



بررسی عددی اثرات تغییرات هندسه بر مشخصات آیرودینامیکی و پایداری استاتیکی بال شناور اثر سطحی

مجتبی طحانی^{1*}، علی برگستان² و محمد حسین صبور¹

¹ استادیار، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران

² کارشناس ارشد، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران

تاریخ دریافت: 1392/03/12؛ تاریخ بازنگری: 1393/02/02؛ تاریخ پذیرش: 1393/04/25

چکیده

پرنده‌های اثر سطحی وسیله‌ای مناسب در صنایع نظامی و حمل و نقل‌های دریایی می‌باشند که با مشخصات آیرودینامیکی و سرعت مناسب حرکت می‌کنند. استفاده از شبیه‌سازی عددی موجب کاهش هزینه و زمان برای بررسی مشخصات آیرودینامیکی بال می‌گردد که دقت قابل قبولی به نسبت داده‌های تجربی دارا می‌باشند. در این مقاله جهت ارزش‌گذاری شبیه‌سازی از نتایج حاصل از آزمایش تجربی بر روی بال با ایرفویل ناکا 6409 استفاده شده و بهترین مدل آشفتگی با تعداد المان شبیه مناسب انتخاب گردیده‌است. همچنین تاثیر اثر زمین و زاویه حمله بر پارامترهای مهم آیرودینامیکی تعیین گردید و با بررسی تاثیر زمین متحرک و ثابت بر مشخصات آیرودینامیکی بال اثر سطحی، پایداری استاتیکی محاسبه گردید. در نهایت با تغییر مشخصات هندسی بال نظیر زاویه پیش‌پیش، زاویه هفتی، زاویه پس‌گرایی و نسبت باریک‌شوندگی تاثیر این عوامل مورد بررسی قرار گرفته‌است. نتایج نشان می‌دهد که مناسب‌تر است تا از پس‌گرایی جهت پایداری استفاده نشود، همچنین زاویه پیش‌پیش مثبت موجب کاهش پسا و به تاخیر انداختن واماندگی می‌گردد و نسبت باریک‌شوندگی با افزایش مشخصه آیرودینامیکی در حالت تریلینگ مناسب‌تر خواهد بود.

کلمات کلیدی: پرنده‌های اثر سطحی؛ مشخصات آیرودینامیکی؛ مشخصات هندسی؛ پایداری استاتیکی.

Numerical investigation of geometry variation effects on the aerodynamic characteristics and static stability of wing in ground effect

M. Tahani^{1,*}, A. Bargestan² and M.H. Sabour¹

¹ Assist. Prof., Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran

² M.Sc. Student, Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran

Abstract

Wing in ground effect are suitable vehicle in military industries and marine transportations that can transport with sophisticated aerodynamic characteristics and appropriate speed. Using numerical simulation can reduce the costs and save the time for investigating wing's aerodynamic characteristics, that possesses a more acceptable precision in comparison with experimental data. In this study, the results obtained from the experimental examination conducted on Naca6409 are used to validate the simulation and the best turbulence model with an appropriate number of mesh elements has been chosen. Also, the effect of ground effect and the angle of attack on important aerodynamic parameters have been calculated and static stability of these wings have been determined by investigating the effect of moving and fix wall on aerodynamic characteristics of WIG. Finally, with changes in wing's geometry factors such as twist angle, dihedral angle, sweep angle and taper ratio, the effect of these factors have been examined. As result sweep has not used for stability and also positive twist angle has used to decrease drag and delay in stall and taper ratio with increasing in aerodynamic characteristics, is better in trailing state.

Keywords: Wing in ground effect; Aerodynamic characteristics; Geometry factor; Static stability.

1- مقدمه

پرنده‌های اثر سطحی که با استفاده از اثر زمین با سرعت بالا پرواز می‌کنند، فاصله بین صنایع کشتی‌سازی و هواپیماسازی را پر کرده‌اند. در سال 1920 تاثیر اثر زمین بر روی نیروی برا و پسای ایرفویل انجام پذیرفت و سری اول این پرنده‌ها در دهه شصت بطور جداگانه توسط دو دانشمند الکسیف¹ روسی و الکساندر لپیش² آلمانی ساخته شد [1 و 2].

تحلیل‌های متعدد عددی بر روی این بال‌ها توسط محققین مختلف انجام گرفته‌است، رانزباچ و بارلو³ [3] به صورت عددی و آزمایشگاهی به نتایجی رسیدند که بیشترین نیروی برا در ارتفاع از سطح 0/08 طول وتر اتفاق می‌افتد. دجاورشکیان⁴ [4] به بررسی عددی تاثیر فلپ در مشخصات بال اثر سطحی و بررسی فلپ‌های عادی و فلپ‌هایی با خمیدگی متغیر پرداخت و دریافت که ضریب فشار فلپ‌های هوشمند هموارتر از فلپ‌های عادی در نقطه تماس فلپ با بال است و فلپ‌های هوشمند نسبت ضریب برا به پسا بیشتری تولید می‌کنند که این نسبت در زاویه فلپ 5 درجه مشاهده می‌شود. یانگ⁵ [5] در بررسی تاثیر امواج، مشخصات آیرودینامیکی پرنده اثر سطح را در سطوح غیر صاف بصورت عددی مورد بررسی قرارداد و با تاثیرات متناوب نیروهای آیرودینامیکی و تغییرات فشار زیر بال مواجه شد.

در زمینه تجربی احمد و شاراما⁶ به بررسی بال متقارن ناکا⁷ 15 [6] پرداختند. آن‌ها دریافتند که بیشترین ضریب فشار در کمترین فاصله از زمین ایجاد می‌شود در حالی که در ضریب فشار روی سطح بالایی بال تغییری ایجاد نمی‌شود. همچنین در زاویه حمله 7/5 درجه یک ناحیه بزرگ دنباله تشکیل شده است و شدت آشفتگی بزرگی ایجاد می‌کند.

در سال 2008 جانگ و همکاران⁸ [7] به بررسی تجربی اثرپذیری مشخصات آیرودینامیکی بال پرنده‌های اثر سطح نظیر برا، پسا، ممان پیچشی و مرکز فشار بال ناکا 6409⁹ با

نسبت منطری، زاویه حمله و ارتفاع از زمین مختلف و انواع صفحه‌های جانبی در تونل باد پرداختند و دریافتند که با افزایش اثر سطح مرکز فشار به لبه حمله نزدیک می‌شود و به تاثیرات مثبت نسبت منطری بر مشخصات آیرودینامیک ناشی از سطوح جانبی و اثر زمین پی‌برند.

در بررسی پایداری و مشخصات آیرودینامیکی در نسبت منطری مختلف پارک و همکارانش¹⁰ [8] تاثیر صفحات جانبی بر گردابه‌های نوک بال را شناسایی و متوجه شد که صفحات جانبی موجب بهبود مشخصات آیرودینامیکی و پایداری استاتیکی بال در اثر سطح می‌شود.

با توجه به اهمیت پایداری در طراحی شناورهای اثر سطح، چان و چنگ¹¹ [9] به بررسی استاتیکی و دینامیکی حرکت یک شناور 20 نفری براساس داده‌های تجربی پرداختند و با رفتار معادلات دینامیکی حرکت، تغییرات پارامترهای هندسی بررسی می‌شود و کیفیت پرواز پرنده بیست نفره در حالت پرواز بدست آورده می‌شود.

همچنین یانگ و همکارانش¹² [10] با توجه به تفاوت اساسی در پایداری شناورهای اثر سطحی با هواپیما به بررسی تاثیر مشخصات طراحی بال نظیر شکل بال، پایدارکننده‌ها و صفحات جانبی بر پایداری استاتیکی طولی بصورت عددی پرداختند که مبنای کار آن‌ها براساس مراکز آیرودینامیکی ارتفاع و گردش بود و در نهایت آن‌ها دریافتند که بال (S) شکل جهت ایجاد پایداری مناسب می‌باشد.

