

بررسی عددی تأثیر سه نوع بالک مختلف بر عملکرد آیرودینامیکی

جریان در عدد رینولدز پایین

مهدی نادری نژاد¹ محمدحسن جوارشکیان^{2*}

دانشکده مهندسی مکانیک

دانشگاه فردوسی مشهد

(تاریخ دریافت: 1399/04/21؛ تاریخ پذیرش: 1399/09/18)

چکیده

در این پژوهش اثر سه نوع بالک ترکیبی، پره‌ای و تک شاخه بر روی یک بال مشخص توسط یک روش عددی بر مبنای حجم محدود و الگوریتم فشار مبنا بررسی شده است. در روش عددی مذکور جریان را آشفته در نظر گرفته و از مدل اسپالارت-آلماراس استفاده شده است. در این شبیه‌سازی عدد رینولدز 1.5×10^5 ، مقطع بال SD7032 و نسبت منطری 4/6 می‌باشد. برای محاسبه تنش‌ها روی سطح بال از توابع دیواره و از دقت مرتبه دوم بالا دست برای محاسبه شار جابجایی استفاده شده است. در کار حاضر تأثیر نصب سه نوع بالک در حالتی که از یک نوع بالواره برای بال و بالک استفاده شود بر روی عملکرد آیرودینامیکی یک بال مستطیلی بررسی شده است. با ارزیابی انجام گرفته ضرایب آیرودینامیکی و فیزیک جریان مشخص شد که استفاده از بالواره یکسان برای بال و بالک در ازای زوایای حمله مختلف، باعث افزایش 3/1% عملکرد بالک پره‌ایی در مقایسه با حالت استفاده از دو بالواره مختلف شده و همچنین برای بالک‌های ترکیبی و پره‌ای به صورت میانگین موجب افزایش 10/5 و 10% عملکرد آیرودینامیکی نسبت به بال بدون بالک خواهد شد و برای بالک تک شاخه تنها تأثیر جزئی بر کاهش قدرت هسته مرکزی گردابه‌ها خواهد گذاشت.

واژه‌های کلیدی: بالک، پسای القائی، عملکرد آیرودینامیکی، بال، گردابه.

Numerical Study of the Effect of Three Different Types of Winglets on Aerodynamic Performance Flow in With Low Reynolds Number

M. N. Nezhad

M. H. DJavarehshkian

Mechanical Engineering Department
University of Mashhad

(Received: 11/July/2020 ; Accepted:08/December/2020)

Abstract:

In this study, the effectiveness of three types of winglets such as Blended, Multi-tip, and Raked on a specific wing, is investigated by using a numerical method based on finite volume and pressure-based algorithms. In this numerical method, the Spalart-Allmaras turbulence model is used. In this simulation Reynolds number is 1.5×10^5 and SD7032 airfoil is used for wing section by 4.6 aspect ratio. The stresses on the wing surface are calculated by the wall functions, and the convective fluxes are computed by the second-order upwind accuracy. In this research, the specific airfoil is used for wing and winglet and the effectiveness on the aerodynamic performance of a rectangular wing has been investigated. Evaluation of aerodynamic coefficients and flow physics have shown that using the same airfoil for wing and winglet with different angles of attack, It has increased the performance of the Multi-tip winglet by 3.1 percent compared to the case of using two airfoil and also for Blended and Multi-tip winglets compared to the wing without winglet will increase an average aerodynamic performance by 10.5 and 10 percent. But for Raked winglet, it has only a small effect on reducing the power of the vortex core.

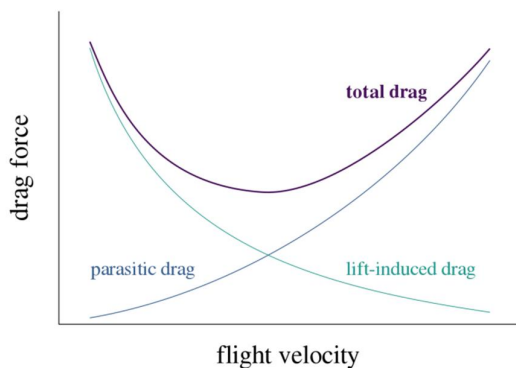
Keyword: Winglet, Induced Drag, Aerodynamic Performance, Wing, Vortex

1- دانشجوی کارشناسی ارشد: mahdi.naderinezhad@mail.um.ac.ir

2- استاد (نویسنده پاسخگو): javarehshkian@um.ac.ir

1- مقدمه

در کلیه زیرمجموعه‌های نیروی پسا برای یک هواپیما با پیکربندی متعارف پسای اغتشاشی¹ و القائی² بیش‌ترین تأثیر را بر عملکرد آیرودینامیکی دارند [1]. بر اساس نمودار 1 رفتار این دو نیرو نسبت به افزایش سرعت خلاف یکدیگر می‌باشد و به همین دلیل قرار داشتن در نقطه بهینه این نمودار از لحاظ عملکردی و صرفه اقتصادی اهمیت بالایی دارد. استفاده از بالک باعث کاهش شیب نمودار پسا القائی و در نتیجه کاهش کل نیروی پسا می‌شود.



نمودار (1): تغییرات دو نوع نیروی پسا نسبت به افزایش سرعت جریان آزاد [2].

1-1- زیرمجموعه‌های نیروی پسا

پسای اغتشاشی متشکل از نیروی‌های اصطکاکی³، هندسه⁴ و پسای ناشی از اتصال دو سطح آیرودینامیکی⁵ بوده و منشأ پسای القائی، اختلاف فشار ایجادشده در زمان عبور جریان از نوک بال می‌باشد. به بیان دقیق‌تر چرخش گردابه‌های ایجادشده در امتداد نوک بال موجب ایجاد مؤلفه سرعت کوچکی به سمت پایین⁶ می‌شود.

مطابق شکل 1 با برخورد جریان محلی به این مؤلفه نیرو، زاویه حمله به دو بخش هندسی و القائی تقسیم خواهد شد که نتیجه زاویه حمله القائی تولید بردار سرعت القائی نیروی پسا است. متغیرهای وابسته به پسای القائی توسط

فهرست علائم و اختصارات

AoA	زاویه حمله، deg
AR	نسبت منظری
B_j	ترم چشمه در معادلات حاکم، $kg/m^2.s^2$
b	دهانه بال، mm
C	طول وتر، mm
C_L	ضریب نیروی برآ
C_D	ضریب نیروی پسا
D	نیروی پسا، $kg.m/s^2$
e	ضریب بازده آیرودینامیکی
h	ارتفاع بالک نسبت به افق، mm
G_v	نرخ تولید لزجت آشفتگی، $kg/m.s$
k	ثابت هندسی بالک
L	نیروی برآ، $kg.m/s^2$
\bar{p}	فشار متوسط زمانی، $kg/m^1.s^2$
S	مساحت مرجع بال، mm^2
S_v	ترم چشمه در مدل آشفتگی، $kg/m.s$
t	زمان، s
$\overline{u_i, u_j}$	فرم تانسوری سرعت در مختصات، m/s
V_∞	سرعت جریان محلی، m/s
w	مؤلفه سرعت القائی، m/s
x_j	فرم تانسوری موقعیت گره در مختصات، m
Y_v	نرخ اتلاف لزجت آشفتگی، $kg/m.s$

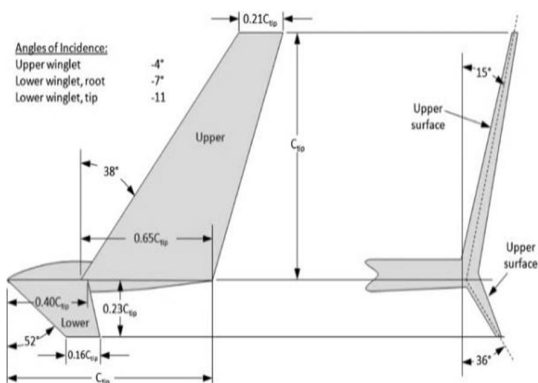
علائم یونانی

α	زاویه حمله، deg
Γ	توزیع نیروی برآ، $kg.m/s^2$
δ	بازده آیرودینامیکی بال
μ	لزجت دینامیکی، pa.s
ν	لزجت سینماتیکی، m^2/s
ρ	چگالی، kg/m^3

زیرنویس

cw	بال اصلی
r	ریشه بال
wl	بالک
i	القائی
t	آشفتگی
ww	بال با بالک
k	انرژی جنبشی آشفتگی

- 1- Parasitic Drag
- 2- Induced Drag
- 3- Skin Friction Drag
- 4- Form Drag
- 5- Interference Drag
- 6- Down Wash



شکل (2): پیکربندی بالک تست شده توسط ویتکامب [6].

