

تأثیر نوع بال در عملکرد قایق‌های پرنده

سعید جامعی^۱، رحمن فتاح^۲

۱- استادیار مهندسی دریا، دانشگاه خلیج فارس بوشهر، دانشکده مهندسی، گروه مهندسی دریا

۲- کارشناسی ارشد مهندسی معماری کشتی، دانشگاه خلیج فارس بوشهر، دانشکده مهندسی، گروه مهندسی دریا

چکیده:

قایق‌های پرنده، شناورهایی که با نیروی حاصل از پدیده اثر سطح یا دیواره، پرواز می‌کنند. این پدیده، از فشردگی هوای محبوس میان بال و سطح، که در مورد قایق‌های پرنده، این سطح دریاست، بوجود می‌آید. در این مقاله عملکرد قایق‌های پرنده تحت تأثیر هندسه بال، در سه مدل دو متری، مورد ارزیابی قرار گرفته‌است. بال با سه نوع طرح پیشرو، پسرو و مستطیلی با زاویه نصب ۴ درجه به بدنه ثابت شده‌است. بدنه و دم شناور در هر سه مدل یکسان است. این مدل به گونه‌ای طراحی شده که از بال و بدنه یکپارچه در طرح آن استفاده گردد. زاویه پیشرو و پسروی بال ۴۵ درجه است. طراحی مفهومی با فرمت IGES در نرم‌افزار اتوکد صورت گرفته‌است. محاسبات عددی در نرم‌افزار star ccm+ با فرض جریان غیر یکنواخت، k Epsilone Tourbulent، و در دو فاز آب و هوا با مدل aulerian multi-phases، شبیه‌سازی شده‌است. سطح آب آرام و بدون موج فرض گردیده‌است. پارامترهای بی‌بعد لیفت، درگ و گشتاور ایجاد شده هر سه مدل با هم مقایسه شده‌است. در بحث پایداری با قید پنج درجه آزادی، تنها پیچ هر سه شناور مورد ارزیابی قرار گرفته‌است. از نمای سطح آزاد، کانتورهای فشار، تنش برشی و اصطکاک پوسته‌ای بر روی مدل و سطح آب در هر سه شبیه‌سازی آورده شده‌است. نتایج حاصل هر سه شبیه‌سازی با فرضیات اجسام پرنده و قوانین حاکم بر آیرودینامیک طرح‌های مختلف بال جمع‌بندی شده و مورد بررسی قرار می‌گیرد. که نتایج حاصل برای طرح بال بهینه موردنظر، تعیین‌کننده بال با طرح مستطیلی است که در مقایسه با عملکرد آیرودینامیکی سایر طرح‌ها کارایی بیشتری دارد.

واژه‌های کلیدی:

قایق‌های پرنده، لیفت، درگ، گشتاور، فشار، کارایی

Effect of wing type on wigcraft performance

Saeed Jamei¹, Rahman Fattah²

1 Persian gulf university

2 Department of Marine Engineering, Faculty of Engineering, Persian Gulf University, Bushehr, Islamic Republic of Iran

Abstract

Wigcrafts are vessels that fly by force from surface or wall effect. This phenomenon arises from the compression of the trapped air between the wing and the surface, which in the case, this surface is the sea. In this paper, the performance of Wigcrafts under the influence of wing geometry is evaluated. The wing has been fixed with three types of progressive designs, swept forward, swept back and rectangular wing with 4° mounting angle to the body. The hull and tail of the vessel are the same in all three models. The angle of sweep forward and sweep back wing is 45 degrees. Conceptual design with IGES format in AutoCAD software. Numerical calculations are simulated in the star CCM+ software assuming a non-uniform flow, k Epsilone Tourbulent, and in two phases with the aulerian multi-phases model. The surface of the water is flat and without waves. The dimensionless parameters of the lift, drag and torque of all three models were compared. In the discussion of stability, only the pitch of all three vessels is free. From the free surface view, pressure contours, shear stress and sheil friction are presented on the model and water level in all three simulations. The results of all three are similar. The results of all three simulations are summarized and examined by the assumptions of flying bodies and the aerodynamics laws of different wing designs.

Keywords

Wigcraft, Lift, Drag, Moment, Pressure.

کاربرد قایق‌های پرنده به عنوان وسایل شناوری که دارای بازدهی بسیار هستند، نیازمند شناسایی، سرمایه‌گذاری، تحقیق و توسعه زیادی است. وسایل پرنده‌ای که برای پر کردن خلا میان شناور و هواپیما، قادرند به پرواز درآیند، روی سطح دریا بدون نیاز به استحکامات فرودگاهی نشست و برخاست کنند و بار بیشتری را با صرف انرژی کمتر و ایمن‌تر جابجا نمایند. با وجود هزینه‌ای معادل ساخت شناور، کاربری هوایی آن بسیار مدنظر است. قایق‌های پرنده در مقایسه با سایر وسایل نقلیه، شامل خودرو و قطار از بازدهی خوبی برخوردار هستند. این بازدهی شامل سرعت و وزن قابل جابجایی، مصرف سوخت، و هزینه‌های ساخت خطوط مواصلاتی جاده و راه آهن نیز می‌شود [۱۳]. تحقیق و توسعه این فناوری حاصل تلاش‌های الکسیو روس و تیمش در سالهای ۱۹۶۰ تا ۱۹۸۰ میلادی است [۳]. در ادامه راهی که اتحاد جماهیر شوروی با رهبری الکسیو شروع کرد کشورهای آلمان، چین، استرالیا و مالزی بیشتر از سایرین به این تکنولوژی پرداختند. در ادامه پارامترهایی از طراحی مفهومی قایق پرنده آورده شده است، که با کلی‌گویی از جریان سیال نیوتن و لئونارد اویلر به بررسی تاثیر مهم‌ترین جزء وسایل پرنده که بال است پرداخته شده است.

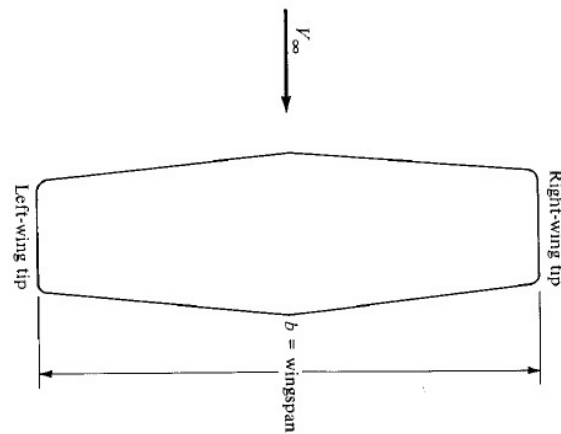
در قانون مربع سینوس نیوتن، با فرض برخورد سطح شیب‌دار با خطوط جریان، ذرات، مومنتم خود را به سطح انتقال می‌دهند و مومنتم مماسی حفظ می‌شود. این فرضیه بیانی از نیروی هیدرودینامیک روی سطح، که با مربع سینوس تغییر می‌کند را ارائه داده است. ولی در سال ۱۷۸۱ لئونارد اویلر ناسازگاری جریان مستقیم سیالی که بدون هشدار بر یک جسم وارد می‌شود را با رابطه نیوتن نشان داد. رفتار سیال در صورت برخورد به جسم به گونه‌ای است که قبل از رسیدن به جسم در امتداد سطح آن جریان یافته و به موازات آن عبور می‌کند. بدین ترتیب موضوع توزیع تنش برشی علاوه بر توزیع فشار بر سطح جسم مطرح گردید [۱]. بنابراین چنانچه در مسیر جریان، علاوه بر سطح اول سطح دیگری هم باشد که در فاصله مشخصی قرار گیرد تا سیال را در فاصله کمی دورتر تحت تاثیر سطوح قرار دهد لایه‌های سیالی که در امتداد سطح اول هستند با برخورد و انعکاس از سطح دوم با فشردگی بیشتری در امتداد آن حرکت می‌کنند و این فشردگی

نیرویی به سطح‌ها وارد می‌کند که چنانچه از ونتوری افکت صرف نظر شود نیروی قابل ملاحظه‌ای است. پدیده اثر دیواره، در عبور شناورها از کانال، توان زیادی به هدر می‌دهد، ولی در قایق‌های پرنده این اثر مورد استفاده قرار گرفته و در جهت هرچه بیشتر کردن آن بازدهی بیشتری بدست می‌آید. با در نظر گرفتن سطوح شامل، بال و سطح آب یا زمین، از این فشار برای ایجاد نیروی برا استفاده گردیده، که تحت عنوان کلی وسایل پرنده اثرسطحی شناخته شده‌اند.