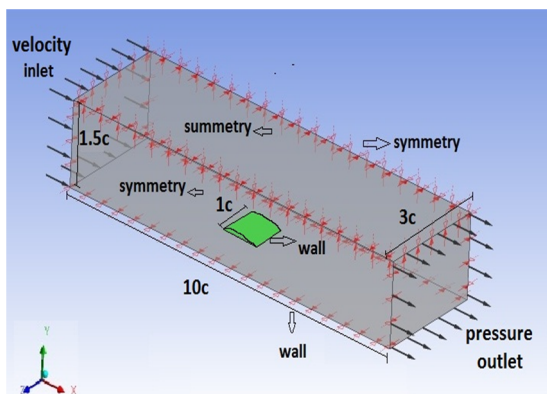
به دلیل عدم بررسی تاثیر مشخصات هندسی نظیر زاویه پیچش، زاویه هفتی، زاویه پسگرایی و نسبت باریک‌شوندگی در اثر سطح در این مقاله کوشیده شده که پس از بررسی اثر زمین و زاویه حمله بر پارامترهای مهم آیرودینامیکی به بررسی تاثیر این مشخصات بر عملکرد آیرودینامیکی و پایداری استاتیکی بال در نزدیک سطح پرداخته‌شود.

2- استراتژی عددی

علی‌رغم مزایای فراوان بررسی عددی از نظر صرف هزینه و زمان، جهت افزایش دقت این نتایج با مشابه آزمایشگاهی آن می‌بایست به عوامل مختلف در مدل‌سازی جریان توجه نمود.

¹ Alexeyev² Alexander Lippisch³ Ranzbach and Barlow⁴ Djavareshkian⁵ Yang⁶ Ahmed and Sharma⁷ NACA0015⁸ Jung et al.⁹ NACA6409¹⁰ Park et al.¹¹ Chang and Cheng¹² Yang et al.

برای تمام معادلات جریان معیار همگرایی تغییرات کمتر از 10^{-5} در نظر گرفته شد.



شکل 1- شرایط مرزی

2-3- مدل آشفتگی

دلیل آشفته بودن رژیم جریان مشخصات آیرودینامیکی با مدل‌های توربولانسی کی امگا¹, SST², کی اسپیلن³, کی اسپیلن ریلایزبل⁴, کی اسپیلن ار ان جی⁵, امگا رینولدز استرس⁶ مورد مقایسه قرار گرفت. سه مدل کی اسپیلن ریلایزبل، صفر معادله ای و مدل ادی ویسکوزیتی ترنسفرم⁵، امگا رینولدز استرس⁶ مورد مقایسه قرار گرفت. سه مدل کی اسپیلن ریلایزبل، صفر معادله ای و مدل ادی ویسکوزیتی ترنسفرم خطای زیادی به نسبت داده تجربی داشتند زیرا هر سه مدل برای این بال‌ها قادر به مدل سازی ترم رینولدز استرس [12] در معادله مومنوم نبودند. جهت مقایسه ضرایب آیرودینامیک برآ، پسا و نسبت برآ به پسا جدول 1 ترسیم شده است. دو مدل کی امگا SST و امگا رینولدز استرس دارای خطای کمتری نسبت به سایر مدل‌های آشفتگی می‌باشند. وجه اشتراک هر دو مدل مبنای امگا می‌باشد ولی مدل‌های دیگر نظیر مدل کی اسپیلن و کی اسپیلن اران جی دارای خطای بالاتری به نسبت داده‌های تجربی هستند که یکی از دلایل آن، مدل‌سازی نامناسب در نزدیک دیواره می‌باشد. طبق نتایج جدول 1 مدل کی امگا

این عوامل شامل معادلات پایه، محیط مدل‌سازی، شرایط مرزی، انتخاب بهترین مدل آشفتگی، نوع و تعداد شبکه مناسب می‌باشد که به ترتیب مورد بررسی قرار گرفته است.

2-1- معادلات حاکم

معادلات پایه حاکم بر حرکت شامل معادلات بقای جرم، بقای مومنوم و بقای انرژی می‌باشد [4].

2-2- روش عددی

بال مورد بررسی ناکا 6409 با زاویه حمله و ارتفاع از زمین مختلف با طول وتر 20 سانتیمتر و سرعت ورودی 25/5 متر بر ثانیه می‌باشد. شرایط حاکم بر جریان پایا با سرعت ورودی ثابت و رژیم جریان آشفته و محیط سه‌بعدی به صورت پیوسته با سیال نیوتنی می‌باشد. جهت عدم تاثیر ابعاد در حل عددی اندازه محیط مورد بررسی و ویژگی‌های شرایط مرزی در ناحیه مورد بررسی مطابق با شرایط آزمایش تجربی اعمال شده است (شکل 1).

با توجه به شرایط حاکم بر شبیه سازی عددی که مطابق با بال آزمایش شده در تونل باد می‌باشد ابعاد حجم مورد بررسی با سطح مقطع مدل آزمایشگاهی یکسان در نظر گرفته می‌شود که این ابعاد 10، 3 و 1/5 برابر وتر بالی می‌باشد که نسبت منطقی آن برابر 1 و پهنای بال برابر 20 سانتی‌متر است به گونه‌ای که بال و زمین با شرایط دیواره و شرایط مرزی سه وجه کناره و بالا متقارن در نظر گرفته شده است [11].

عدد رینولدز حاکم بر جریان برابر است با:

$$Re = \frac{(\rho_{inf} \times U_{inf} \times c)}{\mu} = 3.4 \times 10^5 \quad (1)$$

شرایط حاکم بر جریان بال در حالت آشفته قرارداد که به دلیل رینولدز پایین جریان (ماخ کمتر از یک دهم) میزان شدت آشفتگی 1٪ در مدل‌سازی عددی در نظر گرفته و سرعت اولیه حل با سرعت ورودی جریان برابر قرار داده شد [12].

با توجه به سرعت کم جریان حل معادله انرژی تاثیر زیادی در ضرایب آیرودینامیکی ندارد اما جهت افزایش دقت حل مدل انتقال گرما بصورت آیزوترمال با دمای سیال 288 کلوین و فشار مرجع یک اتمسفر مورد استفاده قرار گرفت که

¹ K- ω

² K- ϵ

³ EARSM K- ϵ

⁴ RNG K- ϵ

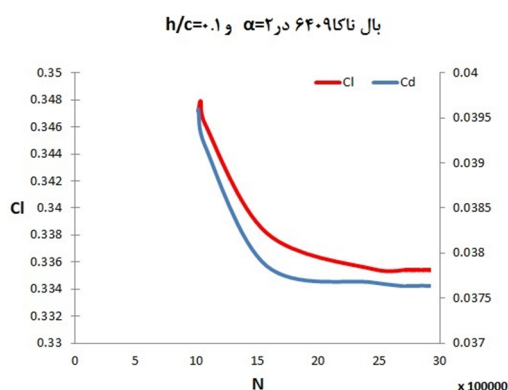
⁵ Eddy Viscosity Transport (EVT)

⁶ Omega Reynolds Stress (ω RS)

جهت نمایش الگوی جریان از روش ردیابی دود در اطراف بال در اثر سطح استفاده شده است. جهت ارزش‌گذاری نتایج عددی بال ناکا 6409 با زاویه حمله 2 درجه و ارتفاع از زمین 0/1 طول وتر با طول وتر 20 سانتیمتر و سرعت ورودی 25/5 متر بر ثانیه و نسبت منطقی 1 مورد بررسی قرار گرفته است.

شبکه‌بندی مثلثی سه بعدی بی‌سازمان برای این مدل سازی استفاده شده که با لایه مرزی با سازمان حول ایرفویل و دیواره همراه بوده است.

در شکل 2 تاثیر تغییرات تعداد شبکه بر ضرایب برا و پسا مورد بررسی قرار گرفته است تا عدم وابستگی مشخصات آیرودینامیکی به شبکه مشخص گردد.



