

# مطالعه عددی تأثیر سامانه پیشرانش بر مشخصه‌های آیرودینامیکی یک شناور اثر سطحی

علی عبداللهی فر<sup>۳</sup>  
مجتمع دانشگاهی هوادریا  
دانشگاه صنعتی مالک اشتر

علیرضا بینش<sup>۲</sup>  
مجتمع دانشگاهی هوادریا  
دانشگاه صنعتی مالک اشتر

مصطفی منفرد مسقانی<sup>۱</sup>  
مجتمع دانشگاهی هوادریا  
دانشگاه صنعتی مالک اشتر

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۳/۲۵؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۲/۰۹)

## چکیده

هدف اصلی در این پژوهش، بررسی عددی تأثیر برهمکنش میان سامانه پیشرانش با بخش‌های اصلی یک شناور اثر سطحی می‌باشد. بنابراین، تأثیر پارامترهایی نظیر زاویه حمله شناور، جهت چرخش سامانه پیشرانش و تغییر مکان افقی و عمودی سامانه پیشرانش بر کیفیت آیرودینامیکی وسیله و در نهایت پایداری طولی شناور مطالعه شده است. با استفاده از نرم‌افزار ANSYS-CFX، الگوریتم سیمپل برای در نظر گرفتن کوپل میدان سرعت و فشار و همچنین با توجه به وجود جدایش جریان به‌منظور پیش‌بینی رفتار آشفتگی، مدل آشفتگی  $k-\omega$  SST به کار گرفته شده است. اعتبارسنجی روش عددی مورد استفاده در این پژوهش توسط مقایسه نتایج شبیه‌سازی و داده‌های تجربی برای یک ملخ سه پره صورت پذیرفته است، که این مقایسه بیانگر دقت بالای روش عددی مورد استفاده است. نتایج نشان می‌دهد که جهت چرخش ملخ تأثیر چندانی بر کیفیت آیرودینامیکی وسیله نداشته و در زاویه حمله ۳ درجه بالاترین کیفیت آیرودینامیکی به‌دست آمده است. همچنین در هنگام نزدیک شدن ملخ به خط مرکزی شناور، نیروی پسای دم افقی افزایش و نیروی برآ کاهش و در نهایت سبب ناپایداری طولی شناور شده و بالعکس در تغییر مکان عمودی ملخ به سمت پایین، نیروی پسای دم افقی کاهش و نیروی برآ افزایش یافته و پایداری طولی شناور نیز افزایش پیدا کرده است.

**واژه‌های کلیدی:** سامانه پیشرانش، شناور اثر سطحی، پایداری طولی، نیروهای پسا و برآ، دم افقی

## Numerical Study of the Propulsion System Effects on the Aerodynamic Characteristics of a WIG Craft

M. Monfared Mosghani  
Air-Naval Complex  
Malek Ashtar University  
of Technology

A. Binesh  
Air-Naval Complex  
Malek Ashtar University  
of Technology

A. Abdollahifar  
Air-Naval Complex  
Malek Ashtar University  
of Technology

(Received: 15/June/2019 ; Accepted:28/April/2020)

### ABSTRACT

The main goal of this research is to study of interaction between the propulsion system and the WIG Craft main parts. Therefore, the effects of some parameters such as the propeller rotation direction and the propulsion system location on the aerodynamic quality of the WIG craft have been studied deeply. Using ANSYS-CFX Software, The SIMPLE algorithm has been utilized to consider the pressure-velocity coupling, additionally the  $k-\omega$  SST model has been applied as a turbulence model to take the account of the flow separation. The numerical approach is verified by comparing its results with experimental data of a three-blade aerial propeller. These comparisons indicated that there was a good agreement between present numerical results and experimental ones. The results revealed that the propeller rotation direction has no significant effect on the aerodynamic quality of the WIG craft and at  $\alpha=3^\circ$ , the highest aerodynamic quality is achieved. Moreover, as the propulsion system approached closer to the WIG craft center line, the drag and lift forces on the horizontal tail are respectively enhanced and decreased, subsequently in this situation the longitudinal stability of the vehicle is decreased; whereas by changing the vertical position of the propulsion system, the drag and lift forces on the horizontal tail are correspondingly reduced and increased, Thus the longitudinal stability of the WIG craft is increased.

**Keywords:** Propulsion System, WIG craft, Longitudinal Stability, Drag and Lift Forces, Horizontal Tail

۱- پژوهشگر (نویسنده پاسخگو): mmonfared@mut.ac.ir

۲- استادیار: binesh@mut.ac.ir

۳- استادیار: abdollahifar@mut.ac.ir

## فهرست علائم و اختصارات

$D$	ترم انتشار، $\text{kg/s}^2\text{m}$
$G$	ترم تولید، $\text{kg/s}^2\text{m}$
$P$	فشار، Pa
$r$	مکان، m
$S$	ترم منبع، $\text{kg/s}^2\text{m}$
$U$	سرعت، m/s
$Y$	ترم اتلاف، $\text{kg/s}^2\text{m}$

## علائم یونانی

$\rho$	چگالی، $\text{kg/m}^3$
$\tau$	تنش، Pa
$\mu$	ویسکوزیته، Pa.s
$\Omega$	سرعت زاویه‌ای، rad/s
$\sigma$	عدد پراتل

## زیر نویس

$k$	انرژی جنبشی آشفتگی
$t$	آشفتگی
$\omega$	نرخ اتلاف مخصوص

## ۱- مقدمه

شناورهای اثر سطحی بر اساس ترکیبی از عملکرد میان شناور و هواپیما طراحی شده‌اند. در واقع می‌توان گفت شناور اثر سطحی نه یک هواپیما و نه یک شناور آبی است. از منظر کاربردهای تجاری، شناورهای اثر سطحی به دلیل کاهش مصرف انرژی در آن‌ها، پتانسیل بالایی در زمینه حمل و نقل دریایی و جابجایی سریع مسافر در سفرهای دریایی دارند. با توجه به موقعیت و نحوه قرارگیری سامانه پیشران، دم افقی تحت تأثیر جریان خروج از آن قرار گرفته و مشخصه‌های آیرودینامیکی دم افقی نسبت به حالت بدون سامانه پیشران تغییر می‌کند و پایداری طولی وسیله تحت تأثیر قرار می‌گیرد. تاکنون، مطالعه یک وسیله تحت شرایط اثر سطح توسط محققین مختلفی انجام شده است. به طور نمونه بوسکت<sup>۱</sup> و گاردارین<sup>۲</sup> در سال ۲۰۰۳ اثرات ملخ را در حالت جریان دائمی و غیردائمی روی بال بررسی نمودند. نتایج به دست آمده نشان داد که اثر ملخ روی بال کاملاً وابسته به زمان بوده و در حالت کلی نیز اثر ملخ روی بال

تغییرات قابل ملاحظه‌ای روی کیفیت آیرودینامیکی بال دارد [۱]. جیمز<sup>۳</sup> و همکارانش، با انجام آزمایش‌های متعدد در تونل باد روی یک شناور اثر سطحی با بالی با نسبت منطری ۲ که ملخ‌های کم‌فشار با قطر زیاد در جلوی بال نصب شده بود، توانستند فشار استاتیک در زیر بال را افزایش دهند [۲]. بررسی‌ها شامل تست‌های مشخص در هر دو فاز درون و بیرون از اثر سطح بوده و هدف از آن بررسی تداخلات آیرودینامیک و پیشران بر روی ضرایب پروازی بود. آن‌ها نشان دادند که با تغییر زاویه بالچه و یا زاویه دم‌ش ملخ، مسیر پرواز را می‌توان به بهترین نحو کنترل نمود. همچنین افزایش زاویه بالچه مزایای حرکت در ناحیه اثر سطح را به‌ویژه زمانی که زاویه بالچه به اندازه‌ای است که از صفحه انتهایی بیرون زده باشد، را کاهش می‌دهد. به علاوه این‌که آن‌ها دریافتند که تغییر زاویه ملخ به واسطه تغییر جهت نیروی تراست و افزایش تداخلات آیرودینامیکی بر گشتاور پیچ تأثیرگذار بوده و زاویه شدید ملخ جهت کنترل و پایدار نمودن گشتاور تولیدی وسیله به‌ویژه در تراست‌های بالا مفید بوده و ارتفاع نصب ملخ تأثیرات بسیار کمی بر روی ضرایب پروازی دارد. هینو<sup>۴</sup> و هیراتا<sup>۵</sup> یک بال سه‌بعدی تحت اثر سطح را به صورت عددی بررسی کرده و نتایج را با داده‌های تست تونل باد مقایسه نمود [۳]. منصور و همکارانش جریان اطراف روتور بالگرد در پرواز روبه‌جلو [۴] و سعیدی و جوارشکیان نیز جریان تراکم پذیر اطراف یک روتور بالگرد در حالت پرواز ایستا را بررسی نمودند [۵]. آن‌ها با بررسی میدان جریان اطراف جسم، به تحلیل عملکرد وسیله در شرایط عملیاتی مختلف پرداختند. باربر<sup>۶</sup> تأثیر متقابل بال و ملخ در وسیله بدون سرنشین را به صورت عددی بررسی کرد. او ضرایب لیفت و پسا را بر حسب زاویه حمله به دست آورد [۶].