1-2-1- انواع بالک

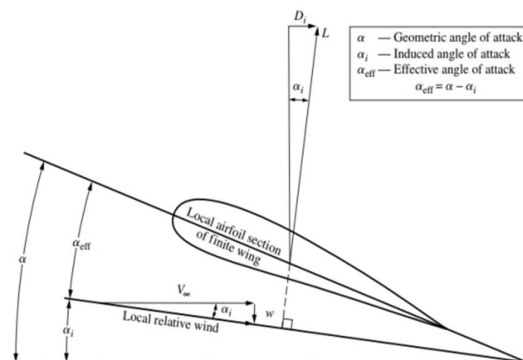
پس از بالک ویتکامب هندسه‌های مختلفی از بالک مشابه شکل 3 برای شرایط پروازی مختلف طراحی و آزمایش شدند. از تفاوت‌هایی که در محاسبه ضریب پسای القائی بال ساده و بال با بالک وجود دارد، رابطه مورد استفاده برای محاسبه فاکتور بال⁴ می‌باشد. این متغیر در بال‌های ساده از رابطه (3) به دست می‌آید اما برای بال با بالک محاسبه این پارامتر پیچیده‌تر بوده و به زاویه ساخته شده توسط بالک نسبت به راستای افقی دهانه بال⁵ بستگی دارد. در حالت کلی برای محاسبه فاکتور بال با بالک از رابطه (4) استفاده می‌شود. در این رابطه اگر محل نصب بال و بالک نسبت به هم بدون زاویه باشد و دهانه بالک⁶ و بال در امتداد افقی یکدیگر قرار داشته باشند مقدار ثابت بالک برابر با 1 خواهد بود.

$$e_{cw} = (1 + \delta)^{-1} \quad (3)$$

$$e_{ww} = \left(1 + \frac{2}{k_{wl}} \frac{h_{wl}}{b} \right)^2 e_{cw} \quad (4)$$

در غیر این صورت با ایجاد زاویه میان بال و بالک در هر دو راستای محور افقی و عمودی نوک بال، مقدار متغیر اشاره شده بر اساس مرجع [7] عددی در محدوده 1/58 الی 3/65 برای بالک‌های مختلف خواهد بود.

پرانتل و همکارانش [3] به صورت رابطه (1) استخراج شد است.



شکل (1): فیزیک جریان در نوک بال متنهایی و مؤلفه‌های سرعت ایجاد شده در نوک بال [3].

$$C_{D_i} = \frac{2}{V_{\infty} S} \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \alpha_i(y) dy \quad (1)$$

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR} (1 + \delta) \quad (2)$$

1-2-1- بالک¹

پس از اثبات اهمیت تأثیر نیروهای سه‌بعدی توسط جوزب چمبر [4] پژوهشگران برای کنترل این نوع نیرو در قسمت نوک بال به جهت افزایش بازده آیرودینامیکی تحقیقات مختلفی را انجام دادند. این تحقیقات با طرح‌های نوآورانه ویلیام لنچستر [5] شروع شد و سپس ویتکامب و همکارانش [6] موفق به طراحی و ساخت نخستین نمونه کاربردی بالک برای کاهش اثرات سه‌بعدی جریان در نوک بال شدند. با انجام آزمایش‌های تجربی مختلف در مرکز تحقیقات لانگلی² بر روی بالک شکل 2 مشخص شد که بالک طراحی شده موجب افزایش 9 درصدی عملکرد آیرودینامیکی در شرایط یکسان تولید گشتاور خمشی³ در ریشه بال و کاهش 20 درصدی مصرف سوخت شده است.

4- Span Efficiency Factor

5- Wing Span

6- Wing Span

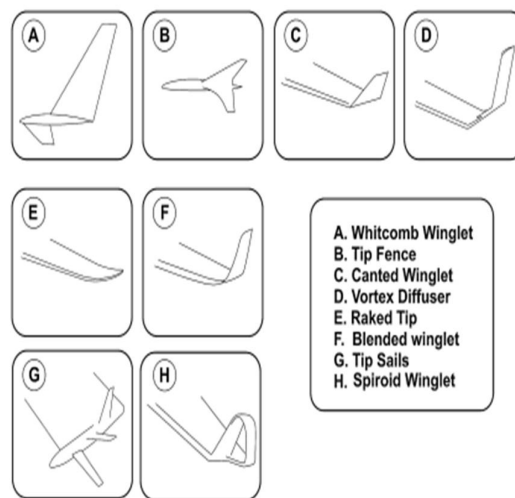
1- Winglet

2- Langley Research Center

3- Pitching Moment

3-1- تاریخچه پژوهش

به جهت بررسی محل شکل‌گیری هسته مرکزی گردابه‌ها حول نوک بال و درک بهتر از تأثیر هندسه بالک بر شکل گردابه‌ها سون و همکارانش [11] عملکرد سه نوع بالک مختلف را برای یک بال دوزنقه‌ای با نسبت منطقی 3/2 در عدد رینولدز $4/12 \times 10^5$ مورد تحلیل قرار دادند. در این پژوهش مشخص شد هرچه بالک به نحوی طراحی شده باشد که هسته مرکزی گردابه در فاصله دورتری از نوک بال شکل گیرد عملکرد آیرودینامیکی بال بیشتر می‌شود. آلتاب و همکارانش [12] با بررسی تجربی بالک ترکیبی در دو زاویه نصب 0° و 60° درجه بر روی یک هواپیما در رینولدزهای $1/7 \times 10^5$ ، $2/1 \times 10^5$ و $2/5 \times 10^5$ افزایش 6 درصدی شیب نمودار برآ در زاویه نصب 60° درجه را مشاهده کردند. همچنین به کمک منطق فازی⁸ مدلی برای پیش‌بینی ضرایب آیرودینامیکی به‌ازای سایر زوایای نصب با خطای کمتر از 10 درصد نسبت به داده‌های تجربی ارائه کردند. کویسن و همکارانش [13] با هدف بررسی تأثیر زاویه نصب پره‌های بالک پره‌ای در جریان با عدد رینولدز پایین پنج پیکربندی مختلف بالک را بر روی یک بال مستطیلی با زاویه تلاقی⁹ $1/25$ درجه و زاویه بالاروندگی¹⁰ $1/5$ درجه مورد تحلیل قرار دادند. در این پژوهش نشان داده شد پیکربندی با زوایای نصب 15.0 و 30° درجه به ترتیب از لبه حمله تا لبه فرار موجب افزایش 14% عملکرد آیرودینامیکی، 12% نرخ اوج‌گیری و $23/5\%$ فاکتور بال شده است. در تحقیقات انجام‌گرفته پیرامون پرنده‌های شکاری، مشخص شده است که بهترین نسبت میان دهانه بال و بالک پره‌ای باید در محدوده 4 تا 8 قرار داشتن باشد [14]. در همین راستا ویسا و همکارانش [15] با الهام گرفتن از بال پرنده‌های شکاری پژوهشی را جهت مقایسه عملکرد آیرودینامیکی بالک حاصل از ادغام بالک ترکیبی و پره‌ای به‌صورت شکل 4 در رینولدز $1/0 \times 10^5$ به انجام رساندند. در این پژوهش علاوه بر موضوع اصلی، تأثیر فاصله میان پره‌ها (0 تا 40 درصد وتر بال اصلی) و زاویه حمله پره‌ها هم مورد بررسی قرار گرفته است.



شکل (3): پیکربندی‌های مختلف بالک [8].

بر اساس تحقیقات مختلفی که پیرامون بالک‌ها انجام گرفته است می‌توان آن‌ها را از دو دیدگاه به‌صورت جدول 1 تقسیم‌بندی کرد. سمت راست بالک‌ها بر اساس فیزیک جریان کاربردی و سمت چپ بر اساس فاکتور بال با بالک تنظیم شده است. بخش مشترک اشاره به بالک‌هایی دارد که در هر دو فیزیک جریان، عملکرد نزدیکی از خود نشان داده‌اند [9 و 10].

جدول (1): تقسیم‌بندی بالک‌ها از دو دیدگاه مختلف.