شکل 2- وابستگی جواب به تعداد المان شبکه

با توجه به شکل 2 ضرایب برا و پسا از تعداد المان حدود 2400000 به بعد با عدم تغییر همراه بود پس وابستگی جواب به شبکه از حدود این مقدار به بعد از بین می‌رود و افزایش تعداد المان شبکه در جواب بی‌تاثیر است.

حول بال لایه‌مرزی با سازمان بصورت 15 لایه با نسبت رشد 1/03 به فاصله $1/5 \times 10^{-4}$ متر از دیواره بال و حول سطح زمین 18 لایه به فاصله 10^{-4} متر و نسبت رشد 1/05 منظور شده است. در نزدیک دیواره‌ها برای مدل سازی بهتر لایه مرزی میزان وای پلاس¹ نزدیک ایرفویل و سطح زمین برابر 7 تا 20 است که برای این مدل‌سازی مناسب است [13].

SST کمترین خطا را داراست بگونه‌ای که میزان خطای برا و پسا کمتر از سایر مدل‌ها می‌باشد که یکی از دلایل آن درهم آمیختن فرمول‌بندی دقیق مدل کی امگا استاندارد در نواحی نزدیک دیواره با مدل کی اسپیلن در جریان‌های آزاد در نواحی دور از دیواره می‌باشد.

در این میان مدل امگا رینولدز استرس هم دارای میزان خطای برا و پسا مناسبی به نسبت سایر مدل‌ها و خطای برا به پسا کمتر از مدل کی امگا SST می‌باشد ولی به دلیل حل معادلات شامل تنش رینولدز و نرخ استهلاك برای جریان‌های پیچیده مناسب‌تر است و زمان بیشتری نیاز دارد بدین ترتیب مدل آشفستگی SST جهت مدل‌سازی عددی مورد استفاده قرار گرفت.

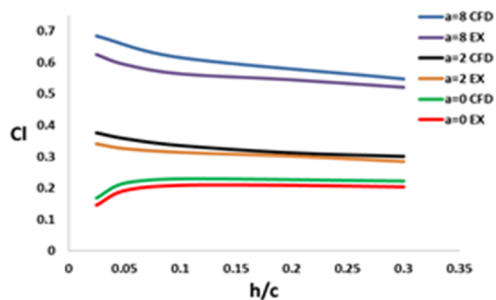
جدول 1 - ضرایب برا و پسا بال ناکا 6409 در $\alpha = 2^\circ$ و $h/c = 0.1$ در مدل‌های مختلف توربولانسی

تجربی [7]	SST	کی اسپیلن	کی امگا	امگا رینولدز	RNG	
0/314	0/335	0/348	0/346	0/336	0/346	برا
	6/843	10/966	10/385	7/051	10/196	خطای برا
0/0371	0/0376	0/0393	0/0405	0/0382	0/0381	پسا
	1/372	5/712	8/938	2/918	2/591	خطای پسا
8/449	8/905	8/869	8/561	8/788	9/075	پسا/برا
	5/396	4/969	1/327	4/015	7/412	خطای پسا/برا

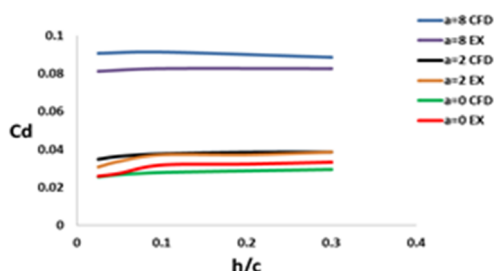
2-4- معتبرسازی روش عددی

بال پرنده‌های اثر سطحی عامل اصلی در بررسی عملکرد آن‌ها می‌باشد. نتایج بررسی آزمایشگاهی جانگ و همکاران [7] در سال 2008 بر روی مشخصات آیرودینامیکی بال پرنده‌های اثر سطح نظیر برا، پسا، ممان پیشی و مرکز فشار بال ناکا 6409 با نسبت منطقی، زاویه حمله و ارتفاع از زمین مختلف و انواع صفحه‌های جانبی در تونل باد بوده است که بدلیل ثابت بودن سطح زیر بال به عنوان زمین شرایط مرزی این سطح را در مدل سازی دیواره با سرعت صفر قرار داده شده است. این آزمایش در تونل باد بسته دانشگاه ملی کره با حداکثر سرعت 60 متر بر ثانیه انجام گردید که دارای دینامومتر سه مولفه ای با خطای کمتر از 0/01 درصد جهت اندازه گیری نیروها و ممان‌های وارد بر بال می‌باشد که

¹ y^+



شکل 4- مقادیر عددی و تجربی ضرایب برا در زوایا و فواصل مختلف



شکل 5- مقادیر عددی و تجربی ضرایب پسا در زوایا و فواصل مختلف

جدول 2- میزان خطا نسبت برا به پسا ناکا6409 در زوایای و فواصل مختلف

a	h/c=0/1	خطا	h/c	a= 2	خطا
2	8/905	عددی	0/025	10/792	عددی
	8/449	تجربی		11/071	تجربی
4	8/381	عددی	0/05	9/836	عددی
	8/147	تجربی		9/655	تجربی
8	6/742	عددی	0/1	8/905	عددی
	6/946	تجربی		8/449	تجربی
			0/2	8/114	عددی
				8/126	تجربی

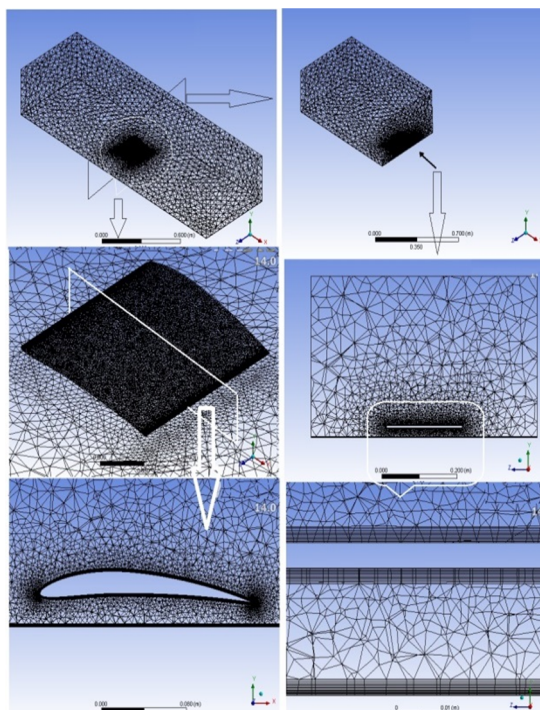
بدین ترتیب بررسی مشخصات مختلف هندسی طبق این شبیه سازی انجام می‌پذیرد.

3- نتایج

3-1- اثر زمین

یکی از اثرات بال نزدیک سطح تاثیر بر توزیع فشار حول بال می‌باشد که عامل تغییرات بر ضرایب آیرودینامیکی خواهد بود.

در شکل 3 نحوه شبکه بندی حول بال نشان داده شده است.

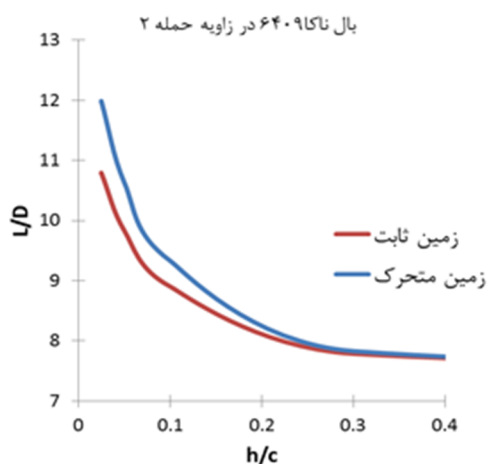


شکل 3- شبکه مثلثی حول بال

بدین ترتیب جهت مدل سازی دقیق، میزان خطا بال در مدل آشفتگی کی امگا SST در محیط آزمایشگاهی مدل سازی شده و شبکه بندی مناسب مثلثی با تعداد المان 2400000 در زاویه حمله و ارتفاع از زمین مختلف بررسی و میزان خطا محاسبه گردید.