در طراحی اجسام پرنده اهمیت در نظر گرفتن کارایی بال از اهمیت زیادی برخوردار است، آنچنان که نوع بال باید با اهداف طراحی اولیه همخوانی داشته باشد. در مورد هواپیما، محدوده سرعت پروازی، طرح‌های هندسی متفاوت برای نوع بال را ایجاد می‌کند، بسته به عدد ماخ هوای ورودی به بال، نسبت لیفت به درگ از اهمیت زیادی برخوردار است تا در سرعت‌های زیاد با افزایش لیفت نسبت افزایش درگ بیشتر نشود و همچنین برای بعضی هواپیماها در سرعت کم بتوان لیفت زیاد تولید نمود. همچنین کاربردهای آن شامل باری، مسافری و نظامی، بخش‌های دیگری به طراحی بال افزوده است. حتی در مورد زاویه حمله مورد نیاز برای مانورهای خاص هواپیما، بحث‌های مربوط به کنترل اتوماتیک برای پدیده استال بال‌ها قبل از دم در طرح‌های معمول و استال کانارد قبل از بال در طراحی کانارد در زوایای نصب خاص روی نوع بال بحث‌ها و مسائل فراوانی مطرح کرده است. پدیده گردابه‌های نوک بال متأثر از تفاوت کانتور فشار بالا و پایین بال، نوع دیگری از تغییرات در طراحی بال ایجاد کرده است که مباحث مربوط به پیچش هندسی و پیچش آیرودینامیکی برای کاهش این پدیده را بوجود آورده است. برای کنترل نسبت لیفت به درگ و جلوگیری از گردابه‌های القایی که درگ القایی ایجاد می‌کنند نسبت دیگری برای طراحی بال با تعریف نسبت مخروطی شکل گرفته است که این نسبت برای مقاومت‌های سازه‌ای که در طراحی جزئی بسیار مهم است نوع طراحی بال را تغییر می‌دهد. نسبت مخروطی عددی بی‌بعد از تقسیم طول وتر ایرفویل نوک بال به طول وتر ایرفویل ریشه بال بدست می‌آید. کلیه موارد تاثیرگذار در طراحی بال به نسبتی که شامل همه بخش‌های طراحی بال است با نام ضریب منظری وابسته است. این عدد بی‌بعد حاصل

تقسیم توان دوم فاصله دو انتهای بال به مساحت بال است.

$$AR = \frac{b^2}{s} \quad (1)$$



شکل ۱- نحوه محاسبه ضریب منظری [1].

تاثیر ضریب منظری بال شامل موارد زیر است:

۱- با افزایش ضریب منظری، بال به سمت بال بینهایت و توزیع بیضوی برا پیش می رود. لیفت افزایش یافته ولی بدلیل کم شدن یا ثابت ماندن تاثیر گردابه های نوک بال درگ القایی تغییر نمی کند و نسبت لیفت به درگ افزایش می یابد [1].

۲- با افزایش ضریب منظری سرعت استال کاهش می یابد که علت آن برابری لیفت و وزن هواپیما در سرعت کمتر با توجه به افزایش نسبت لیفت به درگ است. یکی از مزایای آن در این زمینه کاهش طول باند نشست و برخاست است [1].

۳- با افزایش ضریب منظری زاویه استال کاهش می یابد که تاثیر منفی در پایداری طولی وسیله پرنده دارد و از مانور پذیری آن می کاهد و مناسب هواپیماهای با مانور بالا که جنگنده ها هستند نمی باشد. زاویه بالاروی را کاهش می دهد [1].

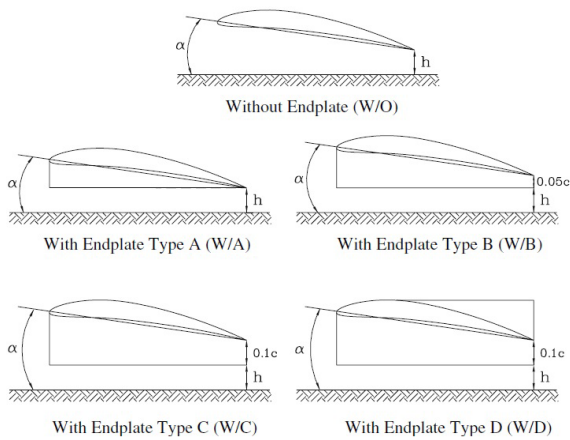
۴- از ضریب منظری در کنترل اتوماتیک جهت جلوگیری از استال وسیله پرنده استفاده می شود. بدین گونه که در طراحی معمول که شامل دم در انتهای وسیله پرنده می باشد، طراحی دم به گونه ای است که ضریب منظری آن کمتر از بال باشد تا در صورت از دست دادن لیفت بال در زاویه استال، دم کارایی خود را از دست ندهد و قابلیت کنترل حفظ گردد. ولی در طراحی کانارد که سطوح کنترل در جلوی بال قرار دارد ضریب منظری کانارد بیشتر از بال است تا در زاویه حمله ای قبل از زاویه

حمله استال بال، کانارد لیفت خود را ازدست بدهد و اجازه قرار گرفتن بال در زاویه استال را به خودی خود ندهد [1].

طرح بال قایق های پرنده نیز از عوامل بالا به شدت تاثیر پذیرند، رژدینسکی اثبات کرد که با در نظر گرفتن نسبت h/c به عنوان عدد بی بعد، تحت عنوان گراند کلیرنس برای بال بی نهایت اثر سطح را می توان ارزیابی نمود. بررسی ها نشان داد اثر سطح تا زمانی که نسبت بی بعد گراند کلیرنس به عدد 0.1 برسد وجود دارد و خارج از آن تاثیر بال به پرواز بی نهایت بر می گردد. h فاصله از سطح c کرد متوسط ایرفویل بال است. هرچه کرد بال افزایش یابد باعث افزایش مساحت سطح بال بدون افزایش فاصله دو انتهای آن شده و تاثیر نیروی اثر سطحی بیشتر مشهود است، پس ضریب منظری که با افزایش مساحت سطح کاهش یافته است، در قایق های پرنده بر خلاف سایر وسایل پرنده در افزایش برا متاثر از اثر سطح، موثرتر است، بدین گونه که با کاهش ضریب منظری میزان فشار هوای محبوس بین سطح و بال فرصت بیشتری در راستای کرد جهت اعمال نیروی رو به بالا دارد، هوا فشرده تر شده و کانتورهای فشار زیر و روی بال با اینکه از یکدیگر فاصله کمتری دارند ولی شدت زیادتری دارند، پس به دلیل برخورد جریان فرووزش با سطح، وارونه شدن یا تشکیل گردابه آن ها روی بال رخ نمی دهد و لیفت کاهش نمی یابد، که متعاقب آن درگ نیز افزایش ندارد [1].

