

# شبیه‌سازی عددی اثرات تداخل ملخ/بال در آیرودینامیک هواپیمای دوموتوره

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۲/۰۶

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۲۵

حمیدرضا ابراهیمی کبری<sup>۱</sup>، مرتضی بیاتی<sup>۲</sup>

۱ استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، hkebria@yahoo.com

۲ استادیار، گروه هوافضا، دانشکده انرژی‌های تجدیدپذیر، دانشگاه صنعتی ارومیه، ارومیه، ایران

## چکیده

در این تحقیق اثرات تقابلی جریان‌های چرخشی پشت ملخ روی آیرودینامیک هواپیمای دوموتوره بررسی شده است. در هواپیماهایی که از ملخ‌های گام متغیر استفاده می‌کنند، تغییر در گام ملخ در شرایط پروازی مختلف که شامل فازهای برخاست، اوج‌گیری، کروز و کاهش ارتفاع و نشست است، باعث تغییر در الگوی توزیع فشار روی بال و دم هواپیما شده، نیروها و گشتاورهای مختلفی به وجود می‌آورد؛ بنابراین هماهنگ‌سازی و یکپارچه‌سازی نیروی جلوبرندگی موتور/ملخ با عملکرد هواپیما اهمیت زیادی در طراحی هواپیماهای ملخی دارد. ضرایب آیرودینامیکی هواپیما که از شرایط موتور-خاموش استخراج می‌شوند با حالت موتور-روشن و با چرخش ملخ، تفاوت داشته و این اختلاف، موجب تغییر در حالت‌های تریم و کنترل‌پذیری هواپیما می‌شود. برای بررسی میزان تغییرات ضرایب آیرودینامیکی، از دینامیک سیالات عددی استفاده شده، در سرعت‌ها و شرایط پروازی مختلف، نیروها و گشتاورهای هواپیما در حالت موتور روشن و در زوایای مختلف گام ملخ، محاسبه شده و با هم مقایسه شده‌اند. برای اعتبارسنجی نتایج، مقادیر نیروهای برآ محاسبه شده از شبیه‌سازی عددی با نتایج حاصل از روابط نیمه تجربی بر پایه آزمایش تونل باد، مقایسه شده است. بعد از اطمینان از صحت مقادیر نیروها و گشتاورها، با داشتن میدان جریان مدل‌سازی شده، اثر تغییر گام ملخ روی ضرایب آیرودینامیکی مورد تحلیل قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که ضریب برآی بیشینه و شیب منحنی برآ در حالت موتور روشن، حدود ۱۰ درصد بیشتر از مقدار آن در حالت موتور خاموش است.

واژه‌های کلیدی: چرخش ملخ، ضرایب آیرودینامیکی، گام ملخ، تداخل آیرودینامیکی، موتور خاموش، موتور روشن

۱۷۷

سال ۱۱- شماره ۱

بهار و تابستان ۱۴۰۱

نشریه علمی دانش و فناوری هوا فضا



## Numerical simulation of wing /propeller interaction effects in aerodynamic coefficient of twin engine aircraft

Hamid Reza Ebrahimi Kebria<sup>1</sup>, Morteza Bayati<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Department of aerospace, Maleke ashtar university of technology

<sup>2</sup> Department of aerospace, Urmia university of technology

### Abstract

In this paper, the interaction effects of the rotational flows on aerodynamic efficiency of propeller for a twin engine aircraft are investigated. Variable pitch propellers allow us to change the propeller pitch angle at different flight phase (i.e. take off, climb, cruise, and landing) and thus it change the pressure distribution and aerodynamic loads on a wing and horizontal stabilizer. Therefore, in the design process the integration of engine-propeller thrust with aircraft performance is an important subject. The aerodynamic coefficient is in the case of power-off engine and different than the case where the engine is powered-on. This difference, changes the trim conditions and aircraft controllability. In this work, to evaluate the change of aerodynamic coefficient, the computational fluid dynamic (CFD) in steady form is implemented accordingly, the comparisons are made for different speeds and flight conditions at different propeller pitch settings. The validation is therefore performed based on the comparison of simulated lift against the semi empirical data from wind tunnel test. Furthermore, the effects on aerodynamic coefficient, stability and control derivatives are analyzed.

**Keywords:** Interaction, aerodynamic coefficient, power off, power on, propeller rotation

## ۱. مقدمه

بعد از ساخت نخستین هواپیماهای ملخی توسط برادران رایت در سال ۱۹۰۳، تحقیقات زیادی در بهینه‌سازی عملکرد ملخ‌ها صورت گرفته است، به طوری که هم‌اکنون اثبات شده است که کاراترین و بهینه‌ترین سامانه پیشران هواپیما در رژیم سرعت‌های پایین، موتورهای ملخ‌دار هستند. تقابل اثرات ملخ با بال هواپیما تأثیر زیادی بر عملکرد پرنده دارد. شناخت عوامل این تداخلات کار ساده‌ای نیست زیرا جریان پشت ملخ، دارای چرخش‌های زیادی بوده و اثرات ناپایایی آن بر آیرودینامیک و مسیر جریان، بررسی آن را مشکل می‌سازد. لودوینگ پرانتل [۱] دو تأثیر مهم ملخ روی بال هواپیما را یکی مربوط به تغییر سرعت و دیگری را مربوط به تغییر زاویه، در نظر گرفته است. رفتار دینامیکی پره‌ها، پدیده شکست و به وجود آمدن موج شوک روی بال و ... باعث پیچیده‌تر شدن بررسی‌های اثرات آیرودینامیکی ملخ می‌شود.

انتخاب ملخ برای بهترین عملکرد پرنده و اجابت مأموریت‌های محوله اهمیت زیادی دارد. اگر ملخ به طوری طراحی یا انتخاب شود که بار روی دیسک ملخ زیاد باشد، در زوایای حمله بال، نیرو و گشتاور ملخ زیاد می‌شود و در پایداری هواپیما تأثیر می‌گذارد. تعداد پره‌های ملخ نیز، هم در مقدار نویز تولیدی و هم در مقدار نیروی پیشران اثرگذار است. جریان چرخشی پشت ملخ با تغییر فشار دینامیکی روی بال، الگوی توزیع نیروی برآ را تغییر می‌دهد و این امر باعث تغییر در آیرودینامیک و عملکرد بال و هواپیما می‌شود. محل نصب ملخ، زاویه نصب آن نسبت به بال، جهت‌های چرخش ملخ‌ها، به خصوص در هواپیماهای با دو یا تعداد بیشتر موتور، همچنین

زاویه گام ملخ، با تغییر در چرخش جریان پشت ملخ و تغییر در مقدار نیروی پیشران، در کارایی و عملکرد هواپیما مؤثر هستند [۲-۶]. بنابراین شناخت اثرات یک سیستم پیشران ملخی که در یک هواپیما نصب می‌شود، لازم و ضروری به نظر می‌رسد. از منظر مقدار مصرف سوخت و دیدگاه اقتصادی نیز نصب صحیح و یکپارچگی مناسب بال/موتور/ملخ در میزان مصرف سوخت یک سفر هوایی اهمیت می‌یابد [۷].