در شکل 4 و 5 مقایسه مقادیر عددی و تجربی ضرایب برا و پسا در زوایا و فواصل مختلف از زمین نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود نتایج عددی تاثیرات ارتفاع و زاویه حمله را مشابه نتایج تجربی بدرستی نشان می‌دهد. طبق نتایج ضریب برای بیشینه در ارتفاع کمتر و زاویه حمله بیشتر اتفاق می‌افتد. با توجه به تاثیر کم ارتفاع بر ضریب پسا، در زاویه حمله کم، پسا کمینه می‌گردد. در جدول 2 درصد میزان خطا مشخصه آیرودینامیکی نسبت برا به پسا را در زوایای حمله و فواصل مختلف محاسبه شده است. میزان خطا در مقادیر مختلف زاویه حمله و ارتفاع از زمین کمتر از 7% می‌باشد که قابل قبول جهت ادامه شبیه سازی عددی می‌باشد.

همان سرعت در خلاف جهت سرعت قبل از زیر و روی بال حرکت کنند که این نکته با ایجاد وضعیت زمین متحرک¹ با سرعتی برابر $25/5$ متر بر ثانیه در جهت سرعت ورودی قابل شبیه سازی می‌باشد. مشخصات آیرودینامیک نظیر نسبت برا به پسا برای این دو وضعیت در یک زاویه حمله (زاویه حمله 2 درجه) در شکل 7 نشان داده شده است. برای ارتفاع $0/3$ طول وتر و بیشتر اثر زمین ثابت و متحرک یکسان است که نشانه‌ی تاثیر اندک اثر زمین در این ارتفاع است اما با نزدیک شده به سطح میزان این اختلاف بیشتر می‌شود که در فاصله $0/025c$ حالت زمین متحرک که با واقعیت تطابق بیشتری دارد حدود 10% بیشتر از زمین ثابت است.



شکل 7- مشخصات آیرودینامیکی برای دو حالت زمین ثابت و متحرک

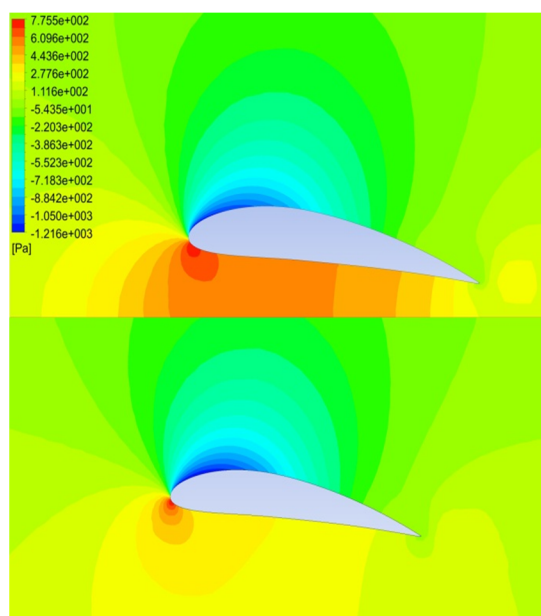
بدین ترتیب جهت مدل سازی بال اثر سطحی در نزدیک زمین می‌بایست زمین را با سرعتی برابر با سرعت جریان ورودی در نظر گرفت.

در شکل 8 نحوه تغییرات ضرایب آیرودینامیکی بال ناکا 6409 در کمترین فواصل ممکن در زاویه حمله 2 درجه و زمین متحرک نشان داده شده است. اولاً تا ارتفاع $h/c = 0/002$ حل عددی با همگرایی روبرو شد که ضریب برا بطور دایم با کاهش ارتفاع افزایش یافت ولی ضریب پسا تا

در شکل 6 نحوه توزیع فشار حول ایرفویل برای فواصل $0/1$ و $0/8$ وتر مقایسه شده است که طبق آن، با نزدیک شدن به سطح تغییرات زیادی در فشار در سطح پایینی ایرفویل رخ می‌دهد.

با افزایش فاصله از زمین ضریب فشار شروع به کاهش نموده و به مرور با افزایش بیشتر فاصله و خارج شدن از محدوده اثر سطح، با افزایش بیشتر فاصله از سطح، ضریب فشار تغییر خاصی نمی‌کند.

در فواصل خیلی نزدیک به زمین به دلیل پدیده اثر سطح فشار در سطح مکش کاهش می‌یابد که نشانگر افزایش سرعت بر روی ایرفویل است.



شکل 6- کانتور توزیع فشار برای ناکا 6409 در فواصل $0/8$ وتر در بالا و $0/1$ وتر در پایین

با توجه به شرایط حاکم بر شبیه سازی عددی که مطابق با بال آزمایش شده در تونل باد می‌باشد، زمین در این وضعیت ثابت و با سرعت صفر در نظر گرفته شده است، اما در حرکت واقعی در اثر سطح، بال با سرعت مشخصی بر روی سطح زمین در حرکت است پس برای بررسی عددی می‌بایست بال ثابت در نظر گرفته و زمین و جریان هوا با

¹ Moving Wall

$$Cl_h < 0 \quad (3)$$

$$Cl_h = \frac{\partial Cl}{\partial h} = \frac{(0.343905 - 0.348005)}{0.01} = -0.41 < 0$$

بدین ترتیب با افزایش ارتفاع نیروی برا کاهش یافت. دانشمندان روسی [14] یک معادله متفاوت را برای معیار پایداری استاتیک ارتفاع مطرح کردند که این معیار با استفاده از مراکز آیرودینامیکی بیان می‌شود و منجر به رابطه ساده زیر شد:

$$X_\alpha - X_h < 0 \quad (4)$$

مقدار $(X_\alpha - X_h)$ به عنوان حاشیه پایداری نامیده می‌شود. مقدار کمتر برای این رابطه موجب پایداری و مقادیر بیشتر موجب ناپایداری می‌شود.

$$\begin{aligned} \frac{Cm_\alpha}{Cl_\alpha} - \frac{Cm_h}{Cl_h} < 0 &\rightarrow \frac{\frac{\partial Cm}{\partial \alpha}}{\frac{\partial Cl}{\partial \alpha}} - \frac{\frac{\partial Cm}{\partial h}}{\frac{\partial Cl}{\partial h}} \\ &= \frac{0.1}{(0.354023 - 0.348005)} \\ &\quad - \frac{0.1}{(0.20102 - 0.202945)} \\ &= \frac{0.01}{(0.343905 - 0.348005)} \\ &= 0.578245 - 0.584522 \\ &= -0.006277 < 0 \end{aligned} \quad (5)$$

بدین ترتیب هر دو شرط پایداری استاتیکی حاکم است.

3-2- مشخصات هندسی بال

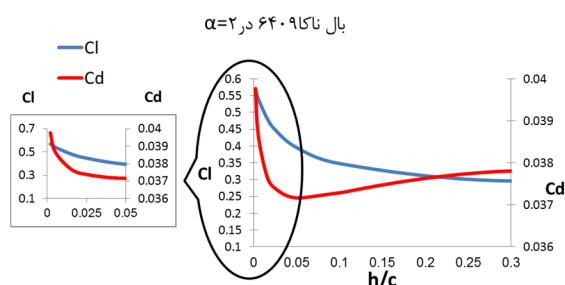
3-2-1- زاویه پسگرایی¹

پسگرایی یا پیشگرایی در بال جهت جابجایی مرکز ثقل بال یا پرند طراحی شده استفاده می‌گردد که مقادیر منفی برای زاویه پسگرایی به معنی پیشگرایی نوک بال نسبت به بدنه بال دارد. در شکل 9 این زاویه را در صفحه X-Z نشان داده شده است.

براساس شکل 10 و شکل 11 تغییرات ضرایب برا و پسا و همچنین نسبت برا به پسا بر حسب تغییرات زاویه پسگرایی رسم شده است.