ترکیبی ¹ ، مکس ² ، حصار مانند ³	تراکم پذیر	فیزیک جریان
پره‌ای ⁴ ، دایروی ⁵	تراکم پذیر	
تک شاخه ⁶	مشترک	
تک شاخه، پره‌ای	$e_{ww} < 1$	فاکتور بال با بالک
ترکیبی، مکس، دایروی، حصار مانند	$e_{ww} > 1$	

- 1- Blended
- 2- MAX
- 3- Fence
- 4- Multi-tip
- 5- Spiroid
- 6- Raked

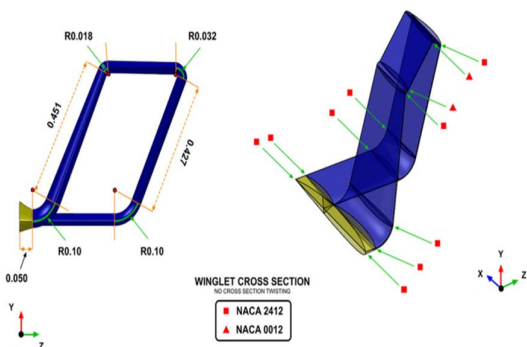
7- Cant Angle

8- Fuzzy Logic Technique

9- Angle of Incidence

10- Dihedral Angle

ارزیابی قرار گرفته است. بالک تست شده با زاویه نصب 60 درجه و ارتفاع 50% بالاترین عملکرد را دارا بوده و موجب افزایش 7/8% بیشینه نسبت برآ به پسا و 10% زمان پرواز پهباد شده است. هر کدام از مقالاتی که در بالا به آنها اشاره شد وجه جدیدی از عملکرد بالکها در سرعت‌های پایین نشان داده‌اند. اما توجه کلیه این مقالات به یک نوع بالک خاص بوده است. بر همین اساس گاتهام و بیبین [17] تحقیقاتی پیرامون بالک‌های دو شاخه⁵، ترکیبی و پره‌ای انجام دادند.



شکل (5): هندسه بالک طراحی شده [8]

هدف از این پژوهش بررسی تأثیر تعداد پره‌ها بر عملکرد بالک پره‌ای و میزان اثرگذاری نسبت منظری بر روی عملکرد آیرودینامیکی هر سه بالک در مقابل بال ساده بوده است. با شبیه‌سازی‌های انجام‌گرفته مشخص شد که بالک پره‌ای با 3 پره بهترین عملکرد را داشته و افزایش بیش از اندازه نسبت منظری برای هر سه نوع بالک کاهش عملکرد آیرودینامیکی را به همراه داشته است.

در ادامه کارهای صورت گرفته پیرامون بالک‌های پره‌ای کاتالانو و همکارانش [18] شش پیکربندی مختلف از این نوع بالک را برای یک هواپیمای کشاورزی در سرعت 57 m/s مورد بررسی قرار دادند. در این پژوهش جهت دستیابی به نقطه طراحی بال با بالک تغییرات حول زاویه نصب بالک انجام گرفته است. افزایش 18% بیشینه مقدار ضریب برآ، 16/5% عملکرد آیرودینامیکی و کاهش میزان حساسیت تغییر نیروی پسا نسبت به افزایش برآ برای حالتی که پره‌ها از لبه حمله تا لبه فرار به ترتیب از کوچک به بزرگ قرار



شکل (4): بالک طراحی شده توسط ویسا و همکارانش [15].

بالک طراحی شده در این پژوهش کم‌ترین میزان تولید پسای القایی را در تمام زوایای حمله آزمایش شده داشته و فاصله 20 درصدی طول وتر از بال اصلی میان پره‌ها موجب افزایش 7/25% درصدی شیب نمودار برآ شده است.

گروگو و همکارانش [8] به جهت شبیه‌سازی بالک پرندگان شکاری به صورت عملیاتی نوعی بالک مکعبی بسته¹ را با دو نوع بالواره متفاوت به صورت شکل 5 طراحی کرده و عملکرد آیرودینامیکی آن را روی بال دارای نسبت منظری 4/46 در عدد رینولدز 1×10^5 مورد تحلیل قرار دادند. افزایش 9% شیب نمودار برآ به زاویه حمله، تأخیر 3 درجه‌ای زاویه حمله در محل واماندگی، افزایش 10 درصدی عملکرد آیرودینامیکی و رفتار بهتر بعد از واماندگی از نتایج این پژوهش بوده است. در ادامه تحقیقات صورت گرفته پیرامون بالک‌ها در رینولدزهای پایین یا کینوتوس و همکارانش [16] با هدف بررسی تأثیر پارامترهای هندسی بالک ترکیبی تحقیقاتی را پیرامون 5 پیکربندی مختلف برای جریانی با سرعت 39 m/s به انجام رساندند. زاویه نصب 50 الی 90 درجه و ارتفاع بالک‌ها 15 الی 50% طول نیم بال در نظر گرفته شده و سایر متغیرهای مثل زاویه باریک شونده²، زاویه پیچش³ و عقب رفتگی⁴ ثابت در نظر گرفته شده است. در ابتدا پیکربندی‌های مختلف به جهت مشخص شدن بهترین بالک از نظر عملکرد آیرودینامیکی با یکدیگر مقایسه شده و در مرحله دوم عملکرد آیرودینامیکی یک پهباد با و بدون بالک انتخاب شده در مرحله قبل مورد

1- Spiroid
2- Taper
3- Twist
4-Swept

تا 10 درجه در عدد رینولدز $1/5 \times 10^5$ انجام گرفته است. در بخش نتایج با استخراج ضرایب آیرودینامیکی و تشریح فیزیک جریان، سازوکار عملکردی هر یک از بالک‌ها در کاهش قدرت گردابه‌های القایی با یکدیگر مقایسه شده است.

جدول (2): مشخصات هندسی بالک‌های مختلف.

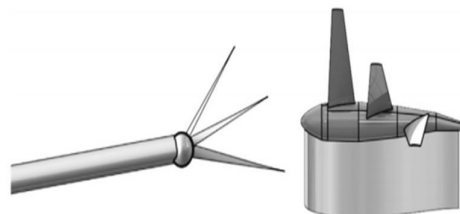
مرجع	$C_{r_{cw}} / C_{r_{wl}}$	$b_{wl} = \% b_{cw}$	نوع بالک
[9]	-	17	تک شاخه
[10]	3/6	10	ترکیبی
[11]	2/85	5/58-3/48	
[12]	1	9/16	
[17]	2/5	3/17-4/92-9/36	
[18]	4/4-3/3-2/5	8/66	
[13]	-	18/2-16/12-14	پره‌ای
[8]	-	19/75	
[15]	2	12	
[18]	-	19-28-15/28	

2- معادلات حاکم و روش حل

یک جریان آرام همواره در آستانه ناپایداری قرار دارد و کوچک‌ترین اغتشاش خارجی می‌تواند موجب آشفتگی شدن جریان شود. در شبیه‌سازی عددی مواردی مانند خطای ناشی از گرد کردن عملکردی مشابه با اغتشاشات داخلی جریان طبیعی دارند و اگر اغتشاشات جسم صلب در معرض جریان هم در نظر گرفته شود فرض جریان آرام برای بررسی عملکرد آیرودینامیکی مقطع بالواره به صورت نمودار 2 در اعداد رینولدز محدوده 10^5 با فیزیک جریان مطابقت نخواهد داشت.

بر همین اساس برای شبیه‌سازی از فرم تراکم ناپذیر معادلات ناویر-استوکس به روش میانگین‌گیری رینولدز¹

گرفته باشند به صورت شکل 6، از نتایج این مقاله بوده است. همچنین با اتصال این بالک به پیکربندی کامل هواپیما افزایش 13/5% مداومت و 9% برد پروازی نسبت به هواپیمای بدون بالک گزارش شده است.