هرچند چرخش ملخ باعث به وجود آمدن نیروهای نوسانی در آن می‌شود و القای سرعت با حالت گردابی ملخ، خود باعث به وجود آمدن یک جریان چرخشی پشت آن می‌شود که هم در راستای محوری و هم شعاعی، دارای تغییر است؛ بنابراین محاسبات وابسته به زمان برای آن مناسب به نظر می‌رسد؛ اما برخی از محققان نشان دادند که می‌توان مقدار متوسط را با دقت نسبتاً خوبی از نتایج محاسبات مستقل از زمان و با انجام محاسبات پایا برای ملخ به دست آورد [۸]، [۹]. انجام محاسبات در حالت ناپایا از منظر ارتعاشی و سازه‌ای امری لازم و حتمی است. علاوه بر روش‌های عددی، برای شناخت جریان‌ات پشت ملخ و اثرات آن روی آیرودینامیک هواپیما، کارهای تجربی بسیاری نیز در این زمینه انجام گرفته است، سرعت و فشار روی پره‌های ملخ و پشت ملخ را اندازه‌گیری کرده‌اند [۱۰]. بررسی اثر تداخلی ملخ با بال و یکپارچه‌سازی بال/ملخ در هواپیماها همواره مورد توجه محققان بوده است [۱۱]. امینایی و همکاران [۱۲، ۱۳] تأثیر جریان ملخ بر لایه مرزی بال را هم به صورت عددی و هم به صورت تجربی بررسی کرده‌اند. وانگ و همکاران [۱۴] به صورت عددی و با استفاده از روش شبه‌پایای MRF، یک روش یکپارچه‌سازی برای



نصب موتورهای ملخی روی بال ارائه داده‌اند. چن [۱۵] با بهینه کردن ملخ، بال و رسیدن به سرعت بهینه توزیع سرعت جریان پشت ملخ روی بال، باعث افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسای بال شد.

در این مقاله سعی شده به کمک دینامیک سیالات محاسباتی پایا، اثر چرخش ملخ و زاویه گام آن، در یک هواپیمای دوموتوره پیستونی، روی ضرایب آیرودینامیکی بررسی و تحقیق شود. موتورهای روی بال نصب شده‌اند و هر دو دارای چرخش ساعتگرد از دید خلبان هستند. محدوده سرعت این هواپیما بین ۱۵۰ تا ۳۶۰ کیلومتر بر ساعت و ارتفاع پروازی آن زیر ۱۲۰۰۰ پا است. مقایسه یک حالت ناپایا برای این هواپیما نشان داده است که مدل‌سازی مستقل از زمان، می‌تواند نیروها و گشتاورهای میانگین را به خوبی پیش‌بینی کند به طوری که نیروهای به دست آمده از مدل‌سازی پایا، برابر با متوسط نیروهای پرویدیک ناپایا هستند. برای شبیه‌سازی جریان، کل هواپیما به همراه پوشش موتور و ملخ‌ها مدل شده‌اند و هواپیما در زوایای حمله مختلف، همچنین زوایای سرش جانبی مختلف مورد تحلیل قرار گرفته است. در هواپیماهای سبک و عمومی، برای ارزان‌تر شدن قیمت از ملخ‌های با گام ثابت استفاده می‌شود که این امر باعث می‌شود. راندمان ملخ در حین پرواز، با تغییر سرعت، ارتفاع و زاویه حمله تغییر کند ولی در هواپیماهای تجاری که راندمان ملخ مهم بوده و در هزینه تمام شده یک سفر هوایی اثرگذار است، ملخ‌های سرعت ثابت با گام متغیر استفاده می‌شود که در این نوع ملخ، تنظیمات خودکار گام ملخ طوری است که در کل پرواز راندمان ملخ، بیشینه باشد. در این حالت یکپارچگی نصب

ملخ با موتور و هواپیما سخت‌تر بوده، تجربه و تحلیل بیشتری می‌طلبد. تغییر گام ملخ بر جریان لغزشی آن اثر گذاشته و در نهایت آیرودینامیک پرنده را تغییر می‌دهد. در این مقاله، برای اولین بار تغییر ضرایب آیرودینامیکی و توزیع فشار روی بال و دم هواپیما در گام‌های مختلف ملخ بررسی شده است. همچنین اثر نصب موتور و ملخ در روی بال روی کل یک هواپیما، بررسی شده و اختلاف ضرایب در حالت‌های بدون ملخ، همراه با ملخ ولی بدون چرخش و حالت چرخان ملخ مقایسه شده است.

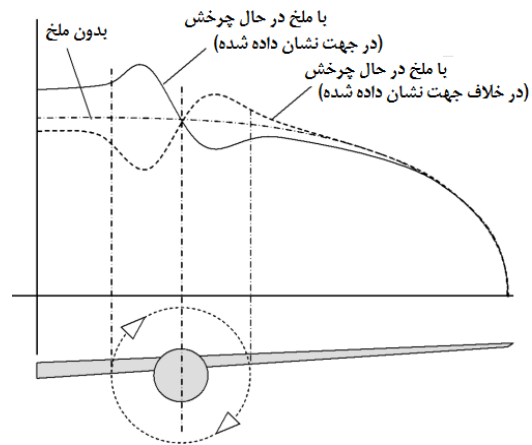
در ادامه ابتدا تئوری ملخ آورده شده، سپس روش مدل‌سازی عددی توضیح داده شده است. در آخر نتایج شبیه‌سازی عددی چرخش ملخ روی توزیع فشار و نیروی‌های برآ و پسای هواپیما و تأثیر تغییر زاویه گام بر ضرایب آیرودینامیکی هواپیما آورده شده است.

## ۲. تئوری ملخ

در هواپیماهایی که از موتور ملخی روی بال به‌عنوان سیستم پیش‌رانش استفاده می‌کنند، بخشی از بال در معرض جریان چرخش پشت ملخ قرار دارد. از آنجاکه این جریان دارای مؤلفه محوری و چرخشی است، میدان سرعت روی بال را تغییر داده، باعث تغییر توزیع فشار و در نهایت تغییر در توزیع نیروی بال می‌شود. مؤلفه محوری سرعت جریان ملخ، تغییری در نیروی‌های برآ و پسا ایجاد نمی‌کند، در حالی که مؤلفه چرخشی آن کاملاً برعکس عمل کرده، بر اساس جهت چرخش آن می‌تواند در قسمت داخلی و بیرونی بال باعث کم یا زیاد شدن نیروی برآ و پسا شوند. ملخ با حرکت رو به بالا با ایجاد جریان بالارونده باعث افزایش زاویه حمله بال و برعکس ملخ با حرکت

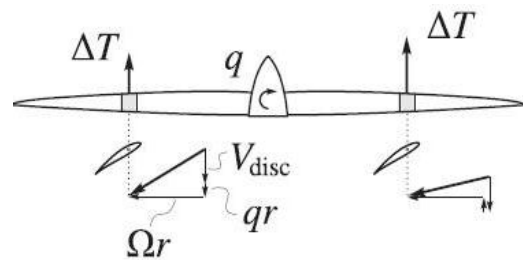


رو به پایین، باعث کاهش زاویه حمله بال می‌شود و نتیجه آن، عدم تقارن در نیروهای تولیدشده توسط بال است. به‌طور شماتیک در شکل (۱) این تغییرات نشان داده شده است.