در پژوهشی که افشار و علیشاهی روی ضرایب آیرودینامیکی یک شناور اثر سطحی در حالت خارج از اثر سطح انجام دادند، هندسه جسم به طور کامل شبیه‌سازی شد و اثرات تداخلی اجزا به صورت عددی مورد مطالعه قرار گرفت [۷]. جریان سه‌بعدی ناشی از سیستم رانش بر روی مجموعه دم توسط شهرام‌فر و همکاران بررسی و ممان‌های

3- James  
4- Hino  
5- Hirata  
6- Barber

1- Bousquet  
2- Gardarein

استفاده از اصلاح هندسه سطح و به کارگیری میکروریبیلتها مورد بررسی قرار دادند. نتایج بیانگر کاهش نیروی پسا به میزان ۷ درصد و افزایش نیروی لیفت بال به مقدار ۶ درصد بوده است [۱۵]. نیروهای آیرودینامیکی و فیزیک جریان حول یک بال دلتا شکل تحت اثر سطح توسط کین<sup>۲</sup> و همکارانش به صورت عددی مورد بررسی قرار داده شده است [۱۶]. لی<sup>۳</sup> پایداری یک وسیله پروازی با دم تی شکل را تحت اثر سطح مورد مطالعه قرار داده و مشخصات آیرودینامیکی و اثر مرکز جرم وسیله در شرایط مذکور بررسی شده است [۱۷]. همچنین تحلیل عددی یک سامانه پروازی بدون سرنشین تحت شرایط اثر سطح و با استفاده از مدل Spalart-Allmaras و نرم افزار فلوئنت به صورت عددی توسط لائو<sup>۴</sup> و همکارانش بررسی شده است. در این پژوهش نسبت آیرودینامیکی و ضرایب گشتاور وسیله تحلیل شده است [۱۸]. همچنین پایداری بال ناکا ۴۴۱۵ تحت شرایط اثر سطح توسط وی<sup>۵</sup> و همکارانش مورد مطالعه قرار داده شده است [۱۹].

با توجه به اهمیت تأثیر محل نصب سامانه پیشرانش بر عملکرد آیرودینامیکی شناور اثر سطحی، در این پژوهش تأثیر برهمکنش مکان نصب سامانه رانش بر مشخصه‌های آیرودینامیکی یک شناور اثر سطحی به صورت عددی بررسی شده است. همچنین به دلیل اهمیت دم افقی بر پایداری طولی وسیله، برهمکنش مذکور بر دم افقی شناور اثر سطحی مورد مطالعه قرار داده شده است.

## ۲- معادلات حاکم

هندسه مورد مطالعه در این پژوهش از دو بخش اصلی بدنه شناور و همچنین سامانه رانش تشکیل شده است. ذکر این نکته حائز اهمیت است که معادلات حاکم بر قسمت دوار با سایر نواحی متفاوت می‌باشد. همچنین عدد ماخ جز در نواحی بسیار کوچکی در نزدیکی نوک ملخ، در محدوده پایینی قرار داشته و بنابراین، جریان به صورت تراکم‌ناپذیر مورد بررسی قرار داده شده است. معادلات حاکم بر

ناشی از آن محاسبه شده است. در مرحله بعدی آن‌ها زاویه نصب موتور را به منظور حذف این ممان‌ها مورد مطالعه قرار دادند [۸]. توکلی و سیف به وسیله نرم‌افزار اتووینگ به تحلیل پایداری استاتیکی و دینامیکی یک شناور اثر سطحی در مجاورت سطح زمین پرداختند [۹]. نتایج نشان داد که با افزایش ارتفاع شیب منحنی لیفت بر حسب زاویه حمله و ارتفاع کاهش می‌یابد. همچنین تحلیل دینامیکی وسیله نشان‌دهنده کاهش پایداری آن با کاهش ارتفاع بوده است. سیف و دخراآبادی در سال ۲۰۱۶ تأثیر بال اصلی و بال بیرونی را بر مشخصات آیرودینامیکی جسم پرنده مورد مطالعه قراردادند [۱۰]. نتایج نشان داد که بال اصلی نقش بسزایی در ضرایب آیرودینامیکی داشته و با فاصله گرفتن از سطح زمین این تأثیر کاهش یافته است. همچنین با نزدیک شدن وسیله به سطح زمین، ضرایب آیرودینامیکی بال بیرونی تغییر چندانی نکرده است. بال بیرونی در ارتفاع‌های زیاد از سطح زمین به بهبود ضرایب آیرودینامیکی کمک زیادی کرده است. هوانگ<sup>۱</sup> و همکاران به تحلیل آیرودینامیکی چیدمان روتورهای یک پرنده بدون سرنشین پرداختند [۱۱]. جامعی تأثیر بال مرکب را روی آیرودینامیک یک شناور اثر سطحی بررسی کردند. در این پژوهش ضرایب آیرودینامیکی در ارتفاع‌های متفاوت از سطح زمین به دست آمدند. آن‌ها در این مطالعه با مقایسه نتایج به دست آمده از حل سه بعدی به برتری کیفیت آیرودینامیکی بال مرکب نسبت به بال مستطیل شکل رسیدند [۱۲]. طحانی و همکاران تأثیر سطح زمین، زاویه حمله و مشخصات هندسی نظیر زاویه پیچش، زاویه هفتی، زاویه پس‌گرایی و نسبت باریک شونده بر مشخصات آیرودینامیکی و پایداری استاتیکی بال یک شناور اثر سطحی را به صورت عددی مورد مطالعه قرار داده‌اند [۱۳].

حیدریان و همکارانش یک بال مستطیلی شکل با سطح مقطع کلارک وای، تحت اثر سطح را به صورت عددی و با استفاده از مدل آشفتگی k-ε و نرم‌افزار ANSYS-CFX مورد بررسی قرار داده‌اند. در این پژوهش توزیع فشار، سرعت و همچنین شدت آشفتگی حول بال تحلیل شده است [۱۴]. همچنین حیدریان و همکارانش در پژوهشی دیگر یک بال مستطیلی شکل با سطح مقطع کلارک وای، با

2- Qin  
3- Lee  
4- Lao  
5- Wei

1- Hwang

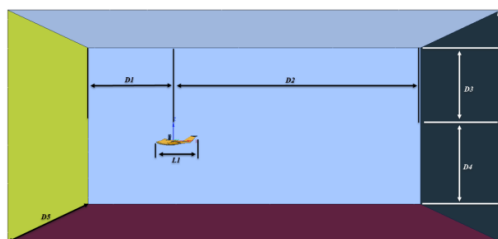
$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \tilde{G}_k - Y_k + S_k \quad (7)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (8)$$

جنیسی آشفتگی، عدد پرانتل نرخ اتلاف مخصوص می‌باشند.  $\sigma_k$  و  $\mu_t$  به ترتیب لزجت آشفتگی، عدد پرانتل انرژی

### ۳- مدل هندسی

دامنه محاسباتی و شناور اثر سطحی به همراه سامانه پیشرانش ملخی در شکل ۱ نشان داده شده است. همچنین در جدول ۱ می‌توان ابعاد دامنه حل نسبت به طول شناور اثر سطحی  $L_1$  مشاهده کرد. برای این‌که بتوان از روش شبکه لغزان استفاده کرد می‌بایست ملخ را از سایر نواحی حل جدا نمود. شکل ۲ دامنه جدادیده مربوط به قسمت ملخ را نشان می‌دهد. فاصله جلوی مدل تا مرز ورودی به اندازه ۳ برابر طول مدل و فاصله عقب مدل تا مرز خروجی  $7/5$  برابر طول مدل می‌باشند. همچنین فاصله شناور اثر سطحی مدل شده از قسمت بالا و پایین مرزهای دامنه محاسباتی به ترتیب ۳ و ۲ برابر طول مدل در نظر گرفته شده است. فاصله جانبی مدل نیز تا مرز دیواره دامنه محاسباتی ۳ برابر طول وسیله است. به‌علاوه قطر دامنه چرخان در اطراف ملخ  $1/33$  برابر قطر ملخ و از طرفین به اندازه  $0/33$  برابر قطر ملخ بسط داده شده است.



