

Numerical Study of the Aerodynamic Performance of a Light Aircraft Propeller Equipped with Surface Suction Slot

Hamid Reza Jashnani, Saeed Karimian Aliabadi* 

Mechanical Faculty, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran.

ARTICLE INFO

Article Type
Original Research

Article History
Received: April 26, 2026
Revised: June 17, 2026
Accepted: June 22, 2026
ePublished: August 14, 2026

ABSTRACT

This research aims to increase the aerodynamic efficiency of the Bonanza light aircraft propeller in cruising flight and improve its flight range by applying suction slots to its airfoil surface. In previous research, the application of suction slots to delay flow separation on the airfoil of an aircraft wing, engine compressor blades, wind turbines, and UAV propellers has been investigated. These slots are used in two active and passive forms, but in this study, the passive type is used so that an increase in weight and a change in the center of mass do not occur. The location of the suction-slot application on the lower surface of a two-dimensional asymmetric airfoil is considered relative to the leading edge. Geometric pitch angle calculations have been performed for cruising altitude and speed. In the present simulation, the temperature, pressure, and humidity quantities of Tehran Mehrabad International Airport were considered as the base environmental variables. Initial computations were performed using the Blade Element Momentum Theory (BEMT), and a numerical solution was then obtained with ANSYS Fluent to study the flow field and evaluate the performance of the propeller with the slot. The results showed that the closer the slot is to the leading edge, the less its effect on reducing the lift coefficient. However, if the slot is applied to the selected airfoil components of the blade according to the geometric dimensions presented in this study, the propeller lift coefficient (C_L) increases by about 7%, and its moment coefficient (C_M) at the blade reference station increases by about 6%, and the propeller efficiency improves within the range of 4% advance ratio. It was also observed that the effectiveness of the slot in propeller efficiency (η) is reduced in the stations closer to the blade tip.

Keywords: Propeller, Efficiency, Aerodynamic Performance, Suction Slot

How to cite this article

Jashnani H.R., Karimian Aliabadi S, Numerical Study of the Aerodynamic Performance of a Light Aircraft Propeller Equipped with Surface Suction Slot. Modares Mechanical Engineering; 2026;26(10):817-830.

*Corresponding author's email: karimian@modares.ac.ir

*Corresponding ORCID ID: 0000-0003-4782-2813



Copyright© 2026, TMU Press. This open-access article is published under the terms of the Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License which permits Share (copy and redistribute the material in any medium or format) and Adapt (remix, transform, and build upon the material) under the Attribution-NonCommercial terms.



بررسی عددی عملکرد آیرودینامیکی ملخ یک هواپیمای سبک با شیار مکنده سطحی

حمیدرضا جشنانی، سعید کریمیان علی آبادی*

گروه مهندسی هوافضا، دانشکده مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

چکیده

هدف از این پژوهش، افزایش بازده آیرودینامیکی ملخ هواپیمای سبک بونانزا در پرواز پیمایشی و بهبود برد پروازی آن با اعمال شیار مکشی بر سطح هوابر آن است. در تحقیقات پیشین، اعمال شیار مکشی به منظور تأخیر در جدایش جریان بر روی هوابر بال هواپیما، پره‌های کمپرسور موتور، توربین‌های بادی و ملخ پهن‌پایه مورد بررسی قرار گرفته است. این شیارها به دو صورت فعال و غیرفعال به کاررفته‌اند که در این پژوهش از نوع غیرفعال استفاده شده تا افزایش در وزن و تغییر مرکز جرم رخ ندهد. مکان اعمال شیار مکشی بر سطح زیرین یک هوابر نامتقارن دوبعدی نسبت به لبه حمله در نظر گرفته شده است. محاسبات زاویه گام هندسی برای ارتفاع و سرعت پیمایشی انجام شده است. در شبیه‌سازی حاضر، کمیت‌های دما، فشار و رطوبت فرودگاه بین‌المللی مهرآباد تهران به عنوان متغیرهای محیطی مبنا لحاظ گردید. محاسبات اولیه بر اساس روش تکانه المان پره انجام شده و سپس به منظور مطالعه میدان جریان و ارزیابی عملکرد ملخ با شیار، از حل عددی با نرم‌افزار آنسیس فلونت استفاده شده است. نتایج نشان داد هر چه شیار به لبه حمله نزدیک‌تر باشد، اثر آن در کاهش ضریب برآ کمتر است. با این حال، اگر شیار مطابق با ابعاد هندسه ارائه شده در این پژوهش بر اجزای منتخب هوابر پره اعمال شود، ضریب نیروی برآی هوابر ملخ حدود ۷ درصد و ضریب گشتاور آن در ایستگاه مرجع پره حدود ۶ درصد افزایش و بازده ملخ در محدوده نسبت پیشروی ۴ درصد بهبود می‌یابد. همچنین مشاهده شد در نوک پره، از اثربخشی شیار در بازده ملخ کاسته شده است.

کلیدواژه‌ها: ملخ، بازده، عملکرد آیرودینامیکی، شیار مکنده

اطلاعات مقاله

نوع مقاله

مقاله پژوهشی

تاریخچه مقاله

دریافت: ۱۴۰۵/۰۲/۰۶

بازنگری: ۱۴۰۵/۰۳/۲۷

پذیرش: ۱۴۰۵/۰۴/۰۱

ارائه آنلاین: ۱۴۰۵/۰۵/۲۳

نحوه ارجاع به این مقاله

جشنانی حمیدرضا، کریمیان علی آبادی سعید، بررسی عددی عملکرد آیرودینامیکی ملخ یک هواپیمای سبک با شیار مکنده سطحی، مهندسی مکانیک مدرس. ۱۴۰۵؛ ۲۶(۱۰): ۸۱۷-۸۳۰

*پست الکترونیکی نویسنده عهده‌دار مکاتبات: Karimian@modares.ac.ir

*شناسه ارکید نویسنده عهده‌دار مکاتبات: ۰۰۰۰-۰۰۰۳-۴۷۸۲-۲۸۱۳



۱- مقدمه

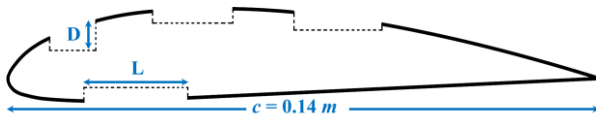
سامانه پیشران بیولوژیکی در پرندگان از ماهیچه‌های پاها و بال‌ها به‌عنوان نیروی محرکه استفاده می‌کند [۱]. پرواز حشره ملخ یک فرایند پیچیده است که ترکیبی از قدرت پاهای عقبی و حرکت بال‌ها را شامل می‌شود. در این فرایند، ملخ از عضلات قوی خود برای تولید نیروهای برآ و پیشران استفاده می‌کند. ملخ ابتدا پاهای عقبی قدرتمند خود را خم و انرژي را در عضلات ذخیره می‌کند و سپس با یک جهش این انرژي آزاد شده و ملخ را به هوا پرتاب می‌کند. ملخ دارای دو جفت بال است که بال‌های ضخیم و محکم جلویی، نقش حفاظتی دارند و بال‌های بزرگ و نازک عقبی، نیروی اصلی پرواز را فراهم می‌کنند. در هنگام پرواز با حرکت بال‌های عقبی به سمت بالا و پایین و با سرعتی در حدود ۱۰ تا ۲۰ بار در ثانیه نیروی برآ تولید می‌شود. هم‌زمان بال‌های جلویی با حرکات هماهنگ، جریان هوا را از جلو به پشت داده و با تغییر زاویه بال‌ها و استفاده از شاخک‌های خود، مسیر و سرعت پرواز را تنظیم می‌کنند. همچنین ملخ هنگام نزدیک‌شدن به زمین، نرخ بال‌زن خود را کاهش داده و با تنظیم زاویه بال‌ها به آرامی روی سطح موردنظر فرود می‌آید. در هواپیماها نیز زمانی که گازهای داغ از پشت یک موتور جت رها شود رانش پدید می‌آید [۲]. رانش از دید کمیته به‌وسیله قانون دوم نیوتن توصیف می‌شود و در یک هواپیمای ملخی زمانی که ملخ‌های چرخان، هوا را به سمت عقب جابه‌جا کنند، حرکت به سمت جلو آغاز می‌شود، درواقع پیشران متناسب است با جرم هوا ضربدر سرعت میانگین شاره هوا و البته هرچه بازده ملخ بیشتر باشد توانایی و عملکرد هواپیما بهبود می‌یابد.