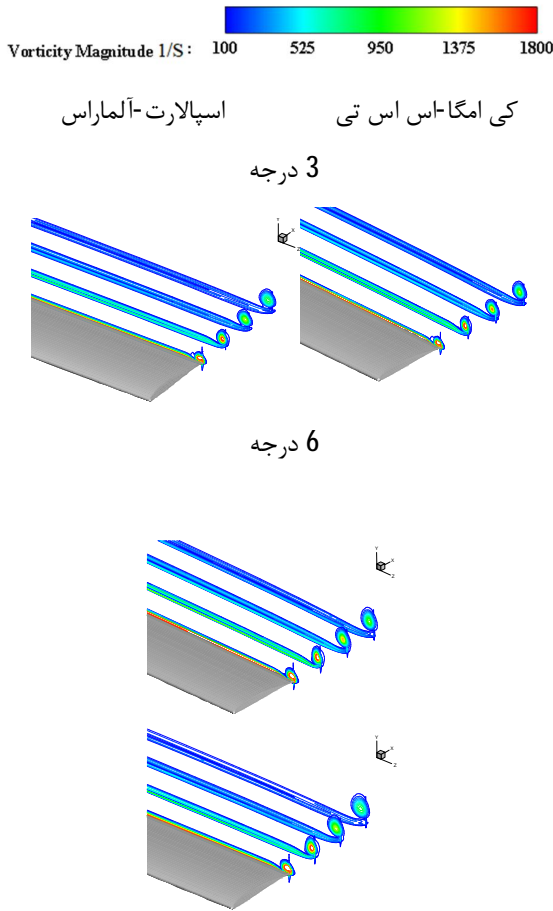
شکل (6): نمای از پیکربندی‌های بالک پره‌ای تست شده [19]

بر اساس پژوهش‌های فوق موضوع مطالعاتی که حول تحلیل سه بالک ترکیبی، پره‌ای و تک شاخه انجام گرفته است را می‌توان به صورت زیر تقسیم‌بندی کرد:

- بهینه‌سازی متغیرهای هندسی یک بالک خاص در اعداد رینولدز مختلف
- بررسی تأثیر افزایش دهانه بال
- بررسی اثرات تراکم‌پذیری
- الهام گرفتن از طبیعت و طراحی یک بالک جدید
- بررسی متغیرهای هندسی مختلف یک بالک برای یک هواپیما یا پهپاد با پیکربندی متعارف

در کلیه موارد فوق، یا از چند نوع بالواره برای بال و بالک استفاده شده و یا تنها به بررسی عملکردی یک نوع بالک با بالواره مشابه بال پرداخته شده است [17]. در پژوهش حاضر ابتدا تأثیر استفاده از بالواره یکسان برای بال و بالک پره‌ای آزمایش شده در مرجع [15]، بررسی شده و سپس شرایط هندسی اشاره شده برای دو نوع بالک ترکیبی و تک شاخه هم مورد ارزیابی قرار گرفته است. با توجه به جدول 2 دهانه بالک 12% دهانه بال و طول وتر بالواره بال 2 برابر بالک در نظر گرفته شده است. زاویه عقب رفتگی بالک تک شاخه 44/8 درجه و ارتفاع بالک ترکیبی 130mm انتخاب شده است [10]. بال ساده استفاده شده در این پژوهش از نوع مستطیلی با نسبت منظری 4/16 و بالواره SD7032 به طول وتر 150mm می‌باشد. بررسی‌ها در 5 زاویه حمله از 0

1- Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)



شکل (7): مقایسه قدرت دو مدل آشفتگی در محاصره گردابه‌های القائی.

جدول (3): مقایسه نتایج حاصل از دو مدل آشفتگی.

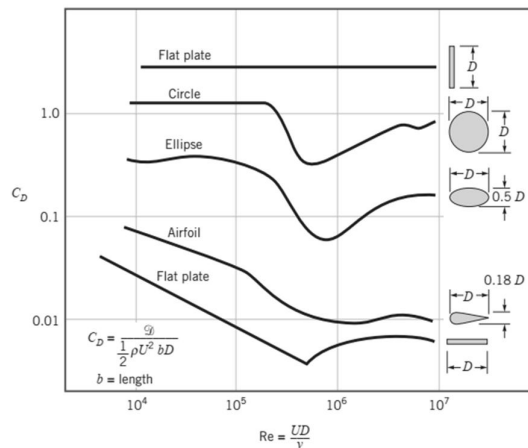
کی امگا-اس تی		اسپالارت-آلماراس		زاویه حمله
ضریب پسا	ضریب برآ	ضریب پسا	ضریب برآ	
0/0213	0/2764	0/0207	0/2889	0
0/0295	0/5146	0/0290	0/5318	3
0/0438	0/7455	0/0437	0/7701	6

نسخه اولیه این مدل به‌طور خاص برای استفاده در حوزه هوافضا و جریان‌های آیرودینامیکی نزدیک به دیوار ارائه شده است [21]. این در حالی است که نسخه به‌روز شده‌ای این

استفاده شده است. فرم تانسوری این معادلات به‌صورت زیر محاسبه می‌شوند [19]:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = 0 \quad (4)$$

$$\rho \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = \rho \bar{f}_i + \frac{\partial}{\partial x} \left(-\bar{p} \delta_{ij} + \mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \rho \overline{u'_i u'_j} \right) \quad (5)$$



نمودار (2): تغییرات ضریب پسا نسبت به عدد رینولدز برای هندسه‌های مختلف [20].

در شکل 7 عملکرد دو مدل آشفتگی کی امگا-اس تی¹ و اسپالارت-آلماراس² در محصور کردن گردابه‌های القائی به‌ازای دو زاویه حمله بررسی شده است. اگرچه مدل کی امگا-اس تی در شبیه‌سازی گردابه‌ها عملکرد بهتری داشته است، اما به‌دلیل ناچیز بودن اختلاف ضرایب آیرودینامیکی نشان داده شده دو مدل در جدول 3 از مدلی که هزینه محاسباتی کمتر دارد استفاده شده است. بر همین اساس در کلیه شبیه‌سازی‌های پژوهش حاضر از مدل اسپالارت-آلماراس استفاده شده است.

1- K-W SST

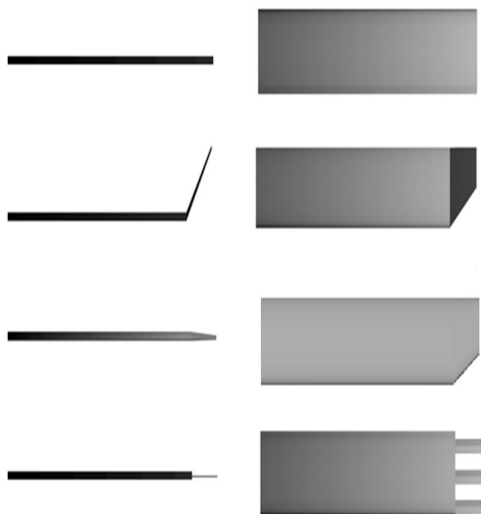
2- Spalart-Allmaras

گسسته‌سازی کلیه معادلات اشاره شده به روش فشار مینا⁶ و در حالت مرتبه دوم بالا دست⁷ انجام گرفته و برای محاسبه متغیرهای جریان در فضای محاسباتی از روش کوپل سرعت-فشار⁸ استفاده شده است. مزیت این روش نسبت به روش‌های مجزا⁹ حدس اولیه دقیق‌تر جواب به دلیل محاسبه هم‌زمان معادلات پیوستگی و تکانه به جهت محاسبه متغیرهای جریان در هر سلول است. لازم به ذکر می‌باشد که کلیه شبیه‌سازی‌های انجام گرفته در این پژوهش با فرض جریان پایا انجام گرفته است.

3- حل عددی

3-1- مشخصات هندسی مدل

در پژوهش حاضر از بال مستطیلی با نسبت منظری 4/16 و بالواره SD7032 استفاده شده است. به جهت حذف کردن اثر تغییر طول دهانه بال بر پسای القائی طول کلیه پیکربندی‌های نشان داده شده در شکل 8 برابر با 625mm و طول دهانه کلیه بالک‌ها 75mm در نظر گرفته شده است. زاویه نصب بالک ترکیبی 60 درجه، فاصله میان پره‌های بالک پره‌ای 20% طول وتر بال و زاویه عقب رفتگی بالک تک شاخه 44/8 درجه است.



شکل (8): نمای بالا و رو به روی پیکربندی‌های بررسی شده.

مدل در نرم‌افزار فلوئنت¹ به وسیله توابع دیواره به نحوی گسترش یافته است که نواحی بین دو ناحیه مهم زیر لایه لزج² و لایه لگاریتمی³ را پوشش می‌دهد. بر همین اساس می‌توان با تنظیم کردن تابع دیواره⁴ در محدوده لایه حائل⁵ حول مرز جامد به جواب‌های قابل قبولی دست پیدا کرد [22]. شکل کلی تک معادله این مدل به صورت رابطه (6) نوشته می‌شود. در این مدل انرژی جنبشی موجود در رابطه (7) به صورت یک عدد ثابت حاصل از تست‌های تجربی در نظر گرفته شده و مقدار لزجت گردابه‌ای توسط تابع میرا کننده f_{v1} به صورت رابطه (8) محاسبه می‌شود [21].

