



Numerical Analysis of Flow Separation Control on a BWB Drone Using a Vortex Generator

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Garshasbi M.¹ MSc,
Jafari M.M.¹ PhD,
Parhizkar H.*¹ PhD

How to cite this article

Garshasbi M, Jafari M.M, Parhizkar H. Numerical Analysis of Flow Separation Control on a BWB Drone Using a Vortex Generator. Modares Mechanical Engineering. 2019;19(2):447-456.

ABSTRACT

Today, the effects of three-dimensional flow near the blade and wing tip in the turbomachinery industry, such as rotor helicopters, turbine, as well as wings optimization in the airline industry, for safe flight with high maneuverability, are the focus of the industry in this area. Stall can be considered an influential phenomenon in this field. In the present study, the flow separation control was investigated by a vortex generator on a wing of a radar invader UAV, including a Naca64a210 airfoil with a 5° washout angle at the wing tip and integrated wings and attached to the body with a 47° sweep angle in the subsonic flow. The turbulent flow was solved by the kw-sst method for attack angles ranging from 5-20° and speeds of 30 and 60 m/sec. The results show a good fit with numerical and experimental results, so that the pressure distribution curves indicate the growth of pressure in the vortex generating regions and also the areas near the tip of the wing, which results in the flow remain in the wing surface in these areas. Therefore, by examining the pitching moment and velocity contours, it can be seen that the flow separation from the 15° angle of attack, has been delayed to 20°, and also the ability to control the separation of flow along with the growth of velocities has been achieved.

Keywords Stall; Flow separation control; Vortex generator; UCAV

¹Aerodynamics Department, Aerospace Faculty, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Aerospace Faculty, Malek Ashtar University of Technology, Shabanlou Street, Lavizan, Tehran, Iran
Phone: +98 (21) 73207625
Fax: +98 (21) 22935341
hparhiz@mut.ac.ir

Article History

Received: May 03, 2018

Accepted: October 24, 2018

ePublished: February 01, 2019

CITATION LINKS

[1] Dynamic stall control using deployable leading-edge vortex generators [2] Dynamic stall control through passive devices in hybrid configuration [3] Numerical calculation effects of deforming leading edge on airfoil dynamic stall control [4] Numerical simulation of the effect of a co-flow jet on the wind turbine airfoil aerodynamic characteristics [5] Numerical simulation of the effect of a co-flow jet on the wind turbine airfoil aerodynamic characteristics [6] The elimination of diffuser separation by vortex generators, Report No.R-4012-3 [7] Forced mixing in boundary layers [8] Introduction to Shock-Induced Separation and its Prevention by Design and Boundary Layer Control [9] Experimental study of airfoil performance with vortex generators [10] Investigation of several passive and active methods for turbulent flow separation control [11] Exploratory study of vortex-generating devices for turbulent flow separation control [12] Control of turbulent boundary-layer separation using micro-vortex generators [13] Numerical study of passive and active flow separation control over a NACA0012 airfoil [14] Vortex generators effect on low Reynolds number airfoils in turbulent flow [15] Passive flow control over NACA0012 aerofoil using vortex generators [16] Experimental study of vortex generators effects on low Reynolds number airfoils in turbulent flow [17] Passive control of pitch-break of a BWB UCAV model using vortex generator [18] Numerical simulation of the low speed aerodynamic characteristics for BWB type UCAV configuration with -5 degree twisted angle. 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference

تحلیل عددی کنترل جدایش جریان روی یک پهنپاد BWB با استفاده از مولد گردابه

مصطفی گرشاسبی MSc

گروه آیرودینامیک، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

محمدمهدی جعفری PhD

گروه آیرودینامیک، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

حمید پرهیزکار* PhD

گروه آیرودینامیک، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

چکیده

امروزه بررسی اثرات سه‌بعدی جریان در نزدیکی ناحیه نوک تیغه و بال در صنایع توربوماشین همچون روتور هلیکوپترها، توربین‌سازی‌ها و همچنین بهینه‌سازی بال در صنایع هواپیمایی برای داشتن پروازی ایمن همراه با قابلیت مانورپذیری بالا از مباحث مورد توجه صنایع فعال در این حوزه است. پدیده واماندگی را می‌توان به‌عنوان پدیده تأثیرگذار در این حوزه دانست. در تحقیق حاضر کنترل جدایش جریان توسط مولد گردابه روی بال یک پهنپاد تهاجمی رادارگریز شامل ایرفویل Naca64a210 با زاویه پیش‌ش ۵ درجه در نوک بال و بال‌های یکپارچه و متصل به بدنه با زاویه پس‌گرایی ۴۷ درجه در رژیم جریان مادون صوت بررسی شده است. حل در جریان آشفته با روش kw-sst برای زوایای حمله در محدوده ۵ تا ۲۰ درجه و سرعت‌های ۳۰ و ۶۰ متر بر ثانیه انجام شده است. نتایج نشان از تطابق مناسب با نتایج عددی و تجربی دارد، به‌طوری که منحنی‌های توزیع فشار نشان‌دهنده رشد فشار در نواحی استقرار مولد گردابه و همین‌طور نواحی نزدیک به نوک بال هستند که منجر به باقی‌ماندن جریان روی سطح جسم در این نواحی می‌شود. بنابراین با بررسی نمودارهای گشتاور پیش‌ش و کانتورهای سرعت، جدایش جریان از زاویه حمله ۱۵ به ۲۰ درجه به تأخیر افتاده است و همچنین توانایی قابلیت کنترل جدایش جریان همراه با رشد سرعت نیز رقم خورده است. **کلیدواژه‌ها:** واماندگی، کنترل جدایش جریان، مولد گردابه، پهنپاد تهاجمی

تاریخ دریافت: ۹۷/۲/۱۳

تاریخ پذیرش: ۹۷/۸/۲۰

* نویسنده مسئول: hparhiz@mut.ac.ir

۱- مقدمه

با پیدایش پدیده واماندگی، دانشمندان سعی در درک این مفهوم کردند و سپس مطالعات ناشی از تأثیرات آن در کاربردهای گوناگون انجام شد. با گذشت زمان و درک تأثیرات منفی ناشی از وجود واماندگی، دانشمندان در سال‌های اخیر شروع به مطالعاتی پیرامون کاهش این تأثیرات برای بهبود عملکرد توربوماشین‌ها و بال هواپیماها انجام دادند.

در مطالعات صورت‌گرفته، محققان نشان دادند که تأخیر در واماندگی، همراه با تأخیر در جدایش جریان اتفاق می‌افتد. این عمل که در سال‌های اخیر بسیار مورد اهمیت بوده، تحت عنوان کنترل جدایش جریان بیان شده است. کنترل جریان به‌معنی تلاش برای تغییر یا اصلاح برخی رفتارها و ویژگی‌های میدان جریان در جهت خواست و تمایل کاربر است. تاکنون تعاریف بسیاری برای کنترل جریان ارائه شده که به‌ظاهر تفاوت‌هایی با هم دارند، اما در نهایت مفهوم تمامی آنها یکسان است. یکی از این تعاریف که توسط فلت در سال ۱۹۶۱ میلادی برای جریان میان دو دیواره ارایه شد، به این صورت است که "کنترل لایه مرزی شامل هر مکانیزم یا فرآیندی است که در اثر اعمال آن، لایه مرزی، متفاوت از حالت طبیعی رفتار خواهد کرد". فیدلر نیز تعریفی کامل و جامع به‌صورت زیر ارائه کرد: "کنترل جریان یک فرآیند یا عملیات است که بر حسب نیاز کاربر، برخی از خواص جریان مورد کنترل قرار می‌گیرد و به نحوی در جهت مطلوب هدایت می‌شود". از مزایای مهم کنترل جریان می‌توان کاهش نیروی پسا، افزایش نیروی برآ، افزایش

انتقال حرارت سیال، افزایش اختلاط و نهایتاً جلوگیری از افزایش سروصدا را نام برد. از طرفی کنترل جریان به دو بخش کنترل فعال (AFC) و کنترل غیرفعال تقسیم می‌شود. روش فعال که در مقابل روش غیرفعال قرار می‌گیرد روشی است که در آن، انرژی، جرم یا هر نیروی کمکی دیگر بین محیط و سیال مبادله می‌شود.