تاکنون اغلب مطالعات برای اعمال شیار بر روی طرح‌هایی بدون احتساب نیروی رانش در هواپیمای بال ثابت و همچنین در توربین بادی برای بهبود در زاویه حمله در پره‌ها انجام شده است و این تحقیقات به‌ندرت بر روی ملخ‌های هواپیما یا کشتی انجام شده است که در ادامه به این موارد اشاره می‌شود:

لودویگ پراتنل دانشمندی است که به‌واسطه کاربرد عدد پراتنل در فیزیک مشهور شد. این عدد بی‌بعد را می‌توان بیانگر نسبت ضخامت لایه مرزی سرعت جریان سیال به ضخامت لایه مرزی گرمایی آن دانست. این فیزیک‌دان مقاله‌ای ارائه داد که پایه‌گذار مفهوم لایه مرزی شد و مبنایی برای درک رفتار جریان‌های لزج، جدایش جریان و تکمیل نظریه‌های هیدرودینامیکی در مهندسی مکانیک و هوافضا گردید [۳]. پراتنل نشان داد که با فرض چسبندگی سیال به دیوار جامد، در نزدیکی دیواره سرعت به مقدار صفر یا برابر با سرعت جسم می‌رسد. باین‌حال، حتی در سیالات با اصطکاک کم، اختلاف سرعت در لایه انتقالی نزدیک دیوار، اثر قابل‌توجهی دارد. بامبه از یک آزمایش برای تعیین تأثیر لایه مرزی بر نیروهای برآ و پسای هوابر توخالی و با استفاده از یک شیار

بازشونده به سمت عقب در سطح بالایی آن که در آزمایشگاه تونل باد لانگلی انجام شده بود، گزارشی ارائه داد [۴]. هوا با فشاری که درون هوابر توسط یک دمندۀ ذخیره شده بود، در این شیار جریان پیدا می‌کرد. تحت شرایط آزمایش، حداکثر ضریب برآ حدود ۹۶٪ برای یک شیار افزایش یافت و حداقل ضریب پسآ حدود ۲۷٪ کاهش یافت. از این تحقیق این‌گونه برداشت شد که در صورت استفاده از اندازه بزرگ‌تر دهانه شیار، تعداد شیارها، انتخاب بهتر مکان‌های شیار، شکل هوابر و برآفرای لبه فرار، اثرات فوق بهبود خواهد یافت. در مرکز تحقیقات ایمز وابسته به ناسا، آزمایشی در تونل باد انجام شد که هدف آن، بررسی امکان افزایش حداکثر ضریب برآ از طریق به تأخیرانداختن جدایش جریان در لبه حمله بود [۵]. در این آزمایش، جدایش جریان به تعویق افتاد. این تغییر، بخش خطی منحنی برآ را تا نقطه جدایش گسترش داد. در نتیجه این عملکرد، سرعت واماندگی به‌طور چشمگیری کاهش یافت. حداکثر نیروی برآ با افزایش جریان عبوری از شیار در ابتدا به‌سرعت و در ادامه با نرخ کمتری افزایش یافت و تغییرات لنگر پیچشی ناچیز بود. همچنین برای مقادیر کوچک برآ، افزایش و برای مقادیر بزرگ برآ، پسای نیم‌رخ نسبت به پسای هوابر بدون شیار، کاهش یافت. نتایج نشان دادند که مکان اعمال شیار باید بلافاصله قبل از جایی باشد که هوابر دچار واماندگی می‌شود. شجاعی‌فرد و همکاران یک مطالعه عددی در مورد کنترل میدان جریان با چهار شیار مکش و تزریق بر روی یک هوابر با سرعت زیرصوتی ارائه دادند [۶]. در این تحقیق پنج زاویه حمله مختلف ۰، ۵، ۱۰، ۱۳/۳ و ۲۰ درجه، در عدد ماخ ۰/۱۵ و برای سه حالت هوابر با مکش سطحی، تزریق سطحی و ساده بررسی شده است. نتایج نشان دادند که مکش سطحی به‌طور قابل‌توجهی ضریب برآ (در زاویه حمله ۵ درجه ۱۰ درصد) افزایش و تزریق، پسای اصطکاک پوستی را کاهش داده است. اگت و همکاران اعمال شیار بر روی یک هوابر با روش دینامیک سیالات محاسباتی و با انجام آزمایش در یک تونل باد از یک شیار دمشی به کمک دستگاه کنترل جریان در نزدیکی سطح بالایی لبه حمله استفاده کردند [۷]. در این پژوهش دمش با ضریب تکانه بالا باعث افزایش نیروی برآ و تأخیر در جدایش جریان شد. آنها دریافتند حتی در زاویه حمله پایین، شیار با ضریب تکانه پایین، باعث کاهش نیروی برآ و تأخیر در جدایش القایی جریان می‌شود. سینی تأثیر شیب شیار با ابعاد ثابت که در نزدیکی لبه فرار هوابر یک ملخ پهناد قرار داشت را بررسی کرد [۸]. سینی دریافت هرچه شیب دهانه شیار از سمت لبه فرار به سمت لبه حمله هوابر متمایل شود، نسبت پیشروی (I) کم و ضریب رانش افزایش می‌یابد، اما با افزایش ضریب توان نیز همراه است و این منجر به کاهش بازده کلی پره می‌شود؛ بنابراین نتیجه گرفت که اعمال شیار همیشه منجر به بهبود کارایی پره نمی‌شود. محمد و همکاران با انجام تحقیق برای ۸ نوع مختلف هوابر ملخ پهناد با

همان‌طور که در شکل ۱ مشاهده می‌شود، عمق، طول و محل‌های مختلف شیار مکشی بر روی سطح مقطع یک هواپر می‌تواند بر میزان کنترل جریان هوای عبوری تأثیرگذار باشد.



شکل ۱ شیار مکنده سطحی با عمق و طول فرضی

Fig.1 Surface Suction Slot with Assumed Depth and Length

گرچه با افزایش تعداد پره‌ها، کاهش وزن ملخ و تغییرات در هندسه پره می‌تواند بازده ملخ را افزایش داد؛ اما به دلیل ثابت بودن سرعت دورانی در محدوده گام ملخ، تغییر مکان مرکز گرانش و توازن هواپیما و در نتیجه عدم احراز تداوم صلاحیت پروازی، موارد فوق مقدور نیست، بنا به دلایل مذکور در مطالعه حاضر با استفاده دانش آیرودینامیک، بهبود بازده ملخ با اصلاح ویژگی‌های لایه مرزی مانند کاهش نیروی پسا، به تأخیر انداختن جدایش جریان در زوایای حمله بالا، روی ملخ هواپیمای سبک بونانزا در سرعت پیمایشی، مورد بررسی قرار گرفته است. به منظور جبران بخشی از افت توان موتور در بعضی از هواپیمایی که دچار سالخوردگی هستند، می‌توان بازده ملخ را افزایش داد؛ بنابراین هدف از این پژوهش بررسی بهبود بازده ملخ در یک هواپیمای سبک آموزشی با اعمال شیار مکنده بر روی سطح هواپر ملخ آن است؛ بنابراین نوآوری این مقاله در بهینه‌سازی بازده یک ملخ هواپیما با استفاده از هندسه و مکان دقیق اعمال شیار مکنده سطحی و همچنین شناسایی محدودیت‌های استفاده از این روش است.

۲- معرفی هندسه مبنا

محاسبات متغیرهای ورودی در شبیه‌سازی هواپر دوبعدی ملخ مورد مطالعه، به روش نظریه تکانه المان پره (BEMT) انجام شده است. منطقه پروازی در فرودگاه بین‌المللی مهرآباد تهران، در یک روز تابستانی (۱۲ تیرماه برابر با ۳ ژوئیه) و طبق جدول ۱ در شرایط باد آرام، بدون ابر، رطوبت نسبی و هوا سپهر استاندارد تعیین شد [۱۵].

جدول ۱ متغیرهای منطقه پروازی

Table 1 Flight area parameters

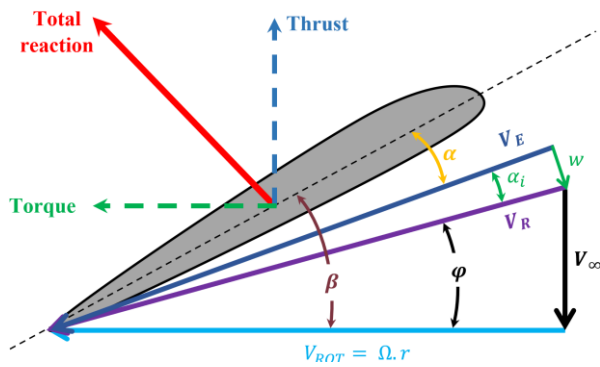
Parameter	Value
Runway in use	29L
T_{ARP}	36.8°C
Elevation	3796 ft
Cruising Altitude	11500 ft - 3.5052 km
T_{ISA}	287.18°/K
P_{ISA}	100673.8995 Pa
RH_{Cruise}	40.4%
ρ_{ISA}	1.204479407 kg/m ³

هندسه هواپر از نوع کلاک‌وای است که یکی از هواپره‌های پرکاربرد در هوانوردی بوده و در دهه ۱۹۲۰ طراحی شده است [۱۶]. این هواپر

سرعت‌های مختلف، نشان دادند که سه نوع از آنها با هواپر متقارن و در عدد رینولدز بالا به‌طور قابل‌توجهی از اعمال شیار سود می‌برد [۹]. موسی و همکاران برای افزایش بازده بال یک هواپیما در زاویه حمله ۱۰ تا ۲۴ درجه با ایجاد شیار مکنده و با به تأخیر انداختن جدایش جریان برگشتی و بیرون‌راندن آن از نوک بال استفاده کردند [۱۰]. نتایج نشان دادند کاهش توان موردنیاز در حداقل سرعت موجب کاهش زاویه حمله برای اوج‌گیری، کاهش مسافت موردنیاز نشست در زوایای حمله بالا و افزایش زاویه حمله برای فرود خواهد شد. لی و همکارانش برای بهبود چپش مؤثر شیار مکشی، یک کمپرسور آبشاری در سرعت زیرصوتی (با مقادیر بالا) را به کمک دینامیک سیالات محاسباتی شبیه‌سازی کردند [۱۱]. نتایج نشان دادند در شرایط نزدیک به کارکرد واقعی، یک شیار مکشی در سراسر پره باید حداقل ۵٪ از طول وتر در جهت جریان و بعد از نقطه جدایش گوشه‌ای نصب شود تا جدایش به‌طور مؤثر حذف شود؛ بنابراین شیار مکشی تقسیم‌بندی شده پیشنهادی در این مقاله از شکاف‌های مکشی در سراسر پره معمولی بهتر عمل می‌کرد. عزیز و همکاران با اعمال چندین شکاف روی یک هواپر توربین بادی، ویژگی‌های میدان جریان را مورد تجزیه و تحلیل قرار دادند [۱۲]. با انجام این پژوهش مشخص شد در زاویه حمله واماندگی، اگر جریان هوا در پایین دست نقطه جدایش تزریق شود، هواپری که یک شکاف دارد قادر به تأخیر واماندگی نیست. با اعمال هواپر چندشکافه می‌توان مطمئن شد که هوا در امتداد سمت مکش هواپر تزریق می‌شود و در بازه بزرگی از زوایای حمله، واماندگی به تأخیر می‌افتد. مطالعه عددی برای اثر تعداد از یک تا شش شکاف بر روی هواپر نشان داد که افزایش تعداد آنها تا چهار شکاف مؤثر است و در هواپری که دارای دو شکاف بود، نسبت ضریب برآ به ضریب پسای آن ۲۲/۳۱٪ افزایش یافت. همچنین در این هواپر، بزرگ‌ترین زاویه حمله برای واماندگی در ۲۶ درجه رخ داد، بیشترین افزایش نیروی برآ در زاویه حمله ۲۰ درجه با هواپر دارای چهار شکاف و بیشترین کاهش نیروی پسا در زاویه حمله ۲۰ درجه با هواپر دارای پنج شکاف مشاهده شد.

