

## بررسی عددی و بهینه‌سازی اسپینر ملخ هواپیمای هول‌دهنده در پپادها

امیر باقری<sup>۱</sup>، علی اسماعیلی<sup>۲</sup> و حسین جباری<sup>۳</sup>

دانشکده مهندسی مکانیک

دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۱/۱۷؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۴/۲۸)

### چکیده

نیروی پیشران در وسایل پرنده بدون سرنشین معمولاً توسط ملخ‌ها تأمین می‌شود. یک پرنده بدون سرنشین برای انجام عملیات مختلف نیازمند بیشینه بودن نیروی پیشرانش و درعین‌حال کمینه بودن نیروی پسا است. عملکرد این وسیله پرنده می‌تواند تحت تأثیر اسپینر ملخ باشد. در صورت تحلیل صحیح از شکل آیرودینامیکی اسپینر، عملکرد ملخ می‌تواند بهبود یابد. در این تحقیق، طراحی آیرودینامیکی اسپینر مدنظر قرار گرفته و پارامترهای هندسی تأثیرگذار بر عملکرد پرنده مورد مطالعه قرار می‌گیرد. هدف نهایی، استفاده از اسپینر بهینه‌شده برای هواپیمای بدون سرنشین با ملخ دو پره‌ای است. این مهم با شناخت و بهینه‌یابی اجزای این دست از پرنده‌ها میسر می‌شود. از اینرو در ابتدا شناخت و بررسی تأثیر هندسه اسپینر بر عملکرد آیرودینامیکی ملخ هول‌دهنده مورد بررسی قرار گرفت. سپس با شبیه‌سازی عددی بر پایه دینامیک سیالات محاسباتی وجود یا عدم وجود اسپینر مقایسه می‌شود. شبیه‌سازی عددی انجام‌شده در حالت گذرا و با در نظر گرفتن آشفتگی جریان به‌صورت سه‌بعدی انجام‌شده و به‌منظور اعتبارسنجی حل عددی نیز نتایج حاصله با نتایج منتشرشده مقایسه می‌شود. انگیزه پژوهش پیشرو، بهبود پنج متغیر طراحی  $l_1$  (شعاع صفحه مبنای اسپینر)،  $l_2$  (طول مبنای اسپینر)،  $l_g$  (فاصله خالی میان اسپینر و کویلینگ)،  $\theta_1$  (زاویه شیب مبنای اسپینر) و  $\theta_2$  (زاویه شیب کلاهک اسپینر) اسپینر ملخ هول‌دهنده و ارائه راهکارهایی برای انتخاب اسپینر مناسب توسط روشی کارآمد همچون تاگوچی، بوده است. این روند به‌گونه‌ای پیگیری شده است تا بازدهی مطلوبی برای ملخ حاصل گردد. در انتها این تلاش به بهینه‌سازی، طراحی و شبیه‌سازی یک اسپینر با عملکرد بالاتر ختم شد. در نتیجه وسیله پرنده با اسپینر پیشنهادشده برای ملخ آن از بازده پیشرانش و نیروی پسای بدنه مناسبی برخوردار می‌باشد.

**واژه‌های کلیدی:** ملخ هول‌دهنده، اسپینر، بهینه‌سازی، طراحی آزمایش، تاگوچی، پرنده بدون سرنشین

## Numerical Study and Optimization of the Pusher Propeller Spinner in Unmanned Aerial Vehicles

A. Bagheri, A. Esmaili and H. Jabari

Mechanical Engineering Department

Ferdowsi university of Mashhad

(Received: 06/April/2021; Accepted: 19/July/2021)

### ABSTRACT

The propulsive force in an unmanned aerial vehicle is usually produced by propellers and the UAVs require maximum propulsive force and minimum drag force to perform various operations. The aircraft's performance is influenced by the spinner shape; therefore, accurate analysis of its aerodynamic shape can improve the performance. In this research, the aerodynamic design of the spinner and the geometric parameters effective on the UAV performance are mentioned. The ultimate goal is to use an optimized spinner for dual-propeller UAVs. Initially, the effect of spinner geometry on the aerodynamic features of the pusher propeller is investigated. Then, a numerical simulation based on computational fluid dynamics is done and the outcomes for both the presence and the absence of spinner are compared. In the numerical simulations, the flow field is considered as three-dimensional, unsteady and turbulent, and these results are compared with the published data for verification of the numerical procedure. The research's motivation is to improve five design variables in the design of pusher propeller spinner namely,  $l_1$  (the radius of reference plane),  $l_2$  (the reference length),  $l_g$  (the gap between the spinner and cowling),  $\theta_1$  (the reference slope angle), and  $\theta_2$  (the slope angle of spinner cap) and to provide solutions to select the appropriate spinner by an efficient method such as the Taguchi method. This process is followed in such a way as to achieve the desired propeller performance as an objective function. Eventually, the optimum spinner which achieves improved performance, increased propeller propulsion efficiency and declined fuselage drag force is obtained.