کنترل جدایش جریان موضوع پُردرآمدی در دهه اخیر بوده و بیشتر روی مباحثی از جمله مکش، تزریق و مولد گردابه سرمایه‌گذاری و کار شده است. پپ و همکاران در سال ۲۰۱۲ [1]، به بررسی مفهوم جدید واماندگی دینامیکی فعال یعنی کنترل آن پرداختند و توانستند موجب تأخیر ۳ درجه‌ای در واماندگی شوند. ممتازقدری و همکاران در سال ۲۰۱۳ [2]، بهینه‌سازی پارامترهای فیزیکی برای کنترل بهتر جریان را با دستگاه‌های غیرفعال در پیکربندی‌های ترکیبی بررسی کرده‌اند. نتایج این تحقیقات نشان از تأثیرات مثبت دستگاه‌های غیرفعال مولد گردابه، برآافزگرانی (GF) و افتادگی لبه حمله (FDLE) روی گردابه‌های واماندگی دینامیکی است.

تیانیو و همکاران در سال ۲۰۱۴ [3]، با بررسی تغییر شکل لبه حمله حرکات، ایرفویل‌های پیچشی را با استفاده از جریان ناپایا و مدل‌های توربولانسی شبیه‌سازی کردند. نتایج عددی نشان می‌دهد که تغییر شکل افتادگی لبه حمله با دامنه‌های مختلف در یک زاویه حمله بالا می‌تواند از وقوع جدایش جریان بکاهد و منجر به بهبود عملکرد هواپیما شود.

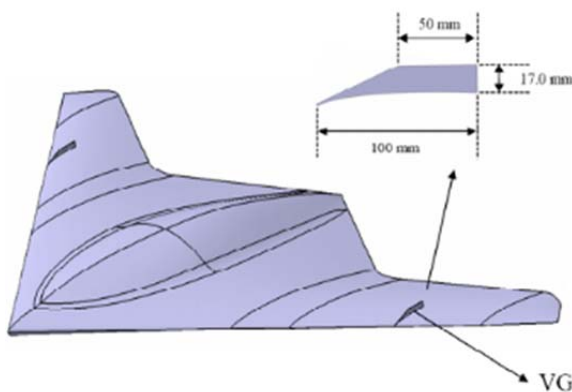
چن و لیانگ در سال ۲۰۱۵ [4] با بررسی کنترل جریان پلاسما نوع جدیدی از تکنولوژی کنترل جریان فعال را نشان دادند که استفاده از آن منجر به بهبود عملکرد آیرودینامیک هواپیما می‌شود. آنها زاویه حمله واماندگی را ۷ درجه به تأخیر انداختند که منجر به افزایش ۱۱ درصدی ضریب نیروی برآ شد. خو و همکاران در سال ۲۰۱۵ [5]، با بهره‌گیری از یک جت جریان مشارکتی (CFJ) به‌عنوان روش کنترل جریان فعال نشان دادند که CFJ دارای اثر مثبت قابل توجهی در افزایش نیروی برآ، حاشیه واماندگی و کاهش نیروی پسا است.

مفهوم مولدهای گردابه در ابتدا توسط تیلور در سال ۱۹۴۷ بیان شد [6]. او نشان داد که ورتیسیتته‌های ایجادشده در انتهای جریان توسط ردیفی از پلیت‌های کوچک، مومنتوم را در راستای جریان افزایش می‌دهند و بنابراین باعث تأخیر در پدیده جدایش جریان می‌شوند. سپس آزمایش‌های زیادی برای نشان‌دادن اثرات مولدهای گردابه به‌عنوان وسایل کنترل‌کننده جریان انجام گرفت. مولدهای گردابه روی جریان بالای لایه مرزی تأثیر می‌گذارند و خطوط جریان را با استفاده از تولید گردابه‌های کوچک اصلاح می‌کنند. تولید این گردابه سبب انتقال انرژی به لایه مرزی می‌شود و از جدایش جریان جلوگیری می‌کند. همچنین مولدهای گردابه می‌توانند جریان را در شرایط آرام و یکنواخت حفظ کنند. همانند آشفته‌کننده‌ها، تولید گردابه نیز باعث افزایش گردش حول ایرفویل و به‌تبع آن افزایش نیروی برآ می‌شود. لازم به ذکر است که مولدهای گردابه همواره باید بلندتر از ضخامت لایه مرزی جریان باشند تا بتوانند انرژی جریان آزاد بالای لایه مرزی را به داخل لایه مرزی منتقل نمایند. مولدهای گردابه می‌توانند به‌صورت دستی یا اتوماتیک فعال شوند. مثلاً هنگام بلندشدن یا نشست هواپیما، خلبان به‌صورت دستی این ابزارها را فعال می‌کند یا هنگامی که در مانور هواپیما ایرفویل به شرایط واماندگی می‌رسد، ابزارها به‌صورت خودکار فعال شوند.

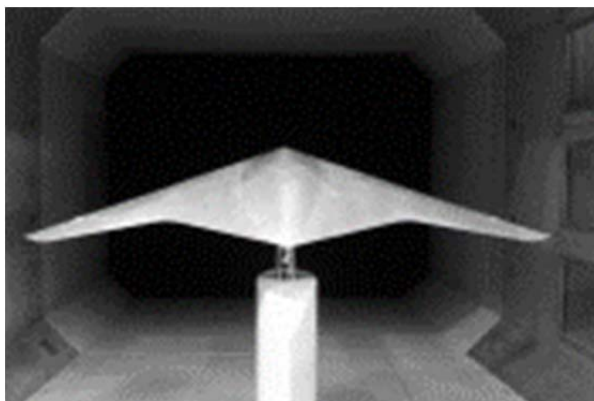
اسچوباور و اسپنجنبرگ در سال ۱۹۶۱ [7]، لایه مرزی آشفته توسعه‌داده‌شده روی یک صفحه تخت در گردان فشارهای

پایین مورد مطالعه و بررسی قرار دادند. آنها مولدهای گردابه را در مکان‌های متفاوتی از لبه حمله قرار دادند و اثر آن را بر نیروهای آیرودینامیک بررسی کردند. با توجه به نتایج ارائه شده، استفاده از مولدهای گردابه سبب افزایش مقدار نیروی برآ و در نتیجه نیروی حداکثر برآ می‌شود، اما مولدهای گردابه اثر چندانی روی نیروی پسا نداشته و در بعضی شرایط بی‌اثر بوده‌اند که علت این امر را می‌توان به نحوه چیدمان مولدین گردابه روی ایرفویل ذکر کرد. زیرا این چیدمان باعث تداخل بین ورتیسیتته‌های ایجاد شده توسط مولدین گردابه با همدیگر و همچنین تداخل با لایه مرزی شده است که موجب افزایش شدت آشفتگی می‌شود.

شیم و پارک در سال ۲۰۱۵ [17] با استفاده از یک مولد گردابه دوزنقه‌ای (شکل ۱) برای حفظ مزیت رادارگریزی پهناد تهاجمی (UCAV)، پدیده توقف پیچ را در تونل باد موسسه تحقیقات هوافضا کره (KARI) بررسی کردند (شکل ۲). در این تحقیقات نشان دادند که میزان توزیع فشار با حضور مولد گردابه روی سطح بال افزایش قابل توجهی را در زوایای بالای حمله تجربه می‌کند که موجب به‌تاخیرانداختن جریان می‌شود.