برآیند پژوهش‌های پیشین بر روی هواپرهایی با هندسه‌های گوناگون نشان می‌دهد که بهره‌گیری از شیارها و شکاف‌ها، نقش مؤثری در بهبود عملکرد آیرودینامیکی ملخ دارد. با این حال، مطالعات اندکی به بررسی اختصاصی هندسه پره ملخ‌های پهن‌پایه پرداخته‌اند و این حوزه همچنان نیازمند پژوهش‌های بیشتری است. نتایج موجود حاکی از آن است که استفاده از شیارهای مکنده سطحی، با بهبود جریان هوا و کاهش مقاومت آیرودینامیکی، منجر به کاهش ضخامت لایه مرزی و جلوگیری از جدایش جریان شده و در نهایت افزایش بازده و کاهش هزینه‌های عملیاتی را به همراه دارد.

همچنین نیروهای آیرودینامیکی، دوبعدی در نظر گرفته شده‌اند که پره‌ها را صلب و جریان را پایا فرض می‌کند و از اثرات آنروالاستیسیته چشم‌پوشی می‌شود.



شکل ۳ بردار سرعت القائی

Fig.3 Induced Velocity Vector

همان‌طور در شکل ۳ مشاهده می‌شود، بردار سرعت القائی ناشی از اثر دنباله به صورت ضمنی در نظریه تکانه المان پره لحاظ شده است؛ بنابراین معادلات حاکم بر نیروی رانش، گشتاور و توان ملخ به شرح زیر نوشته می‌شوند:

$$T = N_B \left[\int_{R_{hub}}^R dL \cos(\varphi + \alpha_i) - \int_{R_{hub}}^R dD \sin(\varphi + \alpha_i) \right] \quad (1)$$

$$Q = N_B \left[\int_{R_{hub}}^R r \cdot dL \sin(\varphi + \alpha_i) + \int_{R_{hub}}^R r \cdot dD \cos(\varphi + \alpha_i) \right] \quad (2)$$

$$P = N_B \left[\int_{R_{hub}}^{R_p} \Omega r \cdot dL \sin(\varphi + \alpha_i) + \int_{R_{hub}}^{R_p} \Omega r \cdot dD \cos(\varphi + \alpha_i) \right] \quad (3)$$

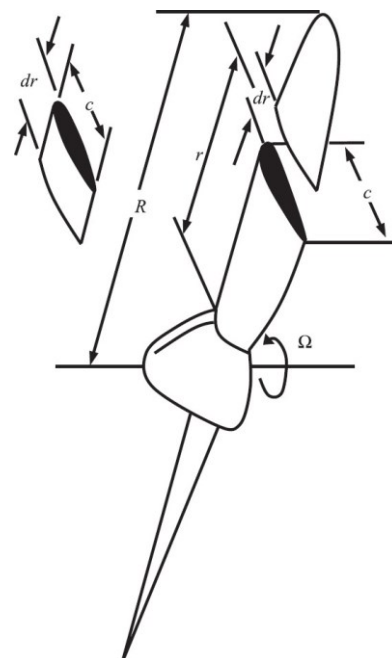
که در آن T نیروی رانش، N_B تعداد پره، R شعاع پره، R_{hub} شعاع تویی، L نیروی برآ، φ زاویه مارپیچ، α_i زاویه حمله القائی، D نیروی پسا، Q گشتاور، P توان و Ω نرخ دوران ملخ است [۱۸]. در این پژوهش ابتدا هندسه پره به ۲۰ جزء تقسیم شده و هوابر مرجع در ۷۵ درصدی شعاع پره انتخاب شده است. سپس عوامل محیطی مؤثر بر ملخ بدون شیار که قرار است در آن شرایط، عملیات پروازی خود را انجام دهد، با استفاده از نظریه تکانه المان پره محاسبه شده و به عنوان داده‌های ورودی برای تحلیل هوابر با شیار مکنده سطحی به روش دینامیک سیالات محاسباتی و به کمک نرم‌افزار انسیس فلونت نسخه ۲۰۲۵ مورد بررسی قرار گرفته است.

مدل دو معادله‌ای گرانروی گردابه‌ای ($k-\omega/SST$) در پیش‌بینی لایه‌مرزی با فشار معکوس و جدایش جریان دقیق است، اما به

با ضخامت نسبی ۱۱/۷ درصد به دلیل عملکرد متعادل، به‌ویژه در هواپیمای سبک و ملخ‌ها مورد استفاده قرار گرفته است. در این نوع هوابر سطح زیرین تقریباً صاف و سطح بالایی محدب و با انحنای ملایم است که در زوایای حمله متوسط عملکرد خوبی دارد و معمولاً سرعت واماندگی در آن، قابل‌پیش‌بینی است و در زوایای حمله پایین پسای نسبتاً کمی دارد. در این مطالعه طول وتر این هوابر از متغیرهای مهم است که به صورت حضوری در کارگاه‌های آموزشی یکی از دانشکده مهندسی هوافضا در کشور اندازه‌گیری شده و داده‌های هندسه هوابر با وتر ۱۴ سانتیمتر، در نرم‌افزار طراحی مهندسی سالی‌دورکس نسخه ۲۰۲۴ فراخوانی و ترسیم شده است. بخش‌بندی فضای اطراف هندسه هوابر نیز در نرم‌افزار سالی‌دورکس انجام شده است که از نوع دایروی بوده و یک دایره به مرکز مکان تلاقی خط وتر هوابر و خط عمود بر لبه فرار، به شعاع حدود ۲۱ برابر وتر به عنوان مرز بیرونی ترسیم شده و درون آن نیز دو دایره دیگر به همان مرکز به صورتی ترسیم شده که درون این مرز به سه بخش مساوی تقسیم شود.

۳- مبانی و معادلات

در این پژوهش، برای محاسبه نیروها و گشتاور آیرودینامیکی در هوابر فاقد شیار، از نظریه تکانه المان پره استفاده شده است. مطابق با این نظریه، هر پره به چندین مقطع موسوم به المان تقسیم شده و نیروی رانش نهایی ملخ از طریق انتگرال‌گیری از نیروهای وارد بر این المان‌ها تخمین زده می‌شود.



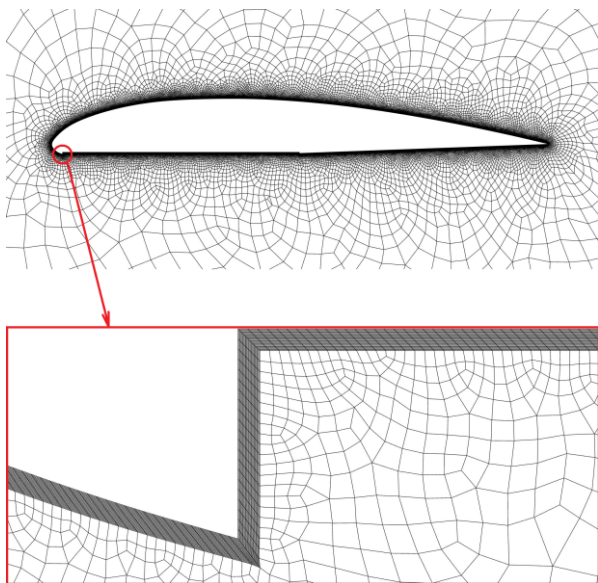
شکل ۲ تعریف جزء پره [۱۷]

Fig.2 Blade-element definition

$$\begin{aligned}\alpha_1 &= \frac{5}{9} & \sigma_{k1} &= 0.85 \\ \alpha_2 &= 0.44 & \sigma_{\omega 1} &= 0.5 \\ \beta_1 &= \frac{3}{40} & \sigma_{k2} &= 1 \\ \beta_2 &= 0.0828 & \sigma_{\omega 2} &= 0.856 \\ \beta^* &= \frac{9}{100}\end{aligned}$$

۴- شبکه محاسباتی و شرایط مرزی

هوابر مذکور و سه بخش ایجادشده در اطراف آن، به منظور شبکه‌بندی در نرم‌افزار انسیس فراخوانده شد. شبکه‌بندی در اطراف هوابر از نوع چهارگوشه، بی‌سازمان و با اجزای ریز ایجاد شده که کیفیت آن در جدول ۲ ارائه شده است.



شکل ۴ شبکه محاسباتی حول هوابر

Fig.4 Computational Mesh Around the Airfoil

سه متغیر اصلی نسبت منطری، چولگی و تعامد به‌عنوان شاخص سنجش کیفیت شبکه در نظر گرفته شده است.