روش انجام پژوهش کاملاً مقایسه ای است از طرح هایی که از نمونه های اصلی گرفته شده اند یا به صورت نوآورانه طراحی و رسم شده اند. به دلیل محدودیتی که در هزینه و زمان اجرای این کار وجود داشته، امکان ساخت نمونه اصلی از هر طرح وجود نداشته تا با انجام آزمایش مدل واقعی نتایج مقایسه گردند، ولی اهداف مقاله که تحلیل نرم افزاری بوده به خوبی برآورده شده است.

مهم ترین بخش هر تحلیل سیالاتی اطمینان به نتایج شبیه سازی است که باید با نتایج آزمایش تجربی همخوانی داشته باشد. برای این کار به دلیل محدودیت های زمانی و هزینه ها از نتایجی که سایرین از آزمایشات تجربی بدست آورده اند بهره برداری می شود که در این کار برای اطمینان از شبیه سازی نتایج آزمایشگاهی تجربی بال با سری NACA6409، با نتایج شبیه سازی



شکل ۲- شکل نشان دهنده طریقه قرار گرفتن صفحات

انتهایی. [14]

با انجام شبیه‌سازی از نمای جانبی تأثیر پرواز در فواصل مختلف عامل تغییرات سرعت در نواحی اطراف ایرفویل است، که همان تغییرات رینولدز جریان اطراف آن است و به خوبی از شکل‌ها مشخص می‌شود، کانتورهای سرعت نشان داده شده در ارتفاعات متفاوت برای راستی آزمایی، نشان دهنده تأثیر ارتفاع بر تغییرات اثر دیواره در پرواز نزدیک سطح است. برای زمانی که در محدوده‌های 0/025 و 0/05، 0/1، 0/15، 0/2، 0/25، 0/3 پرواز صورت می‌گیرد به خوبی از شکل مشخص است که قدرمطلق سرعت در ناحیه زیر بال از بالای بال کمتر است و در مکان‌هایی که سرعت نزدیک سطح است مثبت شده‌است، بدین معنی که جهت آن برخلاف جهت سرعت جریان آزاد سیال که هواست می‌باشد و نشان از تشکیل گردابه‌ها دارد که پرداختن به چگونگی عملکرد این گردابه‌ها در تولید لیفت از موضوع این پایان‌نامه خارج است. شکل (۳) گویای مطالب بالا هستند. [14].

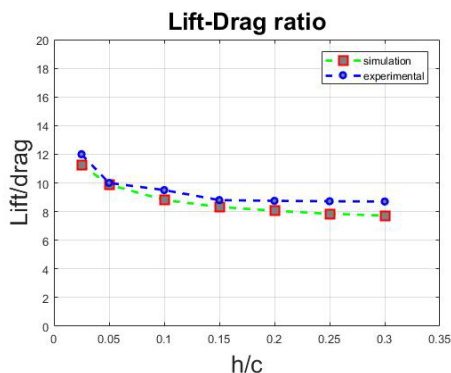
با قرار دادن مقادیر نسبت لیفت به درگ در یک شکل و رسم گراف مربوطه به نتایج قابل قبولی در مقایسه با آزمایش تجربی بدست آمده است و نشان از قابل اعتماد بودن تنظیمات نرم افزار جهت نیل به نتایج صحیح در شبیه‌سازی عددی در فصل‌های آینده دارد.

با مقایسه شکل (۴) که برگرفته از نتایج شبیه‌سازی عددی است با شکل (۱۰) در مقاله مرجع که از آزمایش تجربی سطح مقطع ایرودینامیکی با سری NACA6409 در تونل باد بدست آمده نزدیکی مقادیر و نحوه تغییر گراف یکسان و نزدیک هم بسیار مشهود است،

مقایسه می‌گردد. برای این ایجاد اطمینان، تنها به مقایسه شکل تغییرات میزان نسبت بی بعد لیفت-درگ در آن مقاله با نتایج آن در شبیه‌سازی اکتفا می‌گردد. از میان نمودارهای ترسیم شده نیز از آنجا که هدف اطمینان دهی از مقدار حاصل است بال در شبیه‌سازی با زاویه ۴ درجه تنظیم می‌گردد. نسبت بی بعد گراند کلیرنس که میزان ضرایب به نسبت تغییرات آن تغییر کرده با آن میزان که از نتایج تجربی حاصل شده مقایسه شده تا اطمینان از درستی نتایج، ملاک عمل انجام تنظیمات شبیه‌سازی قرار گیرد.

در این پژوهش، با آزمایش مقطع مورد نظر به صورت ایرودینامیک تجربی در پنج پیکربندی متفاوت که در شکل (۲) مشخص است نتایج در تونل باد بررسی گردیده‌اند. برای بسط کار آزمایشگاهی با اضافه کردن انواع صفحات انتهایی به بال مانند آن که در واقعیت قایق‌های پرنده وجود دارد تأثیرات آن بررسی گردیده‌است. بخش دیگر که تغییر داده شده‌است زاویه حمله مؤثر در زوایای ۰، ۲، ۴، ۶ و ۸ است که هدف آن نیز برای بدست آوردن تأثیر تغییر زاویه در نتایج نهایی و مقایسه آن بوده است. شکل‌هایی از جریان و آشفتگی با عکس برداری به توضیح چگونگی تأثیر پدیده اثر سطح پرداخته است. مقایسه ضرایب لیفت و درگ با تغییرات ارتفاع یا گراندکلیرنس در نمودارها آمده است. همچنین نتایجی که نشان دهنده تأثیر تغییر کمیت‌ها بر میزان نسبت لیفت-درگ است با رسم نمودار عنوان گردیده‌است.

برای انجام راستی‌آزمایی و تطابق نتایج آزمایش ایرودینامیک تجربی با نتایج شبیه‌سازی عددی مقایسه نسبت میزان لیفت-درگ کافی است. پس با در نظر گرفتن شکل در زاویه حمله ۴ درجه و گراند کلیرنس‌های 0/025، 0/05، 0/1، 0/15، 0/2، 0/25 و 0/3 بدون صفحات انتهایی این راستی‌آزمایی برای یک نمودار از هر دو آزمایش آورده شده‌است. اعداد ۱۰، ۱۲، ۱۰، ۹/۵، ۸/۸، ۸/۷۵ و ۸/۷۲ بدست آمده از آزمایش تجربی، اندازه نسبت لیفت به درگ را نشان می‌دهد که از شکل تغییرات نسبت لیفت-درگ برای زاویه حمله ۴ درجه بدون صفحات انتهایی حاصل گردیده‌است.

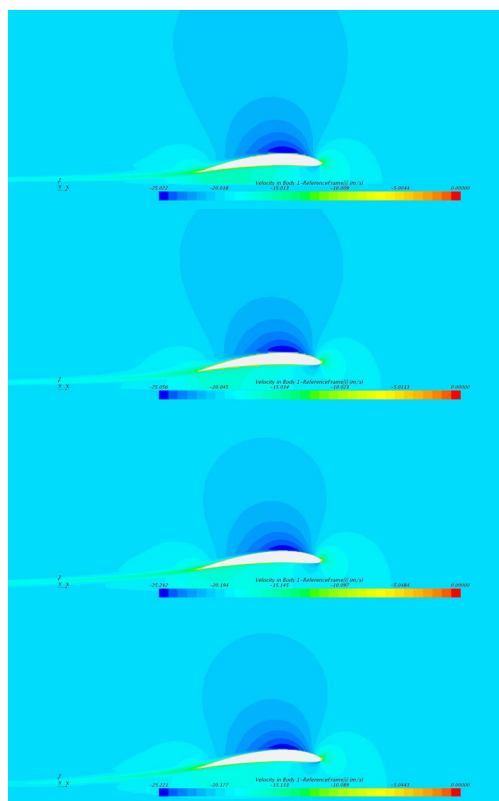


شکل ۴- مقایسه تغییرات اندازه نسبت لیفت به درگ در شبیه‌سازی در گراندکلیرنس های مختلف در شبیه‌سازی عددی و آزمایش تجربی.