شکل ۱. شماتیک نیروی برآ روی بال تحت تأثیر جریان چرخشی ملخ [۱۶]

این تغییرات طوری است که نیروی برآی کل بال افزایش می‌یابد. همچنین هم در ملخ رو بالا و هم در ملخ رو به پایین نیروی پسای منفی تولید می‌شود که به‌عنوان نیروی پیشران عمل می‌کند. شکل (۲) شماتیک اختلاف نیروی پیشران ملخ بالا و پایین‌رونده را نشان می‌دهد.



شکل ۲. شماتیک اثر چرخش ملخ

که در آن  $\Omega$  سرعت زاویه‌ای ملخ است. ملخ پایین‌رونده، سرعت محلی بیشتری نسبت به ملخ بالا‌رونده دارد و در نتیجه نیروی جلوبرندگی بیشتری تولید می‌کند. اثر جریان ملخ بر لایه مرزی بال نیز از مواردی است که در اکثر

مدل‌سازی‌های تئوری از آن صرف‌نظر می‌شود؛ زیرا این جریان به‌طور متناوب با گذر پره ملخ باعث تغییر لایه مرزی از آرام به توربولانس و برعکس شده و روی پسای بال تأثیر می‌گذارد که اغلب به دلیل پیچیدگی آن از محاسبه اثرات آن در طراحی صرف‌نظر می‌شود.

همان‌طور که ملخ روی بال اثر می‌گذارد، بال نیز بر جریان ملخ تأثیرگذار است و مقدار چرخش جریان پشت ملخ را کاهش می‌دهد. این پدیده در آزمون‌های تونل باد و شبیه‌سازی‌های عددی به‌طور مشهود اثبات شده است [۱۷]. اثرات لزجت باعث کاهش زاویه مارپیچی جریان پشت ملخ شده و در نتیجه سرعت چرخش جریان را کاهش می‌دهد. مقدار این اثر به فاصله صفحه ملخ تا بال و مقدار زاویه حمله محلی پره‌های ملخ مرتبط است. فاصله مناسب برای نصب ملخ برای هواپیماهای دارای موتور ملخی روی بال، در جدول (۱) آورده شده است. آزمون‌های تجربی نشان داده است که فاصله‌های خارج از این محدوده‌ها به‌شدت باعث افت نیروی برآ می‌شود.

جدول ۱. محدوده مناسب برای نصب موتور روی

بال [۱۸]

موقعیت مکانی	محدوده مناسب
$x/R$	۰/۸۱ تا ۱/۵۶
$y/(b/2)$	۰/۲۳ تا ۰/۳۶
$z/R$	۰/۲۵ - تا ۰/۴۲

که  $x$ ،  $y$  و  $z$  موقعیت نصب صفحه ملخ نسبت به لبه حمله بال و  $R$  شعاع ملخ و  $b$  طول بال هواپیماست. هماهنگ‌سازی مناسب عملکرد موتور/ ملخ با هواپیما در طراحی هواپیماهای ملخی اهمیت زیادی دارد. جریان مارپیچی پشت ملخ به زمان کافی برای یکنواخت شدن احتیاج



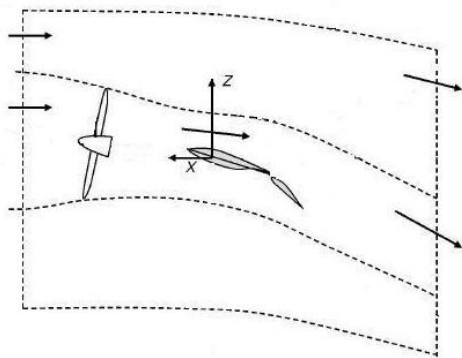
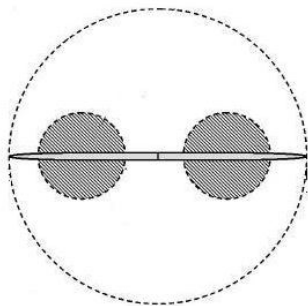
دارد تا از بروز گرادیان‌های شدید در توزیع فشار استاتیک و دینامیکی روی بال جلوگیری شود. این جریانات پیچشی به‌طور مستقیم بر توزیع نیروی برآی روی بال تأثیر می‌گذارند.

بالی که در مسیر جریان پشت ملخ قرار گرفته است، با یک جریان ناپایا و پیچیده مواجه می‌شود. فرموله کردن این جریان و بررسی پیچیدگی‌های آن کار مشکلی است. به همین دلیل در مراحل اولیه طراحی از روش‌های تجربی و نیمه تجربی برای طراحی استفاده می‌شود. در مراحل نهایی یک طراحی، روش‌های دقیق‌تر به کار برده می‌شود تا اثرات چرخش ملخ روی آیرودینامیک هواپیما بررسی و تحلیل شود. می‌توان از روش شبکه گردابه یا معادله‌های نویر استوکس ناپایا استفاده کرد. بنا بر مرتبه دقت می‌توان فرض کرد که یک توزیع پیوسته‌ای از ورتیسیتیه در جریان پشت ملخ وجود داشته و بر اساس این فرض، از معادلات مستقل از زمان استفاده کرد. البته با این روش دیگر اثرات بار ناپایا روی بال، همچنین اثرات تعداد پره‌های ملخ و سرعت چرخشی آن در نظر گرفته نمی‌شود.

استفاده از روش‌های سریع برای بررسی اثرات ملخ بر نیروهای آیرودینامیکی موردتوجه محققان مختلف بوده است که از آن جمله می‌توان به تحقیق اسملت و داویس [۱۹]، جامسون [۲۰]، فولر [۲۱] و مار [۲۲] اشاره کرد که هرکدام به طریقی اثرات چرخش ملخ را روی نیروهای برآ و پسای بال و توزیع فشار روی بال محاسبه کرده‌اند.

بیشتر کارهای تحلیلی که در رابطه با بررسی اثرات ملخ انجام شده است، از تئوری اندازه حرکت المان پره استفاده کرده‌اند که قادر است تا اندازه‌های نیروهای روی بال و فلپ را پیش‌بینی

کند. البته این تئوری قادر نیست تا اثرات چرخشی جریان را در نظر بگیرد یا اثر پوشش موتور را بررسی کند. این مدل که شماتیک آن در شکل (۳) آمده است با در نظر گرفتن یک حجم کنترل جریان پشت ملخ و روی بال که تغییر مساحت می‌دهد، نیروهای  $X$  و  $Z$  روی بال و فلپ را محاسبه کند.



شکل ۳. ملخ - بال - فلپ در تئوری اندازه حرکت المان پره

چرخش ملخ روی ضرایب آیرودینامیکی تأثیرگذار است و با چرخش ملخ، به‌واسطه تولید نیروی پیشران از ضریب پسای هواپیما کاسته می‌شود. تأثیر چرخش ملخ روی نیروی برآی هواپیما، شامل دو دسته است. دسته اول ناشی از تأثیرات مستقیم ملخ بر نیروی برآ و دسته دوم اثر غیرمستقیم ملخ است که مربوط به تأثیر ملخ روی آیرودینامیک بال و دم هواپیماست. اثر مستقیم، همان نیروهای ملخ است که شامل مؤلفه بردار نیروی پیشران ملخ در راستای نیروی

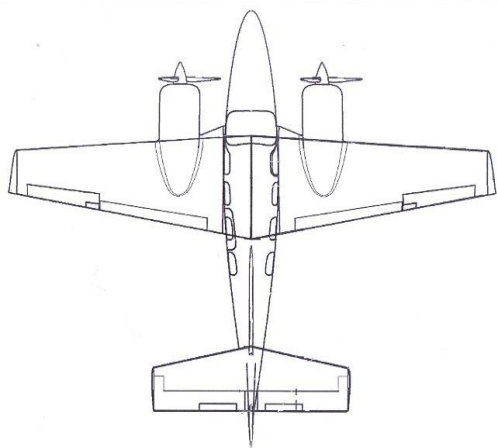
معادله‌های آشفته‌گی RNGK-e استفاده شده است. جریان پشت ملخ با استفاده از روش دستگاه مختصات دوار چند چرخشی (MRF) شبیه‌سازی شد.