جدول ۲ کیفیت شبکه

Table 2 Mesh Metrics

Case	Cell Count	Aspect Ratio	Skewness	Orthogonal Quality
Very fine	643,579	7.765	0.14062	0.95614
Fine	427,415	11.349	0.15342	0.95256
Medium	298,260	16.040	0.15622	0.95278
Coarse	216,589	21.916	0.16114	0.95008
Very coarse	158,284	29.822	0.15734	0.95227

همچنین در تنظیمات حل برای شبیه‌سازی، از جریان پایا استفاده شده است که به‌جای حل مستقیم معادلات پیوستگی، فشار را به‌عنوان متغیر اصلی به کار می‌برد. نوع آشفتگی به‌کاررفته، برای جریان‌های دارای جدایش و شیب فشار معکوس در اطراف هوابر مناسب است و دقت بالایی در نزدیکی دیواره دارد. سطح هوابر به‌عنوان دیواره ساکن با شرط عدم لغزش و جریان آزاد در اطراف

شبکه ریز نزدیک دیوار و شرایط مرزی حساس بوده و در جریان‌های سه‌بعدی دقت کمتری دارد؛ بنابراین به دلیل وجود جریان تراکم‌پذیر با شیب فشار معکوس و لایه‌مرزی پیچیده در محدوده شیار هوابر ملخ، انتخاب رفتار آشفتگی از نوع دو معادله‌ای گران‌روی گردابه سینماتیکی به‌منظور جداسازی اثر چگالی و ساده‌سازی معادلات انجام شده و همچنین رابطه انتقال تنش برشی با آن ترکیب شده تا شبیه‌سازی دقت بیشتری در دیواره داشته باشد؛ بنابراین بخش‌های داخلی لایه‌مرزی که به‌صورت مستقیم از دیواره تا زیرلایه‌ای که دارای گران‌روی است، امتداد دارند و با معادلات انرژی جنبشی آشفتگی و نرخ اتلاف ویژه، پوشش داده شده که در ادامه آورده شده است [۱۹-۲۰]:

الف- معادله گران‌روی گردابه سینماتیکی:

$$\vartheta_T = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (۴)$$

ب- معادله انرژی جنبشی آشفتگی:

$$U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = P_k - \beta^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\vartheta + \sigma_k \vartheta_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (۵)$$

ج- معادله نرخ اتلاف ویژه:

$$\begin{aligned}U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} &= \alpha S^2 - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\vartheta + \sigma_\omega \vartheta_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \\ &\quad + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega^2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} - F_1 \sigma_{\omega^2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}\end{aligned} \quad (۶)$$

د- روابط و ضرایب کمکی:

$$F_2 = \tanh \left[\left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\vartheta}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right] \quad (۷)$$

$$P_k = \min \left(\tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j}, 10\beta^* k \omega \right) \quad (۸)$$

$$F_1 = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\vartheta}{y^2 \omega} \right), \frac{4\sigma_{\omega^2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right\}^4 \right\} \quad (۹)$$

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho \sigma_{\omega^2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10} \right) \quad (۱۰)$$

$$\varphi = \varphi_1 F_1 + \varphi_2 (1 - F_1) \quad (۱۱)$$

که مقادیر اعداد ثابت آن به‌صورت زیر است:

۴-۱- شرایط مرزی

برای دامنه محاسباتی و داده‌های مسئله، محیط شکل هواپر دوبعدی به‌عنوان دیواره و نواحی اطراف آن دارای فشار دور دست برای شرایط مرزی تعیین شده است، همچنین سایر مقادیر مورد نیاز شامل سرعت، چگالی، فشار، دما، وتر، زاویه حمله و گرانروی که از نظریه تکانه المان پره محاسبه شده، در تنظیمات شبیه‌سازی درج گردیده است. داده‌های مسئله با احتساب رطوبت در ارتفاع پیمایشی ۱۱۵۰۰ پا از سطح فرودگاه بین‌المللی مهرآباد در شهر تهران در تنظیمات حل نرم‌افزار مذکور برای شبیه‌سازی عددی به‌صورت زیر اعمال شده است.

جدول ۴ مقادیر شرایط مرزی

Table 4 Boundary Conditions Value

Value	Parameter
T	287.18
P	100673.8995
μ	3.80E-07
ρ	1.204
V_{∞}	307.6677
M	0.703
α	-0.01487067
c	0.14
R_e	1.367128E+08
y^+	1
Δy	0.000034

۵- اعتبارسنجی و ارزیابی شبکه

۵-۱- استقلال حل از شبکه

به‌منظور انتخاب شبکه بهینه برای هندسه مذکور، ۵ حالت شبکه‌بندی در اندازه‌های بسیار درشت، متوسط، ریز، بسیار ریز و همچنین اختلاف تعداد اجزای هر حالت نسبت به حالت بعدی آنها بررسی شد و برای دقت در حل در لایه مرزی، شبکه‌بندی با اعمال ۳۰ لایه انباشتگی در مرزهای هواپر به‌گونه‌ای انجام شده که وای‌پلاس برابر ۱ شود [۲۳]. علاوه بر پایش همگرایی ضرایب آیرودینامیکی (برآ، پسآ و فشار خالص)، برای ارزیابی استقلال نتایج عددی از تراکم شبکه، منحنی تغییرات سرعت در ناحیه جدایش جریان و در امتداد عمود بر سطح هواپر بررسی شد. نتایج نشان داد که افزایش تراکم شبکه از ریز به بسیار ریز، موجب تغییرات بزرگ در مقادیر سرعت نمی‌شود و از آنجاکه شبکه بسیار ریز بهبود قابل‌توجهی در دقت ایجاد نمی‌کند؛ اما هزینه‌های محاسباتی را بالا می‌برد؛ بنابراین با در نظر گرفتن توازن بین هزینه‌های محاسباتی و دقت پاسخ‌ها، شبکه ریز به‌عنوان شبکه بهینه انتخاب گردید.

جدول ۵ مقایسه ضرایب فشار خالص، پسآ و برآ در انواع شبکه

Table 5 Grid Comparison of Net Pressure, Lift, and Drag Coefficients

Grid Levels	$C_{p,Net}$	Var (%)	C_d	C_l
Very fine	0.137709	0.46	0.14344	-0.000223
Fine	0.138339	0.08	0.14366	0.000520
Medium	0.138448	0.18	0.14392	0.003492
Coarse	0.138194	0.56	0.14319	-0.001442

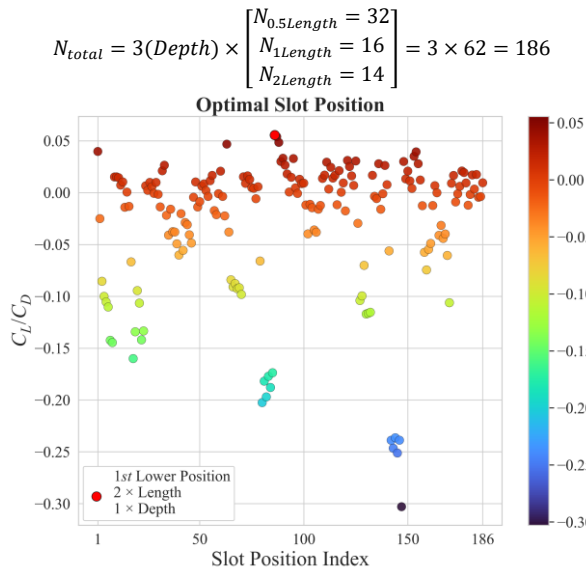
آن با شرط فشار بی‌نهایت اعمال شده است. برای حل از روش هم‌زمان معادلات اندازه حرکت و پیوستگی استفاده شده که همگرایی سریع‌تر را برای جریان‌های تراکم‌پذیر فراهم می‌کند. برای محاسبه شیب میدان جریان در شبکه‌های بی‌سازمان در حالت هواپر دارای شیار، از روش کمترین مربعات استفاده شده است. طرح تفاضلی برای محاسبه فشار به‌کاررفته که برای جریان‌های با عدد ماخ بالا و شبکه‌های غیرمتعامد دقیق‌تر است. درواقع فشار برای گسسته‌سازی معادله اندازه حرکت، روی سطوح حجم مشخص با استفاده از شبکه‌های پلکانی که متغیرهای سرعت و فشار هم‌مکان نیستند را محاسبه کرده و شیب فشار در مرزها را در محاسبات خود لحاظ می‌کند. در این روش، فشار در مرکز وجه هر بخش محاسبه می‌شود (به‌جای درون‌یابی بین دو گره) که دقت حل را در شرایطی که شیب فشار شدید وجود دارد، بهبود می‌بخشد. برای دقت بیشتر در محاسبه چگالی جریان هوای تراکم‌پذیر با معادله گاز ایدئال و محاسبه اندازه حرکت از گسسته‌سازی معادلات با مشتقات مرتبه دوم استفاده شده است. برای حل معادلات آشفتگی و نرخ اتلاف ویژه نیز از مرتبه اول استفاده شده تا پایداری سریع‌تر حاصل شود. روش تعیین کمیت‌های آشفتگی از نوع شدت و نسبت گرانروی گردابه‌ای (Intensity and Viscosity Ratio) انتخاب شده است.

بر اساس شرایط جریان آزاد و باتوجه‌به عدد رینولدز بالای جریان، در این پژوهش تنظیمات در حلگر بدون اصلاحات رینولدز پایین (Low-Reynolds Correction) انجام شد [۲۱]. مقدار شدت آشفتگی جریان (Turbulent Intensity) برابر ۱٪ و نسبت گرانروی گردابه‌ای آن (Turbulent Viscosity Ratio) برابر ۱۰ در نظر گرفته شد و همچنین $(y^+ = 1)$ در نزدیکی دیواره تأمین گردید تا معادلات آشفتگی به روش انتگرال‌گیری مستقیم (Direct Integration) تا سطح دیواره حل شوند [۲۲].