**Keywords:** Pusher Propeller, Spinner, Optimization, Design Experiment, Taguchi, Micro Aerial Vehicle

۱- دانشجوی دکتری: bagheri.amir@stu.um.ac.ir

۲- استادیار (نویسنده پاسخگو): aliesmaeili@ferdowsi.um.ac.ir

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد: hossein.jabbari@mail.um.ac.ir

## ۱- مقدمه

می‌تواند قابل توجه باشد. به‌طور کلی در رینولدز پایین، جریان داخلی ملخ با حفظ جریان آرام بر روی بال، کاهش گرادیان معکوس فشار در پشت بال و تأخیر در ناحیه انتقال جریان را رقم می‌زند. در ملخ‌های هول‌دهنده نیروی عمودی مربوطه در پشت مرکز گرانش هواپیما اثر می‌کند. از این رو پایداری بیشتری نسبت به ملخ‌های کشنده دارند. از طرفی وجود ارتعاشات و نتیجتاً ساطع شدن امواج می‌تواند در موقعیت قرارگیری ملخ بسیار حائز اهمیت باشد. در همین راستا، میلر [۱۱]، ارتعاشات بر روی ۴ هواپیمای هول‌دهنده تک ملخ را بررسی کرد. آزمایش‌های میلر نشان می‌دهد که برخورد پره‌های ملخ با جریان جدا شده در نواحی پشتی بال، ارتعاشات قابل توجهی در ملخ به وجود می‌آورد. همچنین مطالعاتی [۱۲ و ۱۳] جهت بررسی کنترل‌پذیری و طراحی دم بر مشخصه‌های آیرودینامیکی یک هواپیمای هول‌دهنده صورت پذیرفت. نتایج این گزارش‌ها نشان می‌دهد که به علت نحوه جایگذاری ملخ در این پیکربندی، مزیت‌های بسیاری از نقطه نظر پایداری و کنترل نسبت به هواپیماهای کشنده تک موتور وجود دارد. همچنین اختلالات جریان گذرنده بر روی بال، بر ملخ‌های هول‌دهنده در مقایسه با ملخ‌های کشنده مؤثرتر است.

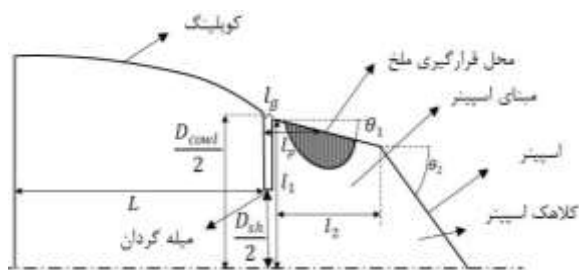
یک مشکل اساسی و نامطلوب ملخ‌های هول‌دهنده، ارتعاشات ناشی از میدان جریان گردابه‌های گذرنده از پره‌ها است. اتلاف‌های تداخلی میان ملخ و بدنه نیز توسط محققان بسیاری بررسی شده است [۱۴-۱۷]. همچنین زئو و همکاران [۱۸]، به بررسی متغیرهای اساسی که بر ارتعاشات ملخ ناشی از گردابه‌های بال اثر می‌گذارند پرداخته‌اند. پره با این میدان جریان در هر دور، دو بار برخورد می‌کند؛ هنگامی که فرکانس طبیعی پره گردان با دو برابر فرکانس چرخش یکسان باشد، تشدید رخ می‌دهد. در این حالت احتمال تخریب پره بیشتر است. بنابراین در طراحی‌ها باید پارامترهای مختلفی را مورد مطالعه و بررسی قرارداد. گاهی ملخ (حتی در حالت پیش‌رانش صفر)، به علت اختلال در جریان هوا ناشی از طراحی ضعیف هاب ملخ نیروی پسا را به‌طور قابل ملاحظه‌ای روی بدنه افزایش می‌دهد [۱۵ و ۱۹].

با وجود هزینه‌های بالای هواپیماهای بدون سرنشین بهینه‌سازی هر یک از اجزای آن اهمیت فراوانی پیدا می‌کند. یکی از مهم‌ترین گام‌های برداشته‌شده در مسیر