۲- بررسی مدل‌ها

مدل‌های مورد بررسی در این مقاله با تغییر در شکل هندسی بال، به سه نوع مرسوم طراحی بال تقسیم بندی شده‌اند، که شامل بال مستقیم، بال پیشرو و بال پسرو است. مدل‌ها برای داشتن پیوستگی آیرودینامیکی به شکل بال و بدنه یکپارچه طراحی گردیده‌اند. هندسه سطح مقطع بال یا ایرفویل بال، با شماره ناکای چهار رقمی دلخواه ۲۳۰۴ ترسیم شده و بدون هیچ گونه پیش‌هندسی تا انتهای دوسر آن امتداد دارد. برای ترسیم بدنه از ایرفویل با ناکای ۳۱۰۱۰ استفاده شده سپس با وارونه کردن آن شکل بدنه مورد نظر ترسیم گردیده‌است. به دلیل اینکه ارزیابی بال در این شبیه‌سازی حائز اهمیت است جهت راحتی کار، بدنه بدین شکل طراحی گردید و برای هر سه مدل به صورت یکسان بکار رفت. برای یکپارچگی بال و بدنه همه سطح مقطع‌ها در اندازه‌های مختلف به یکدیگر اتصال داده شده‌اند. برای ایرفویل‌های تشکیل دهنده دم از ایرفویل متقارن با شماره ۰۰۰۴ این ترسیم انجام گردیده‌است.

و این امر با اصول راستی آزمایشی مدنظر همخوانی دارد پس نتیجه آزمایش تجربی و عددی تقریباً یکسان است، که قابل اعتماد بودن تنظیمات شبیه‌سازی عددی اثبات شده‌است. دقت گردد گرچه بخش‌های متفاوتی در آزمایش تجربی بررسی شده‌است ولی هدف مقایسه گراف W/O از آزمایش تجربی با شکل حاصل از آزمایش عددی است. عملکرد این گردابه‌ها در تولید لیفت از موضوع این مقاله خارج است.



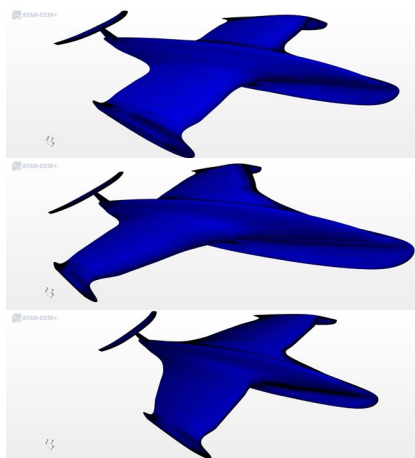
شکل ۳- شکل تغییرات سرعت متناسب با تغییرات ارتفاع پروازی به ترتیب حروف از 0/025, 0/05, 0/1, 0/15, 0/2, 0/25, 0/3

جدول ۱- نتایج حاصل از آزمایش شبیه‌سازی عددی.

| نسبت لیفت به درگ | درگ | لیفت | گراندکلیرنس |
|------------------|------|-------|-------------|
| 11/33 | 6/55 | 73/65 | 0/025 |
| 9/88 | 6/67 | 65/9 | 0/05 |
| 8/8 | 6/57 | 57/9 | 0/1 |
| 8/32 | 6/44 | 53/6 | 0/15 |
| 8/05 | 6/44 | 51/9 | 0/2 |
| 7/8 | 6/36 | 49/9 | 0/25 |
| 7/72 | 6/23 | 48/1 | 0/3 |

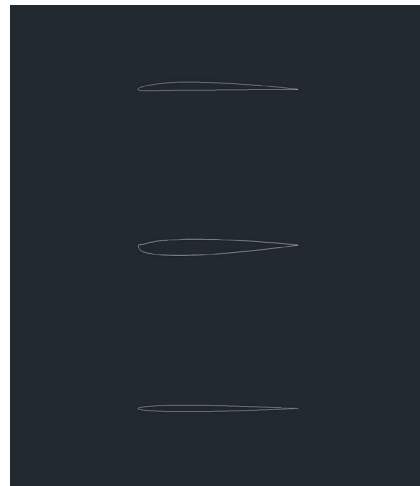
دانشمند آلمانی لپیش به صورت نمونه‌ای با بال پیشرو می‌باشد. مدل‌ها با فرمت IGES و سیستم متریک برای اندازه‌ها طراحی و از نرم افزار خروجی گرفته شده‌اند.

در نرم افزار star ccm + سطح آب، همانند مدل سه بعدی مش‌بندی شده‌است. با انتخاب بلاک مناسب که اثر دیواره‌ها در آن لحاظ شده‌است، مدل‌ها در جریان دو فاز آب و هوا قرار گرفته‌اند. این بلاک یک شش وجهی است که مدل را نیز در بر دارد. وجه عمود بر محور X ورودی جریان، وجه سمت راست مدل به عنوان سیمتریک، وجه عمود بر -X خروجی جریان در نظر گرفته شده‌است. با تنظیمات صورت گرفته، حد اکثر +y، اندازه بی بعد شده نشان دهنده مش‌های بدنه مدل بال مستقیم ۰.۱۱۶۴۶۵۳، بال پیشرو ۰.۰۸۶۱۶۸۰۹ و بال پسرو ۰.۰۷۳۶۳۷۶۲ شده‌است، که مقدار مناسبی است. شرایط اولیه سرعت جریان سیال سبک‌تر که هواست، ۳۰ متربرثانیه و سرعت سیال سنگین‌تر که آب است، ۵ متر بر ثانیه لحاظ گردیده‌است. جرم مدل‌ها ۱۰ کیلوگرم در نظر گرفته شده‌است.



شکل ۷- نمای مش‌بندی بدنه.

+y برای بال مستقیم و بال پیشرو در زمان ۳ ثانیه که انتهای زیرین مش بدنه با مش سطح آزاد برخورد نموده و کانطور +y آن تشدید اختلاف تعداد مش در سطح را نشان داده‌است. علت آن هم ادغام مش‌ها در هم و پوشش نقاط بیشتری از شرایط اولیه مکانی است. در انتهای بال و دم به دلیل محل‌های برخورد و وجود تیزی برای پوشش بیشتر به صورت خودکار تعداد مش‌ها زیاد تر از سایر مناطق است. علت آن هم وجود تغییر جهت



شکل ۵- از بالا به پایین، سطح مقطع بدنه، سطح مقطع بال، سطح مقطع دم

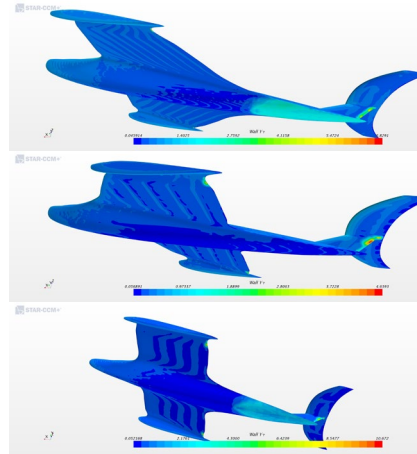


شکل ۶- نمای ایزومتریک طراحی مفهومی مدل‌ها از بالا به پایین به ترتیب بال مستقیم (STR)، بال پسرو (SWB)، بال پیشرو (SWF).