معادله‌های حاکم در جریان پایا به شرح زیر است:

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial(u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \nu \frac{\partial x_i}{\partial x_j} \right) \quad (3)$$

که در آن  $\nu$  لزجت دینامیکی،  $p$  فشار،  $u_i$  ها مؤلفه‌های سرعت و  $x_i$  ها جهات مختصاتی هستند.



شکل ۴. هواپیمای دوموتوره فجر-۳۳

شبکه ایجادشده برای حل میدان جریان حول هواپیما، به صورت یک شبکه چند بلوکی است که ترکیبی از بلوک‌های مختلف در نواحی دوار ملخ‌ها و دیگر نواحی ثابت بال و پوشش موتور، بدنه و دم هواپیماست. این روش ایجاد شبکه، هم‌زمان با حفظ دقت حل، باعث کاهش زمان حل عددی در مقایسه با حل ناپایای جریان می‌شود.

برای محاسبه اثرات اندرکنش ملخ، پوشش موتور و بال هواپیما روی ضرایب آیرودینامیکی،

برآ و اثر نیروی عمودی وارده بر پره‌های ملخ است. اثر غیرمستقیم به اثرات جریان لغزشی گفته می‌شود که به صورت افزایش فشار دینامیکی، جریان فرو وزش روی بال و دم هواپیما به وجود می‌آید. لازم به بیان است که اثرات فشار دینامیکی باعث افزایش و اثرات فرو وزش باعث کاهش نیروی برآ می‌شود که برآیند آن‌ها افزایشی است. این تأثیرات در رابطه (۱) نشان داده شده است [۲۳] که رابطه اصلی تغییرات ضریب برآی هواپیما به واسطه چرخش ملخ است:

$$C_L = C_{L \text{ prop off}} + (\Delta C_L)_T + (\Delta C_L)_{Np} + (\Delta C_L)_{\Delta \bar{q}_W} + (\Delta C_L)_{\epsilon_P} + (\Delta C_L)_{\Delta \bar{q}_h} + (\Delta C_L)_h (\Delta \epsilon_h)_{power} \quad (1)$$

که در آن مقدار  $\Delta C_L$  با زیرنویس  $T$  و  $Np$  مربوط به نیروهای ملخ،  $\Delta \bar{q}_W$  و  $\epsilon_P$  مربوط به اثر جریان بعد از ملخ روی بال،  $\Delta \bar{q}_h$  و  $\Delta \epsilon_h$  مربوط به اثر جریان بعد از ملخ روی دم افقی می‌شود.

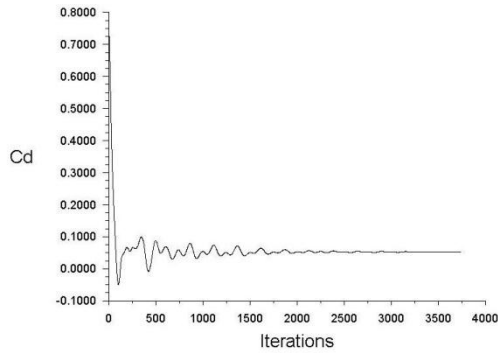
### ۳. شبیه‌سازی عددی

در این تحقیق اثرات چرخش ملخ بر ضرایب آیرودینامیکی هواپیمای دوموتوره ملخی فجر-۳۳ بررسی شده است. این هواپیمای دوموتوره شامل بدنه‌ای به طول ۹ متر، بال به طول ۱۱/۵ متر و با وتر متوسط آیرودینامیکی بال برابر با ۱/۶ متر، پوشش موتور و ملخی با قطر ۱/۹۵ متر به همراه دم افقی و دم عمودی، شبیه‌سازی عددی شده است. در شکل (۴) شمای کلی هواپیما و محل نصب موتورهای آن ارائه شده است.

روش حل عددی مورد استفاده در این تحقیق، روش حجم کنترل بوده است که با نرم‌افزار تجاری انسیس-فلوئنت انجام شده است. به منظور مدل‌سازی دقیق تر لایه مرزی، از کوپل معادله‌های RANS در حالت سه‌بعدی، تراکم‌پذیر و پایا با



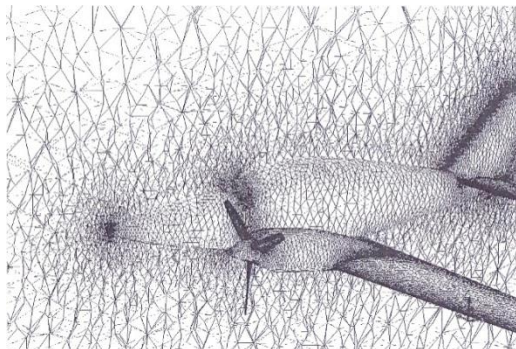




شکل ۵. نمودار همگرایی حل

روش حل به صورت حجم کنترلی بوده و معادله‌های نویر استوکس پایا و تراکم‌پذیر در آن حل شده است. ناحیه محاسباتی به ۸ بلوک تقسیم شده و در هر بلوک با استفاده از شبکه هیبرید، شبکه‌بندی صورت گرفته است.

شکل (۶) نمایی از شبکه روی سطح هواپیما را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که در نواحی مهم و حساس، شبکه ریزتر شده تا حل دقیق‌تری انجام شود.



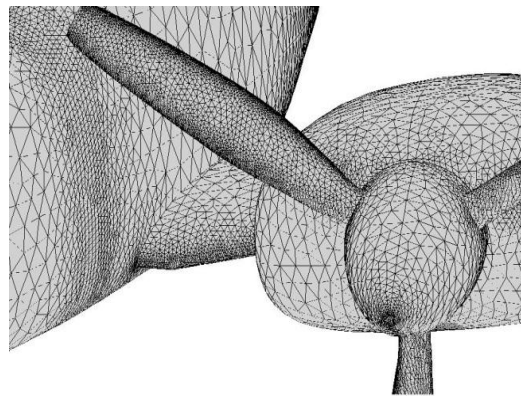
شکل ۶. شبکه روی سطح هواپیما

شکل (۷) نمایی از شبکه روی سطح هواپیما را در بخش ملخ و پوشش موتور نشان می‌دهد. جاهایی مانند لبه حمله و فرار پره‌های ملخ‌ها که گرادیان‌های فشار و سرعت بیشتر دارند، از تراکم شبکه بیشتری برخوردار هستند. استفاده از شبکه هیبرید این امکان را فراهم ساخته است که مقدار  $Y^+$  بر سطح هواپیما به زیر ۱۲ برسد تا اثرات