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{v} u_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_v} \quad (6)$$

$$\left[\frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ (\mu + \rho \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b_2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v + S_v$$

$$-\overline{\rho u_i' u_j'} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \quad (7)$$

$$\frac{2}{3} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij}$$

$$\mu_t = \rho \tilde{v} f_{v1} \quad (8)$$

امکان تغییر کلیه ثوابت این معادله برای شبیه‌سازی‌های مختلف در نرم‌افزار تجاری فلوئنت وجود دارد اما در کار حاضر از حالت پیش فرض ثوابت به صورت زیر استفاده شده است:

$$C_{b_1} = 0.1355 \quad C_{b_2} = 0.622 \quad (9)$$

$$\sigma_{\tilde{v}} = \frac{2}{3} \quad C_{v_1} = 7.1$$

$$C_{w_1} = \frac{C_{b_1}}{C_{w_1}^2} + \frac{(1 + C_{b_2})}{\sigma_{\tilde{v}}} \quad C_{w_2} = 0.3$$

$$C_{w_2} = 2 \quad k = 0.4187$$

- 1- Fluent
- 2- Viscous Sublayer
- 3- Logarithmic Layer
- 4- y plus
- 5- Buffer Layer

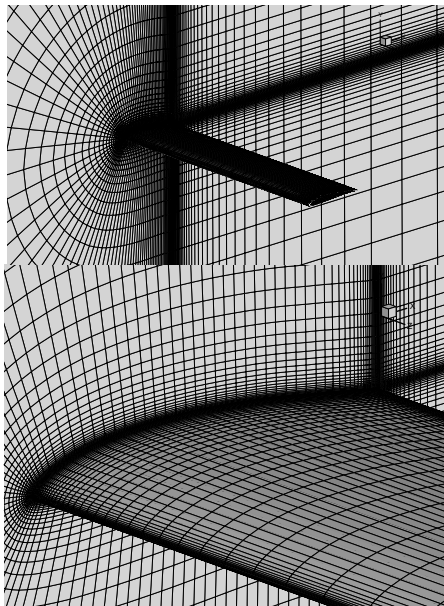
- 6- Pressure Base
- 7- Second Order Upwind
- 8- Coupled
- 9- Segregated

3-2- استقلال از شبکه

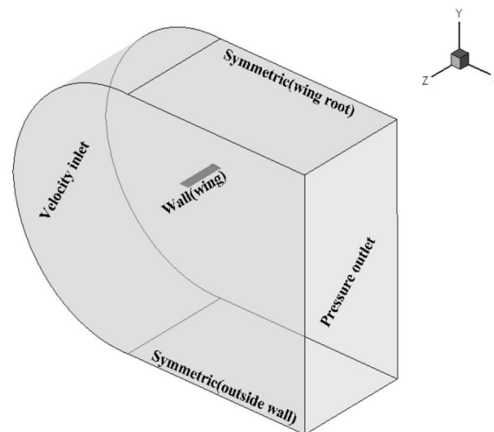
نشان داده شده است. برای دستیابی به تعداد سلول بهینه چندین شبکه با نسبت رشد $1/5$ برای بال ساده در زاویه حمله 8° درجه مورد بررسی قرار گرفته است.

بر اساس جدول 2 در ازای افزایش حجم محاسباتی از ش-5 به ش-6 تفاوت چندانی در بین نتایج حاصل نشده است. در نتیجه در کار حاضر ش-5 با تعداد سلول 1173760 معیار تولید هندسه در نظر گرفته شده است.

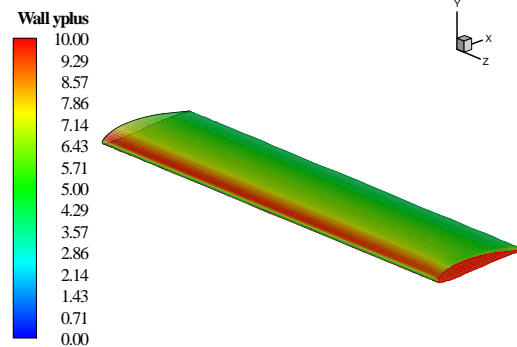
همان‌طور که در شکل 9-الف آورده شده است محدوده حل از نوع C-H و مرزهای آن به اندازه 12 و 20 برابر طول وتر از مرز جامد توسعه داده شده‌اند. مطابق شکل 9-ب برای دستیابی به محدوده مجاز تابع دیواره در مدل آشفتگی، شبکه به نحوی تولید شده است که مقدار آن روی بال از 10 فراتر نرود. توزیع این متغیر حول بال در شکل 9-ج



(ب)



(الف)



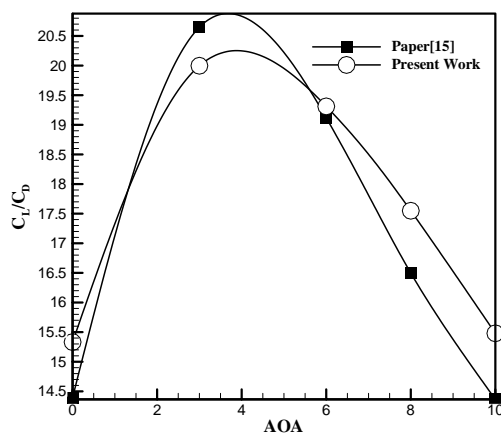
(ج)

شکل (9): (الف) شرایط مرزی و محدوده حل (ب) نمایی از شبکه و دقت لایه مرزی در اطراف بال. (ج) کانتور توزیع تابع دیواره حول بال.

4- بحث و نتایج

4-1- ضرایب آیرودینامیکی

با توجه به نمودار 5 استفاده از بالواره یکسان با بال برای بالک پرهایی نسبت به حالت استفاده از دو بالواره مختلف افزایش عملکرد آیرودینامیکی را به همراه داشته است. بر همین اساس برای بررسی بیشتر تأثیر استفاده از بالواره یکسان بر روی ضرایب آیرودینامیکی، نتایج دو نوع بالک دیگر با بالک پرهایی و بال بدون بالک مقایسه شده‌اند.



نمودار (5): مقایسه تأثیر استفاده از بالواره یکسان بر عملکرد آیرودینامیکی بالک پره‌ای.

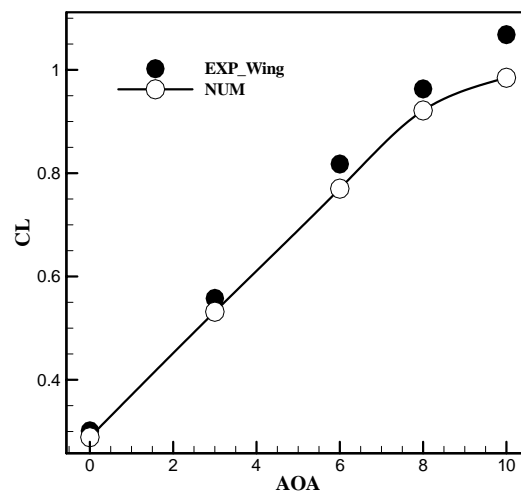
با بررسی نتایج ارائه شده در نمودار 6 مشاهده می‌شود که با افزایش زاویه حمله تأثیر هر سه بالک بر ضرایب آیرودینامیکی بیشتر می‌شود. در بین بالک‌های تست شده، شیب تغییرات ضریب برآ برای بالک ترکیبی 8/82% بیشتر از بال ساده و 4/48% از میانگین شیب دو بالک دیگر بیشتر شده است. در نمودارهای 7 و 8 پسای اغتشاشی و القائی بالک‌های بررسی شده در مقایسه با بال ساده نشان داده شده است. بالک تک شاخه بیشترین پسای را به خود اختصاص داده اما شرایط بالک‌های پره‌ای و ترکیبی بر عکس هم بوده و بالکی که پسای اغتشاشی کمتری تولید کرده پسای القائی بیشتری را هم نسبت به سایر بالک‌ها تولید کرده است. به همین دلیل بررسی تنها یک نوع از زیرمجموعه‌های نیروی پسای برای شناخت ویژگی بالک‌ها کافی نخواهد بود.