تغییرات زاویه پسگرایی تاثیری بر ضریب پسا ندارد و تغییرات برا و L/D نیز بسیار ناچیز است که نشان‌دهنده بی‌تاثیری تغییرات این زاویه بر این مشخصات آیرودینامیک بال در اثر سطح است. همچنین تغییرات فاصله از زمین و

ارتفاع $h/c = 0/05$ کاهش پیدا می‌کند و پس از آن به دلیل همگرایی و واگرایی جریان در زیر بال و ادغام لایه مرزی‌های ناشی از بال و زمین این ضریب افزایش پیدا می‌کند که اگر چه ضریب آیرودینامیک L/D با کاهش ارتفاع در حال افزایش است ولی شیب افزایش از فاصله کمتر از $h/c = 0/05$ کاهش پیدا می‌کند تا در ارتفاع بسیار کم دچار تداخل لایه مرزی بین بال و زمین می‌گردد.



شکل 8- تغییرات ضرایب آیرودینامیکی بال در کمترین فواصل ممکن در زاویه حمله 2 درجه و زمین متحرک

میزان رشد ضریب آیرودینامیک نسبت برا به پسا در حالت وجود و عدم وجود اثر زمین برابر است با:

$$\begin{aligned} \frac{L/D}{L/D} &= \frac{\frac{h}{c} = 0.002}{\frac{h}{c} = 2.000} = \frac{14.33}{7.22} = 1.98 \end{aligned} \quad (2)$$

در نتیجه در اثر وجود اثر زمین در این حالت خاص بازده مشخصه آیرودینامیکی تقریباً 2 برابر می‌شود. برای بررسی پایداری بال مدل‌سازی شده از روابط حاکم بر پایداری استاتیکی [13] و مقادیر موجود در جدول 3 استفاده می‌شود.

جدول 3: میزان ضرایب آیرودینامیکی بال ناکا 6409

$a = 2$ و $h/c = 0/1$ برای محاسبه پایداری

$h/c = 0/1$ و $a = 2/1$	$h/c = 0/11$ و $a = 2$	$h/c = 0/1$ و $a = 2$	
0/1	0/01		Δ
0/037874	0/037342	0/037288	Cd
0/354023	0/343905	0/348005	Cl
0/204712	0/20102	0/202945	Cm

یکی از شرایط پایداری در این حالت بصورت زیر می‌باشد:

¹ Sweep angle

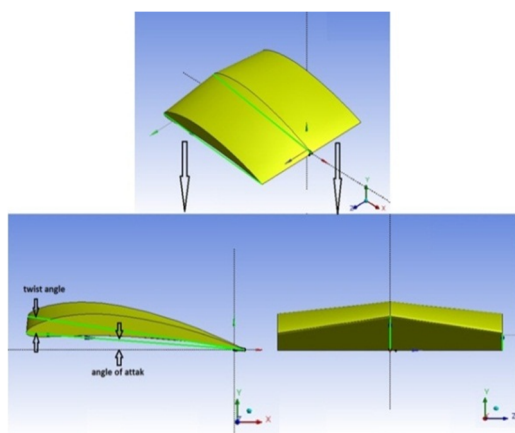
$h/c=0/1$ و $a=2/1$	$h/c=0/11$ و $a=2$	$h/c=0/1$ و $a=2$	
0/1	0/01		Δ
0/036819	0/036270	0/036271	Cd
0/341292	0/330879	0/335216	Cl
0/210207	0/205878	0/208127	Cm

اما از پسگرایی جهت پایداری استفاده نمی‌شود زیرا موجب کاهش نامحسوس راندمان آیرودینامیکی و کاهش بازوی گشتاور را موجب می‌گردد.

3-2-2- زاویه پیچش

پیچش یکی از نکات در طراحی بال پرنده‌های اثر سطح به شمار می‌رود که موجب بهبود توزیع برابری بر روی سطح بال می‌گردد که به دو نوع پیچش هندسی و پیچش آیرودینامیکی تقسیم می‌شود. در پیچش آیرودینامیکی سطح مقطع بال در جهت پهنای بال دچار تغییر می‌شود بگونه‌ای که سطح مقطع بال در تنه بال و دهانه بال تفاوت می‌کند و در پیچش هندسی تنها زاویه حمله در نوک و ریشه بال تفاوت می‌کند بگونه‌ای که در زاویه پیچش مثبت، زاویه حمله ریشه بال بیشتر از زاویه نوک بال می‌باشد و در پیچش منفی اختلاف زاویه حمله ریشه از نوک بال منفی است.

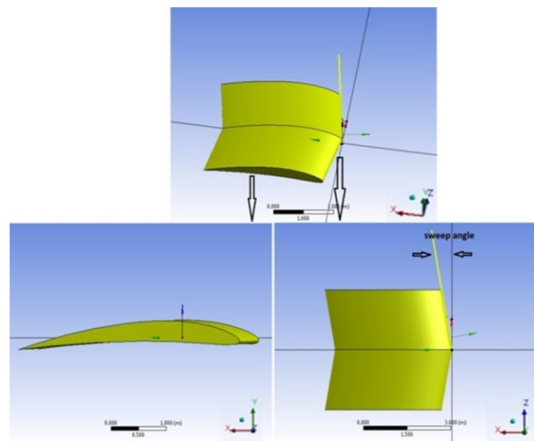
در شکل 12 جهت بررسی پیچش هندسی، زاویه پیچش در صفحه X-Y نشان داده شده است. یک حالت با زاویه پیچش مثبت را نشان می‌دهد که زاویه حمله موثر ریشه بال برابر مجموع زاویه حمله و زاویه پیچش است.



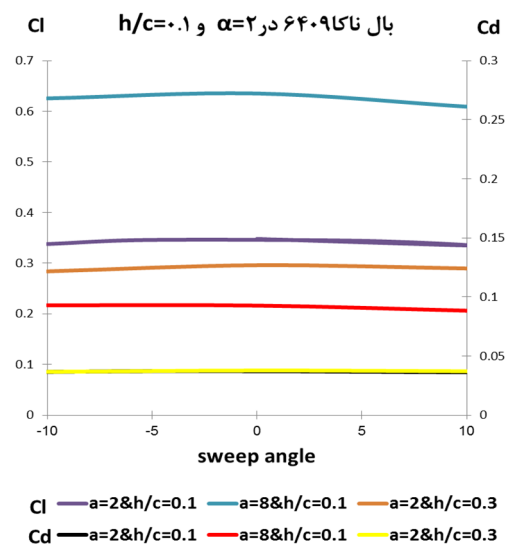
شکل 12- بال سه بعدی و زاویه پیچش

نمودار تغییرات ضرایب برا و پسا و همچنین نسبت برا به پسا در شکل 13 و شکل 14 نشان داده شده است. به لحاظ

زاویه حمله تأثیری بر اثرگذاری زاویه پسگرایی بر مشخصات آیرودینامیکی ندارد.