شکل (۱): دامنه محاسباتی و شناور اثر سطحی همراه با سیستم پیشرانش.

جدول (۱): ابعاد دامنه محاسباتی وسیله همراه با سیستم پیشرانش.

$D_5$	$D_4$	$D_3$	$D_2$	$D_1$
$3L_1$	۲۰m	$3L_1$	$7/5 L_1$	$3L_1$

قسمت‌های غیر چرخان شامل معادلات پیوستگی و معادله ناویر استوکس تراکم‌ناپذیر به شرح زیر هستند:

$$\nabla \cdot \vec{U} = 0 \quad (1)$$

$$\nabla \cdot (\vec{U} \vec{U}) = -\nabla P + \nabla \cdot \vec{\tau} \quad (2)$$

در معادلات فوق  $U$  بردار سرعت،  $P$  فشار و  $\tau$  تانسور تنش بوده که از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\vec{\tau} = \mu \left[ \left( \nabla \vec{U} + \nabla \vec{U}^T \right) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{U} \vec{I} \right] \quad (3)$$

اما در ناحیه جدا شده اطراف ملخ، معادلات حاکم بر مسئله باید در دستگاه چرخان بیان شوند. در دستگاه چرخان علاوه بر سرعت خطی جریان، سرعت دورانی نیز باید مد نظر قرار گیرد که در این صورت سرعت مطلق به حالت زیر با سرعت نسبی به مرتبط می‌شود:

$$\vec{U} = \vec{U}_r + \vec{\Omega} \times \vec{r} \quad (4)$$

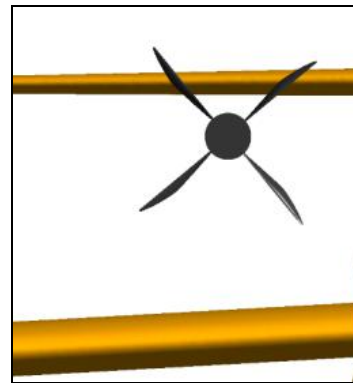
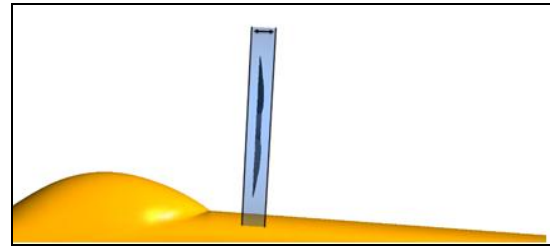
در رابطه فوق،  $\vec{U}_r$  سرعت نسبی و  $\vec{\Omega}$  سرعت زاویه‌ای دستگاه چرخان هستند. بنابراین، معادلات پیوستگی و ناویر استوکس در دستگاه مختصات چرخان و غیر چرخان متفاوت هستند. معادله پیوستگی عبارت است از:

$$\nabla \cdot \vec{U}_r = 0 \quad (5)$$

همچنین معادله ناویر استوکس در دستگاه چرخان به صورت زیر است:

$$\nabla \cdot (\rho \vec{U} \vec{U}) + \rho(2\vec{\Omega} \times \vec{U}_r + \vec{\Omega} \times \vec{\Omega} \times \vec{r}) = -\nabla P + \nabla \cdot \vec{\tau} \quad (6)$$

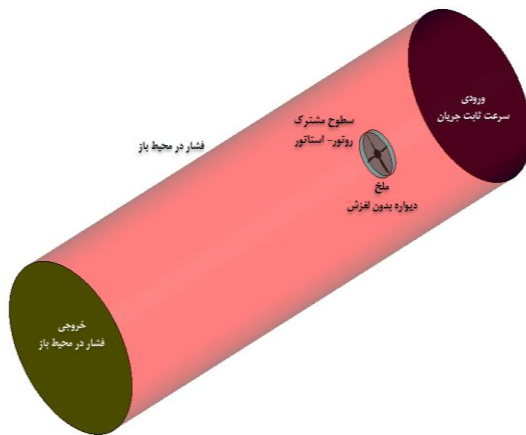
این مسئله شامل دو ناحیه رینولدز بالا و رینولدز پایین است. همچنین ویک ایجادشده در اطراف بدنه و پشت شناور از اهمیت بسزایی برخوردار است؛ از این‌رو باید روش مدل‌سازی به‌گونه‌ای انتخاب شود تا ویک ایجادشده توسط بدنه و دیواره‌های دامنه محاسباتی بر روی یکدیگر تأثیر نگذارد. در مرز مشترک میان دو ناحیه، از درون‌یابی برای به‌دست‌آوردن مشخصات جریان استفاده شده است. بنابراین، با به‌کارگیری نرم‌افزار ANSYS-CFX، برای شبیه‌سازی آشفتگی جریان، مدل دو معادله‌ای  $K-\omega$  SST استفاده شده تا علاوه بر در نظر گرفتن میدان سرعت در نزدیکی دیواره، گردابه‌ها نیز به‌خوبی مدل‌سازی شوند. در این مدل انرژی جنبشی آشفتگی  $K$  و نرخ اتلاف مخصوص  $\omega$  از طریق معادلات انتقال به صورت زیر محاسبه می‌شوند [۱۴]:



شکل (۲): محل نصب ملخ و ناحیه جداشده از سایر نواحی.

شبیه‌سازی صورت‌گرفته به‌منظور بررسی وسیله در شرایط پرواز آزاد و خارج از اثر سطح بوده تا شرایط پایداری وسیله و عملکرد آن در وضعیت مذکور بررسی شود. شرایط مرزی مورد استفاده برای کل دامنه و همچنین اطراف ملخ به ترتیب در شکل‌های زیر نشان داده شده است.

شرایط مرزی مورد استفاده جهت شبیه‌سازی ملخ در شکل زیر نشان داده شده است. به‌منظور در نظر گرفتن حرکت دورانی ملخ، از یک ناحیه روتور-استاتور استفاده شده و حرکت دورانی ملخ با به‌کارگیری شبکه لغزشی مدل شده است.

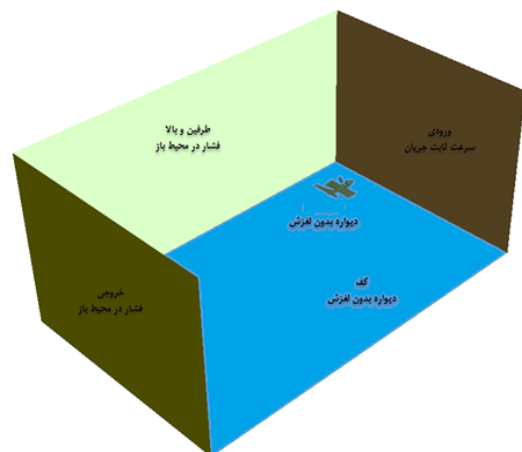


شکل (۴): شرایط مرزی و دامنه محاسباتی اطراف ملخ.

ذکر این نکته حائز اهمیت است که مشخصات ملخ مورد نظر نظیر قطر ملخ، تعداد پره، زاویه پیچش، نسب باریک شوندگی و همچنین مقاطع پروفیل، برای شناور اثرسطحی موجود با در نظر گرفتن الزامات اولیه طراحی نظیر ماکزیمم سرعت وسیله، حداکثر دور ملخ، محدودیت‌های ابعادی، توان سامانه پیشرانش و در نهایت یکپارچه‌سازی با سامانه تولید توان بر اساس ملخ‌های در دسترس طراحی و انتخاب شده است.