جدول (4): نتایج به دست آمده از بررسی شبکه‌ها مختلف.

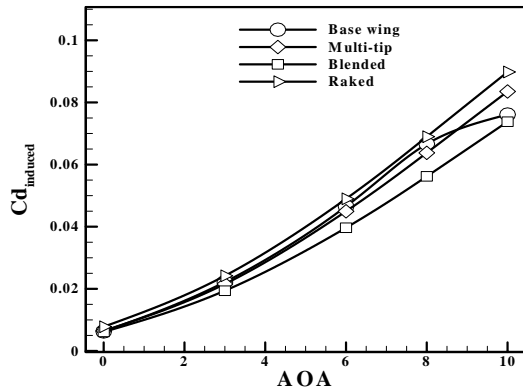
اسم شبکه	تعداد سلول	ضریب برآ	ضریب پسای
ش-1	225707	0/76123	0/0856
ش-2	338560	0/85151	0/06821
ش-3	507840	0/90938	0/05974
ش-4	772960	0/92153	0/05762
ش-5	1173760	0/92145	0/05709
ش-6	1760640	0/92123	0/05707

3-3- اعتبار سنجی

نتایج به دست آمده برای بال بدون بالک در زوایای جمله مختلف با داده‌های تجربی مرجع [15] جهت اعتبار سنجی روش حل مقایسه شده و جزئیات آن در نمودار 4 آورده شده است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود به دلیل استفاده از مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس نتایج به دست آمده در زوایای حمله پایین انطباق مناسبی با داده‌های تجربی داشته و با افزایش تدریجی زاویه حمله دقت روش حل استفاده شده کاهش پیدا می‌کند.

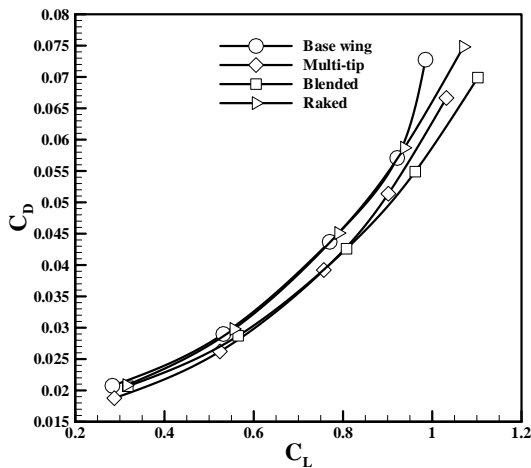


نمودار (4): اعتبار سنجی نتایج به دست آمده.

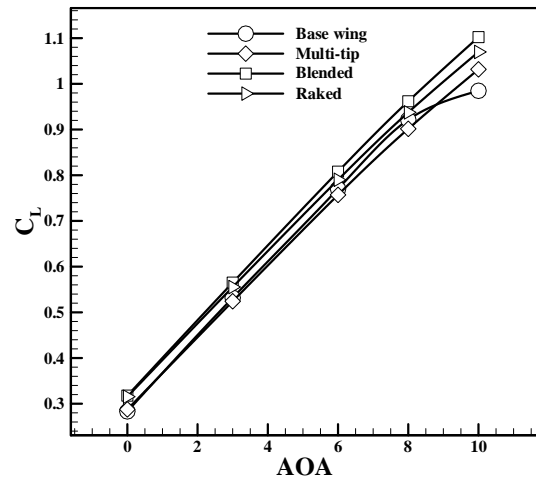


نمودار (8): تغییرات ضریب پسای القائی نسبت به زاویه حمله.

بر اساس نتایج نمودار 9 تأثیر بالک پره‌ای جهت کاهش نیروی پسا در زاویه حمله‌های نزدیک به صفر (0 تا 6 درجه) بیشتر بوده و در زوایای بالاتر (6 تا 10 درجه) تأثیر بالک ترکیبی بیشتر می‌باشد. همچنین با بررسی نمودار 10 بالک‌های پره‌ای، ترکیبی و تک شاخه به ترتیب موجب افزایش 10/55.10/88 و 3/37 درصد عملکرد آیرودینامیکی به صورت میانگین در هر پنج زاویه حمله شده و برای یک زاویه مشخص، بالک ترکیبی با افزایش 16/3% عملکرد آیرودینامیکی در زاویه 10 درجه بیش‌ترین عملکرد را داشته است. این در حالی می‌باشد که بالک تک شاخه در همین زاویه تنها 5/12% بهبود را نسبت به بال ساده تجربه کرده است.

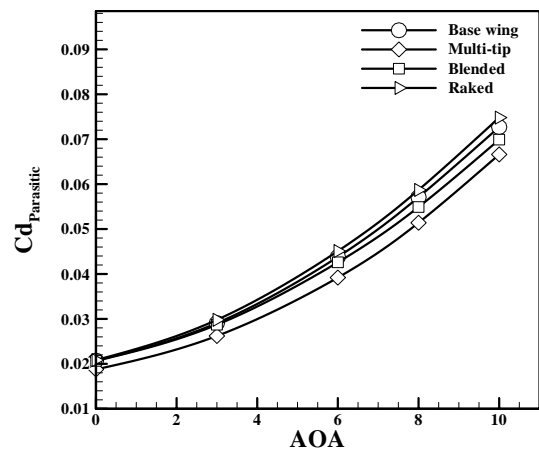


نمودار (9): نمودار پسای قطبی.

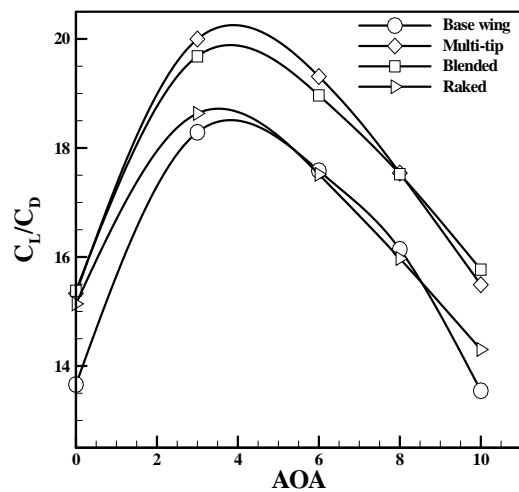
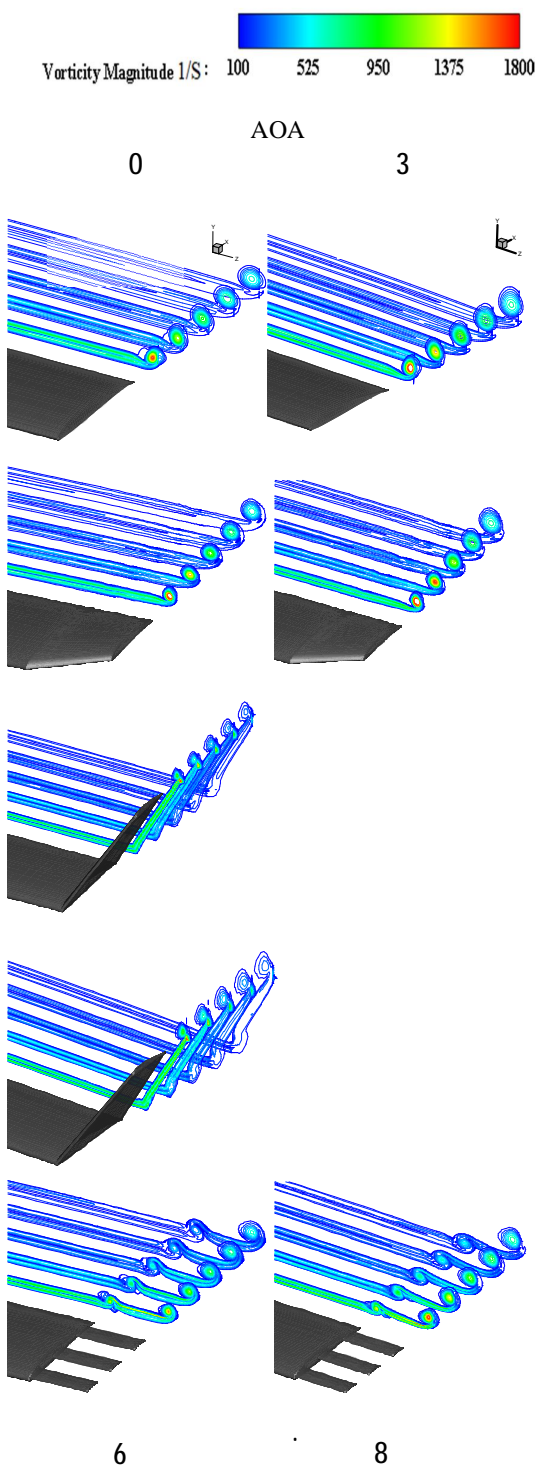


نمودار (6): مقایسه ضریب برآ بال ساده و بال با بالک.