جدول ۳ تنظیمات حل عددی

Table 3 Solution Setup

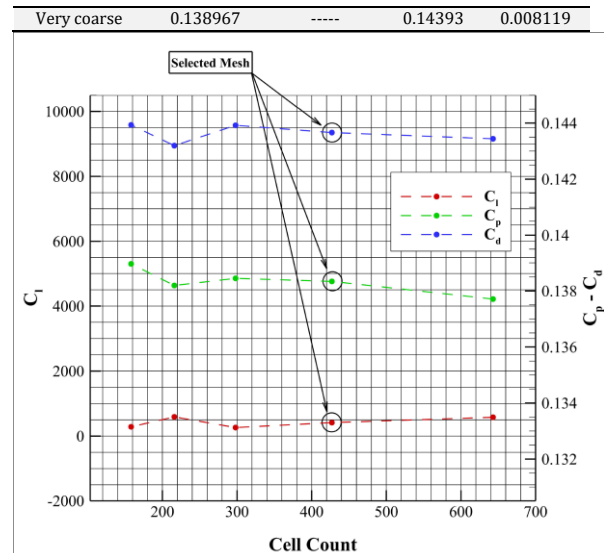
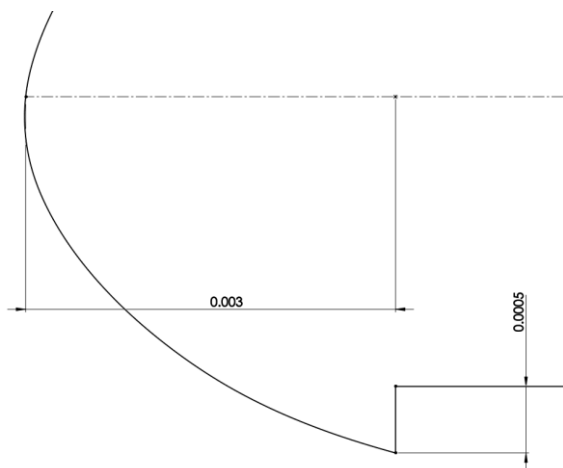
Field	Settings
Solver	Steady-state, 2D, Density-based
Turbulence model	k-omega SST
Boundary conditions	Inlet & Outlet: Pressure Far-Field Airfoil boundary: Wall
Solution Methods	Coupled
Convergence Criteria-Residuals	1e-06
Turbulent Viscosity	1
Under-Relaxation k, ω	0.8
Gradient	Least Squares Cell Based
Pressure	PRESTO!
Density	Second Order Upwind, Ideal-Gas
Momentum	Second Order Upwind
Turbulent Kinetic Energy (k)	First Order Upwind
Specific Dissipation Rate (ω)	First Order Upwind
Material	Fluid: Air
Length Scale	Meter



شکل ۷ نمودار مکان و هندسه بهینه شیار

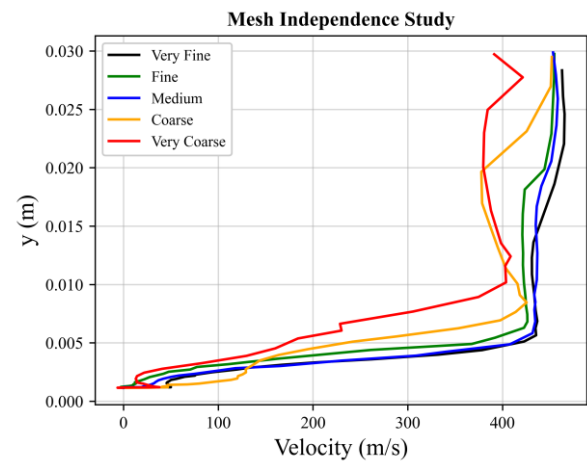
Fig.7 Optimal Position and Geometry of the Slot

بنابراین، باتوجه به ۱۸۶ اجرای شبیه‌سازی و پس از چندبار حل به روش سعی و خطا، برای ترسیم بهترین هندسه شیار، نخست خطی از وسط وتر و در امتداد قائم تا لبه زیرین هواپر رسم شده و از نقطه تلاقی این دو خط، خطی در امتداد قائم به طول ۰/۰۰۰۳ متر رسم شده است. سپس خطی افقی تا نقطه‌ای که از لبه حمله ۰/۰۰۳ متر فاصله دارد، وصل شده است، در نهایت اندازه دهانه شیار ۰/۰۶۷ متر به دست آمد.



شکل ۵ نمودار استقلال حل از شبکه بر حسب ضرایب آیرودینامیکی

Fig.5 Mesh Independence Study vs. Aerodynamic Coefficients

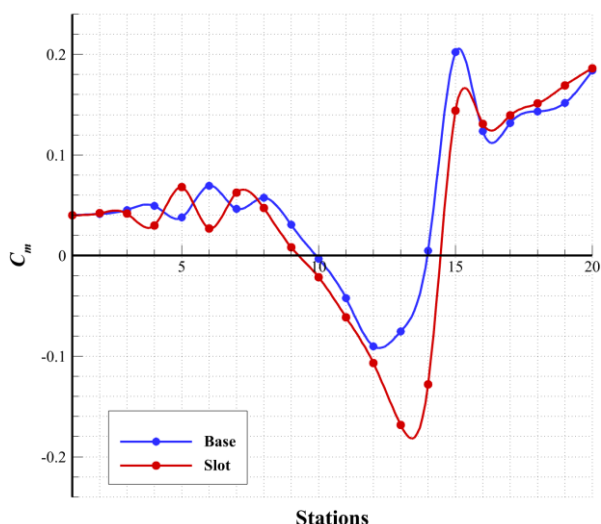


شکل ۶ نمودار استقلال حل از شبکه بر حسب سرعت در ناحیه جدایش جریان

Fig.6 Mesh Independence Study vs. Velocity Profiles in the Separation Region

۵-۲- هندسه شیار

برای انتخاب بهترین مکان و اندازه شیار، یک فاصله مرجع به اندازه ۰/۰۱ متر از لبه حمله برای شروع مکان اعمال شیار مشخص شد. سپس دو شاخص برای عمق شیار و طول آن به ترتیب برابر با $(D = 0.001m)$ و $(L = 0.005m)$ تعیین و همچنین سه حالت مختلف نیم، یک و دو برابر شاخص‌های عمق و طول شیار در نظر گرفته شد. در حالت نیم برابر شاخص عمق شیار، تعداد ۱۶ مکان بر روی سطح فوقانی و نیز ۱۶ مکان بر روی سطح زیرین هواپر انتخاب شد. برای حالت‌های یک و دو برابر شاخص طول شیار بر روی هر دو سطح فوقانی و زیرین هواپر به ترتیب ۱۶ و ۱۴ مکان تعیین و به همین روش برای حالت‌های یک و دو برابر شاخص عمق شیار به ترتیب ۳۲، ۱۶ و ۱۴ مکان انتخاب شد.



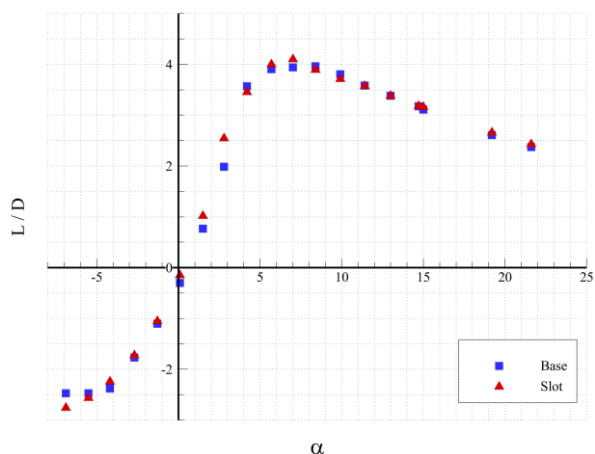
شکل ۱۰ نمودار ضریب گشتاور برحسب اجزاء پره

Fig.10 Moment Coefficient vs Blade Elements

باتوجه به نمودارهای شکل ۹ و ۱۰، تعیین مکان اعمال شیار فقط در اجزایی از پره امکان پذیر خواهد بود که تغییرات مشترک با مقادیر مثبت ضریب برآ و مقادیر منفی ضریب گشتاور دارند؛ بنابراین می توان شیار را به اجزای ۳، ۴، ۶ و ۹ تا ۱۴ اعمال نمود تا بهبود در میزان بازده پره نیز به وجود آید.

۶- نتایج و تحلیل آنها

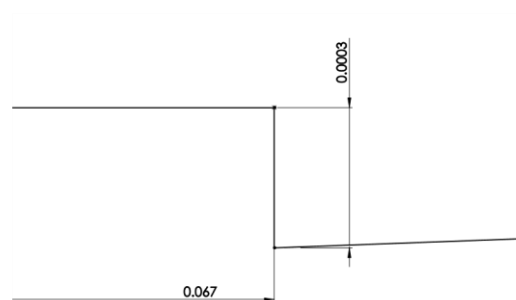
در مراحل شبیه سازی عددی در نمودار باقیمانده ها، نوسان مشاهده شد که می تواند ناشی از ریزش گردابه ها به دلیل اعداد بزرگ ماخ و رینولدز باشد. در حالت هوا بر دارای شیار، جدایش جریان دیرتر رخ می دهد؛ بنابراین نیروی برآی بزرگ تری وجود خواهد داشت. گرچه از دهانه شیار بزرگ تر، جریان بیشتری عبور می کند؛ ولی باعث افزایش پسا نیز می شود.