شکل 9- بال سه بعدی و زاویه پسگرایی



شکل 10- تغییرات ضرایب برا و پسا بر حسب زاویه پسگرایی

با توجه به جدول 4 از نظر پایداری استاتیکی در زاویه پسگرایی 10 هر دو رابطه برقرار است:

$$Cl_h = -0.4337 < 0 \quad (6)$$

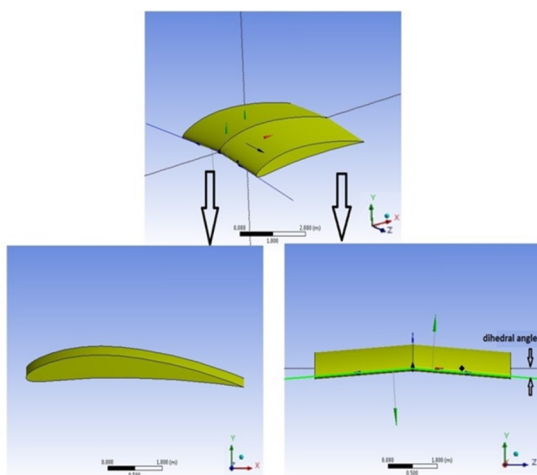
$$\frac{Cm_\alpha}{Cl_\alpha} - \frac{Cm_h}{Cl_h} < 0 \Rightarrow 0.622215 - 0.615915 = -0.0063 < 0$$

جدول 4- میزان ضرایب آیرودینامیکی بال ناکا 6409 در $a=2$ و $h/c=0/1$ در زاویه پسگرایی 10

محدوده [۴، -۱] قرار دارد. زیرا اگر چه که منفی بودن این زاویه احتمال بروز پدیده واماندگی در مکان نامناسب را افزایش می‌دهد ولی با توجه به نمودار هر دو ضریب برا و پسا افزایش می‌یابد که دلیل آن افزایش زاویه حمله موثر نوک بال است که در مشخصه آیرودینامیک نسبت برا به پسا اثر اندکی دارد. در نتیجه بنظر می‌رسد برای به تاخیر انداختن واماندگی در نوک بال و کاهش ضریب پسا بال بدون کاهش مشخصه آیرودینامیک L/D می‌توان از زاویه پیش‌گام مثبت استفاده کرد.

3-2-3- زاویه هفتی¹

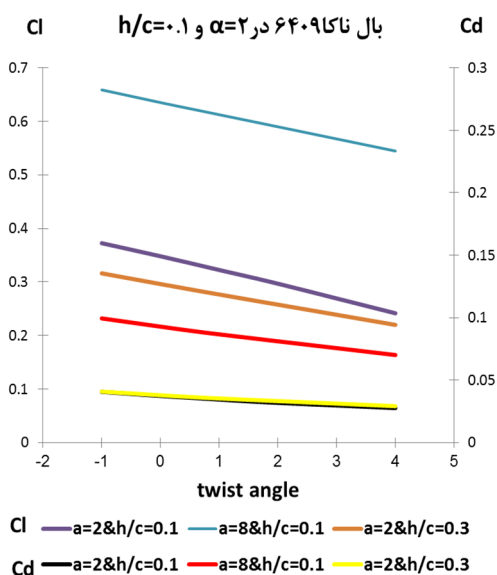
در شکل 15 زاویه هفتی بال در صفحه Y-Z نشان داده شده است، وجود این زاویه در بال پرنده‌های اثر سطح اثر بیشتری دارد زیرا موجب محبوس شده هوا در زیر بال و تشکیل بالشتک هوای دینامیکی در زیر بال می‌گردد. در اکثر بال پرنده‌های اثر سطحی این زاویه در بازه [۴، -] قرار دارد.



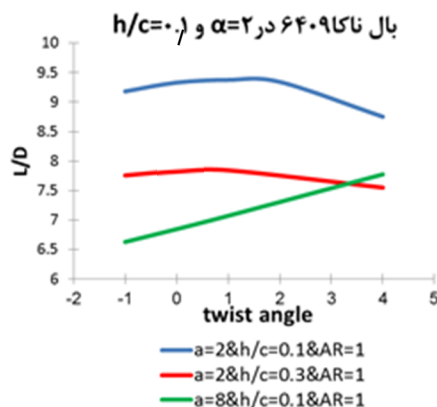
شکل 15- بال سه بعدی و زاویه هفتی

با توجه به نمودار شکل 16 و شکل 17 که تغییرات ضرایب برا و پسا و همچنین نسبت برا به پسا در 2 زاویه و 2 ارتفاع مختلف را نشان می‌دهد.

قرار گرفتن سطوح کنترلی پرنده بر روی نوک بال می‌بایست شروع بروز پدیده واماندگی از بدنه بال باشد و در انتها به نوک بال برسد، در نتیجه با اعمال زاویه پیش‌گام مثبت، زاویه حمله موثر ریشه بال را از زاویه حمله موثر نوک بال بیشتر کرده تا پدیده واماندگی ابتدا در ریشه بال صورت پذیرد.



شکل 13- تغییرات ضرایب برا و پسا بر حسب زاویه پیش‌گام



شکل 14- تغییرات نسبت برا به پسا بر حسب زاویه پیش‌گام

با توجه به این نکته که وجود زاویه پیش‌گام موجب افزایش زاویه حمله موثر ریشه یا نوک بال می‌گردد، تغییرات بالای این زاویه موجب بروز پدیده واماندگی می‌گردد بدین ترتیب زوایای پیش‌گام پرنده‌های اثر سطحی طراحی شده در

¹ Dihedral angle

دور شدن از مقدار صفر به معنی کاهش پایداری است که در صورت منفی بودن زاویه هفتی دارد.

جدول 5- میزان ضرایب آیرودینامیکی بال ناکا6409 در $h/c=0/1$ و $a=2$ در زاویه هفتی (-4)

$h/c=0/1$ و $a=2/1$	$h/c=0/11$ و $a=2$	$h/c=0/1$ و $a=2$	
0/1	0/01		Δ
0/037457	0/036824	0/036871	Cd
0/375472	0/360193	0/368829	Cl
0/214307	0/208079	0/212255	Cm

طبق محاسبات پایداری صورت گرفته برای بال ناکا6409 با زاویه حمله 2 درجه و ارتفاع از زمین 0/1 طول وتر، حاشیه پایداری برای بال در شرایط عادی برابر 0/006277 ولی برای بال با زاویه هفتی -4 برابر 0/00692 است که این افزایش و دور شدن از مقدار صفر به معنی کاهش پایداری است که در صورت منفی بودن زاویه هفتی دارد.

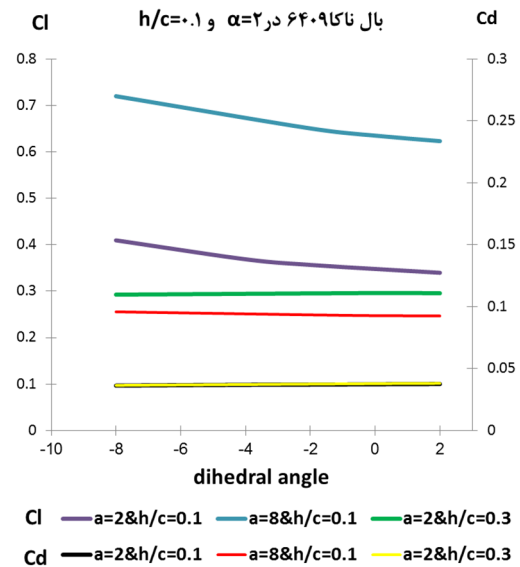
در واقع جهت ایجاد پایداری عرضی بال هر چه زاویه هفتی بیشتر باشد این پایداری بیشتر ولی در عوض مشخصه آیرودینامیکی بال با کاهش چشمگیری همراه است. برای زاویه هفتی منفی می‌توان این کاهش پایداری را با دم افقی در پرنده اثر سطح جبران نمود ولیکن عامل محدود کننده دیگر جهت بال بصورت هشتی وجود دارد که آن تاثیر امواج خطرناک بر روی این بال‌ها هستند. در نتیجه طراح با توجه به دو عامل مشخصه آیرودینامیک و پایداری میزان زاویه هفتی را برای بال مشخص می‌کند.