شبیه‌سازی در سه مرحله و با سه مدل متفاوت انجام شده است. مدل اول شامل هواپیما بدون ملخ، مدل دوم شامل هواپیما همراه با ملخ بدون چرخش و مدل نهایی شامل اثرات چرخش ملخ است. حالت نهایی که شامل هواپیما با موتور روشن و ملخ در حال چرخش است در سه وضعیت مختلف گام ملخ (گام‌های ۱۲/۵ درجه، ۲۲ و ۲۵ درجه) در دور ۲۶۰۰ RPM مدل‌سازی شده است. ثابت نگه داشتن دور موتور، برای مقایسه اثرات گام ملخ بوده است. لازم به یادآوری است که در پرواز واقعی با تغییر سرعت و فاز پروازی، گام و سرعت دورانی چرخش ملخ تغییر می‌کند. با این کار اثرات نصب ملخ روی آیرودینامیک هواپیما قابل بررسی بوده و می‌توان آن را با حالت موتور خاموش مقایسه کرد. هواپیماهایی که از ملخ‌های با گام متغیر استفاده می‌کنند، گام ملخ یا به صورت خودکار یا با اعمال فرمان‌های خلبان تغییر می‌کند. این تغییرات طوری انجام می‌شود که همواره در سرعت‌های مختلف پروازی و شرایط گوناگون پروازی، راندمان ملخ در بیشترین مقدار ممکن باشد تا اتلاف نیروی پیشران به حداقل برسد.

مدل ساخته شده برای حالت با ملخ شامل شبکه‌ای با  $8/3$  میلیون سلول و در حالت بدون ملخ دارای شبکه‌ای متشکل از  $5/4$  میلیون سلول است. شبیه‌سازی در نرم‌افزار فلوئنت CFX انجام شده است. حل در حالت پایا و با استفاده از دستگاه مختصات دوار چند چرخشی انجام شده است. شکل (۵) نمودار همگرایی ضریب پسی هواپیما را نشان می‌دهد که حدود ۱۸۰۰ تکرار برای مرحله گذرا نیاز است و بعدازآن حل به سمت همگرایی می‌رود و جریان به حالت یکنواخت‌تری می‌رسد.

لایه مرزی روی میدان جریان و تغییراتی که بر ضرایب، به خصوص ضریب پسا به وجود می‌آورد، در نظر گرفته شود. وجود لایه مرزی روی سطح پره‌های ملخ نیز مهم است، زیرا گرادیان‌های فشار و سرعت بر آن‌ها خیلی زیاد بوده و اثرات قابل‌ملاحظه‌ای روی نیروی پسا و نیروی جلوبرندگی هواپیما می‌گذارد.



شکل ۷. شبکه روی سطح هواپیما

برای اطمینان از دقت نتایج و مناسب بودن شبکه محاسباتی ایجاد شده، استقلال حل از شبکه مورد بررسی قرار گرفت. شبکه مورد استفاده به‌گونه‌ای است که با افزایش سلول‌های شبکه و ریزتر شدن آن، دقت حل خیلی تغییر نمی‌کند، ولی از نظر محاسباتی زمان و هزینه محاسبات افزایش می‌یابد. این کار در همه مدل‌های محاسباتی تکرار شده و بهترین شبکه برای حل انتخاب شده است. در جدول (۲) نتایج مربوط به حل مستقل از شبکه برای حالت موتور روشن و ملخ در حال چرخش ارائه شده است.

با توجه به نتایج جدول (۲)، شبکه‌ای با  $8/3$  میلیون سلول به‌عنوان مناسب‌ترین شبکه برای شبیه‌سازی انتخاب شد.

#### ۴. نتایج

نتایج به‌دست‌آمده از این تحقیق شامل ضرایب

آیرودینامیکی کل هواپیما در حالت‌های بدون ملخ، با ملخ ثابت (موتور خاموش) و با ملخ در حال چرخش (موتور روشن) است که نشان می‌دهد این ضرایب در این حالت‌ها، یکسان نبوده و با یکدیگر اختلاف محسوس دارند.

جدول ۲. استقلال حل از شبکه

درصد تغییر	$C_L$	تعداد شبکه (میلیون)	ردیف
-	۰/۲۱	۵/۶	۱
۳۳	۰/۲۸	۷/۵	۲
۸	۰/۳۰۳	۸/۳	۳
۲	۰/۳۱	۸/۶	۴

این موضوع باید در مراحل اولیه طراحی هواپیما، مدنظر طراحان قرار گیرد. برای اطمینان از دقت حل، استقلال حل از شبکه مورد بررسی قرار گرفت (جدول ۲) و برای صحت‌گذاری حل، نتایج به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی با نتایج حاصل از روابط نیمه تجربی بر پایه نتایج آزمون تونل باد، مقایسه شده است که نشان‌دهنده صحت نتایج حاصل از شبیه‌سازی است. روابط نیمه تجربی استفاده شده و کد تدوین شده برای آن، با نتایج آزمایش تونل باد هواپیما در حالت‌های موتور خاموش و موتور روشن، اعتبارسازی شده است که در مرجع [۲۴] آمده است. در جدول (۳) نتایج اعتبارسنجی انجام شده در حالت بدون موتور، ارائه شده است. ملاحظه می‌شود که نتایج حاصل از شبیه‌سازی با نتایج حاصل از روش‌های نیمه تجربی، مطابقت زیادی دارد.

وجود ملخ در جلوی بال هواپیما تأثیر قابل‌ملاحظه‌ای بر توزیع فشار روی سطح بال می‌گذارد و آن را از حالتی که توزیع نیروی برآ نزدیک به بیضوی باشد، خارج می‌کند. به‌خصوص



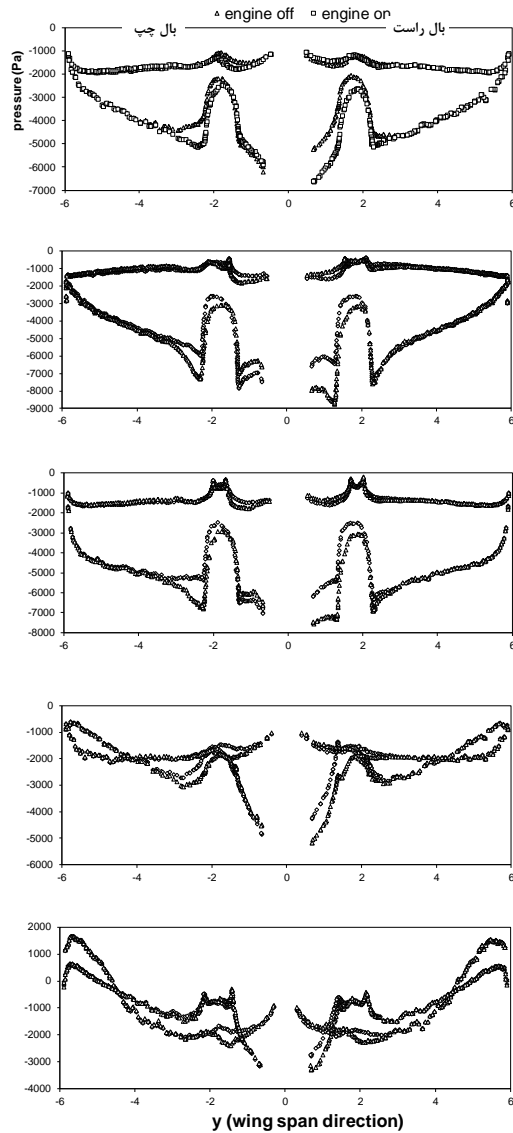
در نواحی پشت پوشش موتور که جریان به شدت آشفته است و الگوی جریان تغییر می‌کند.