فاصله انتهای چپ و راست بال ۱ متر و طول مدل ۲ متر در نظر گرفته شده‌است. زاویه حمله بال که همان زاویه نصب آن به بدنه نیز هست ۴ درجه می‌باشد و بدنه به صورت کاملاً افقی ترسیم شده‌است. هندسه دم افقی و عمودی در هر سه مدل یکسان است و بدلیل اینکه پارامترهای تاثیرگذار آن در این مقاله مد نظر نیست پس تاثیر آن بر روی مدل‌ها مساوی است. نمای ایزومتریک هر سه مدل در نرم افزار اتوکد به صورت زیر است.

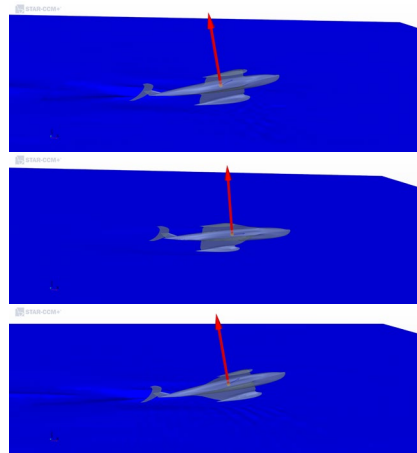
برای دو طرح بال مستقیم و بال پیشرو نمونه‌های واقعی طراحی و ساخته شده در تاریخ فناوری قایق‌های پرده موجود هست، که مهمترین این طرح‌ها اکرانوپلان معروف و شناخته شده مانستر دریای خزر، حاصل تلاش‌های آلکسیو و تیمش با بال مستقیم است و طرح‌های

سطح‌ها، تغییر شدید زوایا و شعاع انحناهای بال و بدنه و دم است.



شکل ۸- کانتور توزیع v_x

مش در نظر گرفته سطح آزاد آب، همان خواص مش‌بندی مدل‌ها را داراست. طول بلاک ۱۴ متر، عرض ۱۲ متر و ارتفاع ۸ متر است، طول مدل ۲ متر و فاصله نوک دو بال آن از هم نیز ۱ متر است. جهت مقایسه مدل‌ها کلیه درجات آزادی مدل‌ها، جز پیچ، قید شده‌اند و مدل‌ها در ارتفاع ۱۰ سانتی‌متر از سطح ثابت شده‌اند. مرکز دوران نیز حول مرکز جرم در نظر گرفته شده‌است. برای درک بهتر چگونگی تنظیم شرایط مرزی شکل زیر موقعیت مدل نسبت به سطح پس از ۳ ثانیه و نحوه اختلاف عملکرد مدل‌ها را نشان داده‌است.



شکل ۹- نحوه قرار گیری مدل‌ها پس از گذر زمان ۳ ثانیه.

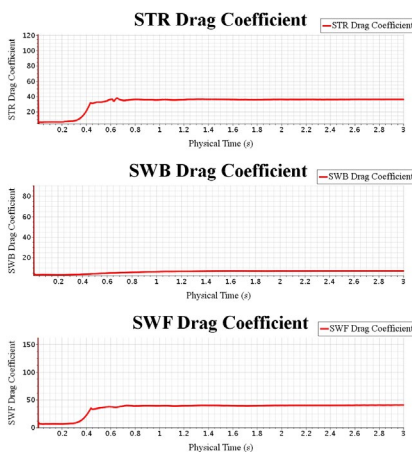
۳- نیروها

اهداف شبیه‌سازی شامل مقایسه عملکردهای مختلف مدل‌ها بوده است. نمایش این عملکردها شامل نمودارهای لیفت و درگ، ضرایب نیروهای لیفت و درگ، گشتاور و ضریب گشتاور پیچ و زاویه پیچ در نظر گرفته شده‌است. که

با مقایسه آنها برای هر مدل در مدت زمان ۳ ثانیه کارایی بیشتر هر مدل به خوبی مشخص گردیده‌است. میزان درگ ایجاد شده توسط هر کدام از طرح‌ها در انتخاب پیش‌برنده مناسب آن طرح از اهمیت زیادی برخوردار است. طبق رابطه زیر که درگ ایجاد شده در حالت پرواز کروز یعنی بدون شتاب را نشان داده‌است، اهمیت برآورد نیروی تراست لازم برای غلبه بر درگ بسیار حائز اهمیت است.

$$T = D \quad (2)$$

T نیروی پیشران و D نیروی درگ است، بر اساس ارتباط مستقیم بین این دو عامل تاثیرگذار، قدرت موتور تولید کننده نیروی پیشران را با داشتن درگ می‌توان ارزیابی نمود. مقایسه در شبیه‌سازی صورت گرفته با سرعت ثابت بدون شتاب که همان سرعت کروز است برای هر سه مدل سرعت جریان هوا و آب در شرایط یکسان است با مقایسه هر سه نمودار ضریب درگ، میزان قدرت موتور لازم برای ایجاد نیروی پیشران مشخص شده‌است. نیروی تولیدی مورد نیاز همان نیروی غلبه بر درگ است، پس مشخص شده‌است کدام طرح برای کارایی مدل شبیه‌سازی، نیروی کمتر برای این شرایط اولیه و در نتیجه پیشران ارزاتر و سبکتر با مصرف سوخت کمتر نیاز دارد و کاراتر است. نمودارها میزان این نیرو را به خوبی نشان داده‌اند. البته برای خطای کمتر در مقایسه، نمودار ضرایب نیروها آورده شده‌اند. نمودار نیروی درگ میزان افزایش نیروی تراست را نیز نشان داده‌است.



شکل ۱۰- نمودار ضریب درگ مدل‌ها، از بالا به پایین، بال مستقیم، بال پسر و بال پیشرو.

ونتوری افکت میان بدنه و آب، این پدیده کم شده و ثابت مانده تا درگ مقدار همگرایی بگیرد.

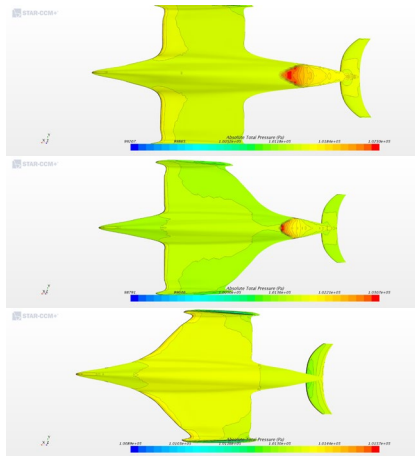
$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \quad (3)$$

$$C_d = \frac{D}{q_{\infty}} \quad (4)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_d \quad (5)$$

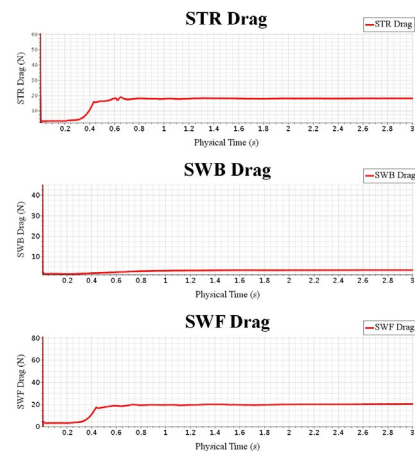
ماخ ورودی به ایرفویل هر بال برابر حاصل ضرب سرعت جریان آزاد در کسینوس زاویه پسروی است. برای بال‌های مستقیم و پیشرو این زاویه صفر است، پس ماخ ورودی به ایرفویل آن، همان سرعت جریان آزاد است؛ ولی برای بال پسرو با توجه به میزان زاویه پسروی، این مقدار کاهش یا افزایش دارد. بنابراین فشار دینامیکی در بال پسرو نسبت به دو نوع بال دیگر کاهش یافته و متعاقب آن درگ کمتری دارد. از این نظر یک مزیت محسوب می‌شود. ولی در مورد سایر عملکردها بررسی‌های لازم صورت گرفته‌است. شکل‌ها نشان‌دهنده کانتور فشار بر روی بدنه مدل‌ها و همچنین سطح آزاد آب، چگونگی این فشار را نشان می‌دهند.