شکل ۱) پهناد تهاجمی همراه با مولد گردابه در ۰/۷ از راستای بال [17]



شکل ۲) مدل آزمون در تونل باد سرعت پایین [17]

در تحقیق حاضر با الهام‌گرفتن از UCAV 1303، حضور مولد گردابه و تاثیرات آن در دو سرعت مختلف مورد بررسی قرار می‌گیرد. مولد گردابه دوزنقه‌ای شکل از ورق فولاد با ضخامت ۰/۵ میلی‌متر ساخته شده است. طول پایه پایین دوزنقه، حدود ۱۴٪ (۱۰۰ میلی‌متر) از وتر متوسط آیرودینامیک (MAC) بوده و طول پایه بالا نصف طول پایه پایین و همچنین ارتفاع مولد گردابه حدود ۲/۴٪ (۱۷ میلی‌متر) از MAC است. مولد گردابه در نزدیکی لبه حمله و سطح بالایی بال نصب شده است. قسمت جلوی نوک بال در فاصله

معکوس را مورد مطالعه قرار دادند. مطالعه آنها نشان داد که استفاده از مولدهای گردابه سبب آمیختن جریان با مومنتوم بالا با لایه مرزی شده است که منجر به کاهش گرادیان فشار معکوس می‌شود.

پیرسی در سال ۱۹۶۱ [8]، مقاله کاملی را در زمینه تئوری استفاده از مولدهای گردابه در جریان دوپعدی ارائه نمود. وی نشان داد که اصطکاک لزجتی و گرادیان فشار معکوس لایه مرزی را آهسته می‌کند و وقوع پدیده جدایش حتمی می‌شود. به‌طور کلی مولد گردابه، مکانیزمی را فراهم می‌کند که موجب می‌شود انرژی بالاتر سیالی که خارج از لایه مرزی به سیالی که نزدیک سطح بوده و دارای سرعت و انرژی پایین‌تری است، انتقال یابد و این انتقال انرژی منجر به انرژی‌دهی دوباره به لایه مرزی و تاخیر یا جلوگیری از جدایش لایه مرزی می‌شود.

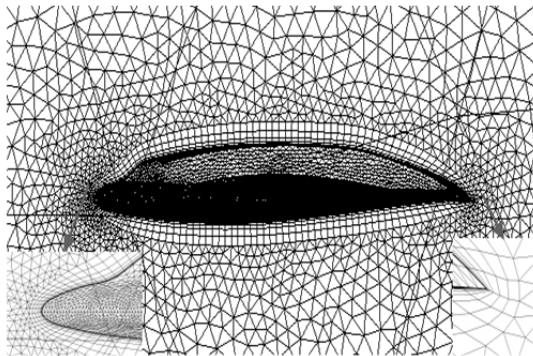
براک و گریگورک در سال ۱۹۸۷ [9]، در آزمون تونل باد مادون صوت روی ایرفویل کانارد مشاهده نمودند که با طراحی صحیح مولدهای گردابه نیروی برآ، افزایش و نیروی پسا کاهش می‌یابد. لین و همکاران در سال‌های ۱۹۹۰، ۱۹۹۱ و ۱۹۹۹ انواع مختلفی از وسایل کنترل‌کننده جریان را مورد بررسی قرار دادند و مشاهده نمودند که این وسایل در کنترل جدایش بسیار موثر هستند [10-12]. بدین ترتیب می‌توان نتیجه گرفت که مولدهای گردابه برای کنترل جدایش جریان و تولید ورتیسیتته‌هایی در راستای جریان بسیار موثر هستند.

شان و همکاران در سال ۲۰۰۸ [13]، مطالعات خود را روی ایرفویل NACA0012 در زاویه حمله ۶ درجه با استفاده از مولدهای گردابه فعال و غیرفعال برای کنترل جریان بررسی کردند و نشان دادند که مولدهای گردابه غیرفعال طول چرخش را تقریباً به اندازه ۸۰٪ کم می‌کنند. از طرفی مولدهای گردابه فعال، ورتیسیتته را در راستای جریان تولید می‌کنند که دقیقاً برای کنترل جریان لازم است.

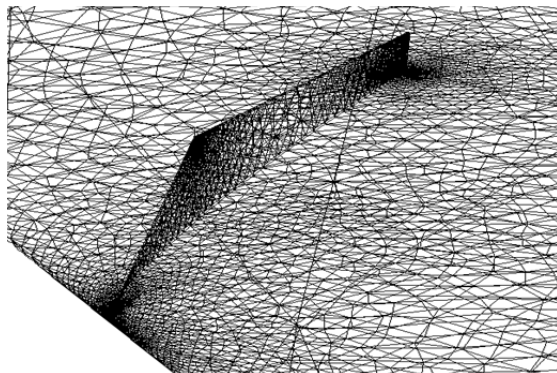
دنرو و همکاران در سال ۲۰۰۸ [14] با قراردادن مولدهای گردابه سه‌گوشه یا مثلثی شکل روی سطح بالایی ایرفویل اصلاح شده اپلر ۳۸۷ در شرایط مختلف، اثر عدد رینولدز پایین را در جریان آشفته مورد آزمایش قرار دادند. آنها رفتار ضرایب آیرودینامیک ایرفویل ذکر شده را در زوایای حمله مختلف در دو حالت با استفاده از مولدهای گردابه و بدون استفاده از آن مورد مطالعه قرار دادند. آنها مشاهده نمودند که مقدار ضریب برآی ماکزیمم هنگامی که از مولدهای گردابه استفاده می‌شود، افزایش می‌یابد. اما زاویه واماندگی تغییر بسیار ناچیزی می‌کند یا تقریباً ثابت باقی می‌ماند. مقدار نیروی پسا برای زاویه حمله‌های کوچک تقریباً ثابت باقی می‌ماند، اما با افزایش زاویه حمله، مقدار ضریب پسا نیز افزایش می‌یابد که علت این امر تداخل بین گردابه و لایه مرزی است. به‌طور کلی، گردابه مارپیچی ایجاد شده توسط بال دلتا بسیار شبیه گردابه ایجاد شده توسط مولدهای گردابه است که این گردابه ایجاد شده در لایه مرزی یک بی‌نظمی و آشفتگی را ایجاد می‌کند که سبب افزایش ضریب برآ می‌شود.

و/داندی و همکاران در سال ۲۰۱۰ [15] به بررسی عددی جریان آشفته روی ایرفویل مدل NACA0012 با استفاده از مولدهای گردابه پرداختند. آنها با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت در محدوده وسیعی از زوایای حمله و عدد رینولدز ۵۵۰۰۰۰ به مدل‌سازی اثر این مولدها بر مشخصه‌های جریان حول ایرفویل پرداختند. آنها نشان دادند که اضافه کردن مولدهای گردابه باعث افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا می‌شود. در مطالعه‌ای [16] نیز اثر مولدهای گردابه سه‌گوشه را روی ایرفویل در شرایط جریان آشفته و عدد رینولدز

محدوده ۰/۰۵ میلی‌متر است تا میزان وای پلاس دیواره را ارضا نماید. چرا که برای حل در روش توربولانسی کاامگا اس‌اس‌تی (K ω -SST) نیاز به معیار وای پلاس دیواره کمتر از یک است. این شبکه‌ها برای دو هندسه مختلف تولید شده است. شبکه اول شامل هندسه ساده پهنیاد بوده (شکل ۵) و هندسه دیگر شامل بال همراه با اسقرار مولد گردابه به‌عنوان کنترل‌کننده جریان است (شکل ۶).



شکل ۵) شبکه همراه با لایه مرزی



شکل ۶) شبکه همراه با لایه مرزی برای هندسه همراه با مولد گردابه

۲-۱- مقایسه نتایج عددی

سنگیون‌پارک و همکاران در سال ۲۰۱۷ [18] در کره جنوبی، تحقیقاتی روی مدل UCAV1303 برای سرعت پایین ۶۰ متر بر ثانیه و عدد رینولدز ۲/۹ میلیون انجام دادند (نمودار ۱) و ضرایب آیرودینامیک حول پهنیاد را به دست آوردند. آنها با بهره‌گیری از نرم‌افزار تولید شبکه آی‌سی‌ای‌ام، شبکه‌ای با ۷ میلیون سلول در شرایط وای پلاس دیواره کمتر از ۱ برای حل آشسته با روش K ω -SST فراهم کردند. با توجه به وجود اختلاف پایین بین نتایج در زوایای حمله کوچک، از مقایسه آنها صرف نظر شده است و در اینجا صرفاً بررسی‌ها روی زوایای ۱۰ و ۱۵ درجه صورت می‌پذیرد.

