زوایای حمله بالا افزایش می‌یابد که این افزایش، با شدت دمش رابطه مستقیم دارد. علاوه

مراجع

- [1] C. Dixon, Lift augmentation by lateral blowing over a lifting surface, VTOL Research, Design, and Operations Meeting, 1969, pp. 193.
- [2] J. Cornish, High lift applications of spanwise blowing, The Seventh Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 1970, pp. 14-18.
- [3] C. Dixon, J. Theisen, R. Scruggs, Theoretical and Experimental Investigations of Vortex Lift Control by Spanwise Blowing, Volume I. Experimental Research, Lockheed-Georgia Co Marietta Light Sciences Div, 1973.
- [4] K.P. Clarke, Lift augmentation on a moderately swept wing by spanwise blowing, The Aeronautical Journal, 80(790) (1976) 447-451.
- [5] G. Brès, D. Williams, T. Colonius, Numerical Simulations of Natural and Actuated Flow over a 3-D, Low-Aspect-Ratio Airfoil, 40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2010, pp. 4713.
- [6] R. Bradley, W. Wray, A conceptual study of leading-edge-vortex enhancement by blowing, Journal of aircraft, 11(1) (1974) 33-38.
- [7] K. Tadakuma, S. Aso, Y. Tani, Active Control of Aerodynamic Characteristics of Space Transportation System by Lateral Blowing, 34th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2004, pp. 2718.
- [8] G.E. Erickson, Effect of Spanwise Blowing on the Aerodynamic Characteristics of the F-5E, Journal of aircraft, 16(10) (1979) 695-700.
- [9] G.E. Erickson, Effect of spanwise blowing on the aerodynamic characteristics of a half-span 50⁰ swept cropped delta wing configuration, AIAA Aircraft Systems and Technology Meeting, 1979, pp. 1-12.
- [10] J.F. Campbell, Effects of spanwise blowing on the pressure field and vortex-lift characteristics of a 44 deg swept trapezoidal wing. [wind tunnel stability tests-aircraft models], (1975).
- [11] M. Ghoreyshi, A. Jirasek, S. Brandt, R. Osteros, R. Cummings, From spreadsheets to simulation-based aircraft conceptual design, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2012, pp. 393.

۶- دمش جانبی اثر قابل توجهی در میدان فشار روی سطح بالای بال در زوایای حمله بالا دارد. افت فشار بیشتری در دهانه داخلی بال و در نزدیکی لبه حمله بال ایجاد می‌شود.

فهرست علائم

علائم انگلیسی

A	مساحت، m^2
E	مدول الاستیسیته، N/m^2
b	دهانه بال
C_D	ضریب پسا
C_L	ضریب برآ
C_m	ضریب گشتاور پیچشی
C_{root}	وتر در ریشه بال
C_{tip}	وتر در نوک بال
C_μ	ضریب مومنتم جت
d	قطر خروجی نازل جت
L/D	نسبت نیروی برآ به پسا
M_ω	وزن مولکولی
M_∞	عدد ماخ جریان
\dot{m}	نرخ جرمی جریان
P	فشار استاتیک
q	فشار دینامیکی
Re	عدد رینولدز
S_{ref}	سطح مرجع
T	دما
V	سرعت

علائم یونانی

α	زاویه حمله
A_{Le}	زاویه پس‌گرایی لبه حمله
ρ	چگالی سیال، kg/m^3
λ	نسبت لاغری
μ	ویسکوزیته دینامیکی
ΔC_L	افزایش ضریب برآ نسبت به حالت بدون دمش $C_L (with)$ – $C_L (no jet)$

زیرنویس

∞	جریان آزاد
j	جت دمشی