نیروهای درگ و لیفت که در ادامه آورده شده‌است از تاثیر فشار عمودی و تنش برشی بر سطح ایجاد می‌شوند و کانتورهای فشار و تنش برشی که در شکل‌های زیر نشان داده شده‌اند، بیانگر این اصل هستند. از کانتورهای فشار به خوبی مشخص است، سطح زیرین بال و بدنه تحت تاثیر فشار بیشتری نسبت به سطح رویه آن قرار گرفته‌است و نیرویی به سمت بالا ایجاد نموده است.



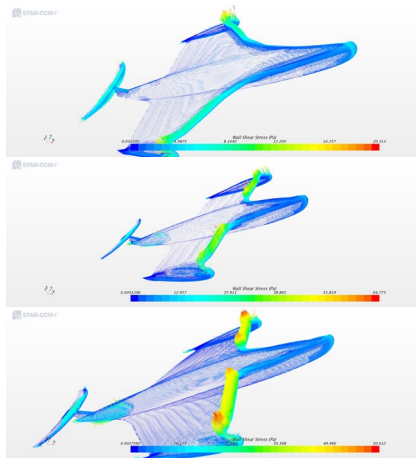
شکل ۱۲- کانتور فشار، نمای از پایین مدل‌ها.

ضریب درگ عددی بی بعد که از تقسیم نیروی درگ بر حاصل ضرب فشار دینامیکی در مساحت بدست آمده است. البته این تعریف برای ضریب لیفت نیز صادق است. فشار دینامیکی ارتباط مستقیم با توان دوم سرعت جریان و چگالی سیال دارد. سرعت جریان عمودی برخورد کننده با سطح و زاویه‌ای که سطح با جریان می‌سازد در میزان این فشار تاثیر دارد. برای مدل‌های مورد مطالعه از آنجا که ماخ ورودی عمودی به لبه حمله بال‌ها برای مدل‌ها متفاوت است، میزان درگ فشاری ایجاد شده در هر بال با یکدیگر فرق دارند. برای مدل‌های با بال مستقیم و پیشرو، جریان با حداکثر زاویه برخورد روی بال‌ها اثر می‌گذارد، بنابراین همانگونه که در شکل مشهود است، نمودارها درگ بیشتری برای بال مستقیم و بال پیشرو نسبت به مدل با بال پسرو، نشان می‌دهند. این تفاوت در ضریب درگ برای بال مستقیم و بال پیشرو نیز به میزان کمی است، علت آن ضریب منظری بالاتر بال پیشرو نسبت به بال مستقیم است.

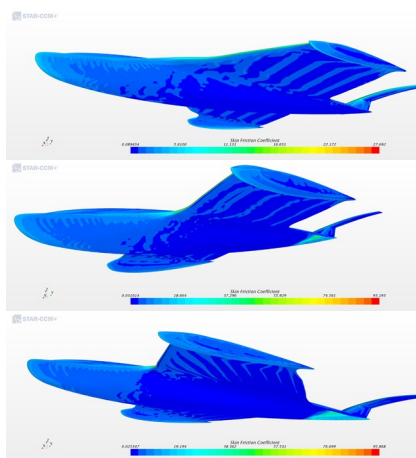


شکل ۱۱- نمودار درگ مدل‌ها، از بالا به پایین، بال مستقیم، بال پسرو و بال پیشرو.

با اینکه در این شبیه‌سازی نیروی درگ شامل نیروهای درگ القایی و برشی می‌شود، ولی به دلیل تاثیر مستقیم هندسه بال برای تولید درگ فشاری، در تشریح رفتار آیرودینامیکی مدل‌ها تنها به چگونگی ایجاد درگ فشاری اکتفا شده‌است. نوسانات مشاهده شده در نمودار مربوط به لحظه برخورد قسمت انتهایی بدنه به سطح آب در اثر گشتاور پیچ است، که در لحظه برخورد درگ را افزایش داده ولی با گذر زمان و دور شدن از لحظه برخورد، در اثر جریانی که در امتداد پوسته حرکت می‌کند و پدیده

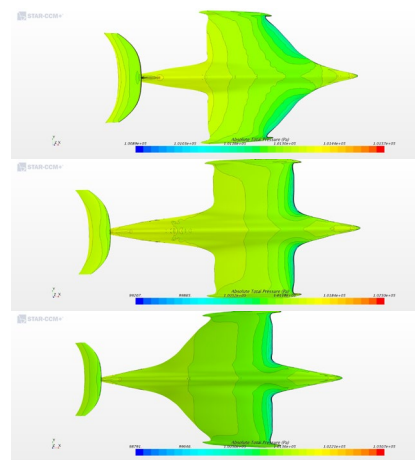


شکل ۱۴- تاثیر تنش های برشی روی مدل‌ها.



شکل ۱۵- کانتور توزیع اصطکاک پوسته‌ای.

در مورد تنش های برشی ایجاد شده بر اثر جریان ورودی به بال بیشترین اثر آن در لبه حمله قابل مشاهده است، که با توجه به زاویه دار بودن لبه حمله در مدل با بال پسرو، تنش برشی با شدت کمتری نسبت به دو مدل دیگر ایجاد شده است و متعاقب آن درگ و لیفت کمتری در این سرعت و شرایط مرزی تولید خواهد نمود. ولی شدت افزایش تنش برشی در لبه حمله و محل انتها زیرین بدنه که با آب تماس داشته بدلیل ویسکوزیته بیشتر آب، برای دو مدل بال پیشرو و مستقیم کاملا مشهود است که اثرات آن بر لیفت و درگ قابل درک است.



شکل ۱۳- کانتور فشار، نمای از بالای مدل‌ها.

نمودارهای لیفت تولیدی مدل‌ها در اشکال زیر نشان داده شده‌اند. میزان لیفت تولیدی مدل بال مستقیم و بال پیشرو بسیار نزدیک یکدیگر است و با توجه به نمودارهای لیفت آن‌ها، در این مدل نیروی لیفت لازم برای پرواز در این سرعت، ایجاد شده است، وزن مدل ۱۰ کیلوگرم است، پس نیروی لیفت بالای ۱۰۰ نیوتن می‌تواند آن را خنثی کند و مدل به پرواز درآید. درحالی که در نمودار مدل بال پسرو، در این سرعت قادر به تامین این مقدار نیروی لیفت برای غلبه بر وزنش نبوده است و چنانچه حرکت هیو این مدل قید نبود ارتفاع آن کم می‌شد.

$$L = W \quad (6)$$

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \quad (7)$$

$$C_L = \frac{L}{q_{\infty}} \quad (8)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_L \quad (9)$$

تنش برشی با ایجاد اصطکاک پوسته‌ای مدل‌ها را تحت تاثیر قرار داده که در شکل‌ها کاملا مشخص است، در محل‌هایی که شدت تنش برشی وجود دارد، میزان اصطکاک پوسته نیز تشدید شده است، نظیر لبه حمله بال، دم و سطح برخورد به سیال با ویسکوزیته بیشتر، که در شکل کاملا قابل مشاهده است. میزان قابل ملاحظه‌ای از درگ در اجسام پرنده خصوص در سرعت‌های زیاد ناشی از همین اصطکاک پوسته‌ای است.