#### ۴- استقلال حل از شبکه

برای تحلیل آیرودینامیکی هندسه شناور اثرسطحی به همراه سامانه پیشرانش ملخی، از شبکه‌بندی

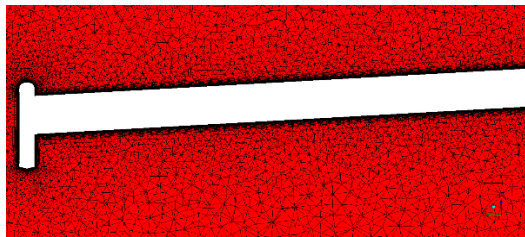


شکل (۳): شرایط مرزی و دامنه محاسباتی.

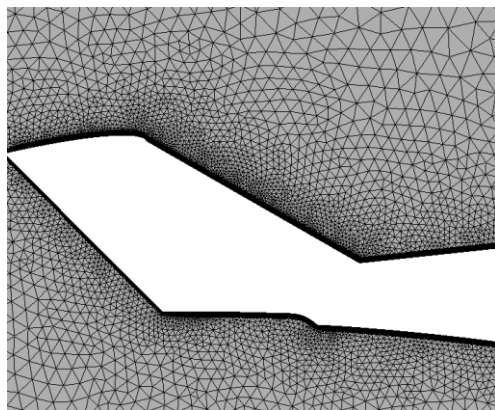
**جدول (۲):** بررسی استقلال حل عددی از شبکه.

تعداد المان	نیروی پسا وسیله در زاویه حمله صفر (نیوتن)	درصد اختلاف با شبکه قبل
۸۲۴۵۹۱۷	۳۱۵۸	---
۱۸۹۵۵۴۵۵	۳۴۰۶	۷/۸
۲۶۷۱۹۸۲۳	۳۴۲۰	۰/۴

در شبکه انتخابی ضخامت اولین زیرلایه در لایه‌مرزی روی بدنه وسیله ۰/۰۰۱۲ متر و تعداد لایه‌ها نیز ۲۰ لایه با نرخ رشد ۱/۱ در نظر گرفته شده است. همچنین ضخامت اولین زیرلایه از لایه‌مرزی در اطراف پره‌های ملخ برابر ۰/۰۰۰۱ متر با ۲۰ لایه و نرخ رشد ۱/۱ در نظر گرفته شده است. دقت لایه‌مرزی شبکه تولیدی در شکل‌های زیر نمایش داده شده است.



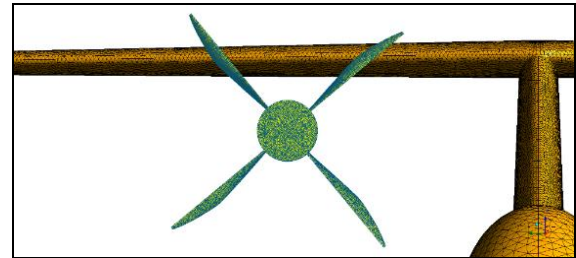
**شکل (۷):** دقت لایه‌مرزی در اطراف بال و اسکی شناور اثرسطحی روی صفحه‌ی عرضی.



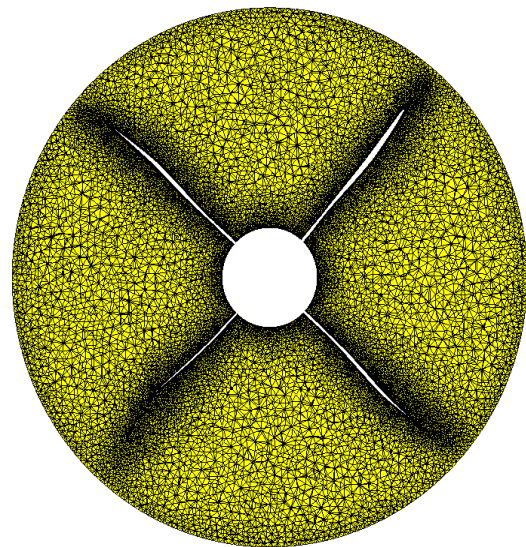
**شکل (۸):** دقت لایه‌مرزی در اطراف بدنه و دم روی صفحه‌ی تقارن.

نیروی تولیدی توسط ملخ در راستای محور ملخ به‌عنوان نیروی پیشران در نظر گرفته شده است. برای بررسی استقلال حل عددی از گام زمانی، از سه گام زمانی مختلف که در جدول ۳ نشان داده شده، استفاده شده است. بر این

غیرساختاریافته استفاده شده است. با توجه به وجود پره‌های چرخان ملخ، هندسه شناور به صورت کامل مدل‌سازی شده است. در شکل‌های ۵ و ۶ شبکه‌بندی صورت گرفته بر روی قسمت‌های مختلف بدنه شناور به همراه سیستم پیشران نشان داده شده است.



**شکل (۵):** شبکه‌بندی صورت گرفته روی بدنه شناور و ملخ.



**شکل (۶):** شبکه‌بندی صورت گرفته اطراف ملخ.

جهت بررسی استقلال نتایج از شبکه برای شناور همراه با سامانه پیشران، سه شبکه با اندازه‌های متفاوت مورد بررسی قرار گرفته و نتایج به اختصار در جدول ۲ نشان داده شده است. نتایج بیانگر این موضوع است که درصد اختلاف شبکه دوم نسبت به شبکه اول زیاد است، اما با افزایش تعداد شبکه تغییر محسوسی در نیروی پسای وسیله به‌عنوان شاخص مطالعه شبکه رخ نمی‌دهد. از این رو شبکه دوم جهت حل عددی انتخاب شده است.



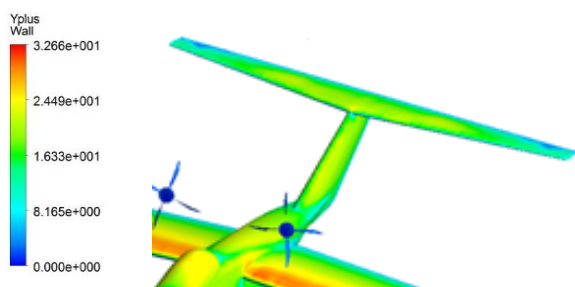
**جدول (۴):** مقایسه نتایج تجربی و حل عددی جهت اعتبارسنجی حل.

درصد خطا	نتایج تجربی	شبه‌سازی عددی	
۹/۹	۷۲۲۵	۷۹۴۷	نیروی پیشرانش (نیوتن)
۴/۲	۹۴۳۳	۹۰۳۱	گشتاور (نیوتن متر)
۱۱/۶	۶۹	۶۱	بازدهی

### ۶- نتایج و بحث

همان‌طور که ذکر شد، در این پژوهش اثر برهم‌کنش سامانه پیشرانش و بدنه شناور اثر سطحی بر مشخصات آیرودینامیکی یک شناور اثر سطحی به‌صورت عددی مورد بررسی قرار داده شده است. پارامترهای حائز اهمیت شامل اثر جهت چرخش ملخ، زاویه حمله و در نهایت تغییر مکان افقی و عمودی سامانه پیشرانش ملخی چهار پره بر رفتار جریان پیرامون شناور است. سرعت خطی وسیله و سرعت دورانی ملخ به ترتیب ۳۰۰ کیلومتر بر ساعت و ۲۵۰۰ دور بر دقیقه در نظر گرفته شده است.

پارامتر  $Y^+$  یک متغیر بدون بعد است که بر اساس فاصله دیواره تا اولین گره درون لایه مرزی تعریف می‌شود و بنابراین مقدار آن به اندازه شبکه در ناحیه نزدیک دیواره وابسته است. شکل زیر کانتور توزیع  $Y^+$  روی بخشی از وسیله را نشان می‌دهد. همان‌طور که از نتایج مشخص است حداکثر مقدار  $Y^+$  روی سطح بال وسیله بوده و در حدود ۳۲/۶۶ است و به‌طور میانگین مقدار  $Y^+$  در بیشتر نواحی کمتر از ۲۰ است که با توجه به مدل آشفتگی مورد استفاده در این پژوهش، در محدوده مناسبی قرار دارد.