جدول ۳. اعتبارسنجی نتایج و مقایسه نیروی برآ هواپیمای بدون موتور از شبیه‌سازی عددی با روابط نیمه‌تجربی بر پایه آزمون تونل باد

زاویه حمله (درجه)	$C_L$ از نتایج شبیه‌سازی	$C_L$ از روابط نیمه‌تجربی بر پایه آزمون تونل باد
-۶	-۰/۳۱۷	-۰/۳۳۴
۰	۰/۳۰۳	۰/۳۱۲
۹	۱/۲۲	۱/۲۸
۱۵	۱/۴۴	۱/۵۸

شکل (۸) توزیع فشار در طول دهانه بال را در فاصله‌های ۱۰، ۳۰، ۵۰، ۷۰ و ۹۰ سانتی‌متری از لبه حمله بال، نشان می‌دهد که با توزیع فشار حالت بدون چرخش ملخ مقایسه شده است. این شکل‌ها از منظر دید خلبان رسم شده است؛ یعنی جهت مثبت  $y$  به بال سمت راست و جهت منفی آن به بال سمت چپ هواپیما اشاره دارد. در این حالت، جهت چرخش ملخ ساعتگرد بوده و هر دو ملخ هواپیما هم‌جهت می‌چرخند. در بیشتر هواپیماهای دوموتوره پیستونی یا توربوپراپ سعی می‌شود، جهت چرخش ملخ‌ها عکس یکدیگر باشند تا اثرات ژيروسکوپی همدیگر را خنثی کنند. این موضوع مستلزم به‌کارگیری موتورهای است که نوع پادساعتگرد نیز داشته باشند. در هواپیمای مدل‌سازی شده در این تحقیق، از موتورهای هم‌جهت استفاده شده است و برای جبران اثرات ژيروسکوپی چرخش ملخ، ملاحظات طراحی خاصی مدنظر قرار گرفته است. در این هواپیما، پوشش موتور حدود یک متر روی سطح بال گسترده شده است. جریان هر چه به سمت

انتهایی آن پیش می‌رود؛ دچار اغتشاش بیشتری شده و توزیع فشار غیریکنواخت‌تری نتیجه می‌دهد.

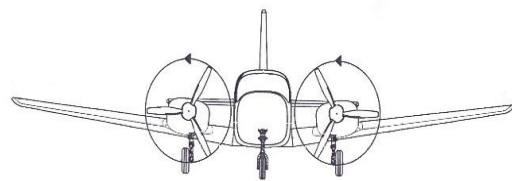


شکل ۸. تغییرات فشار استاتیک در بال سمت راست و چپ (از دید خلبان) در دو حالت موتور روشن و موتور خاموش در به ترتیب از بالا به پایین: ۱۰، ۳۰، ۵۰، ۷۰ و ۹۰ سانتی‌متر از لبه حمله بال

از نمودارهای شکل (۸) این‌طور استنباط می‌شود که حرکت دوار پره‌های ملخ، بیشتر بر توزیع فشار سطح بالایی بال اثر می‌گذارد. چرخش ملخ، فشار محلی را تغییر داده و در نواحی که

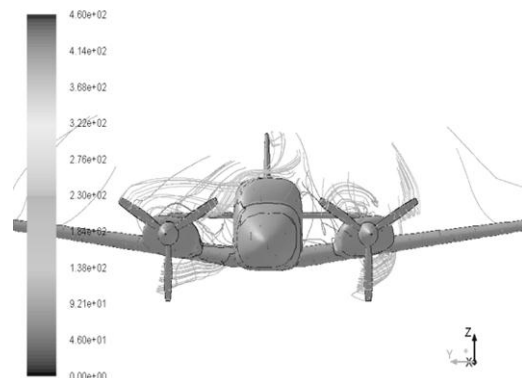


سمت حرکت ملخ رو به پایین است (در قسمت بیرونی بال سمت راست و قسمت درونی بال سمت چپ) فشار محلی را منفی تر می کند و در نتیجه اختلاف فشار سطح بالا و پایین بال افزایش می یابد؛ برعکس در نواحی که سمت حرکت ملخ رو به بالاست (در قسمت درونی بال سمت راست و قسمت بیرونی بال سمت چپ) فشار محلی را مثبت تر می کند و در نتیجه اختلاف فشار سطح بالا و پایین بال کاهش می یابد (شکل ۹).



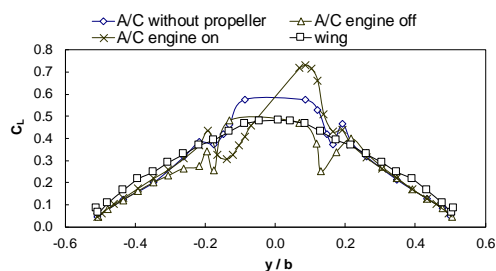
شکل ۹. جهت چرخش ملخ ها در هواپیما از دید ناظر بیرونی

شکل (۱۰) خطوط جریان چرخشی ایجادشده در اطراف هواپیما را به دلیل چرخش ملخ نشان می دهد. مشاهده می شود که چرخش جریان موجب ایجاد یک جریان پیچیده دورانی می شود که شامل دو گردابه اصلی است که یکی در نوک ملخ و دیگری به دلیل چرخش ملخ در پشت ملخ ایجاد می شود.



شکل ۱۰. جریان چرخشی ایجادشده به وسیله ملخ در حال چرخش

در شکل (۱۱) توزیع نیروی برای بال در طول دهانه بال رسم شده است. توزیع برآ در امتداد دهانه بال، در حالت های مختلف چرخش ملخ، ملخ ثابت و هواپیمای بدون ملخ با توزیع نیروی برای تقریباً بیضوی بال تنها (بال بدون موتور و ملخ) مقایسه شده است. در نواحی دور از ملخ و پوشش موتور، تفاوت کمی بین مقدار برآی بال مشاهده می شود. ولی وجود پوشش موتور، توزیع یکنواخت نیروی برآ را تحت تأثیر قرار داده و چرخش ملخ، آن تأثیر را افزایش می دهد. از آنجاکه ملخ مورد استفاده در این هواپیما سه پره ای است، با توجه به موقعیت ایستایی آن، برای بال چپ و بال راست در حالت ملخ بدون چرخش تقارن ندارد. چرخش ملخ نیز در ناحیه بالارونده، برای محلی بال را افزایش داده و در ناحیه پایین رونده، برای محلی بال را کاهش می دهد. در حقیقت پره بالارونده زاویه حمله محلی بال را افزایش می دهد و پره پایین رونده زاویه حمله محلی بال را کاهش می دهد. این افزایش و کاهش زاویه حمله، بر مقدار نیروی برآ اثر گذاشته و آن را تغییر می دهد.