در نمودارهای ۲ و ۳ مقایسه‌ای بین نتایج حاصل از تحقیق حاضر با نتایج سنگیون‌پارک و همکاران [18] که در جدول ۲ آورده شده، ارائه شده است. منحنی‌های ضریب برآ و پسا به‌ترتیب در نمودارهای ۲ و ۳ قابل مشاهده هستند. در زوایای حمله ۱۰ و ۱۵ درجه طبق جدول ۲ تطابق مناسبی بین نتایج تحقیق حاضر و نتایج عددی [18] وجود دارد. همچنین درصد اختلاف نتایج ذکر شده را می‌توان در جدول ۳ به‌خوبی مشاهده کرد. در ضریب برآ این اختلاف بسیار ناچیز است و برای ضریب پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه اختلاف بیشتری را نشان می‌دهد.

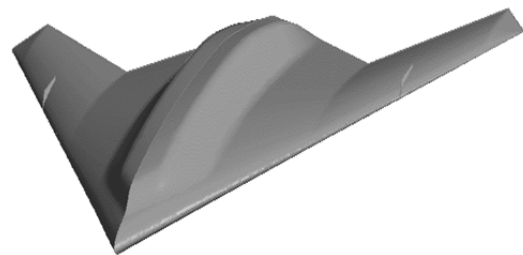
۰/۸ میلی‌متر از لبه حمله بال قرار گرفته است. هندسه این مولد گردابه در شکل ۱ آورده شده است. بنابراین در تحقیق حاضر سعی شده تا پلت‌فرم UCAV 1303 که یک پهنیاد تهاجمی از نوع بال و بدنه یکپارچه (BWB) است، شبیه‌سازی شود و سپس تأثیرات حضور مولد گردابه به‌عنوان کنترل‌کننده جدایش جریان همراه با رشد زوایای حمله مورد تحلیل و بررسی قرار بگیرد.

۲- شبیه‌سازی

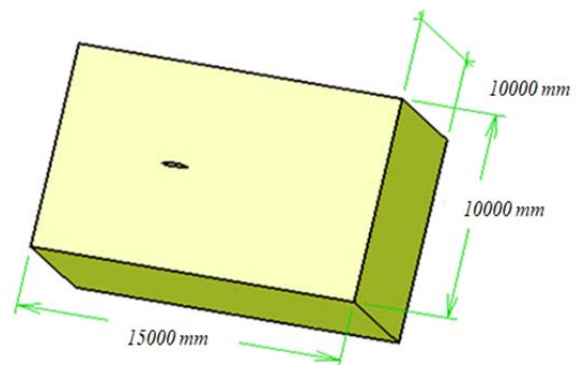
گام اول در شبیه‌سازی، تولید هندسه مناسب و سپس تولید شبکه مناسب است. در تحقیق حاضر تولید هندسه توسط نرم‌افزار کتیا با بهره‌گیری از ابعاد موجود در جدول ۱ به دست آمده و هندسه تولید شده در شکل ۳ نمایش داده شده است. همچنین ابعاد دامنه تولید شده برای حل عددی در شکل ۴ نشان داده شده است.

جدول ۱) ویژگی‌های پهنیاد تهاجمی ۱۳۰۳ [17]

ایرفویل	NACA 64A210
عرض بال (mm)	۲۰۰۰
طول ریشه بال (mm)	۱۱۸۳/۵
وتر متوسط آیرودینامیک (mm)	۷۰۸/۳
سطح مقطع مرجع (m ²)	۱/۰۳۷
زاویه پسگرایی بال (درجه)	۴۷
زاویه پیچش بال (درجه)	۵
مرکز ممان مرجع (mm)	۶۰۲/۰



شکل ۳) نمایی از هندسه تولید شده در پژوهش حاضر برای پهنیاد



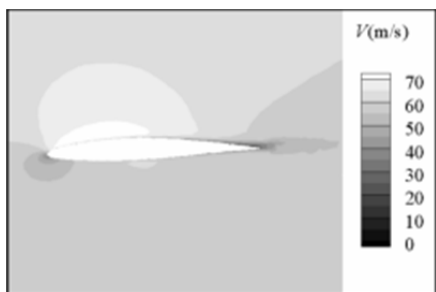
شکل ۴) ابعاد دامنه حل

در ادامه با استفاده از نرم‌افزار ANSYS فرآیند تولید شبکه انجام شده است. شبکه‌هایی که در شکل‌های ۵ و ۶ قابل مشاهده‌اند، از نوع بی‌سازمان در محدوده ۱/۲ میلیون سلول و همراه با لایه مرزی هستند. این لایه مرزی شامل ۱۵ لایه با ارتفاع اولین لایه در

تحلیل عددی کنترل جدایش جریان روی یک پهنای BWB با استفاده از مولد گردابه ۴۵۱
تحقیق حاضر به ادامه تحقیق با هدف کنترل جدایش جریان
پرداخته می‌شود.

۳- بحث و نتایج

اکنون با تمرکز روی کانتورهای فشار و جریان در مقطع ۰/۷ از طول
بال، جایی که محل استقرار مولد گردابه بوده، نتایج در زوایای حمله
مختلف مورد بررسی قرار داده شده است تا تأثیرات کنترل جدایش
جریان در زوایای بالای حمله نشان داده شود. همان طور که در
شکل ۷ دیده می‌شود، کانتورهای سرعت با رشد زاویه حمله از ۵ تا
۲۰ درجه برای سرعت ۶۰ متر بر ثانیه به نمایش گذاشته شده است. با
بررسی شکل ۷ مشهود است که جریان در زوایای حمله پایین
۵ درجه و سپس ۱۰ درجه روی سطح بال قرار دارند، اما این شرایط با
رشد زاویه حمله به ۱۵ درجه کمی تغییر پیدا می‌کند، به طوری که
جریان از لبه حمله بال جدا می‌شود و این روند در زوایای حمله بالا
یعنی ۲۰ نیز وجود خواهد داشت. آنچه در این فاصله از زاویه حمله
۱۰ تا ۱۵ درجه اتفاق افتاده، همان پدیده واماندگی است.



(الف)



(ب)

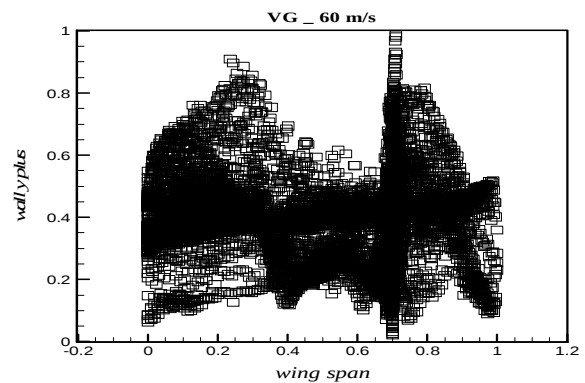


(ج)

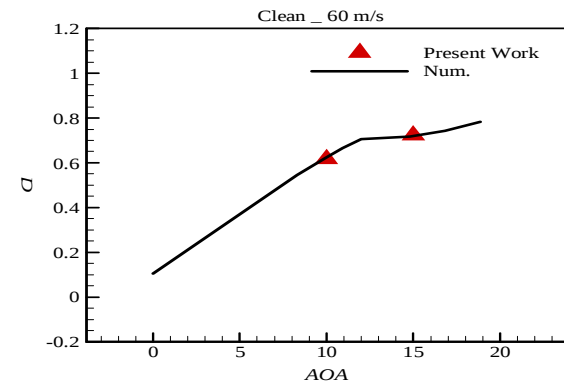


(د)