**شکل (۱۰):** کانتور توزیع  $Y^+$  روی شناور اثر سطحی و سامانه پیشرانش.

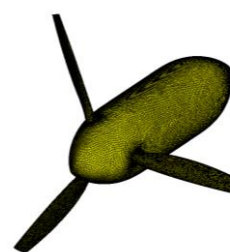
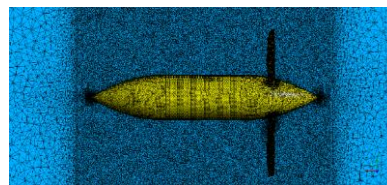
اساس می‌توان استنباط کرد که گام زمانی دوم (۰/۰۰۱) ثانیه) برای انجام حل مناسب می‌باشد، چرا که با کوچک کردن بیشتر گام زمانی کمیت‌های آیرودینامیکی دستخوش تغییرات محسوسی نشده‌اند.

**جدول (۳):** بررسی اثرات گام زمانی روی وسیله و ملخ.

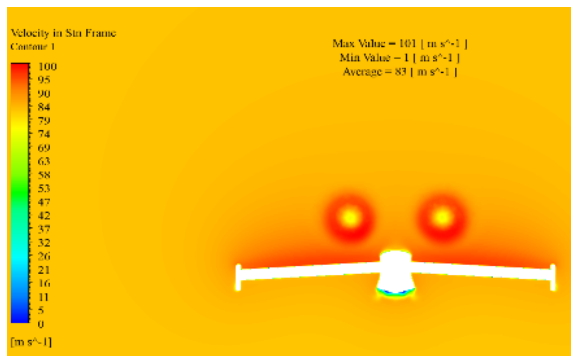
گام زمانی	تراست ملخ سمت راست (نیوتن)	تراست ملخ سمت چپ (نیوتن)	نیروی برآ وسیله (نیوتن)	نیروی پسا وسیله (نیوتن)
۰/۰۱	۱۸۷۲	۱۸۶۵	۳۱۱۷۶	۳۰۱۲
۰/۰۰۱	۱۶۲۲	۱۶۲۵	۳۴۵۰۱	۳۴۱۰
۰/۰۰۰۱	۱۶۰۴	۱۶۰۶	۳۴۶۹۲	۳۵۱۵

### ۵- اعتبارسنجی

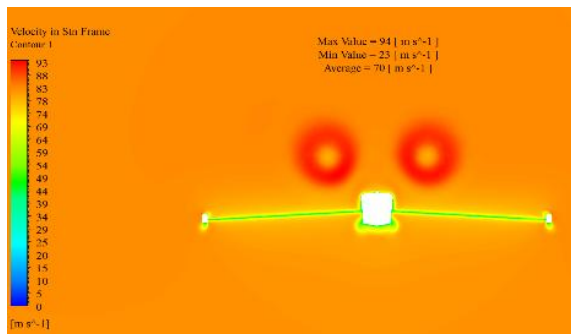
به‌منظور اعتبارسنجی روش حل عددی در پژوهش حاضر، از نتایج تجربی ناکا [۱۵] برای یک ملخ سه پره با قطر خارجی ۳۰۶ سانتی‌متر استفاده شده است. مشخصات هندسه ملخ به همراه هاب آن استخراج و مدل‌سازی شده است (شکل ۹). مقطع پره طراحی شده از نوع کلارک وای می‌باشد. در حل عددی موجود، ضریب پیشروی ۱/۱، سرعت دورانی rpm ۱۲۹۰ و سرعت خطی ۷۲/۶ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است. به‌منظور اعتبارسنجی روش عددی، نتایج مربوط به نیروی پیشرانش، گشتاور و بازدهی ملخ با داده‌های تجربی مقایسه شده است. نتایج تجربی و نتایج مستخرج از حل عددی در جدول ۳ مشاهده می‌شوند. اختلاف نتایج نیروی پیشرانش، گشتاور و بازدهی با داده‌های تجربی به ترتیب، ۹/۹، ۴/۲ و ۱۱/۶ درصد است و می‌توان گفت نتایج عددی از دقت قابل قبولی برخوردار هستند.



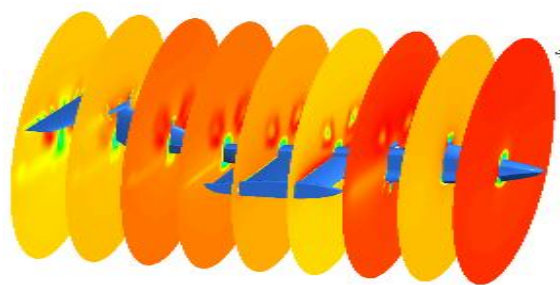
**شکل (۹):** ملخ مدل شده به همراه شبکه تولیدی جهت اعتبارسنجی.



شکل (۱۳): کانتور توزیع سرعت روی صفحه عرضی گذرنده از مرکز بال در حالت چرخش هم جهت ملخها در زاویه صفر درجه.

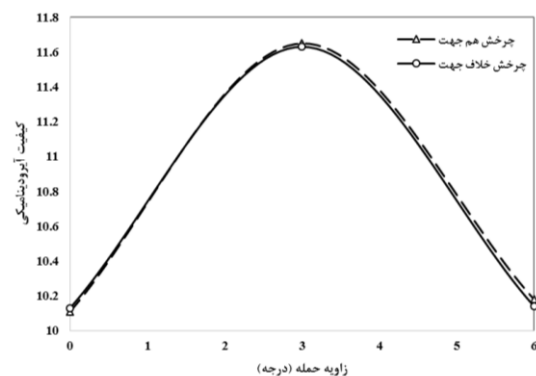


شکل (۱۴): کانتور توزیع سرعت روی صفحه عرضی گذرنده از لبه فرار بال در حالت چرخش هم جهت ملخها در زاویه صفر درجه.



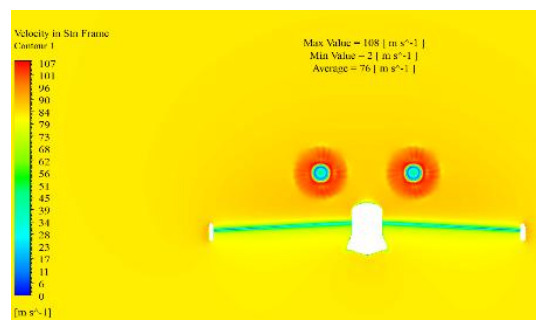
شکل (۱۵): کانتور توزیع سرعت روی صفحات عرضی گذرنده از قایق پرنده در حالت چرخش هم جهت ملخها در زاویه صفر درجه.

در ابتدا کیفیت آیرودینامیکی کل شناور که بیانگر نسبت ضریب نیروی برآ به پسا می باشد در شکل ۱۱ نشان داده شده است. تغییر زاویه حمله وسیله از طریق تغییر شرایط مرزی در زاویه بردار سرعت جریان ورودی اعمال شده است. همان طور که از نتایج مشخص است، جهت چرخش ملخها تأثیر چندانی بر کیفیت آیرودینامیکی شناور نداشته است. در زاویه حمله ۳ درجه در مقایسه با زوایای حمله صفر و ۶ درجه، کیفیت آیرودینامیکی در حدود ۱۵ درصد بیشتر بوده است.



شکل (۱۱): کیفیت آیرودینامیکی شناور اثر سطحی بر حسب زاویه حمله.

شکل های ۱۲ تا ۱۹ کانتور توزیع سرعت روی صفحات عرضی گذرنده از مقاطع لبه حمله، مرکز بال و لبه فرار از بدنه نشان داده شده است.



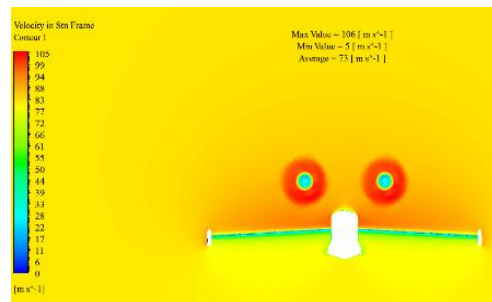
شکل (۱۲): کانتور توزیع سرعت روی صفحه عرضی گذرنده از لبه حمله بال در حالت چرخش هم جهت ملخها در زاویه صفر درجه.