با مقایسه مقادیر نمودار 6 مشخص خواهد شد که استفاده از بالواره یکسان به صورت میانگین در کلیه زوایای حمله موجب کاهش 9/7% پسای القائی بالک ترکیبی نسبت به بال ساده شده و بیش‌ترین میزان کاهش را در بین سه بالک داشته است. این در حالی می‌باشد که بالک پره‌ای با نرخ 8% نسبت به بال ساده کم‌ترین میزان پسای اغتشاشی را تولید کرده و بالک تک شاخه کم‌ترین عملکرد را در کاهش هر دو نوع نیروی پسا داشته است تا جایی که در زوایای حمله بالا مقدار نیروی پسای این بالک از بال ساده فراتر رفته است.



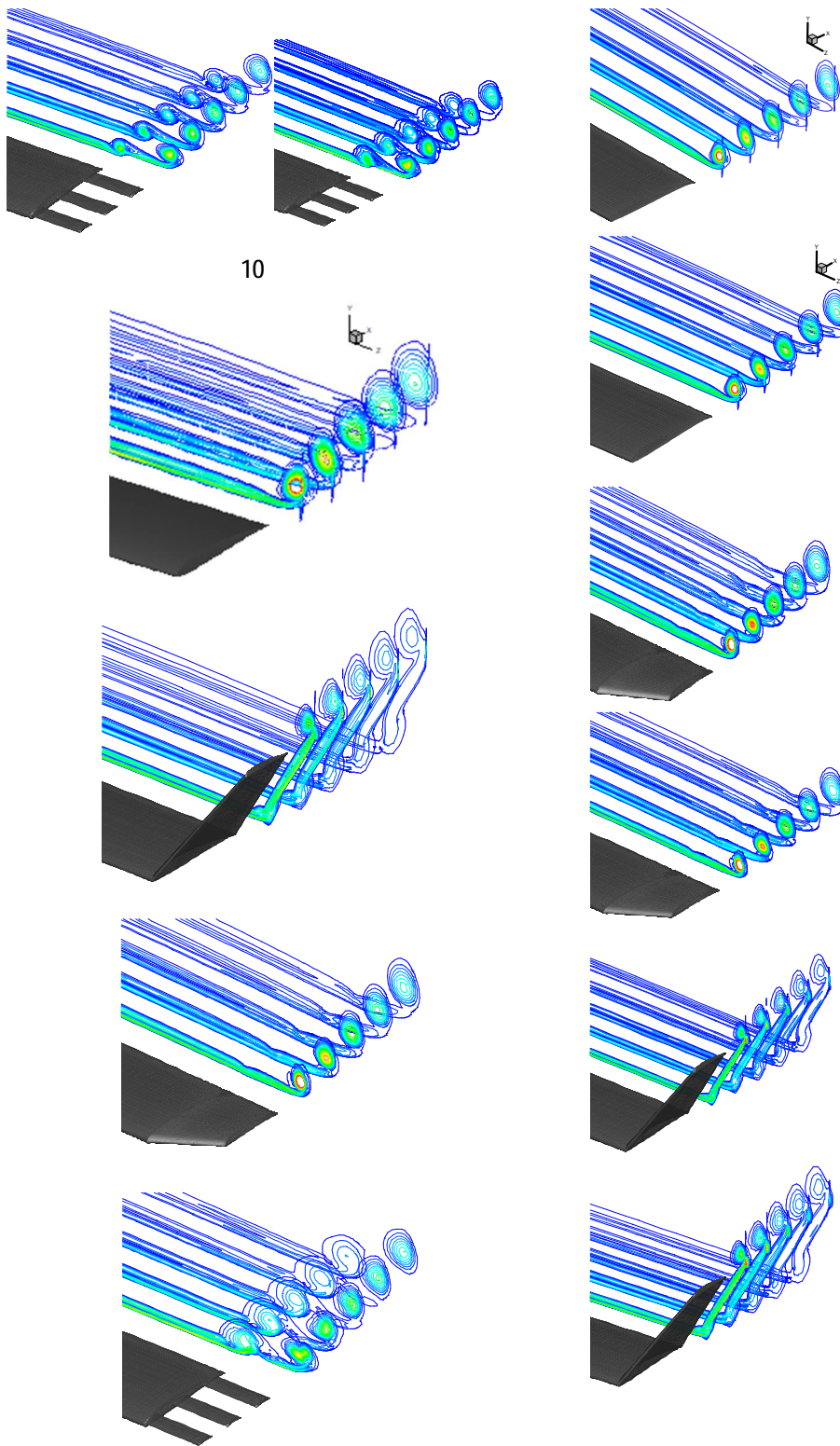
نمودار (7): تغییرات ضریب پسای اغتشاشی نسبت به زاویه حمله.



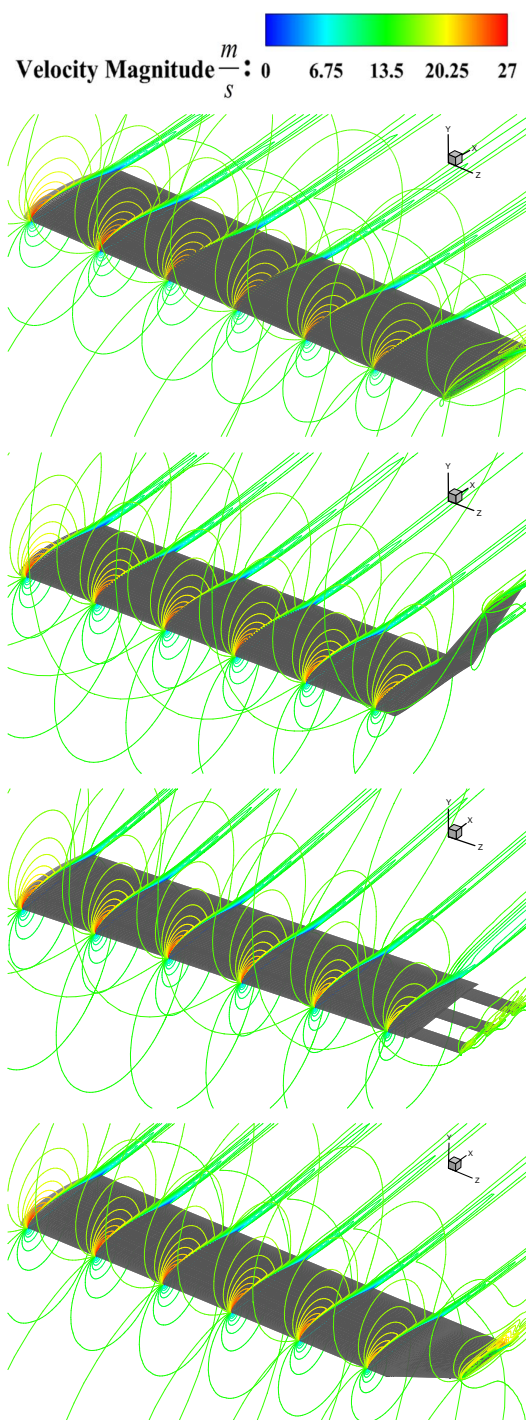
نمودار (10): مقایسه عملکرد آیرودینامیکی بال ساده با پیکربندی‌های مختلف بالک.

4-2- فیزیک جریان

در این بخش سازوکار چگونگی کاهش گردابه‌ها، هندسه هسته مرکزی گردابه و توزیع سرعت برای سه نوع بالک نسبت به بال اصلی بررسی می‌شوند. در ابتدا با مقایسه قدرت گردابه بالک تک شاخک و بال ساده نشان داده شده در شکل 10 متوجه خواهیم شد که سازوکار اصلی که در این نوع از بالک‌های موجب تغییرات در حوزه جریان پشت بال می‌شود تفاوت زاویه عقب‌رفتگی مقطع بالک نسبت به راستای دهانه بال و همچنین طول وتر بالواره ریشه بالک است. در واقع افزایش زاویه عقب‌رفتگی موجب افزایش نیروی برآ شده و کوچک بودن طول وتر با کاهش سرعت چرخش خطوط جریان موجب می‌شوند که هسته مرکزی گردابه‌ها در شعاع بزرگ‌تر و قدرت کمتر تشکیل شوند و این عوامل در انتها باعث افزایش روند تأثیر لزجت جریان آزاد بر گردابه‌ها خواهد شد.