شکل ۱۱ نمودار نسبت نیروهای برآ به پسا بر حسب زاویه حمله

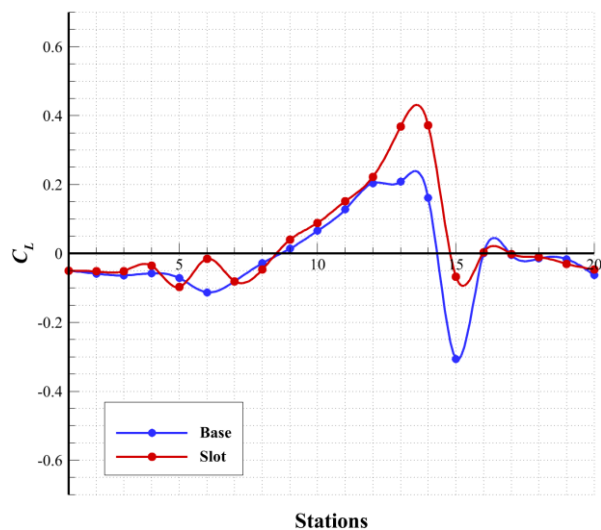
Fig.11 L/D vs AOA

(الف)



(ب)

شکل ۸ ابعاد شیار در الف- لبه حمله، ب- وسط سطح زیرین هوا بر
Fig.8 Slot Dimensions at the A) Leading Edge and B) Lower Camber
پس از بررسی و مطالعه تعداد زیادی از مقالات منتشر شده، مشخص شد مقاله ای که هوا بر کلاک وای را بررسی نموده و مقادیر آن با وتر، اعداد ماخ و رینولدز مربوط به این مطالعه یکسان باشد، وجود ندارد؛ بنابراین به منظور تعیین اجزایی از پره که برای اعمال شیار مناسب هستند، شبیه سازی برای پره های بدون شیار و دارای شیار انجام شد که نمودارهای ضرایب برآ و گشتاور برحسب امتداد طول پره در زیر ارائه شده است.



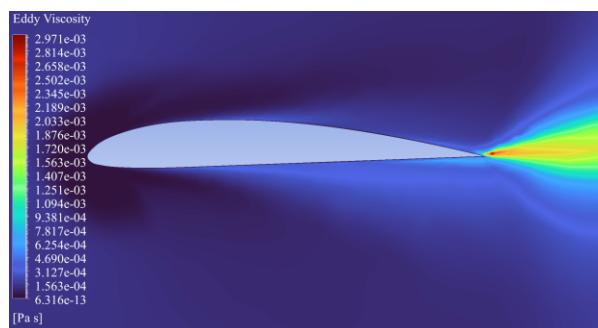
شکل ۹ نمودار ضریب برآ برحسب اجزاء پره

Fig.9 Lift Coefficient vs Blade Elements

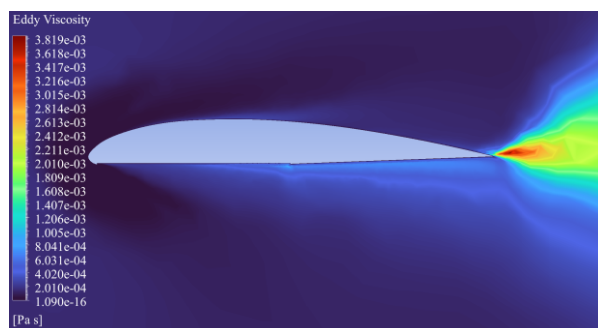
همچنین عمق بیشتر شیار، جدایش جریان را بیشتر به تأخیر می‌اندازد؛ اما در زوایای حمله منفی موجب می‌شود تا کارآمدی کمتری را به دنبال داشته باشد. کاهش چگالی در سطح بالایی هوا بر با فرضیات گاز ایدئال مطابقت دارد. در جلوی هوا بر نیز تغییرات شدید چگالی هوا وجود دارد که موجب ایجاد فشار و سرعت در سطح زیرین هوا بر می‌شود. به دلیل صاف بودن سطح زیرین در هوا بر کلاک‌وای، جریان با سرعت‌های بالا در سطح فوقانی متمرکز می‌شود. بیشترین آشفتگی جریان در لبه فرار هوا بر وجود دارد که موجب شده تا در نواحی نزدیک به شیار، گردابه‌های ضعیف‌تر ایجاد شود.

همان‌طور که در نمودار شکل ۱۲ الف مشاهده می‌شود در لبه حمله هوا بر ناحیه پرفشار، کوچک‌تر، در سطح بالا و پایین لبه فرار اختلاف فشار زیاد و در سطح بالایی هوا بر فشار کم و نیروی پسا بیشتر است. در حالی که در هوا بر دارای شیار (نمودار شکل ۱۲ ب) ناحیه پرفشار گسترده‌تر، یکنواخت‌تر و روی سطح بالایی هوا بر توزیع فشار متعادل شده است.

با مقایسه نمودارهای شکل ۱۳ الف و ب مشاهده شد که حداکثر گرانروی گردابه در هوا بر دارای شیار ۷/۶ درصد کمتر از هوا بر بدون شیار است و موجب کاهش لایه مرزی شده که پیش‌بینی می‌شود با کاهش نیروی پسا، نسبت پیشروی افزایش و بازده ملخ بهبود یابد.



(الف)

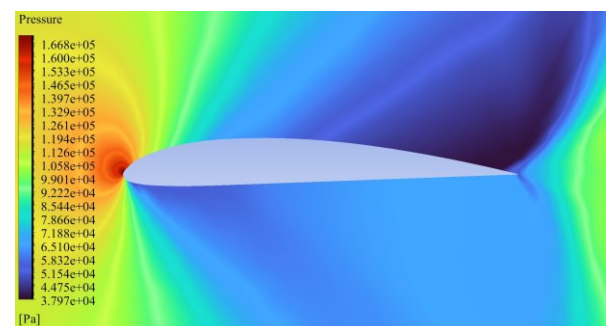


(ب)

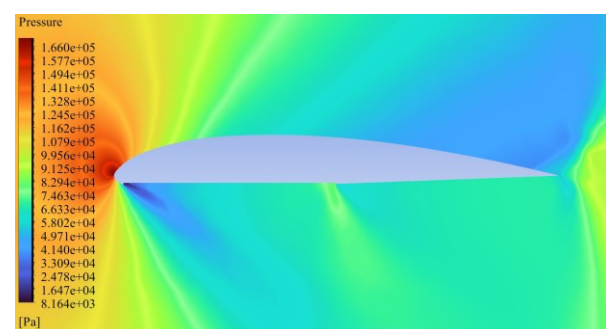
شکل ۱۳ نمودار گرانروی گردابه در هوا بر الف- بدون شیار ب- با شیار
Fig.13 Eddy Viscosity Contour of Airfoil in A) Base, B) Slot

با افزایش زاویه حمله برای هر دو هوا بر بدون شیار و دارای شیار، نسبت نیروهای برآ به پسا (L/D) ابتدا رشد کرده و در زوایای حمله مثبت متوسط به حداکثر مقدار خود می‌رسند.

حداکثر مقدار (L/D) در حدود زاویه حمله ۷ تا ۸ درجه رخ می‌دهد و در این ناحیه، هوا بر دارای شیار نسبت به هوا بر بدون شیار، مقدار بزرگ‌تری از (L/D) را نشان می‌دهد که بیانگر بهبود بازده آیرودینامیکی در شرایط پرواز پیمایشی است. در زوایای حمله پایین و نزدیک به صفر، اختلاف بین دو هوا بر ناچیز بوده و اثر شیار مکشی محدود است؛ اما با افزایش زاویه حمله تا پیش از واماندگی، نقاط مربوط به هوا بر دارای شیار بالاتر از حالت بدون شیار قرار می‌گیرند که ناشی از کاهش نسبی نیروی پسا یا افزایش نیروی برآ در هوا بر دارای شیار است. پس از عبور از زاویه حمله متناظر با بیشینه (L/D)، هر دو منحنی با افزایش زاویه حمله دچار افت تدریجی نسبت نیروهای برآ به پسا می‌شوند و در زوایای حمله بالاتر از حدود ۱۵ درجه عملکرد هر دو هوا بر به یکدیگر نزدیک شده و برتری شیار مکنده کاهش می‌یابد. در زوایای حمله منفی نیز تغییرات (L/D) برای دو حالت مشابه است و اختلاف قابل‌توجهی مشاهده نمی‌شود. این روند کلی نشان می‌دهد که شیار مکنده در محدوده زوایای حمله مثبت متوسط که از نظر عملکرد ملخ برای شرایط پرواز پیمایشی اهمیت بیشتری دارد، بیشترین تأثیر را بر بهبود بازده آیرودینامیکی هوا بر اعمال می‌کند.



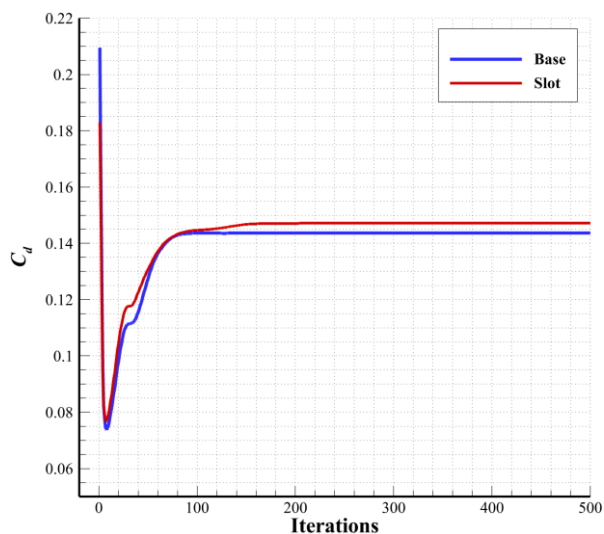
(الف)



(ب)

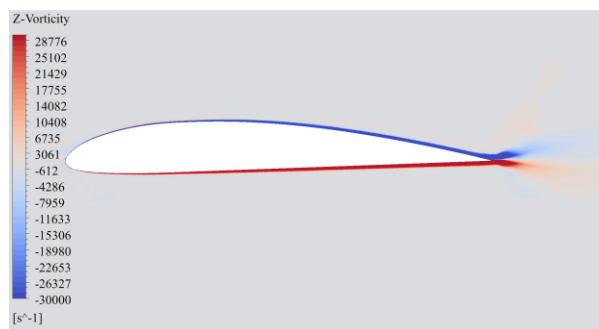
شکل ۱۲ نمودار فشار در هوا بر الف- بدون شیار ب- با شیار
Fig.12 Pressure Contour of Airfoil in A) Base, B) Slot

می‌تواند ناشی از وجود شرایط آشفتگی به دلیل سرعت و عدد رینولدز نسبتاً بالا باشد.