اثر زاویه حمله به همراه سامانه پیشرانش روی مشخصات آیرودینامیکی دم افقی مورد بررسی قرار داده شده است. بیشترین تأثیر حضور ملخ بر روی دم افقی خواهد بود چرا که جریان هوای عبوری از ملخ به دم افقی برخورد خواهد کرد و باعث تغییر نیروی برآ و پسای دم افقی می‌شود. دم افقی اصلی‌ترین عضو برای تأمین پایداری طولی خواهد بود. به همین دلیل، تغییرات میدان جریان حول دم افقی می‌تواند پایداری طولی وسیله را دچار اختلال کند. البته در کنار تأثیرات مربوط به دم افقی روی پایداری طولی، سطوح کنترلی و موقعیت مرکز جرم وسیله نیز از پارامترهای اثرگذار در پایداری طولی وسیله هستند که این موارد مورد مطالعه در این تحقیق نمی‌باشد. جدول ۵ تأثیرات حضور ملخ روی دم افقی را نشان داده است. با توجه به شکل‌های خطوط جریان روی وسیله و ملخ در زوایای حمله ۰ و ۶ (شکل‌های ۲۰ و ۲۱)، در زاویه حمله صفر درجه، خطوط جریان عبوری از ملخ که سرعت زیادی دارند، از زیر دم افقی عبور کرده‌اند. بنابراین، ناحیه کم‌فشار زیردم افقی قرار گرفته و نیروی برآ به شدت افت کرده است. اما در زوایای حمله بالاتر (همانند ۶ درجه)، خطوط جریان هم از بالا و هم از زیر دم افقی عبور کرده‌اند، لذا نیروی برآ تغییر زیادی نکرده است. در زاویه حمله صفر نیروی برآ روی دم افقی در حدود ۷ درصد کم شده است. نیروی برآی دم افقی در زاویه حمله ۶ درجه تقریباً ثابت باقی مانده است. به دلیل اغتشاش زیاد جریان خروجی ملخ و برخورد آن با دم افقی، نیروی پسا افزایش یافته است. نیروی پسا در زوایای حمله صفر و ۶ درجه به ترتیب حدود ۱۲ و ۶ درصد افزایش یافته است.

همچنین به منظور بررسی بیشتر، ایزوکانتورهای ورتیسیتیه از پشت ملخ تا روی دم وسیله ترسیم شده است. همان طور که مشخص است ویک‌های پشت ملخ با بدنه و دم برخورد نموده و اثرات آن در شبیه‌سازی صورت گرفته لحاظ شده است.

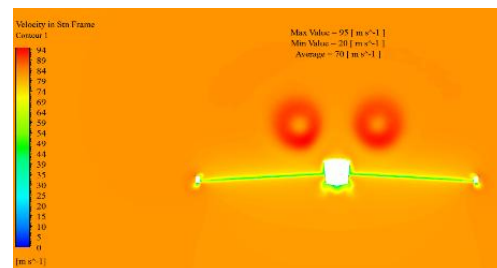
به منظور بررسی کیفیت آیرودینامیکی وسیله تحت اثر سامانه پیشرانش، نیروی پسا و برآ کل وارد بر وسیله در زوایای حمله مختلف مورد بررسی قرار داده شده است.



شکل (۱۶): کانتور توزیع سرعت روی صفحه عرضی گذرنده از لبه حمله بال در حالت چرخش هم‌جهت ملخ‌ها در زاویه ۳ درجه.



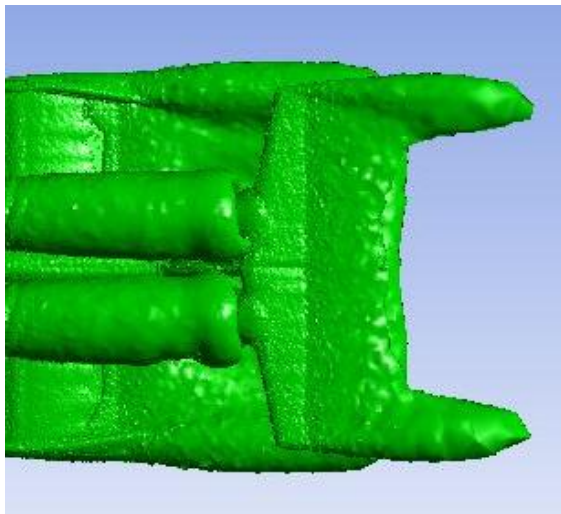
شکل (۱۷): کانتور توزیع سرعت روی صفحه عرضی گذرنده از مرکز بال در حالت چرخش هم‌جهت ملخ‌ها در زاویه ۳ درجه.



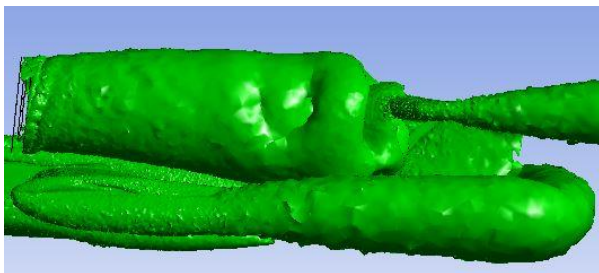
شکل (۱۸): کانتور توزیع سرعت روی صفحه عرضی گذرنده از لبه فرار بال در حالت چرخش هم‌جهت ملخ‌ها در زاویه ۳ درجه.



شکل (۱۹): کانتور توزیع سرعت روی صفحات عرضی گذرنده از قایق پرنده در حالت چرخش هم‌جهت ملخ‌ها در زاویه ۳ درجه.



الف: نمای از بالا



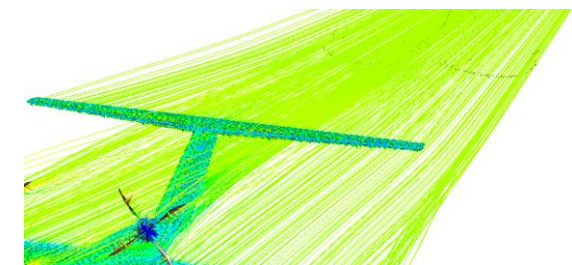
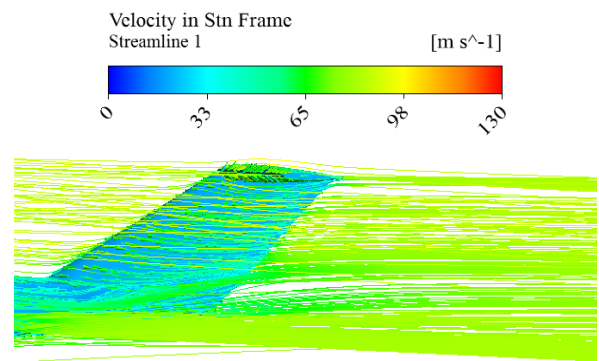
ب: نمای جانبی

شکل (۲۲): ایزوکانتورهای ورتیسیتیته و تشکیل و یک پشت ملخ در حالت چرخش خلاف جهت ملخها در زاویه ۶ درجه.

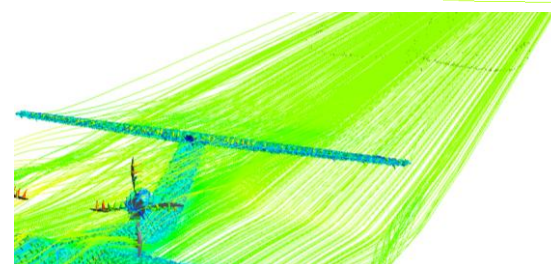
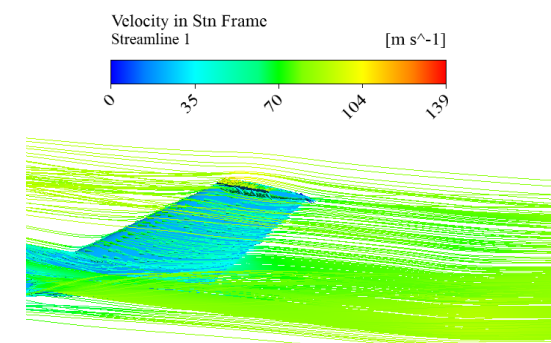
جدول (۵): تأثیر حضور ملخ روی نیروی پسا و برای دم افقی نسبت به حالت بدون سامانه پیشران.