از آنجا که در نرم افزار محدوده نوار وضعیت برای اندازه‌ها به صورت اتوماتیک تنظیم شده میزان نشان داده شده در نوار وضعیت نشان از شدت اختلاف آن بخش دارد که در اینجا فشار است. هر چه اختلاف حداکثر و حداقل فشار بیشتر باشد درگ و لیفت بیشتری تولید شده است. میزان لیفت ایجاد شده با درگ کمتر توسط مجموعه بال و بدنه برای غلبه بر نیروی وزن، مهمترین عامل کارایی وسیله پرنده محسوب می‌شود.

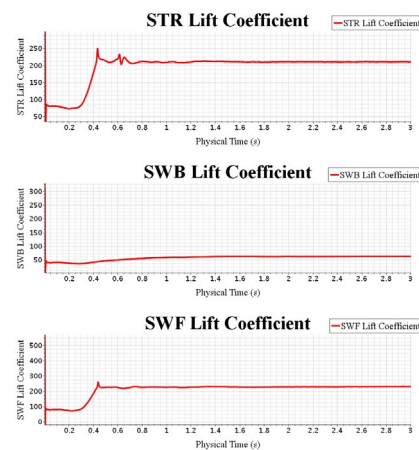
مدل‌های بال مستقیم و بال پیشرو با امکان فراهم شدن برخورد عمودی سیال به لبه حمله بال آن‌ها، همانند درگ، که پیشتر عنوان شد، مناسب ایجاد لیفتی برابر یا بیشتر از وزنش است. پس مدل بال مستقیم و بال پیشرو مناسب قایق‌های پرنده تشخیص داده شده‌اند. از مقایسه این دو مدل نیز بال مستقیم با نیروی لیفت بیشتری که تولید می‌کند مناسب‌تر است، ولی به دلیل نوسان بیشتر آن که ناشی از پیچ شناور در فاز شناوری انتهایی زیرین است، تا رسیدن به همگرایی در لیفت از مدل بال پیشرو از مزیت کمتری برخوردار است. این نوسانات در هر دو مدل قابل مشاهده است. در نمودارهای بعد تاثیر این نوسانات در رسیدن به پایداری بررسی شده است.

۴- پایداری

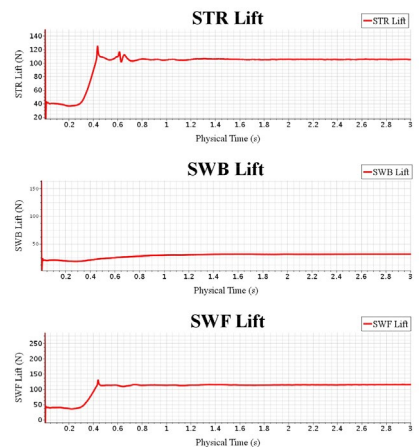
پایداری ویژگی یک سیستم در بازگشت به حالت اول پس از اعمال اغتشاش است. در مدل‌ها اغتشاش، تغییر نیروهای آیرودینامیکی و افزایش زاویه پیچ تا برخورد نوسانی انتهایی زیرین مدل‌ها به کف آب را شامل شده است و نمودارها این توانایی بازگشت به حالت اولیه پس از نوسان را نشان داده است. پایداری هم دو نوع است که شامل پایداری استاتیکی یا تمایل ذاتی وسیله پروازی در بازگشت به حالت تعادل پس از اغتشاش و پایداری دینامیکی به معنی قابلیت تحصیل حالت تعادل در طول زمان است؛ به عبارت دیگر پایداری یک فرایند است.

مکانیک پرواز شامل بررسی حرکت اجسام پرنده تحت تاثیر نیروها و گشتاورهای وارده است که در درجات آزادی مختلف شامل سه درجه آزادی حرکت انتقالی و سه درجه آزادی حرکت زاویه‌ای این تحلیل صورت پذیرفته است. نیروها شامل نیروهای آیرودینامیکی برا و پسا، نیروی پیشران و نیروی وزن است [5]. مکانیک پرواز به سه مبحث هدایت و برنامه ریزی مسیر، پایداری و کنترل و قابلیت‌های پروازی تقسیم بندی شده است. از آنجا که قایق‌های پرنده در دو فاز شناوری و پروازی تحت تاثیر نیروهای متفاوتی قرار می‌گیرند، ولی در مقایسه مدل‌های موجود تنها در فاز پروازی بخش‌های تاثیرگذار بررسی شده‌اند، به مکانیک پرواز مدل‌ها در شاخه پایداری پرداخته شده است. برای انجام محاسبات معیاری که اندازه‌ها نسبت به آن با دقت زیادی در درجات آزادی مختلف

در پرواز مستقیم الخط با سرعت کروز رابطه برابری وزن و نیروی لیفت، صدق می‌کند. برای قایق‌های پرنده اگر در ارتفاع مشخصی از سطح، افزایش لیفتی بیش از وزن آن‌ها ایجاد شود، منجر به افزایش هیو شده تا جایی که در این سرعت مشخص با فاصله گرفتن از سطح نیروی لیفت کاهش یابد و لیفت با وزن برابر شود. ولی در شبیه‌سازی صورت گرفته به دلیل قید حرکت هیو این امکان (افزایش ارتفاع) وجود ندارد و همه بخش‌های کارایی تحت این شرایط با همگرایی در نمودارها مشخص کننده خواص هر مدل است.



شکل ۱۶- نمودار ضریب لیفت مدل‌ها، از بالا به پایین، بال مستقیم، بال پسرو و بال پیشرو.



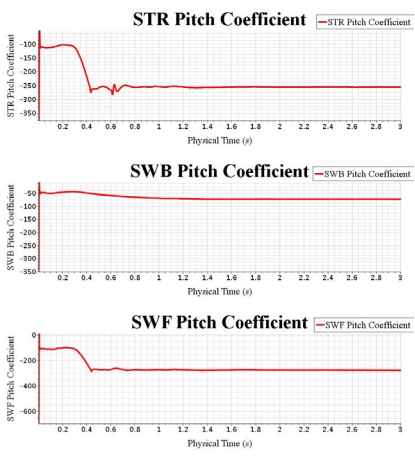
شکل ۱۷- نمودار لیفت مدل‌ها، از بالا به پایین، بال مستقیم، بال پسرو و بال پیشرو

با مقایسه نمودار لیفت و ضرایب آن برای مدل‌ها، مدل بال پسرو در این سرعت، به دلیل عدم ایجاد لیفت مورد نیاز پرواز، از معایب مدل سازی بال به این شکل برای قایق پرنده، با مشخصات پروازی فرض شده است. ولی

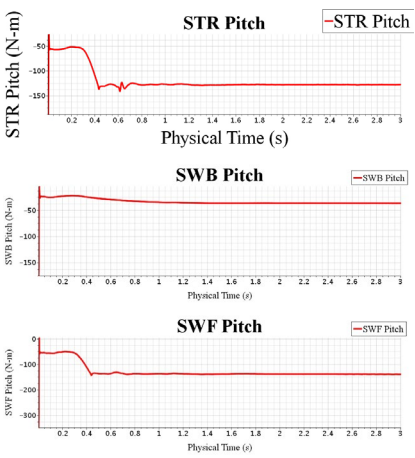
قابل بیان باشد، نیازمند شناساندن آنها در دستگاه‌های مختصات گوناگون است.