شکل (10): مقایسه قدرت گردابه‌های ایجادشده برای پیکربندی‌های مختلف در زوایای حمله 0، 3، 6، 8 و 10 درجه.



شکل (11): کانتورهای سرعت برای مقاطع مختلف در زاویه حمله 10 درجه

زاویه نصب در بالک ترکیبی باعث افزایش سطح تماس خطوط جریان نسبت شده و همین عامل موجب کاهش سرعت چرخش خطوط جریان و کاهش زمان مورد نیاز برای تشکیل گردابه‌های بزرگ مشابه بال ساده می‌شود. این نوع از بالک‌ها بر خلاف بالک تک شاخه که فقط بر هسته مرکزی گردابه تأثیرگذار می‌باشد، به طور کلی توزیع گردابه در حوزه جریان را تغییر می‌دهند. سازوکار اصلی بالک‌های پره‌ای برای کاهش قدرت گردابه‌ها و به طبع آن افزایش بازده آیرودینامیکی فاصله میان پره‌ها، طول پره‌ها و زاویه نصب آن‌ها است. همان‌طور که در کانتورهای مربوط به این بالک در شکل 10 مشهود است وجود فاصله میان پره‌ها برخلاف دو بالک دیگر که به صورت یک تکه می‌باشد موجب تشکیل دو گردابه با قدرت‌های متفاوت خواهد می‌شود. علت قوی‌تر بودن گردابه‌های پشت ریشه بالک نسبت به ریشه بال در تماس بودن خطوط جریان عبوری از روی بالک با خطوط جریان آزاد و اختلاف فشار بیشتر این محدوده نسبت به ریشه بال است. ثابت نگه داشتن طول و در یک راستا بودن پره‌ها موجب تشکیل یک گردابه قوی در ریشه شده است. این در حالی می‌باشد که تغییرات بر روی طول پره‌ها می‌تواند تعداد و قدرت گردابه‌ها را تحت تأثیر قرار دهد و این موضوع باید برای هر پرنده در نقطه طراحی قرار داشته باشد.

استفاده از بالک موجب افزایش سرعت جریان عبوری از روی مقاطع نزدیک به نوک بال شده اما در مقاطع نزدیک به ریشه تأثیری بر روی توزیع سرعت نداشته است. این موضوع در شکل 11 نشان داده شده است. بر همین اساس سه نوع بالک بررسی شده در این پژوهش تأثیری روی آرایش جریان حول بال نخواهند داشت و صرفاً به دلیل کاهش قدرت گردابه‌های القائی پشت بال و افزایش ضریب بازده آیرودینامیکی بال باعث بهبود عملکرد آیرودینامیکی می‌شوند.

4. Chambers, J. R. "Concept to Reality: Contributions of the Langley Research Center to US Civil Aircraft of the 1990s". Virginia, United States: NASA, 2003
5. Jarrett, P. "FW Lanchester and the Great Divide", <https://www.aerosociety.com/media/4846/fw-lanchester-and-the-great-divide.pdf>, 2014.
6. Whitcomb, R. T. "A Design Approach and Selected Wind Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing-tip Mounted Winglets", NASAL-10908, 1976.
7. Mihaela, S. D. "Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical Parameters", Hamburg University of Applied Sciences. no. 281424, p. 19, 2012.
8. Guerrero, J. E, Maestro D, and Bottaro, A. J. "Biomimetic Spiroid Winglets for Lift and Drag Control", Comptes Rendus Mecanique. Vol. 340, no. 1-2, pp. 67-80, 2012.
9. Gold, V. K. "Aerodynamic Effects of Local Dihedral on a Raked Wingtip", 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2002.
10. Halpert, P. D, Prescott, D. H, Yechout, T. R, and Arndt, M. "Aerodynamic Optimization and Evaluation of KC-135R Winglets, Raked Wingtips, and a Wingspan Extension", 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2010.
11. Sohn, M. H. and Chang, J. W. "Visualization and PIV Study of Wing-tip Vortices for Three Different Tip Configurations", Aerospace Science and Technology. Vol. 16, no. 1, pp. 40-46, 2012.
12. Altab, H, Atour, H, Hossen, Jakari, H, and Iqbal, A.K.M.P. "Prediction of Aerodynamic Characteristics of an Aircraft Model With and Without Winglet Using Fuzzy Logic Technique", Aerospace Science and Technology. Vol. 15, no. 8, pp. 595-605, 2011.
13. Cosin, R, F, Catalano, Correa, L.G.N, and Entz R. "Aerodynamic Analysis of Multi-Winglets for Low Speed Aircraft", 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2010.
14. Savile, D. J. E. "Adaptive Evolution in the Avian Wing", Pathology Laboratory, Science Service, Ottawa, Ontario, Canada, 1956
15. Lynch, M. K. "Bio-inspired Adaptive Wingtip Devices for Low Reynolds Number Operation", Master of Science Dissertation, University of Illinois at Urbana-Champaign. 2017.
16. Panagiotou, P, Kaparos, and Yakinthos K. "Winglet Design and Optimization for a Male UAV Using CFD", Aerospace Science and Technology. Vol. 39, pp. 190-205, 2014.

5- نتیجه گیری

بر اساس ضرایب آیرودینامیکی استخراج شده و فیزیک جریان تشریح شده:

- استفاده از بالواره یکسان برای بال و بالک پرهایی نسبت به حالت استفاده از دو بالواره مختلف به صورت میانگین در زوایای حمله بررسی شده، موجب افزایش عملکرد آیرودینامیکی به مقدار 3/1% شده است.
- استفاده از بالواره یکسان برای بالک تک شاخه مناسب نمی باشد چرا که تنها موجب کاهش جزئی قدرت هسته مرکزی گردابه ها می شود اما برای بالک ترکیبی می تواند افزایش عملکرد آیرودینامیکی را به همراه داشته باشد.
- استفاده از بالک پرهایی نسبت به بالک ترکیبی در شرایط فیزیکی شبیه سازی شده این پژوهش برای زوایای حمله کم (0 تا 6 درجه) مناسب تر بوده و به صورت میانگین افزایش 10/5% عملکرد آیرودینامیکی را به همراه داشته است.
- بالک ترکیبی به دلیل افزایش ضریب بازده آیرودینامیکی بال کم ترین میزان پسای القایی را تولید کرده و بیشتر برای افزایش نیروی برآ در زوایای حمله بالا (بیشتر از 6 درجه) مناسب بوده و در این پژوهش به صورت میانگین عملکرد آیرودینامیکی را 10% بهبود داده است.

6- مراجع

1. Barnes, W. and McCormick, W. "Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics", ed: New York: Wiley, 1995.
2. Cleynen, O. "Drag Curves for an Aircraft with a Given Weight in Flight Available", https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Drag_curves_for_aircraft_in_flight.svg, 2016.
3. Anderson, J. D. "Fundamentals of Aerodynamics", Fifth ed. New York: McGraw-Hill, 2011.

20. Munson, B. R., Young, D. F., Okiishi, T. H., and Huebsch, W. W. "Fundamentals of Fluid Mechanics", Sixth ed. USA: WILEY, 2009
21. Spalart, P. and Allmaras, S. "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", in 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1992, p. 439.
22. Ansys. "ANSYS Fluent Users Guide", http://www.pmt.usp.br/academic/martoran/notas_modelosgrad/ansys%20fluent%20users%20guide.pdf, 2013
17. Narayan, G. and John, B. J. A. S. "Effect of Winglets Induced Tip Vortex Structure on the Performance of Subsonic Wings", Aerospace Science and Technology. Vol. 58, pp. 328-340, 2016.
18. Bravo-Mosquera, P. D., Cerón-Munoz, H. D., and Diaz-Vazquez, G. "Conceptual Design and CFD Analysis of a New Prototype of Agricultural Aircraft", Aerospace Science and Technology. Vol. 80, pp. 156-176, 2018.
19. Versteeg, M. H. and Malalasekera, W. "An Introduction to Computational Fluid Dynamics", Second ed. England: Pearson Education, 2006.