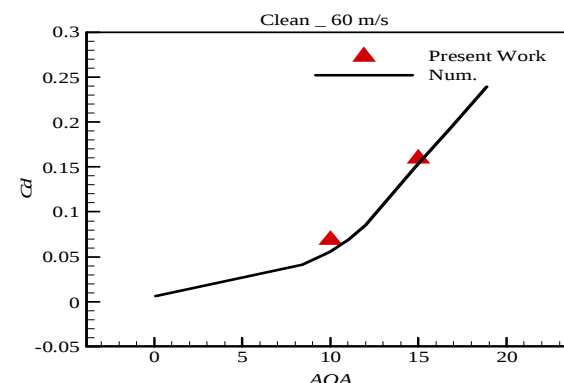
شکل ۷) کانتور جریان هندسه ساده در ۶۰ متر بر ثانیه برای زوایای حمله: الف) ۵، ب) ۱۰، ج) ۱۵، د) ۲۰ درجه



نمودار ۱) معیار وای پلاس دیواره برای مولد گردابه در ۶۰ متر بر ثانیه



نمودار ۲) مقایسه ضریب لیفت تحقیق حاضر و حل عددی [18] برای هندسه ساده در ۶۰ متر بر ثانیه



نمودار ۳) مقایسه ضریب ضریب درگ تحقیق حاضر و عددی [18] برای هندسه ساده در ۶۰ متر بر ثانیه

جدول ۲) مقایسه مقادیر تحقیق حاضر و عددی [18]

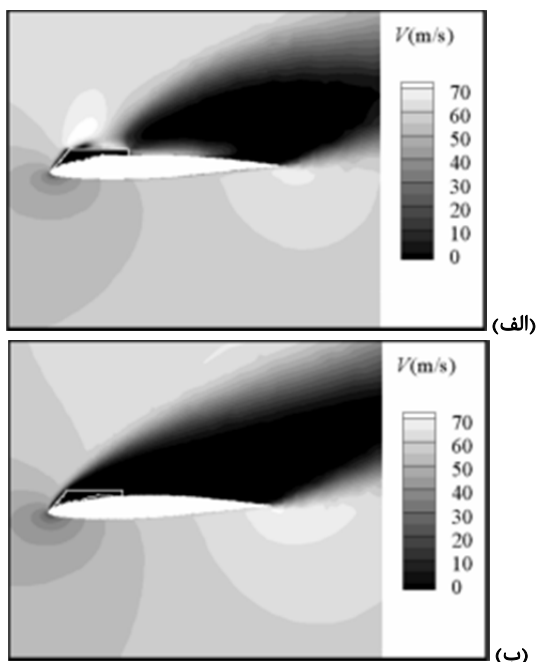
زاویه حمله	CL (Num.)	CL (P.W.)	Cd (Num.)	Cd (P.W.)
۱۰	۰/۶۲۲	۰/۶۱۸	۰/۰۶	۰/۰۶۷
۱۵	۰/۷۱۶	۰/۷۲۳	۰/۱۵	۰/۱۵۹

جدول ۳) مقایسه درصد اختلاف مقادیر ضریب برآ و پسای تحقیق حاضر و عددی [18]

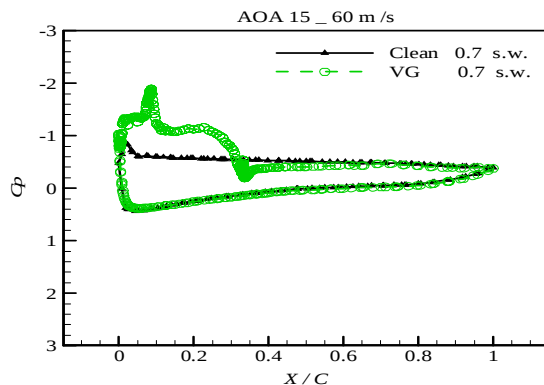
زاویه حمله	درصد اختلاف ضرایب برآ	درصد اختلاف ضرایب پسا
۱۰	۰/۶	۱۱
۱۵	۱	۶

با توجه به مناسب نبودن کیفیت شبکه نزدیک به سطح به دلیل محدودیت در سیستم سخت افزاری موجود، اختلاف در نتایج ضریب پسا مورد انتظار بوده و نتایج تحقیق حاصل دارای تطابق مناسب با نتایج عددی است. بنابراین با پذیرفتن نتایج و روش حل

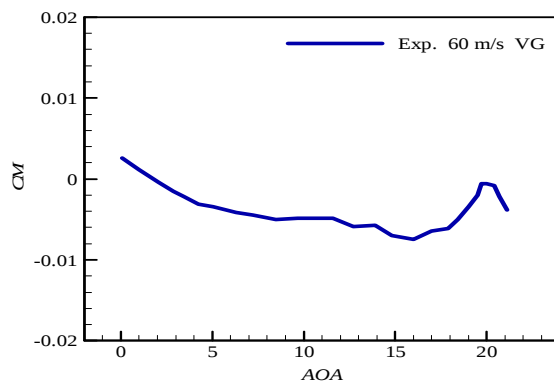
توجه در نواحی نزدیک به نوک بال نیز شده است و البته این رشد در ناحیه نزدیک به ریشه دیده نمی‌شود. بنابراین انتظار می‌رود جریان با حضور مولد گردابه در نواحی نزدیک به نوک بال نیز روی سطح بال بچسبد و تاثیر حضور کنترل‌کننده جریان صرفاً در محل استقرار آن نباشد.



شکل ۹) کانتور جریان برای هندسه دارای مولد گردابه در ۶۰ متر بر ثانیه برای قزوایای حمله؛ الف) ۱۵، ب) ۲۰ درجه

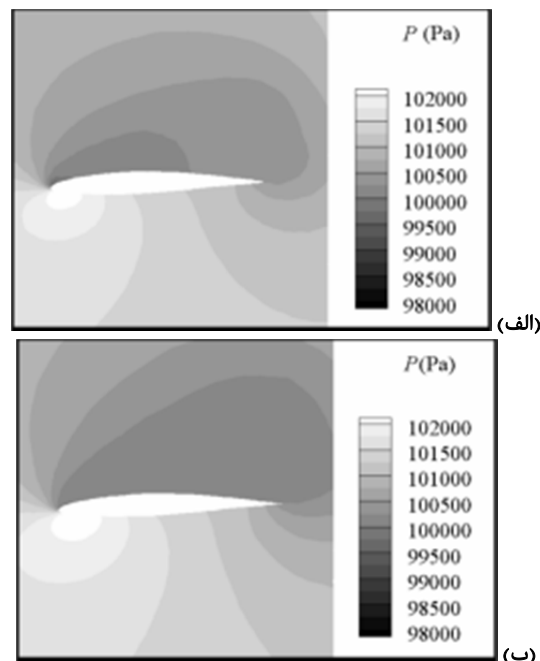


نمودار ۴) مقایسه منحنی‌های توزیع فشار برای هندسه‌های ساده و با مولد گردابه در ۶۰ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۱۵ درجه



نمودار ۵) تغییرات ضریب گشتاور پیچشی در هندسه با مولد گردابه در سرعت ۶۰ متر بر ثانیه^[۱۷]

بدین ترتیب بررسی تاثیرات مولد گردابه به‌عنوان کنترل‌کننده جدایش جریان در زوایای حمله ۱۵ و ۲۰ درجه، در نواحی که جدایش جریان وجود دارد، مورد بررسی قرار می‌گیرند. کانتورهای فشار برای سرعت ۶۰ متر بر ثانیه در شکل ۸ به دست آمده است. کانتور فشار زاویه حمله ۱۵ درجه، نشان از رشد قابل توجه فشار در پشت محل مولد گردابه دارد. بنابراین انتظار می‌رود تا با رخ دادن افزایش فشار، جریان روی سطح نگه داشته شود.