دستگاه‌های مختصات شامل دستگاه مختصات اینرسی، دستگاه مختصات بدنی، دستگاه مختصات زمین ثابت و دستگاه مختصات قائم همراه می‌باشد. با در نظر گرفتن دستگاه مختصات بدنی با مرکزیت مرکز جرم در مدل‌ها، دلیل همراستا بودن حرکت مدل‌ها با صفحات XZ و عمود بودن بر صفحه YZ و XY، درجات آزادی حرکت انتقالی هیو و درجه آزادی پیچ مورد توجه است. پس کلیه درجات آزادی، در نرم افزار + star ccm قید شده‌اند. ولی در قدم بعدی به دلیل مقایسه مدل‌ها با یکدیگر در ارتفاع خاص، حرکت هیو نیز قید گردیده‌است. گشتاور پیچ با افزایش زاویه حمله‌ای که ایجاد می‌کند باعث افزایش نیروهای آیرودینامیکی و همچنین خود گشتاور و زاویه پیچ شده‌است. در شکل‌های ۱۷ و ۱۸ در مقایسه مدل‌ها با هم نتایج حاصل آمده است. علامت منفی اندازه‌ها با قانون دست راست اندازه‌گیری گشتاورها همخوانی دارد.

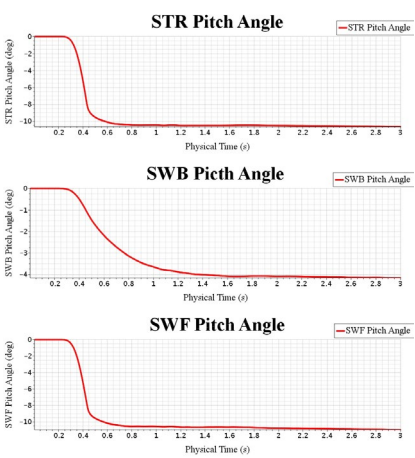
با بررسی مدل‌ها همان گونه که در تحلیل نیروها آمده بود، دو مدل بال مستقیم و بال پیشرو که نیروهای آیرودینامیکی بیشتری ایجاد کرده اند با اعمال گشتاور پیچ بیشتر، میزان دوران بیشتری حول محور Y داشته‌اند، این زاویه پیچ باعث افزایش زاویه حمله و افزایش سطح برخورد به جریان هوا و کاراتر شدن این دو نوع طراحی بال شده‌اند. ولی بال پیشرو برخلاف مدل‌های دیگر با ناچیز بودن نیروها و متعاقب آن گشتاور کمتری که تولید نموده است، میزان زاویه پیچ و روند افزایشی زاویه حمله کمتر از مدل‌های دیگر است. از زمان برخورد انتهایی مدل‌های بال مستقیم و بال پیشرو با سطح آب، از آنجا که حرکت پیچ در فاز شناوری شناورها، نوسانی است، به خوبی از نمودار آن‌ها، این نوسان تا لحظه رسیدن به همگرایی و پایداری مشهود است. البته توجه شود این مقایسه مخصوص شرایط مرزی خاص این شبیه‌سازی است. برای همه نمودارها ضرایب بی بعد پارامترها بیشتر مدنظر است، ولی با توجه به یکسان بودن اندازه مدل‌ها نمودار واقعی پارامترها برای هر مدل آورده شده‌است، که نشان دهنده توانایی پرواز مدل‌های با بال بهینه و عدم امکان پرواز در این سرعت برای بال پیشرو است.



شکل ۱۸- نمودار ضریب گشتاور پیچ مدل‌ها، بالا به پایین، بال مستقیم، بال پیشرو و بال مستقیم



شکل ۱۹- نمودار گشتاور پیچ مدل‌ها، از بالا به پایین، بال مستقیم، بال پیشرو و بال پیشرو



شکل ۲۰- نمودار میزان زاویه پیچ مدل‌ها

۵- نتیجه گیری

پرواز وسایل پرنده در محدوده زیر صوت، نیازمند بهره‌وری حداکثری از سرعت جریان آزاد برای تولید لیفت هستند،

[7] Dilitis, N. D., PERFORMANCE AND STABILITY OF A WINGED VEHICLE IN GROUND EFFECT University of Rome "La Sapienza", Rome, Italy.

[8] Cui, Erjie., Zhang, X., Ground Effect Aerodynamics, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing, China School of Engineering Sciences, University of Southampton, Southampton, UK.

[9] Nilsson, E., Airfoil Optimization through Differential Evolution October 22/2017

[10] Wei Yang* WIG craft serves niche transportation needs Shanghai Automotive Wind Tunnel Centre, Tongji University, Shanghai 201804, China E-mail: david_yangwei@yahoo.cn.

[11] Paul A. Czysz Department of Aerospace & Mechanical Engineering, Saint Louis University, St. Louis, MO 63103-1110, USA E-mail: paulczysz@sbcglobal.net

[12] Geok Hean AM90 Wing In Ground (WIG) Aircraft – Aerodynamics Submitted by Ng Department of Mechanical Engineering In partial fulfilment of the requirements for the Degree of Bachelor of Engineering National University of Singapore Session 2004/2005.

[13] Wei Yang WIG craft serves niche transportation needs Article in World Review of Intermodal Transportation Research August 2011.

[14] Experimental investigation of wing-in-ground effect with a NACA6409 section, Kwang Hyo Jung Æ Ho Hwan Chun Æ Hee Jung Kim, Received: 4 October 2007 / Accepted: 25, April 2008 / Published online: 12 August 2008_ JASNAOE 2008

برای این منظور حداکثر زاویه برخورد لبه حمله بال با سیال ورودی در طراحی وسایل پرنده از اهمیت زیادی برخوردار است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی نیز مؤید این موضوع است که زاویه پس‌گرایی بال در ایجاد لیفت قایق‌های پرنده که سرعت پروازی آنها در محدوده‌های پایین است کارایی چندانی ندارد. پس بهینه‌ترین طرح، طراحی با بال مستقیم یا بال پیشرو است. بال پیشرو به دلیل بخش زیبایی طرح نهایی، توانسته یکی از الزامات طراحی را برآورده نماید ولی راندمان کمتری از بال مستقیم دارد و ممکن است برای کاربردهای نظامی که بهره‌وری بیشتر از هر چیز مدنظر است، بهترین گزینه نباشد. طرح‌های بزرگ تاریخ هوانوردی قایق‌های پرنده مانند مانستر دریای خزر از نمونه‌های بارز این طرح است که در بخش نظامی قابلیت‌های خوبی از خود نشان داده‌است. ولی قابلیت رادار گریزی و پایداری بیشتر طرح پیشرو به دلیل زاویه اینهدرال بال، نسبت به بال مستقیم از مزایای آن به شما می‌رود. از مقایسه طرح‌ها، بال مستقیم به دلیل هزینه‌های کمتر و آسان‌تر ساخت و کاربرد، بهترین گزینه برای ساخت سازه قایق‌های پرنده است.

مراجع

- [1] اندرسون، جان دی، اصول آئرو دینامیک، صدر عاملی، مسعود، مترجم، مؤسسه چاپ و انتشارات دانشگاه امام حسین(ع).
- [2] Wei, Yang., Cheng, Jiong Ying., Zhigang, Yang., Aerodynamic study of WIG craft near curved ground, Shanghai Automotive Wind Tunnel Center, Tongji University, Shanghai, China.
- [3] Liang, Yun. Bliault, Alan. Doo, Johnny. WIG Craft and Ekranoplan Ground Effect Craft Technology, Springer New York Dordrecht Heidelberg London, May 2009.
- [4] Chun, H.H., Chang, C.H., Longitudinal stability and dynamic motions of a small passenger WIG craft, Department of Naval Architecture & Ocean Engineering, Pusan National University, September 2001.
- [5] Anderson, J. D., AIRCRAFT PERFORMANCE AND DESIGN, Tata McGraw-Hill Edition 2010.
- [6] Hiemcke, C., Design of a wing section in ground effect, application to high speed ground transportation Iowa State University.