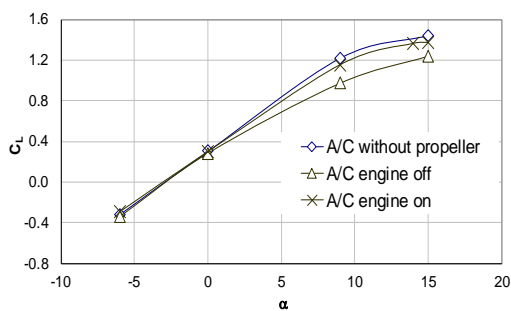
شکل ۱۱. تغییرات نیروی برآ در راستای دهانه بال در بال سمت راست و چپ (از دید خلبان)، مقایسه اثرات حضور و چرخش ملخ با بال تنها

از شکل (۱۱) مشخص است که در یک هواپیمای دوموتوره با قراردادن موتورهای هم جهت ساعتگرد روی بال، مقدار نیروی برای

بال سمت راست به مراتب از مقدار نیروی برآی بال سمت چپ بیشتر شده و این موضوع عدم تعادل عرضی هواپیما را حتی در زاویه حمله و سرش صفر باعث می‌شود. بنابراین مهندسان طراح هواپیما باید این موضوع را مدنظر قرار دهند و ملاحظات طراحی مناسب برای آن اتخاذ نمایند. شکل‌های (۱۲) و (۱۳) مقایسه‌ای بین منحنی تغییرات ضریب برآ و پسای هواپیما در سه حالت هواپیمای بدون ملخ، ملخ بدون چرخش (موتور خاموش) و ملخ دوار (موتور روشن) را نشان می‌دهد. نصب ملخ روی هواپیما نسبت به حالت بدون ملخ با آشفته کردن جریان روی بال، باعث کاهش مقدار نیروی برآ و کاهش شیب منحنی برآ برحسب زاویه حمله می‌شود. ولی چرخش آن باعث افزایش برآی هواپیما می‌شود. از شکل (۱۲) نتیجه می‌شود که مقدار برآی بیشینه و شیب منحنی برآی هواپیما را نباید فقط از مدل‌سازی موتور خاموش استخراج کرد. مقادیر شیب ضریب برآ برحسب زاویه حمله و بیشینه مقدار نیروی برآ، بین مدل موتور روشن و مدل بدون موتور، نزدیک به ۱۰٪ اختلاف وجود دارد؛ بنابراین ضروری است که در مراحل طراحی، اثرات روشن بودن موتور را روی ضرایب و مشتقات آیرودینامیکی و دینامیک پروازی هواپیما در نظر گرفت.

در صورت از کارافتادن یک موتور، قرار دادن موقعیت ملخ موتور خاموش در حالت کمترین پسای اهمیت دارد زیرا ملخ در حالت توقف دارای پسای زیادی بوده و اختلاف زیادی بین پسای بال چپ و راست به وجود می‌آید. حالت چرخش آزاد نیز پسای بیشتری دارد و مقداری نیروی جلوبرندگی و برآی نامشخص ایجاد می‌کند که ممکن است کنترل هواپیما را از دست خلبان خارج کند. شکل

(۱۳) نشان می‌دهد که هواپیمای با موتور خاموش، ضریب پسای خیلی بالاتر از هواپیمای با موتور روشن دارد. مقادیر منحنی شکل (۱۳) نیرو در راستای محور جریان را نشان می‌دهد و ضریب  $C_D$  منفی نشان‌دهنده بیشتر بودن نیروی جلوبرندگی از پسای هواپیماست که نتیجه آن شتاب هواپیما خواهد بود. از آنجاکه این شبیه‌سازی‌ها در حالت پایا انجام شده است، بنابراین افزایش زاویه حمله در یک سرعت و چرخش ثابت، باعث افزایش مقدار پسا و بیشتر شدن آن از نیروی جلوبرندگی می‌شود. در نتیجه حالت موتور روشن نمودار شکل (۱۳) در زوایای حمله پایین نزدیک به صفر درجه، دارای ضریب پسای منفی بوده که با افزایش زاویه حمله به بیشتر از ۳ درجه یا کمتر از ۶- درجه، متناسب با مقدار برآی نمودار، ضریب پسا مثبت می‌شود. از آنجاکه در محاسبه نیروی پسا، نیروی خالص در جهت جریان در نظر گرفته شده است، در نتیجه اعداد منفی ضریب پسا در شکل (۱۳) و همچنین جدول (۴)، نشان‌دهنده بیشتر بودن نیروی پیشران ملخ نسبت به نیروی پسا است.



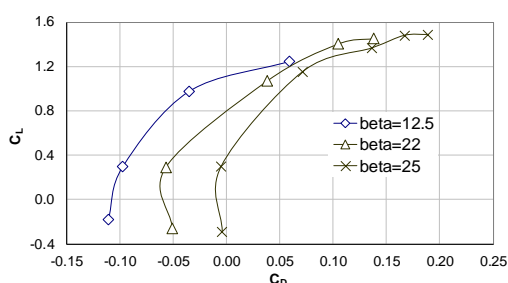
شکل ۱۲. تغییرات نیروی برآ در حالت‌های بدون ملخ، ملخ بدون چرخش و ملخ دوار

اثر گام ملخ بر روی ضرایب از دیگر اهدافی بوده است که در این پژوهش به آن پرداخته شده است. مشخص است که تغییر سرعت هواپیما

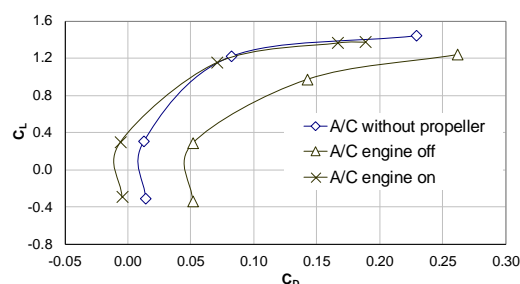
هوایما برحسب ضریب پسای هوایما در زوایای مختلف گام ملخ ارائه شده است.

جدول ۴. مقادیر شیب و بیشینه نیروی برآ و پسا در زاویه گامهای ۱۲/۵، ۲۲ و ۲۵ درجه

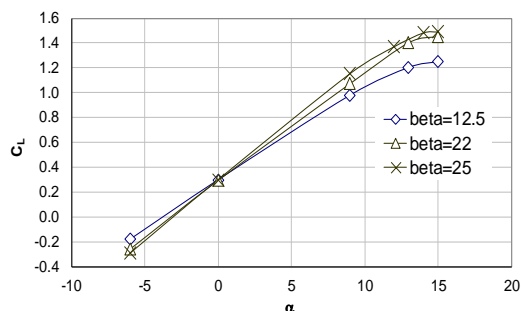
$C_D (C_L=0)$	$CL_a (radian^{-1})$	$CL_{max}$	
۰/۰۱۳۴	۵/۹	۱/۴۴	بدون ملخ
-۰/۱۰۵۷	۴/۴۲	۱/۲۵	$\beta=12.5$
-۰/۰۵۴	۵/۰۸	۱/۴۴	$\beta=22$
-۰/۰۰۵	۵/۵۲	۱/۵	$\beta=25$



همراه با تغییر در دور چرخش ملخ، زاویه گام خاصی را نتیجه می‌دهد که بیشترین راندمان ملخ را به همراه داشته باشد. این موضوع با داشتن نمودارهای ضریب نیروی جلوبرندگی، ضریب توان و راندمان ملخ امکان‌پذیر است که اندرکنش مناسب موتور/ملخ با عملکرد هوایما را نتیجه می‌دهد.