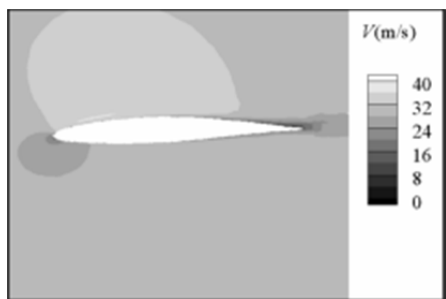
شکل ۸) کانتور فشار هندسه با مولد گردابه در ۶۰ متر بر ثانیه برای زوایای حمله؛ الف) ۱۵ درجه، ب) ۲۰ درجه

با بررسی کانتورهای جریان برای سرعت ۶۰ متر بر ثانیه که در شکل ۹ نشان داده شده، ناحیه جدایش جریان کاملاً مشخص است. همان‌طور که انتظار می‌رود مولد گردابه موفق به تاخیر در جدایش جریان در زاویه حمله ۱۵ درجه شده است. مساله‌ای که با بررسی توزیع فشار در نمودار ۴ بهتر مشخص می‌شود، جایی است که رشد فشار تا محدوده نزدیک به لبه فرار را شامل می‌شود و این موجب بهبود کنترل جریان شده است^[۱۷]. اما با رشد زاویه حمله به ۲۰ درجه، افت فشار تمام سطح بال را فرا می‌گیرد. بنابراین با توجه به اهمیت توزیع فشار، انتظار جدایش جریان حتی با حضور مولد گردابه در زاویه حمله ۲۰ درجه وجود دارد که در شکل ۹ قابل مشاهده است. بنابراین مولد گردابه در زاویه حمله ۲۰ درجه، قادر به کنترل جریان نخواهد بود، مساله‌ای که در نمودار ضریب گشتاور پیچشی در نمودار ۵ نمایش داده شده، جایی که طبق تحلیل‌های تجربی در تونل باد^[۱۷]، ناحیه شکست گشتاور پیچ، حداکثر توانایی کنترل جدایش جریان توسط مولد گردابه است. بنابراین از این حیث نیز تطابق مناسبی بین نتایج تحقیق حاضر و نتایج تجربی دیده می‌شود.

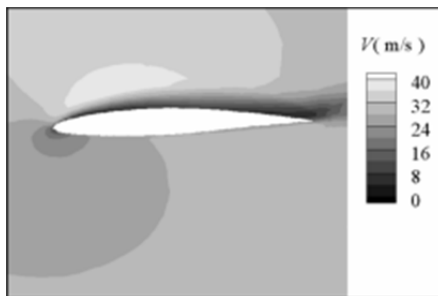
به عبارت دیگر می‌توان این محدوده از زاویه حمله یعنی ۲۰ درجه را ناحیه واماندگی با حضور مولد گردابه در نظر گرفت و همچنین تاثیر مثبت کنترل جریان برای تاخیر ۱۵ درجه‌ای در جدایش جریان روی سطح بال برای سرعت ۶۰ متر بر ثانیه را نتیجه گرفت. اما در تحلیلی دیگر، تاثیر حضور مولد گردابه همانند نمودار ۶ بر جدایش جریان در پهنای بال نیز مشخص می‌شود. مولد گردابه منجر به رشد فشار قابل

مشخص می‌شود. در نمودار ۸ بیشترین میزان ضریب گشتاور پیچشی در زاویه حمله ۲۰ درجه وجود دارد و سپس این میزان با رشد زاویه حمله کاهش می‌یابد که حاکی از تاخیر در جدایش جریان تا زاویه حمله ۲۰ درجه است.

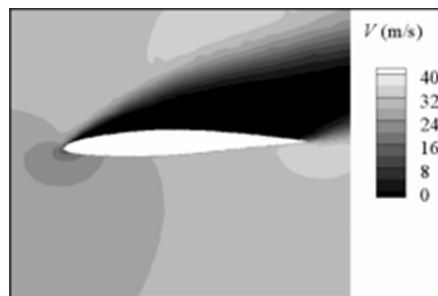
از طرفی بررسی نمودار توزیع فشار در راستای پهنای بال در مکان ۰/۸ بال در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه همانند نمودار ۹ نشان از توانایی کنترل جریان در زاویه حمله ۱۵ درجه، در نواحی نزدیک به نوک بال همانند سرعت ۶۰ متر بر ثانیه دارد. برای بررسی بیشتر این موضوع می‌توان کانتورهای جریان در مقطع ۰/۸ پهنای بال یعنی نزدیک نوک بال را مورد تحلیل قرار داد. همان طور که در شکل ۱۳ دیده می‌شود، در زاویه حمله ۱۵ درجه وقتی کنترل‌کننده جریان حضور ندارد، جدایش جریان کاملاً از لبه حمله بال در این مقطع اتفاق افتاده و این حضور مولد گردابه به‌عنوان کنترل‌کننده جریان بوده که توانسته است جریان را در محلی غیر از محل استقرار خود یعنی در ناحیه نزدیک به نوک بال در ۰/۸ پهنای بال، جریان را کاملاً به سطح بال بچسباند و از جدایش آن جلوگیری کند.



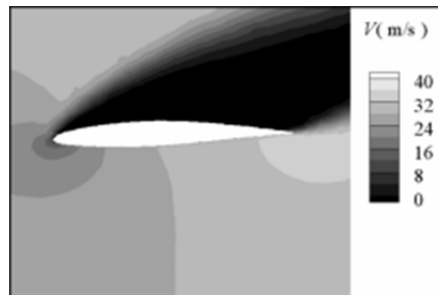
(الف)



(ب)

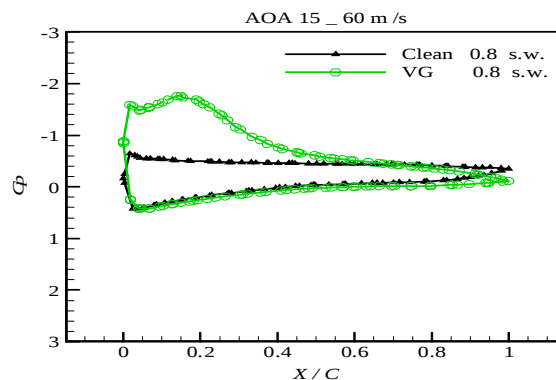


(ج)



(د)

شکل ۱۰) کانتور جریان هندسه ساده در ۳۰ متر بر ثانیه برای زوایای حمله: الف) ۵، ب) ۱۰، ج) ۱۵، د) ۲۰ درجه



نمودار ۱۱) منحنی‌های توزیع فشار برای هندسه‌های ساده و همراه با مولد گردابه در مقطع ۰/۸ پهنای بال در سرعت ۶۰ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۱۵ درجه

در ادامه نتایج برای سرعت ۳۰ متر بر ثانیه نیز آورده شده است. در ابتدا با یک نگاه به کانتورهای سرعت ۳۰ متر بر ثانیه در عدم حضور کنترل‌کننده جریان بایستی محدوده‌ای از زوایای حمله که جدایش جریان اتفاق می‌افتد را پیدا کرد و سپس در راستای کنترل آن توسط مولد گردابه اقدام و تأثیرات این اقدام بررسی شود.

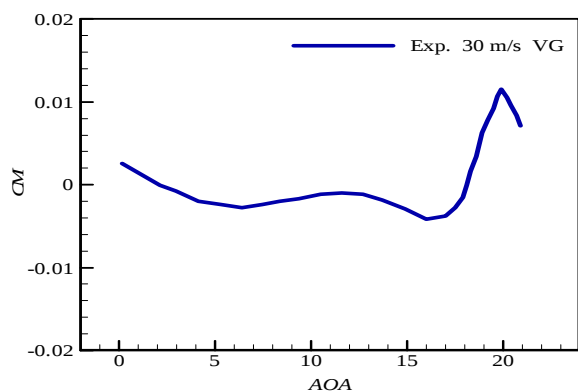
کانتورهای سرعت برای پهناد بدون حضور مولد گردابه در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه در شکل ۱۰ نشان داده شده است. این بار نیز همانند سرعت ۶۰ متر بر ثانیه، جدایش جریان از لبه حمله بال در زوایای حمله بالا یعنی در زوایای ۱۵ و ۲۰ درجه اتفاق می‌افتد. بنابراین همانند آنچه در گذشته ذکر شد، مولد گردابه برای کنترل جریان در این نواحی به کار گرفته می‌شود.