تغییرات نیروی پسا (%)	تغییرات نیروی برآ (%)	نیروی برآ (N)	نیروی پسا (N)	زاویه حمله	حالت
----	---	۵۶۲۱	۶۰۵	۰	بدون سیستم رانش
---	---	۱۹۱۳۵	۲۴۷۲	۶	
۱۲/۷۴	-۷/۴۲	۵۲۰۴	۶۸۲	۰	چرخش هم جهت ملخها
۵/۶۶	-۰/۲۲	۱۹۰۹۲	۲۶۱۲	۶	
۱۱/۹۰	-۷/۰۶	۵۲۳۴	۶۷۷	۰	چرخش خلاف جهت ملخها
۵/۸۷	-۰/۵۴	۱۹۰۳۱	۲۶۱۷	۶	

(جدول ۶). بر اساس نتایج حاصله، جهت چرخش ملخ تأثیری قابل ملاحظه‌ای بر کیفیت آیرودینامیکی کل وسیله ندارد و در زاویه حمله ۳ درجه، در تمام حالات، بیشترین کیفیت آیرودینامیکی به دست آمده است.



شکل (۲۰): خطوط جریان عبوری از روی دم افقی وسیله در حالت چرخش هم جهت ملخها در زاویه صفر درجه.



شکل (۲۱): خطوط جریان عبوری از روی دم افقی وسیله در حالت چرخش خلاف جهت ملخها در زاویه ۶ درجه.

**جدول (۶):** تأثیر حضور ملخ روی کیفیت آبرودینامیکی

کل نسبت به حالت بدون سامانه پیشرانش.

حالت	زاویه حمله	نیروی برآ (N)	نیروی پسا (N)	کیفیت آبرودینامیکی (L/D)
چرخش هم‌جهت ملخ‌ها	۰	۳۴۵۰۱	۳۴۱۰۴	۱۰/۱۱
	۳	۶۶۶۹۰	۵۷۲۳/۸	۱۱/۶۵
	۶	۹۸۲۲۹	۹۶۴۶/۶	۱۰/۱۸
چرخش خلاف جهت ملخ‌ها	۰	۳۴۷۶۶	۳۴۳۰	۱۰/۱۳
	۳	۶۶۶۵۷	۵۷۳۰	۱۱/۶۳
	۶	۹۷۳۳۲	۹۵۹۵	۱۰/۱۴

همچنین تأثیر تغییر مکان افقی و عمودی سامانه پیشرانش ملخی چهار پره بر رفتار جریان پیرامون شناور اثر سطحی مورد بررسی قرار گرفته است. مختصات نصب ملخ در حالات مختلف در جدول ۷ آمده است. همان‌طور که بیان شد با نصب سامانه پیشرانش روی وسیله، جریان با اغتشاش بالای خروجی از آن، به دم افقی برخورد خواهد کرد. بر اساس نتایج، خطوط جریان عبوری از روی ملخ با شناور برخورد چندانی ندارد و فقط دم افقی را تحت تأثیر قرار داده است. بنابراین، نیروی برآ، پسا و گشتاور وارد بر کل وسیله تغییر خواهد کرد. جهت ارزیابی گشتاور تولیدی، مجموع گشتاور ناشی از نیروهای آبرودینامیکی و پیشران حول مرکز جرم وسیله به‌عنوان گشتاور وارد بر سامانه در نظر گرفته شده است.

**جدول (۷):** مختصات حالات مختلف نصب سیستم

پیشرانش.

حالت	فاصله از نوک (m)	فاصله از مرکز (m)	فاصله از کف (m)
حالت ۱	۴/۳۷	۱/۴۷	۲/۵۱
حالت ۲	۴/۳۷	۱/۰۹	۲/۵۱
حالت ۳	۴/۳۷	۱/۴۷	۲/۱۷
حالت ۴	۴/۳۷	۱/۰۹	۲/۱۷

نتایج مربوط به تأثیر تغییر مکان سامانه پیشرانش روی مشخصات آبرودینامیکی دم افقی در جدول ۸ نشان داده شده است. با توجه به نتایج حاصله، برای حالت اول، نیروی پسا ۷۷ نیوتن (۱۲/۷ درصد) افزایش یافته و نیروی برآ نیز ۴۱۷ نیوتن (۷/۴ درصد) کاهش یافته است. حالت ۲ حالتی

است که سیستم پیشران به خط تقارن وسیله به میزان ۳۸ سانتی‌متر نزدیک‌تر شده است. با نزدیک شدن ملخ به خط تقارن وسیله، دم افقی بیشتر تحت تأثیر جریان خروجی از ملخ قرار گرفته است. بنابراین، محدوده گسترده‌تری از دم افقی در ناحیه پرسرعت خروجی از سیستم پیشرانش قرار گرفته که این مسئله باعث کاهش نیروی برآی دم افقی نسبت به حالت ۱ شده است. در این حالت نیروی پسا نسبت به حالت بدون سیستم پیشران، ۱۰۸ نیوتن (۱۷/۸ درصد) افزایش و نیروی برآ به ۵۰۹ نیوتن (۹ درصد) کمتر شده است. نیروی پسا و برآ به ترتیب نسبت به حالت ۱ در حدود ۴/۵۴ افزایش و ۱/۷۷ درصد کاهش یافته است. کاهش در نیروی برآ منجر به افزایش گشتاور وارده بر کل وسیله می‌شود. به نحوی که مقدار گشتاور وارد بر وسیله از ۳۶۳۲۵ نیوتن‌متر در حالت ۱ به ۳۶۵۴۰ نیوتن‌متر در حالت ۲ افزایش یافته است. بنابراین، نزدیک کردن سیستم پیشران به سمت مرکز وسیله موجب ناپایداری بیشتر آن خواهد شد.

حالت ۳ حالتی است که سیستم پیشران در جهت عمودی به مقدار ۳۴ سانتی‌متر نسبت به حالت ۱ پایین‌تر قرار دارد. در این حالت دم افقی نسبت به حالت ۱ کمتر در پایین دست جریان خروجی از ملخ قرار دارد. بر اساس نتایج موجود در جدول ۹، نیروهای برآ و پسا به ترتیب ۶۶۱ و ۵۴۳۸ نیوتن به‌دست آمده‌اند. ملاحظه می‌شود که با تغییر مکان ملخ به سمت پایین، نیروی پسا و گشتاور وارد بر کل وسیله نسبت به حالت ۱ به ترتیب به میزان ۳/۰۸٪ و ۵/۰۱٪ کاهش، و نیروی برآ به میزان ۴/۵٪ افزایش یافته است. بنابراین، هر چه دم افقی کمتر در معرض جریان خروجی از ملخ قرار داده شود، دم افقی برآی بیشتر و پسای کمتری دارد. همچنین در این حالت مقدار گشتاور وارد بر وسیله کاهش یافته است که به‌نوعی بیانگر پایداری بیشتر این حالت نسبت به حالت ۱ است. حالت ۴ حالتی است که شرایط حالات ۲ و ۳ را به‌طور هم‌زمان دارا می‌باشد. بدین معنی که نسبت به حالت ۱ سیستم پیشران ۳۸ سانتی‌متر به سمت خط تقارن و ۳۴ سانتی‌متر به سمت پایین منتقل شده است. همان‌طور که اشاره شد، با حرکت ملخ به سمت مرکز وسیله، نیروی پسا و برآ به ترتیب افزایش و کاهش یافته است. همچنین با جابجایی ملخ به سمت پایین، نیروی پسا کاهش و نیروی برآ افزایش یافت. بنابراین، حالت ۴

داشته و سبب تغییر نیروی برآ و پسای آن شده است. از آن جایی که دم افقی مهم‌ترین بخش در تأمین پایداری طولی شناور اثرسطحی است، بنابراین، هرگونه تغییر در مشخصات آیرودینامیکی دم افقی، می‌تواند بر روی پایداری طولی وسیله اثرگذار باشد.

- در زاویه حمله صفر درجه، خطوط جریان سرعت بالای گذرنده از ملخ، از زیر دم افقی عبور کرده است. بنابراین، می‌توان نتیجه گرفت که فشار در بخش زیر دم افقی کاهش یافته و در نتیجه نیروی برآی آن نیز کمتر شده است. این میزان کاهش در حدود ۷٪ بوده است. از طرف دیگر در زوایای حمله بالا نظیر ۶ درجه، خطوط جریان به صورت تقریباً مساوی از بالا و زیر دم افقی عبور کرده‌اند، بنابراین، نیروی برآی تولیدی توسط دم افقی تغییر محسوسی نداشته و ثابت بوده است.