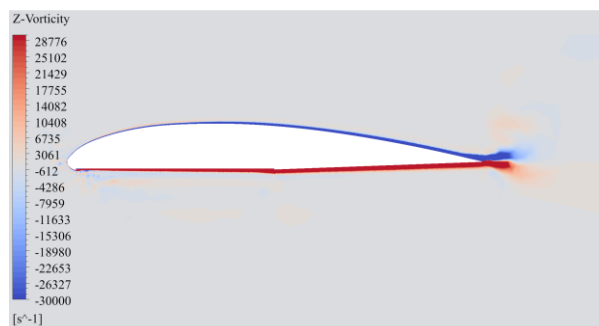


شکل ۱۶ نمودار مقایسه ضرایب پسا در هواپر بدون شیار و با شیار
Fig.16 Comparison of Drag Coefficients in Base and Slot's Airfoil

نمودار شکل ۱۶ نشان می‌دهد که ضریب پسا دارای نوسانات اولیه شدید و مقدار آن برای هواپر دارای شیار کمی بیشتر از هواپر بدون شیار است و از نظر همگرایی، تفاوت چندانی بین دو هواپر مشاهده نمی‌شود.



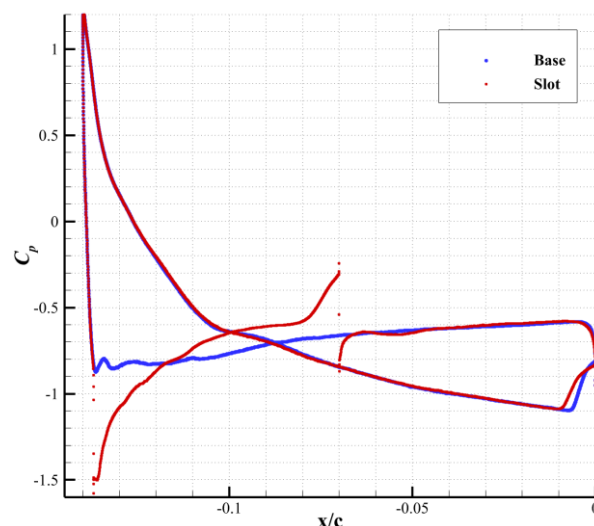
(الف)



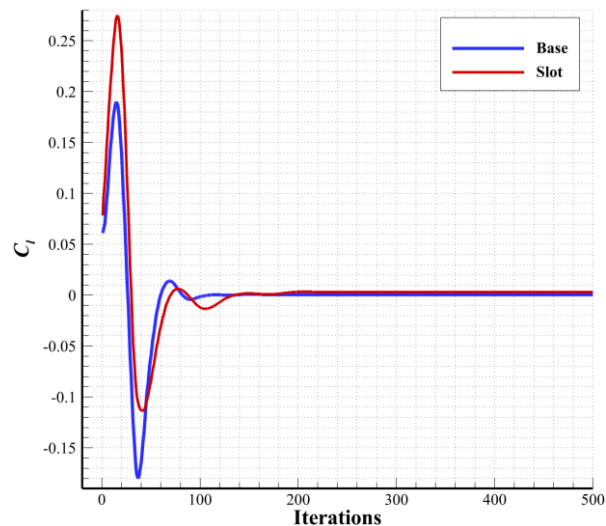
(ب)

شکل ۱۷ نمودار توزیع گردابه هواپر الف- بدون شیار ب- با شیار
Fig.17 Vorticity Contour of Airfoil in A) Base, B) Slot

در نمودار شکل ۱۴ کاهش سریع ضریب فشار تا مقادیر منفی در طول وتر هواپر نشان‌دهندۀ افزایش شدید سرعت جریان هوا و کاهش فشار روی سطح بالایی هواپر و نقاط نوسانی نیز مرتبط با اثرات آشفتگی در نزدیکی لبۀ فرار است که در هواپر با شیار کاهش می‌یابد. همچنین محل تلاقی در حدود -0.07 - اتفاق افتاده و ناحیه‌ای است که فشار سطوح بالا و پایین هواپر به هم نزدیک کم شده‌اند.



شکل ۱۴ نمودار ضرایب فشار نسبت به وتر هواپر
Fig.14 Pressure Coefficients vs Chord



شکل ۱۵ نمودار مقایسه ضرایب برآ در هواپر بدون شیار و با شیار
Fig.15 Comparison of Lift Coefficients in Base and Slot's Airfoil

در نمودار شکل ۱۵ منحنی‌های ضریب برآ در دو حالت هواپر دارای شیار و بدون شیار مقایسه شدند که نوسانات اولیه در هر دو مشاهده می‌شود، اما هواپر دارای شیار کمی سریع‌تر به حالت پایدار می‌رسد. در ادامه این نوسانات کاهشی و از تکرار ۲۵۰ به بعد همگرا شده‌اند. منحنی هواپر دارای شیار، مقادیر ضریب برآ در ناحیه مثبت، بزرگ‌تر و در ناحیه منفی کوچک‌تر است که این رفتار اولیه

$$\eta_{p_{slot}} = \frac{P_{useful}}{P_{engine}} = \frac{D \times v_c}{BHP \times P} = \frac{220.04917 \times 281.864}{550 \times 445.4} \quad (14)$$

$$= 0.254$$

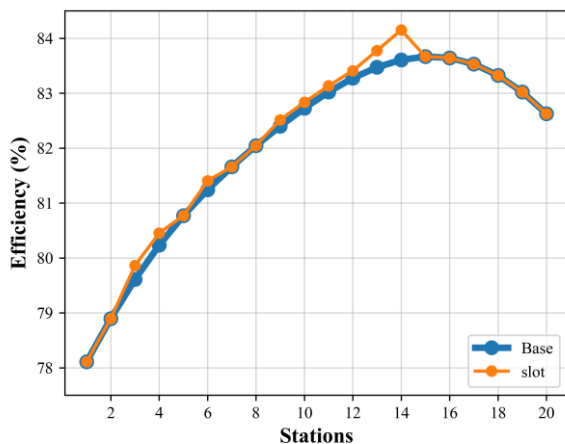
بنابراین با تعمیم‌دادن رابطه ۱۴ به سایر اجزای انتخابی هر پره دارای شیار و تجمیع آنها در جدول ۶، مشاهده می‌شود که بازده کلی این ملخ دو پره‌ای، ۳/۹ درصد در شرایط پرواز پیمایشی افزایش خواهد یافت.

جدول ۶ تخمین بازده اجزای پره دارای شیار

Table 6 Estimating the Efficiency of Slot Blade Elements

Sta.	D	v_c	BHP	P	η_{slot}
3	220.04917	281.864	550	445.4	0.25318994
4	192.01721	281.864	550	445.4	0.22093619
6	142.0376	281.864	550	445.4	0.16342934
9	99.7245	281.864	550	445.4	0.11474363
10	93.754783	281.864	550	445.4	0.10787483
11	97.26268	281.864	550	445.4	0.11191104
12	117.45194	281.864	550	445.4	0.13514093
13	263.28566	281.864	550	445.4	0.30293811
14	473.50615	281.864	550	445.4	0.54481911
					1.95498313

همان‌طور که از شکل ۱۸ و جدول ۶ قابل‌پیش‌بینی بود، در نمودار شکل ۱۹، بازده هوا بر ملخ با اعمال شیار تا جزء ۱۴ بهبود یافته و پس از آن بدون تغییر می‌ماند.



شکل ۱۹ نمودار بازده آیرودینامیکی

Fig.19 Aerodynamic efficiency plot

۷- جمع‌بندی

در طراحی هوا بر، اضافه‌کردن شیار می‌تواند موجب افزایش بازده آیرودینامیکی شود؛ بنابراین در مطالعه حاضر پس از محاسبات با استفاده از روش نظریه تکانه المان پره و تعیین مشخصات فیزیکی ملخ یک هواپیمای سبک در شرایط واقعی، عملکرد آیرودینامیکی هوا بر ملخ آن در دو حالت بدون شیار و دارای شیار به کمک نرم‌افزار انسیس فلوئنت شبیه‌سازی شده و نتایج مورد بررسی قرار گرفته است. همان‌طور که نمودارهای عملکرد آیرودینامیکی در شرایط پرواز پیمایشی نشان دادند، در ایستگاه مرجع پره ضریب گشتاور ۵/۸۳ درصد افزایش داشت و در اجزای منتخب هر پره، افزایش

در شکل ۱۷ مشاهده می‌شود لایه‌های برشی بالا و پایین در لبه فرار دچار واگرایی شده که در پایین‌دست جریان، دنباله‌ها گسترش می‌یابند. این پدیده در هوا بر بدون شیار شدیدتر است، به‌طوری‌که پیچش گردابه‌ای (Vortex Roll-up) قوی‌تر، موجب نوسانات بیشتر در فشار و افزایش ضخامت دنباله می‌شود. این در حالی است که در هوا بر دارای شیار این ساختار ضعیف‌تر است که نشان‌دهنده کاهش پس‌آی فشاری (Pressure Drag) است.

۶-۱- تخمین طول شیار

با احتساب ضرایب برآ و گشتاور برای هر جزء پره، مشاهده شد که به‌صورت مشترک در اجزای ۳، ۴، ۶ و ۹ تا ۱۴ نسبت این نیروها دارای مقادیر بهینه بیشتری هستند. همچنین با دانستن عرض هر جزء پره، طول شیار حدود ۵۴٪ متر تخمین زده می‌شود.