شکل ۱۳. مقایسه منحنی پسای قطبی در حالت‌های بدون ملخ، ملخ بدون چرخش و ملخ دوار



شکل ۱۵. تغییرات منحنی پسای قطبی در چند زاویه

گام ملخ

#### ۴. نتیجه‌گیری

در این مقاله سعی شده تا در هوایماهای دوموتوره پیستونی به بررسی اثرات متقابل جریان ملخ روی نیروهای تولیدشده به وسیله بال هوایما پرداخته شود. از شبیه‌سازی عددی که در مورد یک هوایمای کامل در نرم‌افزار CFX انجام شده است نتیجه می‌شود که چرخش ملخ بر جریان روی بال هوایما اثر گذاشته و باعث تغییر جهت و مقدار آن می‌شود. نواحی از بال که در معرض جریان پشت ملخ قرار دارند، دارای توزیع فشار و نیروی غیریکنواخت شده و بنا بر جهت حرکت چرخشی ملخ، ممکن است نیروی برآی محلی آن کم یا زیادتر شود. مقدار زاویه گام ملخ نیز بر مقدار اثرات جریان پشت ملخ اثرگذار است؛ به-

شکل ۱۴. تغییرات منحنی نیروی برآ نسبت به زاویه حمله در چند زاویه گام ملخ

از شکل (۱۴) نتیجه می‌شود که تغییر گام ملخ، باعث تغییر در شیب منحنی نیروی برآ و مقدار برآی بیشینه هوایما می‌شود؛ به طوری که افزایش زاویه گام از ۱۲/۵ درجه به ۲۵ درجه باعث افزایش ۲۰٪ در مقدار برآی بیشینه و افزایش ۲۵٪ در شیب منحنی برآ می‌شود. جدول (۴) مقادیر شیب منحنی و مقدار بیشینه ضرایب برآ و پسا در حالت‌های مختلف زاویه گام را نشان می‌دهد. در شکل (۱۵)، تغییرات ضریب برآی



aviation- performance potential and recent wind tunnel test results, SAE Technical Paper 811090, 1981.

- [8] G. Luursema, Comparison of an actuator disk and blade modeling approach in Navier-Stokes calculations on the SR-3 propfan, MSc. Thesis, Fac. of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, 1999.
- [9] W.M. Eric Roosenboom, A. Stürmer, and A. Schröder, Advanced experimental and numerical validation and analysis of propeller slipstream flows, *Journal of Aircraft*, vol. 47, no. 1, pp. 284-291, 2010.
- [10] D. Ragni, B. W. van Oudheusden, F. Scarano, Non-intrusive aerodynamic loads analysis of an aircraft propeller blade, *Journal of Experimental Fluids*, vol. 51, pp. 361-371, 2011.
- [11] P. Ruchała, Aerodynamic interference between pusher propeller slipstream and an airframe – literature review, *Journal of KONES Powertrain and Transport*, Vol. 24, No. 3, 2017.
- [12] H. Aminaei, M. Dehghan Manshadi, A. Mostofizadeh, Numerical estimation of the wing boundary layer transition in propeller flowfield, *Modares Mechanical Engineering* 2017, Vol. 17, No. 2, pp. 157-165, 2017.
- [13] H. Aminaei A.R. Mostofizadeh, M. Dehghan Manshadi, Experimental and numerical study of wing boundary layer behavior in propeller flowfield, *Journal of Visualization*, Vol. 22, No. 2, 2019.
- [14] K. Wang, Z. Zhou, X. Zhu, X. Xu, Aerodynamic design of multi-propeller/wing integration at low Reynolds numbers, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 84, pp. 1-17, 2019.
- [15] X. Chena, Z. Zhou, Propeller-wing coupled aerodynamic design based on desired propeller slipstream, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 97, pp. 1-16, 2020.
- [16] geboren te Denekamp, Propeller wing aerodynamic interference, Ph.D.

طوری که با افزایش مقدار زاویه گام با افزایش سرعت هواپیما، پسای آن افزایش یافته و جهت چرخش جریان نیز تغییر می‌کند که تأثیر آن روی شیب و بیشینه مقدار نیروی برآ قابل ملاحظه خواهد بود.

لازم است تغییراتی که در ضرایب آیرودینامیکی یک هواپیما به خاطر چرخش پره‌های ملخ در حالت موتور روشن ایجاد می‌شود در فازهای طراحی هواپیما موردنظر قرار گیرد و این کار نیازمند به کارگیری روش‌های دینامیک محاسبات عددی یا استفاده از تونل باد است.

## ۵. مراجع

- [1] L. Prandtl, Mutual influence of wings and propeller, NACA Technical Report, no. 74, Extract of the first report of the goettingen aerodynamic facility, Chap. IV, section 6, 1921.
- [2] L.R. Miranda and J.E. Brennan, Aerodynamic effects of wing tip mounted propellers and turbines, *AIAA Journal*, 86-1802, pp. 221-228, 1986.
- [3] R.E. Kuhn and J.W. Draper, Investigation of the aerodynamic characteristics of a model wing-propeller combination and of the wing and propeller separately at angles of attack up to 90, NACA Technical Report 1263, 1956.
- [4] L.L.M. Veldhuis and P.M. Heyma, Aerodynamic optimisation of wings in multi-engined tractor propeller arrangements, ICAS-2000-2.6.4, 2000.
- [5] D. Favier, C. Maresca, C. Barbi and G. Fratello, Experimental and Numerical study of the propeller/fixed wing interaction, *AIAA Journal*- 88-2571, 1988.
- [6] I. KROO, Propeller-wing integration for minimum induced loss, *Journal of Aircraft*, vol. 23, no. 7, pp. 561-565, 1986.
- [7] R. Jeracki and G. Mitchell, Low and high speed propellers for general



- dissertation, Technische Universiteit Delft, 2005.
- [17] B.J. Holmes, R.H. Howard and S.J. Miley, An investigation of the effects of the propeller layer, SAE paper 850859, 1985.
- [18] L.L.M. Veldhuis, Experimental analysis of tractor propeller effects on a low aspect ratio semi-span wing, International Conference on Aerospace Science and Technology and the Sixth Australian Aeronautical Conference, vol. 2, pp. 491-498, Melbourne, 20-23 March 1995.
- [19] R. Smelt and H. Davies, Estimation of increase in lift due to a slipstream, ARC R&M 1788, 1937.
- [20] A. Jameson, The analysis of propeller wing flow interaction, analytic methods in aircraft aerodynamics, NASA SP-228, pp. 721-749, 1969.
- [21] H.D. Fowler, Determination of the influence of propeller thrust on CL and CD of an airplane using a triple-slotted flap at various deflections, SAE Paper 690724, 1969.
- [22] R.L. Marr, A method for analyzing power-on Static Longitudinal Stability, SAE Paper 700238, 1970.
- [23] Chester H. Wolowicz, Roxanab B. Yancey, Longitudinal aerodynamic characteristics of light, twin-engine, propeller-driven airplanes, Flight Research center Edwards, Calif. 93523, NASA TR June 1972.
- [24] M. Rostami, S. A. Bagherzadeh, Development and validation of an enhanced semi-empirical method for estimation of aerodynamic characteristics of light, propeller-driven airplanes, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering, Vol. 232, No. 4, pp. 638-648, 2016.