- به دلیل آشفتگی جریان در جریان خارج شده از ملخ و برهم‌کنش آن با دم افقی، نیروی پسای دم افقی افزایش یافته است. نیروی پسا در زوایای حمله صفر و ۶ درجه به ترتیب حدود ۱۲ و ۶ درصد افزایش پیدا کرده است.

- با نزدیک شدن ملخ به خط مرکزی وسیله و بدون تغییر در ارتفاع آن نیروی برآ روی دم افقی کاهش و در پی آن گشتاور دم افزایش داشته است. در این حالت نیروی پسا نیز تا حدی بیشتر شده است. بنابراین، این حالت سبب ناپایداری شناور می‌شود.

- با تغییر مکان ملخ به سمت پایین، نیروی پسا و گشتاور وارد بر کل وسیله کاهش، و نیروی برآ افزایش یافته است. همچنین گشتاور وارد بر وسیله نیز کاهش یافته و در نهایت شناور از لحاظ پایداری طولی، شرایط بهتری را خواهد داشت.

## مراجع

1. Bousquet J. M. and Gardarein, P. "Improvements on Computations of High Speed Propeller Unsteady Aerodynamics", Aerospace Science and Technology. Vol. 7, pp. 465-472, 2003.

ترکیبی از این دو حالت می‌باشد. بر اساس نتایج، نیروی پسا نسبت به حالت ۱ به میزان ۰/۶٪ کاهش و نیروی برآ ۱/۸۸٪ افزایش یافته است. همچنین گشتاور وارد بر وسیله به میزان ۰/۹۵٪ کاهش یافته و سبب پایداری بیشتر سیستم شده است.

**جدول (۸):** نیروی برآ و پسای دم افقی در حالات مختلف سیستم پیشران.

حالات مختلف نصب ملخ روی وسیله						
حالت ۴	حالت ۳	حالت ۲	حالت ۱	بدون ملخ		
۶۷۸	۶۶۱	۷۱۳	۶۸۲	۶۰۵	پسا (نیوتن)	
۵۲۹۹	۵۴۳۸	۵۱۱۲	۵۲۰۴	۵۶۲۱	برآ (نیوتن)	

**جدول (۹):** گشتاور وارد بر کل وسیله در حالات مختلف نصب سیستم پیشران.

حالات مختلف نصب ملخ روی وسیله						
حالت ۴	حالت ۳	حالت ۲	حالت ۱	سیستم پیشران بدون ملخ		
۳۵۹۸۱	۳۴۵۰۴	۳۶۵۴۰	۳۶۳۲۵	۳۵۷۴۲	گشتاور کل (نیوتن متر)	

## ۷- نتیجه‌گیری

در این پژوهش تأثیرات سامانه پیشران ملخی بر مشخصه‌های آیرودینامیکی یک شناور اثر سطحی به صورت عددی بررسی و مورد تحلیل قرار داده شده است. نتایج حاصل از این پژوهش به شرح زیر است:

- جهت چرخش ملخ تأثیری ناچیزی بر کیفیت آیرودینامیکی کل شناور اثرسطحی داشته و در زاویه حمله ۳ درجه، بالاترین کیفیت آیرودینامیکی به دست آمده است.
- بیشترین تأثیر سامانه پیشران ملخی بر دم افقی شناور اثرسطحی بوده است، زیرا جریان هوای گذرنده از ملخ عمدتاً با دم افقی شناور برهم‌کنش

12. Jamei, S., Maimun, A., Mansor, S., Azwadi, N., and Priyanto, A., "Numerical Investigation on Aerodynamic Characteristics of Compound Wing-in-Ground Effect", *J. Aircraft*, Vol. 49, no. 5, pp. 1297-1305, 2012.
13. Tahani, M., Bargestan, A., and Saboor, M. H. "Study on the Effects of Geometric Variation on the Aerodynamic and Static Stability Characteristics of a WIG Craft", *Journal of Solid And Fluid Mechanics*, Vol. 4, pp. 75-78, 2013 (In Persian).
14. Heidarian, A., Ghassemi, H, and Liu, P. "Numerical Aerodynamic of the Rectangular Wing Concerning to Ground Effect", *American J. Mech. Eng.*, Vol. 6, no. 4, pp. 43-47, 2018.
15. Heidarian, A., Ghassemi, H., and Liu, P. "Investigation of The Effects of Micro-Riblet Film on the Wing In Ground Effect", *International J. Multidisciplinary Sci. & Eng.*, Vol. 9, no. 5, pp. 1-9, 2018.
16. Qin, Y., Liu, P, Qu, Q., and Zheng, Y. "Numerical Study of the Aerodynamic Forces and Flow Physics of the Delta Wing In Mutational Ground Effect", *Applied Aerodynamic Conference*, Atlanta, Georgia, 2018.
17. Lee, J. "Computational Analysis of Static Height Stability and Aerodynamics of Vehicles With a Fuselage, Wing And Tail Ground Effect", *Ocean Eng.*, Vol. 168, pp. 12-22, 2018.
18. Lao, C. T. and Wong, T. T. "CFD Simulation of a Wing in Ground Effect UAV", *Proc. IOP Conf. Series, Material Science and Engineering*, Vol. 370, no. 1, 2018.
19. Wei, H., Yu, P., and Li, L. "Ground Effects in the Stability of the Separated Flow Around NACA 4415 Airfoil at Low Reynolds Numbers", *Aerospace Science and Tecnology*, Vol. 72, pp. 63-76, 2018.
20. Ansys Cfx-Solver Theory Guide, (2017), ANSYS, INC.
21. Aerodynamic Characteristics of a Three Blade Propeller Having NACA 10-(3) (08)-03 Blades", *NASA Technical Reports Server*, 1948.
2. James, L. T., John, W., Paulson, J., and Richard, J. M. "Powerd Low-Aspect-Ratio Wing-in-Ground-Effect (WIG) Aerodynamic Characteristics", *NASA- TM-78793*, 1979.
3. Hirata, N. and Hino T. "Investigation of a Three-Dimensional Power-Augmented RAM Wing in Ground Effect", *35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, USA, 1997.
4. Kamyar, M. and Mohammadkhani, H. "Numerical Simulation Flow Around A Helicopter Rotor In Forward Flighth"; *ISME*, Iran, 2002 (In Persian).
5. Javarshakian, M. H. and Saeedi, M. "Numerical Analysis of Aerodynamic Forces And Its Stresses on The Helicopter Rotor", *M.Sc Thesis*, Tabriz University, Department of Mechanical Engineering, 2002 (In Persian).
6. Barber, T. "Aerodynamic Ground Effect: A Case Study of the Integration of CFD and Experiments", *Int. J. Vehicle Des.*, Vol. 40, no. 4, pp. 299-316, 2006.
7. Afshar, H. and Alishahi, M. H. "Numerical Investigation of Flow Around A WIG Craft In Free Flighth"; *ISME*, Iran, 2004 (In Persian).
8. Shahramfar, V., Dehghan, M., and Kamali, J. "Aerodynamic Analysis of Flow Interaction Between Engine and Tail For a WIG Craft", *Proc. 15<sup>th</sup> Conf. Fluid Dymanic*, Iran, 2012 (In Persian).
9. Tavakoli, M. and Seif, MS. "Static and Dynamic Stability Analysis of an WIG Craft Using Autowing Software"; *Proc. 15<sup>th</sup> Conf. Marine Industries*, Iran, 2012 (In Persian).
10. Dakhrabadi, M. T. and Seif, M. S. "Influence of Main and Outer Wings on Aerodynamic Characteristics of Compound Wing-in-Ground Effect", *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol. 55, pp. 177-188, 2016.
11. Hwang, J. Y, Jung, M. K., and Kwon, O. J. " Numerical Study of Aerodynamic Performance of a Multirotor Unmanned-Aerial-Vehicle Configuration", *J. Aircraft*, *AIAA Early Edition*, Vol. 52, no. 3, pp. 839-846, 2015.