اکنون تأثیرات حضور مولد گردابه با کانتورهای فشار و جریان مورد بررسی قرار می‌گیرند. شکل ۱۱ تأثیر حضور مولد گردابه برای زاویه حمله ۱۵ درجه در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه را نشان می‌دهد. همان طور که مشاهده می‌شود، حضور مولد گردابه منجر به رشد فشار نه‌چندان قوی روی سطح بال شده است. حال آن که افزایش فشار پشت مولد گردابه در شرایط سرعت ۶۰ متر بر ثانیه کاملاً قابل توجه بود. بنابراین انتظار می‌رود روند کنترل جریان برای سرعت ۳۰ متر بر ثانیه به‌خوبی سرعت بالاتر یعنی ۶۰ متر بر ثانیه نباشد.

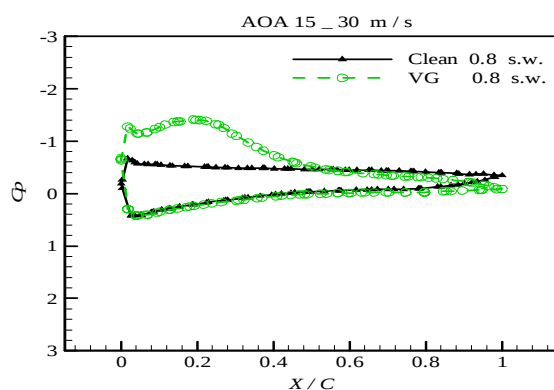
در ادامه برای اطمینان از کنترل جدایش جریان زاویه حمله ۱۵ درجه در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه، نمودارهای توزیع فشار و ضریب گشتاور پیچشی مورد بررسی قرار می‌گیرند. نمودار توزیع فشار در مقطع ۰/۷ از ریشه بال در نمودار ۷ نشان داده شده است. این نمودار که برای سرعت ۳۰ متر بر ثانیه در زاویه حمله ۱۵ درجه به نمایش در آمده است، مقایسه‌ای بین توزیع فشار روی سطح بال در عدم حضور مولد گردابه را نشان می‌دهد. با مقایسه بین دو حالت ذکرشده در نمودار ۷، افت فشار در لبه حمله و سپس رشد فشار در تمام سطح بال با حضور مولد گردابه نسبت به هنگامی که مولد گردابه وجود ندارد، مشاهده می‌شود و این رشد فشار نشان‌دهنده کنترل جدایش جریان است.

اما کانتورهای فشار و جریان برای زاویه حمله ۲۰ درجه، در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه را می‌توان در شکل ۱۲ مشاهده کرد. جایی که توزیع فشار با یک افت محسوس روی سطح بال را نشان می‌دهد و جدایش جریان از لبه حمله مطابق با شکل ۱۲ قابل انتظار است.

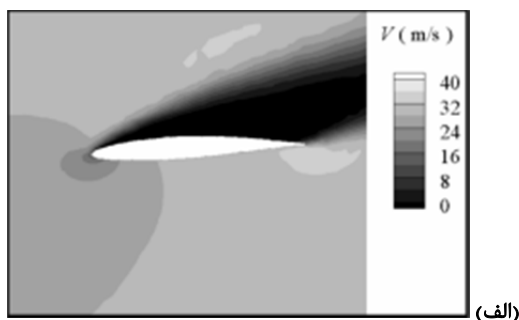
همان طور که در نمودار ۷ و سپس شکل ۱۲ بررسی شد، انتظار می‌رود در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه، مولد گردابه باز هم توانایی کنترل جدایش جریان در زاویه حمله ۱۵ درجه و تاخیر آن تا زاویه حمله ۲۰ درجه را داشته باشد. مساله‌ای که با بررسی منحنی ضریب گشتاور پیچشی ناشی از نتایج تجربی تونل باد در این شرایط نیز



نمودار ۸) تغییرات ضریب گشتاور پیچشی برای هندسه با مولد گردابه در ۳۰ متر بر ثانیه^[۱۷]



نمودار ۹) منحنی‌های توزیع فشار برای هندسه‌های ساده و با مولد گردابه در مقطع ۰/۸ از پهنای بال در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۱۵ درجه



(الف)



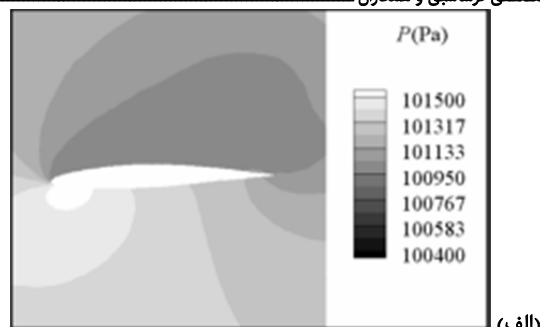
(ب)

شکل ۱۳) کانتور جریان در مقطع ۰/۸ از پهنای بال، ۳۰ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۱۵ درجه برای هندسه ساده و هندسه با مولد گردابه؛ (الف) هندسه ساده، (ب) هندسه با مولد گردابه

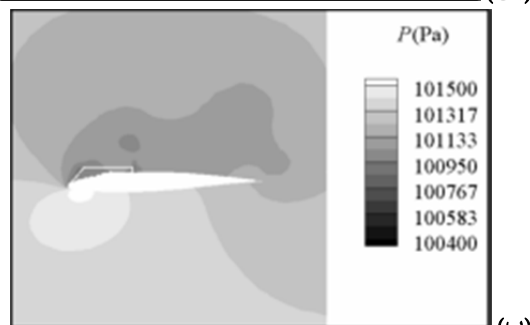
۴- نتیجه‌گیری

در تحقیق حاضر از یک پهنای بال ۱۳۰۳ با بال و بدنه یکپارچه همراه با بال پس‌گرا با زاویه ۴۷ درجه و پیچش ۵ درجه‌ای به‌عنوان هندسه مرجع استفاده شد. برای کنترل جدایش جریان از روش غیرفعال مولد گردابه بهره گرفته

دوره ۱۹، شماره ۲، بهمن ۱۳۹۷

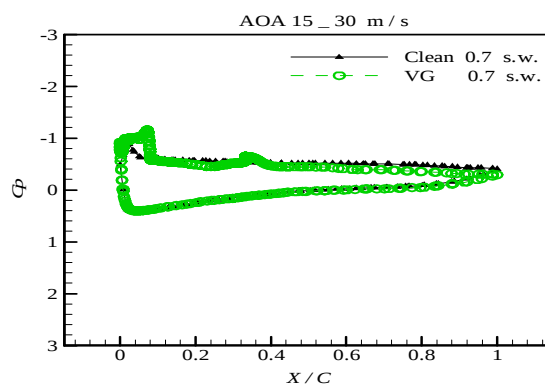


(الف)

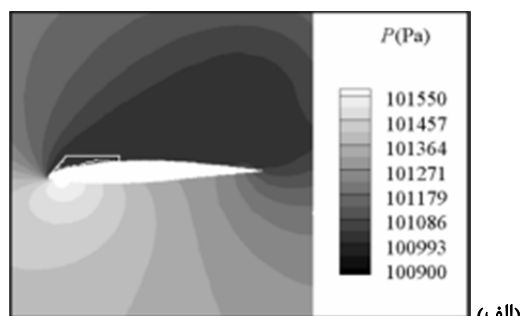


(ب)

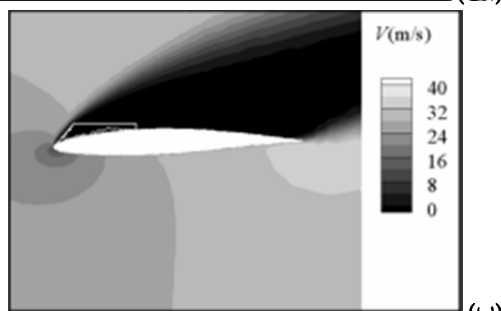
شکل ۱۱) کانتور فشار ۳۰ متر بر ثانیه در زاویه حمله ۱۵ درجه برای هندسه ساده و هندسه با مولد گردابه؛ (الف) هندسه ساده، (ب) هندسه با مولد گردابه