3-2-4- نسبت باریک‌شوندگی¹

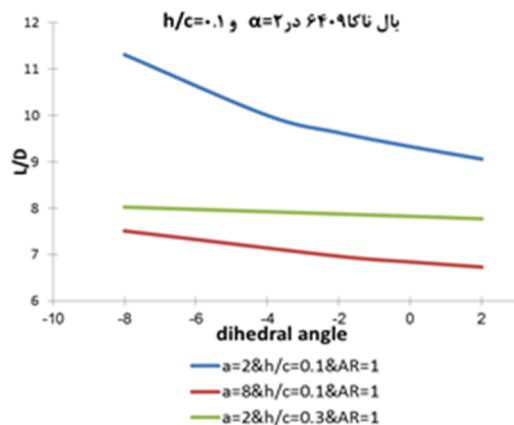
نسبت باریک‌شوندگی یکی از مشخصات بال هواپیما یا پرنده‌های اثر سطحی است که مقادیر آن در بازه [۰،۱۰] قرار دارد و به عواملی نظیر زاویه پیچش، مساحت بال، شکل نوک بال و نسبت منظری وابسته است و از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$Taper\ ratio = \frac{C_{z=b/2}}{C_{z=0}} \quad (8)$$

¹ Taper ratio



شکل 16- تغییرات ضرایب برا و پسا بر حسب زاویه هفتی



شکل 17- تغییرات نسبت برا به پسا بر حسب زاویه هفتی

با توجه به جدول جهت بررسی پایداری بال در اثر زاویه هفتی برابر 4- داریم:

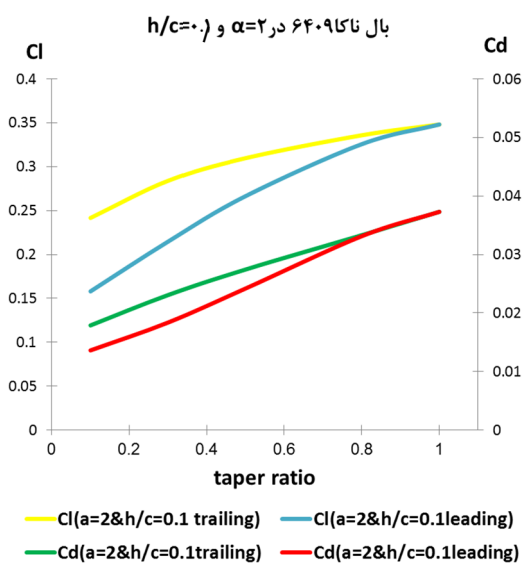
$$Cl_h = -0.8636 < 0$$

$$\frac{Cm_\alpha}{Cl_\alpha} - \frac{Cm_h}{Cl_h} < 0 \rightarrow 0.570767 - 0.577688 = -0.00692 < 0 \quad (7)$$

طبق محاسبات پایداری صورت گرفته برای بال ناکا6409 با زاویه حمله 2 درجه و ارتفاع از زمین 0/1 طول وتر، حاشیه پایداری برای بال در شرایط عادی برابر 0/006277 ولی برای بال با زاویه هفتی -4 برابر 0/00692 است که این افزایش و

پسا کاهش پیدا می‌کند ولی به دلیل کاهش سطح مقطع بال نیروی برا نیز کاهش می‌یابد که این کاهش برا عامل محدود کننده کاهش نسبت باریک‌شوندگی می‌باشد. در صورتی که مساحت بال ثابت می‌بود کاهش نسبت باریک‌شوندگی موجب افزایش وتر در ریشه بال و افزایش رینولدز و در نتیجه افزایش ضرایب برا و زاویه حمله واماندگی می‌شود.

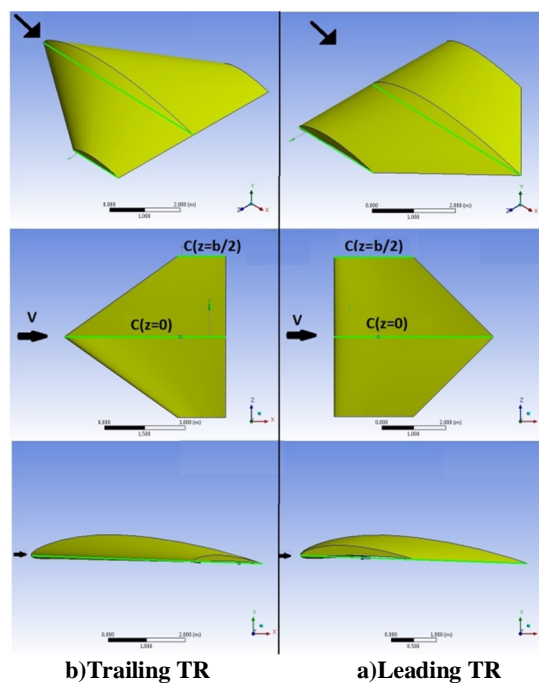
در صورت منفی بودن زاویه هفتی شکل بال در مواجهه با جریان هوا بصورت هشتی شده و موجب محبوس شدن هوا و افزایش ضریب برا می‌گردد که با توجه به عدم تاثیر تغییرات این زاویه بر ضریب پسا، مشخصه آیرودینامیکی L/D نیز برای مقادیر منفی زاویه هفتی بیشتر می‌گردد. اما با افزایش فاصله از زمین به دلیل کاهش اثر زمین، حبس هوا در زیر بال کمتر شده و زاویه هفتی برضرایب آیرودینامیکی بال اثر سطحی تاثیر کمتری پیدا می‌کند.



شکل 19- تغییرات نسبت برا و پسا بر حسب نسبت باریک‌شوندگی

در شکل 20 تاثیر نسبت باریک‌شوندگی بر L/D در دو حالت تریلینگ و لیدینگ نشان داده شده است که نشان‌دهنده افزایش این مشخصه با کاهش نسبت باریک‌شوندگی می‌دهد که برای وضعیت تریلینگ که باریک‌شوندگی از نوک بال آغاز می‌شود این مشخصه مناسب‌تر خواهد بود. همچنین در وضعیت لیدینگ نسبت باریک‌شوندگی حدود $0/3$ نقطه

در حالتی که نسبت باریک‌شوندگی بال برابر یک باشد اندازه وتر بال در ریشه و نوک بال یکسان است و در حالتی که برابر صفر باشد وتر بال در نوک برابر صفر و بال مثالی می‌شود. با توجه به شکل 18 دو حالت متفاوت برای بال با نسبت باریک‌شوندگی یکسان ممکن است وجود داشته باشد یک حالت (شکل 18 الف)، وضعیتی که لبه حمله در ریشه و نوک بال در یک امتداد باشند و باریک‌شوندگی از لبه فرار صورت پذیرد که لیدینگ¹ نامگذاری می‌شود و حالتی (شکل 18 ب) که باریک‌شوندگی از لبه حمله آغاز شود و لبه فرار در ریشه و نوک بال در یک راستا باشند (تریلینگ²) که در این حالت شکل آیرودینامیکی بال مناسب‌تر برخورد می‌کند.



شکل 18- بال سه بعدی و نسبت باریک‌شوندگی

نتایج در شکل 19 تاثیر نسبت باریک‌شوندگی بر ضریب برا و پسا در دو حالت تریلینگ و لیدینگ نشان داده شده است که همان‌طور که انتظار می‌رود با کاهش نسبت باریک‌شوندگی شکل آیرودینامیکی بال مناسب‌تر و ضریب

² Leading taper ratio

³ Trailing taper ratio

تغییرات زاویه پسگرایی تأثیری بر ضریب پسا ندارد و تغییرات برا و L/D نیز بسیار ناچیز است که نشان دهنده بی تأثیری تغییرات این زاویه بر این مشخصات آیرودینامیک بال در اثر سطح دارد همچنین تغییرات فاصله از زمین و زاویه حمله تأثیری بر اثرگذاری زاویه پسگرایی بر مشخصات آیرودینامیکی ندارد.

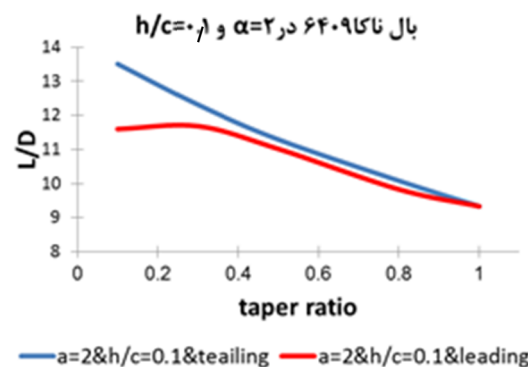
از پسگرایی جهت پایداری استفاده نمی‌شود زیرا موجب کاهش نامحسوس راندمان آیرودینامیکی و کاهش بازوی گشتاور را موجب می‌گردد.