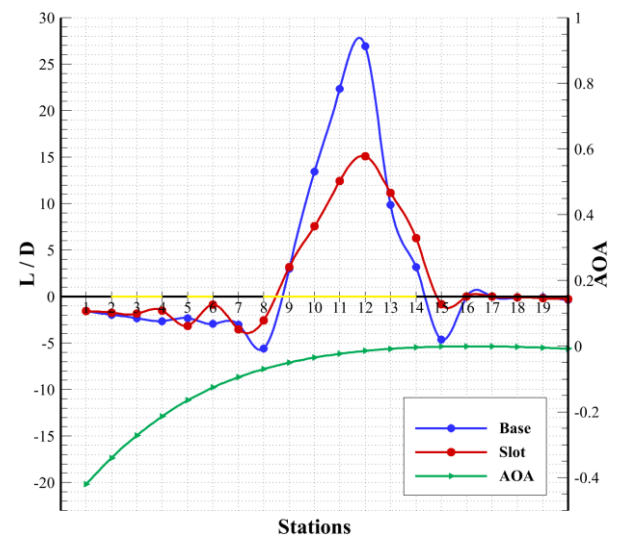
$$\Delta r = \left(\frac{84'' - 13.875''}{2} \right) \left(\frac{1 \text{ ft}}{12''} \right) \left(\frac{1}{20 \text{ elements}} \right) \quad (12)$$

$$= 0.196 \frac{\text{ft}}{\text{elements}}$$

$$r = 9 \times 0.196 = 1.764 \text{ ft} = 1.764 \times 0.3048 \quad (13)$$

$$= 0.54 \text{ m}$$

در شکل ۱۵ اجزایی از پره که می‌توان بر روی آنها شیار را اعمال کرد با رنگ زرد مشخص شده است.



شکل ۱۸ نمودار توزیع نسبت نیروهای برآ به پس‌آی بر روی اجزاء پره

Fig.18 Distribution of lift-to-drag ratio on blade's elements

۶-۲- تخمین بازده ملخ دارای شیار

با استفاده از مقادیر سرعت پیمایشی، توان موتور و نیروهای پس‌آی در اجزای موردنظر پره که از نرم‌افزار انسیس فلوئنت استخراج شده است، مقدار بازده جزء سوم پره دارای شیار به کمک رابطه زیر محاسبه می‌شود:

σ_ω	عدد پرناتل آشفتگی برای ω
τ_{ij}	تنش رینولدز
φ_1	مقدار ثابت در $k-\omega$ استاندارد
φ_2	مقدار ثابت در $k-\varepsilon$ استاندارد
ω	نرخ اتلاف ویژه

منابع

- [1] R. M. Alexander, "Principles of Animal Locomotion". Princeton University Press, 2003.
DOI: 10.1644/1383962
- [2] E. Buckingham, Jet Propulsion for Airplanes. US National Bureau of Standards, 1922.
- [3] L. Prandtl, Über Flüssigkeitsbewegung bei sehr kleiner Reibung, "German History Intersections", 1904.
- [4] M. J. Bamber, Wind Tunnel Tests on Airfoil Boundary Layer Control Using a Backward-Opening Slot, "National Technical Information Service", Report No. 385, 1931.
- [5] G. B. McCullough and D. E. Gault, An Experimental Investigation of an NACA 631-012 Airfoil Section with Leading-Edge Suction Slots, NACA, TN No. 1683, Ames Aeronautical Laboratory, Moffett Field, CA, 1948.
- [6] M. H. Shojaefard et al., Numerical Investigation of Flow Control by Suction and Injection on a Subsonic Airfoil, "American Journal of Applied Sciences", vol. 2, no. 10, 2005. DOI: 10.3844/ajassp.2005.1474.1480
- [7] C. A. Eggert and C. L. Rumsey, CFD Study of NACA 0018 Airfoil with Flow Control, NASA, NASA/219602, 2017.
- [8] A. Seeni, Aerodynamic Performance Characterization of Slotted Propeller: Part B Effect of Angle, "INCAS Bulletin", vol. 11, no. 4, 2019.
DOI: 10.13111/2066-8201.2019.11.4.14
- [9] W. M. W. Mohamed et al., A CFD Simulation on the Performance of Slotted Propeller Design for Various Airfoil Configurations, "CFD Letters", vol. 13, no. 3, 2021. DOI: 10.37934/cfdl.13.3.4357
- [10] N. A. Mousa et al., Optimization Efficiency of the Aircraft Wing of Cessna 172 Skyhawk by Absorbent Adverse Pressure Using Tangential Suction Slot Without Vacuum Device, "Mathematical Modelling of Engineering Problems", vol. 9, no. 3, 2022.
DOI: 10.18280/mmep.090320
- [11] F. Li et al., A New Segmented Suction Slot Design Based on the Performance of Compressor Cascade, "International Journal of Aerospace Engineering", no. 3950563, 2023. DOI: 10.1155/2023/3950563
- [12] M. A. Aziz et al., Multi-Slotted Airfoil Design for Enhanced Aerodynamic Performance and Economic Efficiency, "Scientific Reports", vol. 15, no. 4290, 2025.
DOI: 10.1038/s41598-025-87000-z
- [13] "Pilot's Operating Handbook, Beechcraft Bonanza F33A & F33C Acrobatic", 1977.
- [14] J. M. Janus, "General Aviation Propeller-Airframe Integration Simulations", 2006. DOI: 10.2514/1.15354
- [15] AIP, "Islamic Republic of Iran Aeronautical Information Publication", Sep. 2024.
- [16] A. Piccirillo. The Clark Y Airfoil: A Historical Retrospective, 2000. DOI: 10.4271/2000-01-5517
- [17] O. Gur, "Propeller Design". American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2024.

۳/۳۵ درصدی در ضریب برآ مشاهده شد؛ بنابراین اعمال شیار تنها در اجزای مذکور، موجب افزایش بازده برای هر پره به میزان ۱/۹۶ درصد شده است که بهترین عملکرد آیرودینامیکی در این اجزا ایجاد خواهد شد.

به‌طورکلی با استفاده از روش نظریه تکانه المان پره و باتوجه‌به عرض هر جزء پره، می‌توان تخمین درستی از مختصات مکان دقیق اعمال شیار شامل طول و نقاط ابتدایی و پایانی را در این نوع از ملخ ارائه داد، ضمن آنکه مشاهده شد که با امتداد شیار از ریشه به سمت نوک پره، به دلیل زوایای حمله منفی بزرگ‌تر در بخش‌های انتهایی پره، از اثربخشی شیار کاسته می‌شود.

در این پژوهش عملکرد آیرودینامیکی هوابر پره در حالت پرواز پیمایشی با اعمال شیار مکندۀ سطحی بررسی شد؛ بنابراین برای مطالعات آتی پیشنهاد می‌شود عملکرد آیرودینامیکی برای هندسه شیار شامل مکان، عمق و دهانه آن در دیگر مراحل مختلف پروازی مانند فرود و برخاست هواپیما و یا در شرایط جوی متغیر با رعایت ملاحظات مربوطه، مورد بررسی قرار گیرد.

منابع تأمین مالی: این پژوهش هیچ‌گونه گرنت مشخصی از آژانس‌های تأمین مالی در بخش‌های عمومی، تجاری یا غیرانتفاعی دریافت نکرده است.

تأییدیه اخلاقی: محتویات علمی این مقاله حاصل پژوهش نویسندگان است و در هیچ نشریه ایرانی و غیرایرانی منتشر نشده است.

تعارض منافع: این مقاله مستخرج از پایان‌نامه کارشناسی‌ارشد نویسنده اول، تحت نظارت استاد راهنما (نویسنده دوم) است و هیچ تعارض منفعی برای اظهار وجود ندارد.

فهرست علائم

BHP	توان اسب بخار محوری (توان مفید)
$CD_{k\omega}$	بخش مثبت جمله نفوذ متقاطع
D	نیروی پس‌آ
F_1	نفوذ متقاطع ترکیب مدل $k-\omega$ و $k-\varepsilon$
F_2	دومین تابع ترکیبی
J	نسبت پیشروی
k	انرژی جنبشی آشفتگی
P	توان
P_k	نرخ تولید انرژی جنبشی آشفتگی
S	مقدار نرخ کرنش
t	زمان
U_j	مؤلفه‌های سرعت متوسط
v_c	سرعت پیمایشی
x_j	مختصات فضایی در دستگاه مختصات دکارتی
y	فاصله عمودی از نزدیک‌ترین دیواره
η	بازده ملخ
θ	گران‌روی سینماتیکی مولکولی
θ_T	گران‌روی گردابه سینماتیکی
σ_k	عدد پرناتل آشفتگی برای k

- [18] S. Gudmundsson, "General Aviation Aircraft Design". Elsevier, 2022.
- [19] F. R. Menter, Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows, AIAA, 1993.
- [20] F. R. Menter, Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications, "AIAA", vol. 32, no. 8, pp. 1598–1605, 1994.
DOI: [10.2514/3.12149](https://doi.org/10.2514/3.12149)
- [21] Ali, Rami Mamdouh, Yi Zhou, and Shuang Fu. "Numerical study of the effect of slot position on the hydrodynamic characteristics of NACA 4412 at high angles of attack." Transactions of the St. Petersburg State Marine Technical University 5.1, 2026.
DOI: [10.52899/24141437_2026_01_5](https://doi.org/10.52899/24141437_2026_01_5)
- [22] Ansys, Inc., Ansys Fluent Theory Guide, Release 2026 R1, March 2026. Canonsburg, PA, USA: Ansys, Inc., 2026.
- [23] M. Manolesos et al., "Flow separation and control on a 35% thick wind turbine airfoil: experiments, simulations and data driven analysis." Aerospace Science and Technology, Volume 176, Part D, 2026.
DOI: [10.1016/j.ast.2026.112639](https://doi.org/10.1016/j.ast.2026.112639)