نمودار ۷) منحنی‌های توزیع فشار برای هندسه ساده و با مولد گردابه



(الف)



(ب)

شکل ۱۲) کانتورهای هندسه با مولد گردابه در ۳۰ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۲۰ درجه برای کانتور فشار و جریان؛ (الف) کانتور فشار، (ب) کانتور جریان

- vortex generators. AIAA Journal. 2012;50(10):2135-2145.
- 2- Mumtaz Qadri MN, Shahzad A, Hamdani H, Parvez K. Dynamic stall control through passive devices in hybrid configuration. 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine, Texas. Reston: Aerospace Sciences Meetings; 2013.
- 3- Tianyu L, Xiaosheng W. Numerical calculation effects of deforming leading edge on airfoil dynamic stall control. Acta Aeronauticae Astronautica Sinica (AAAS). 2014;35(4):986-994.
- 4- Chen K, Liang H. Wind tunnel experiments on flow separation control of an Unmanned Air Vehicle by nanosecond discharge plasma aerodynamic actuation. Chinese Physics B. 2015;25.
- 5- Xu H, Xing S, Ye Z. Numerical simulation of the effect of a co-flow jet on the wind turbine airfoil aerodynamic characteristics. 7th International Conference on Fluid Mechanics, ICFM7. Amsterdam: Elsevier; 2015. pp. 706-710.
- 6- Taylor HD. The elimination of diffuser separation by vortex generators, Report No.R-4012-3. [Internet]. Moscow: United Aircraft Corporation; 1947 [cited 2018 April 1]. Available from: Not Found.
- 7- Schubauer GB, Spangenberg WG. Forced mixing in boundary layers. Journal of Fluid Mechanics. 1960;8(1):10-32.
- 8- Pearcey HH. Introduction to Shock-Induced Separation and its Prevention by Design and Boundary Layer Control. In: Lachman GV, editor. Boundary Layer and Flow Control, Its Principal and Applications. Oxford: Pergamon; 1961. pp. 1166-1344.
- 9- Bragg MB, Gregorek GM. Experimental study of airfoil performance with vortex generators. Journal of Aircraft. 1987;24(5):305-309.
- 10- Lin J, Howard F, Bushnell D, Selby G. Investigation of several passive and active methods for turbulent flow separation control. 21st Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, Seattle. Seattle: Fluid Dynamics and Co-located Conferences; 1990.
- 11- Lin J, Howard F, Selby G. Exploratory study of vortex-generating devices for turbulent flow separation control. 29th Aerospace Sciences Meeting. Reno: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 1991.
- 12- Lin J. Control of turbulent boundary-layer separation using micro-vortex generators. 30th Fluid Dynamics Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conferences. Norfolk: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 1999.
- 13- Shan H, Jiang L, Liu C, Love M, Maines B. Numerical study of passive and active flow separation control over a NACA0012 airfoil. Computers & Fluids. 2008;37(8):975-992.
- 14- Delnero JS, Marañón J, Leo D, Camocardi M, François D, Colman J. Vortex generators effect on low Reynolds number airfoils in turbulent flow. BBAA VI International Colloquium on: Bluff Bodies Aerodynamics & Applications. Milano: BBAA VI; 2008.
- 15- Uthandi A, Yogaraj S, Rajasekar R. Passive flow control over NACA0012 aerofoil using vortex generators. 37th National and 4th International Conference on Fluid Mechanics and Fluid Power. Chennai: Indian Institute of Technology Madras; 2010.
- 16- Delnero JS, Di Leo JM, Ezequiel Camocardi M, Martinez MA, Colman Lerner JL. Experimental study of vortex generators effects on low Reynolds number

شد، به طوری که مولد گردابه دوزنقه‌ای شکل با قابلیت حفظ رادارگریزی پهناد در فاصله ۸/۰ میلی‌متری از لبه حمله بال در مقطع ۰/۷ عرض بال استفاده شد. در تحقیق حاضر شبیه‌سازی برای سرعت‌های ۳۰ و ۶۰ متر بر ثانیه با حل آشفته $K\omega$ -SST صورت گرفت. با بررسی تحقیق حاضر نتایج زیر به دست آمدند:

- ۱- مهم‌ترین پارامتر برای تحلیل جدایش جریان، توزیع فشار است، به طوری که رشد فشار منجر به چسبیدن جریان روی سطح می‌شود.
- ۲- ضریب گشتاور پیچشی، دیگر پارامتر تاثیرگذار در نمایش تاخیر محل جدایش جریان است. به صورتی که بیشترین مقدار این ضریب نشان‌دهنده ناحیه جدایش جریان است.
- ۳- حضور مولد گردابه منجر به رشد قابل توجه فشار روی سطح بال می‌شود و این امر باعث چسبیدن جریان می‌شود و جدایش جریان به تاخیر می‌افتد.

۴- در تحقیق حاضر نشان داده شد که حضور مولد گردابه می‌تواند جدایش جریان را در زاویه حمله ۱۵ درجه کنترل کند و با تاخیر ۵ درجه‌ای تا زاویه حمله ۲۰ درجه به تاخیر بیاندازد.

۵- میزان سرعت نیز از عوامل تاثیرگذار در کیفیت جدایش جریان و کنترل آن است، به طوری که در سرعت‌های بالاتر توانایی کنترل جریان بهبود پیدا می‌کند.

۶- همچنین با بررسی توزیع فشار در مقاطع مختلف از پهنای بال نشان داده شد که حضور مولد گردابه منجر به نگه‌داشتن جریان روی سطح پهناد در نواحی غیر از استقرار آن می‌شود و می‌تواند جدایش جریان در نواحی نوک بال را نیز به تعویق بیاندازد.

تشکر و قدردانی: نویسندگان از مدیریت گروه آیرودینامیک مجتمع هوافضای دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران بابت ایجاد تسهیلات در انجام پروژه تشکر می‌نمایند.

تأییدیه اخلاقی: این مقاله تاکنون در نشریه دیگری (به طور کامل یا بخشی از آن) به چاپ نرسیده است. همچنین برای بررسی یا چاپ به نشریه دیگری ارسال نشده است. ضمناً محتویات علمی مقاله حاصل فعالیت علمی نویسندگان بوده و صحت و اعتبار نتایج بر عهده نویسندگان است.

تعارض منافع: مقاله حاضر هیچ گونه تعارض منافعی با سازمان‌ها و اشخاص دیگر ندارد.

سهم نویسندگان: مصطفی گرشاسبی (نویسنده اول)، پژوهشگر اصلی/نگارنده بحث (۴۵٪)؛ محمدمهدی جعفری (نویسنده دوم)، نگارنده مقدمه/روش‌شناس (۴۰٪)؛ حمید پرهیزکار (نویسنده سوم)، پژوهشگر کمکی/تحلیلگر آماری (۱۵٪)

منابع مالی: موردی گزارش نشد.

۵- پی‌نوشت

شرح	علامت
ضریب نیروی برآ	C_L
ضریب نیروی پسا	C_d
ضریب فشار	C_p
ضریب گشتاور پیچشی	C_M
تحقیق حاضر	P.W.
نتایج عددی	Num.
راستای پهنای بال	s.w.

منابع

- 1- Pape AL, Costes M, Joubert G, David F, Deluc JM. Dynamic stall control using deployable leading-edge

18- Park S, Chang K, Ko A. Numerical simulation of the low speed aerodynamic characteristics for BWB type UCAV configuration with -5 degree twisted angle. 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA AVIATION Forum; 2017.

airfoils in turbulent flow

17- Shim H, Park SO. Passive control of pitch-break of a BWB UCAV model using vortex generator. Journal of Mechanical Science and Technology. 2015;29(3):1103-1109.