به لحاظ قرارگرفتن سطوح کنترلی پرنده بر روی نوک بال می‌بایست شروع بروز پدیده واماندگی از بدنه بال باشد و در انتها به نوک بال برسد، در نتیجه با اعمال زاویه پیش مثبت، زاویه حمله موثر ریشه بال را از زاویه حمله موثر نوک بال بیشتر کرده تا پدیده واماندگی ابتدا در ریشه بال صورت پذیرد. وجود زاویه پیش موجب افزایش زاویه حمله موثر ریشه یا نوک بال می‌گردد، تغییرات بالای این زاویه موجب بروز پدیده واماندگی می‌گردد. برای به تاخیر انداختن این پدیده در نوک بال و کاهش ضریب پسا بال بدون کاهش مشخصه آیرودینامیک L/D می‌توان از زاویه پیش مثبت استفاده کرد.

در صورت منفی بودن زاویه هفتی شکل بال در مواجهه با جریان هوا بصورت هشتی شده و موجب محبوس شدن هوا و افزایش ضریب برا می‌گردد که با توجه به عدم تأثیر تغییرات این زاویه بر ضریب پسا، مشخصه آیرودینامیکی L/D نیز برای مقادیر منفی زاویه هفتی بیشتر می‌گردد. اما با افزایش فاصله از زمین به دلیل کاهش اثر زمین، حبس هوا در زیر بال کمتر شده و زاویه هفتی برضرایب آیرودینامیکی بال اثر سطحی تأثیر کمتری پیدا می‌کند.

جهت ایجاد پایداری عرضی بال هر چه زاویه هفتی بیشتر باشد این پایداری بیشتر ولی در عوض مشخصه آیرودینامیکی بال با کاهش چشمگیری همراه است. برای زاویه هفتی منفی می‌توان این کاهش پایداری را با دم افقی در پرنده اثر سطح جبران نمود ولیکن عامل محدود کننده دیگر جهت بال بصورت هشتی وجود دارد که آن تأثیر امواج خطرناک بر روی این بال‌ها هستند. در نتیجه طراح با توجه به دو عامل مشخصه آیرودینامیک و پایداری میزان زاویه هفتی را برای بال مشخص می‌کند.

بهینه در بال می‌باشد که به دلیل مناسب تر بودن ضریب پسا و برا بوجود آمده‌است.



شکل 20- تغییرات نسبت برا به پسا بر حسب نسبت باریک شونده

4- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

جهت شبیه سازی عددی شبکه‌بندی هرمی برای این مدل سازی استفاده شد که با لایه مرزی مناسب حول ایرفویل و دیواره همراه بوده‌است. مدل‌های امگا مینا بدلیل بهسازی معادلات در نزدیک دیواره برای اعداد رینولدز پایین برای مدل سازی جریان حول بال‌های اثر سطحی مناسب می‌باشد. مدل کی امگا SST به دلیل آمیختن فرمولبندی دقیق مدل کی امگا استاندارد در نواحی نزدیک دیواره با مدل کی‌اپسیلین در جریان‌های آزاد در نواحی دور از دیواره بهترین مدل در شبیه‌سازی عددی بال پرنده‌های اثر سطحی می‌باشد. اثر زمین بر ضرایب و پارامترهای آیرودینامیکی مهم از بال نظیر برا، پسا، گشتاور دورانی، مرکز آیرودینامیکی و مرکز فشار اثر می‌گذارد.

در واقعیت برای بررسی دقیق اثر زمین می‌بایست زمین و بال دارای اختلاف سرعت برابر با سرعت ورودی جریان باشند بدین ترتیب جهت مدل سازی بال اثر سطحی در نزدیک زمین می‌بایست زمین را با سرعتی برابر با سرعت جریان ورودی در نظر گرفت.

در کمترین فواصل ممکن ضریب برا بطور دائم با کاهش ارتفاع افزایش یافت ولی ضریب پسا تا ارتفاع خاصی کاهش پیدا می‌کند و پس از آن به دلیل ادغام لایه مرزی‌های ناشی از بال و زمین این ضریب افزایش پیدا می‌کند.

- computational study, Society of Automotive Paper , SAE Technical Paper 960909, doi : 10.4271/960909.
- [4] Djavarehshkian MH, Esmali A, Parsani A (2011) Aerodynamics of smart flap underground effect. Ferdowsi Mashhad Univ., Aerospace Science and Technology: 642–652.
- [5] Yang W, Ying C, Yang Z (2010) Aerodynamic study of WIG craft near curved ground. 9th Int. Conference on Hydrodynamics, Shanghai, China.
- [6] Ahmed MR, Sharma SD (2005) An investigation on the aerodynamics of a symmetrical airfoil in ground effect, Ex. Thermal and Fluid Science 29: 633–647.
- [7] Jung KH, Chun HH, Kim HJ (2008) Experimental investigation of wing-in-ground effect with a NACA6409 section. J Mar Sci Technol, 13(4): 317–327.
- [8] Park K, Hong CH, Kim KS, Lee J (2009) Effect of endplate shape on performance and stability of Wings-in Ground (WIG) craft. J of Aerospace and Mechanical Engineering 2: 114–120.
- [9] Chun HH, Chang CH (2002) Longitudinal stability and dynamic motion of a small passenger WIG craft. Ocean Eng 29: 1145–1162.
- [10] Yang W, Yang Z, Ying C (2010) Effects of design parameters on longitudinal static stability for WIG craft. Int J Aerodynamics 1(1): 97–112.
- [11] Park K, Kim BS, Lee J, Kim KS (2009) Aerodynamics and optimization of airfoil under ground effect. World Academy of Science, Engineering and Technology 52.
- [12] Moon YJ, Oh HJ, Seo JH (2005) Aerodynamic investigation of three-dimensional wings in ground effect for aero-levitation electric vehicle. NACA Aerospace Science and Technology 9(6): 485–494.
- [13] Firooz A, Gadami M (2006) Turbulence flow for NACA 4412 in unbounded flow and ground effect with different turbulence models and two ground conditions: fixed and moving ground conditions. University of Gottingen, Int. Conference on Boundary and Interior Layers.
- [14] Staufenbiel RW, Schlichting UJ (1988) Stability of airplanes in ground effect, American Institute of Aeronautics and Astronautics): 289–294.

با کاهش نسبت باریک شونده‌گی شکل آیرودینامیکی بال مناسب‌تر و ضریب پسا کاهش پیدا می‌کند ولی به دلیل کاهش سطح مقطع بال نیروی برا نیز کاهش می‌یابد که این کاهش برا عامل محدود کننده کاهش نسبت باریک‌شونده‌گی می‌باشد

افزایش مشخصه L/D با کاهش نسبت باریک‌شونده‌گی اتفاق می‌افتد که برای وضعیت تریلینگ که باریک‌شونده‌گی از نوک بال آغاز می‌شود مناسب‌تر خواهد بود. همچنین در وضعیت لیدینگ نسبت باریک‌شونده‌گی حدود $0/3$ نقطه بهینه در بال می‌باشد که به دلیل مناسب‌تر بودن ضریب پسا و برا بوجود آمده است.

5- فهرست علائم

a	زاویه حمله، degree
b	پهنای بال، m
c	وتر بال، m
Cd	ضریب پسا
Cl	ضریب برا
Cm	ضریب گشتاور دورانی
D	نیروی پسا، N
L	نیروی برا، N
h	ارتفاع از سطح، m
Re	رینولدز
ρ_{inf}	چگالی در بی نهایت Kg/m^3

مراجع

- [1] Raymond AE (1921) Ground influence on airfoils. NACA Tec.
- [2] Reid EG (1927) A full scale investigation of ground effect, NACA Tec. Report 265.
- [3] Ranzenbach R, Barlow JB (1996) Cambered airfoil in ground effect, An experimental and