امروزه با بهینه‌سازی و پیشرفت فناوری پرنده‌های بدون سرنشین، کاهش محسوسی در تلفات انسانی و بحث‌های زیست‌محیطی محقق شده است. این دسته از پرنده‌ها علاوه بر مقاصد نظامی در مأموریت‌هایی همچون رساندن پیغام به نواحی صعب‌العبور، عملیات شهری، بررسی و مهار آتش‌سوزی و ... بسیار توانمند و کاربردی ظاهر شده‌اند [۱-۴]. اما شایان ذکر است که به علت رژیم پروازی این دسته از پرنده‌ها، پیکربندی‌های ملخ‌دار بیشتر مورد توجه است. مزیت هواپیماهای ملخ‌دار نسبت به هواپیماهای دارای موتور جت این است که عملکرد بسیار مطلوبی در ارتفاعات و سرعت‌های پایین دارند. چراکه در ارتفاعات پایین، یکی از لازمه‌های عملکرد بهتر هواپیماهای ملخ‌دار یعنی بالا بودن چگالی هوا مهیا است. وسایل پرنده ملخ‌دار نسبت به دیگر هواپیماها با توجه به عملکردشان از پیچیدگی و هزینه کم‌تری نیز برخوردارند. از دیگر ویژگی‌های مهم هواپیماهای ملخ‌دار، عملکرد مناسب آن‌ها در فاز نشست و برخاست است. از آنجایی که اکثر مقاصد تعریف‌شده برای این دسته از پرنده‌ها در ارتفاعات پایین و مناطق صعب‌العبور (نبود و یا طول باند کوتاه) می‌باشد؛ بنابراین پرنده‌های ملخ‌دار از مناسب‌ترین گزینه‌ها می‌باشد.

استفاده از ملخ‌های هول‌دهنده و یا کشنده (تراکتور) از جمله چالش‌هایی بود که همواره پژوهشگران را در بررسی و انتخاب میان آن‌ها ترغیب کرده است. به‌عنوان نمونه آزمایش‌هایی در زمینه طراحی و پارامترهای مختلفی از آن‌ها، انجام شد. در آن گزارش‌ها بحث و بررسی در سه پیکربندی هول‌دهنده به همراه سه پیکربندی کشنده مشهود است [۵ و ۶]. ضمن برقراری شرایط یکسان برای تمامی بدنه‌ها، به علت وجود یک قسمت نوک‌تیز در ناحیه پشتی بدنه‌های هول‌دهنده، ضریب پسای بالاتری گزارش شده است. بنابراین لزوم بر مرتفع ساختن آن می‌تواند بسیار کاربردی و جذاب باشد. از دیگر فواید ملخ‌های هول‌دهنده این است که ملخ در آن‌ها مانند یک چاه عمل می‌کند. این رویداد منجر به کاهش گرادیان معکوس فشار روی بدنه شده و جدایش جریان را به تعویق می‌اندازد [۷-۱۰]. در واقع اثر ملخ بر روی بال این دسته از پرنده‌ها در شرایط بحرانی همچون انتقال آرام-به-آشفته

زمان و هزینه انجام آزمایش‌ها می‌گردد. از این رو در این تحقیق به منظور بررسی پارامترهای تأثیرگذار بر اسپینر ملخ هول‌دهنده از روش تاگوچی استفاده شده است. در روش تاگوچی با توجه به تعداد پارامترهای انتخابی و سطوح مربوطه، از آرایه‌های متعامد مختلفی به‌عنوان ماتریس آزمایش‌ها استفاده می‌شود. اولین گام برای استفاده از روش تاگوچی تعیین پارامترهایی است که باید بررسی شود. این پارامترها در شکل ۱ مشخص شدند. تعداد پارامترها و سطوح مربوط به هر پارامتر نیز در جدول ۱ آورده شده‌اند.



شکل (۱): طرح‌واره برش دوبعدی اسپینر ملخ هول‌دهنده و پارامترهای طراحی (نکته: قطر کویلنگ  $(D_{cowl})$  برابر با مقدار ثابت ۴۰ سانتی‌متر است.)

جدول (۱): پارامترهای انتخاب‌شده و سطوح آن‌ها برای

طرح آزمایشی تاگوچی

پارامتر	المان ۱	المان ۲	المان ۳	المان ۴
$l_1$ (cm)	۱۷	۱۸	۱۹	۲۰
$l_2$ (cm)	۴۲	۴۷	۵۲	۵۷
$l_g$ (cm)	۱	۲	۳	۴
$\theta_1$ (درجه)	۱۰	۱۳	۱۶	۱۷
$\theta_2$ (درجه)	۳۸	۴۳	۴۸	۵۳

همان‌طور که بیان شد، ملخ، مشابه با بال هواپیما است و نقش بسیار مهمی در ویژگی‌های آیرودینامیکی یک وسیله پرنده دارد. ملخ مورد استفاده در این پژوهش دارای دوپره هست و صفحه دوار ملخ دارای قطر  $1/83m$  است. ملخ در زاویه ۲۵ درجه پره نصب شده است. شکل ۲، ابعاد ملخ مورد استفاده و انتهای بدنه در این پژوهش را نشان می‌دهد. علاوه بر این، در مدل‌سازی اسپینر قطر میله دوار به‌گونه‌ای در نظر گرفته می‌شود که ۴cm از قطر دایره مبنای اسپینر کمتر باشد.

بهبود عملکرد پرنده‌های ملخ‌دار، بهره بردن از اسپینرها می‌باشد. این مهم در گذشته به فرمی غیر-بهینه مورد بررسی قرار می‌گرفت. به‌عنوان نمونه اولین بار پندلی و همکارانش [۲۰]، به تحقیق در این زمینه پرداختند. آن‌ها به بررسی اسپینر متصل به یک دماغه هواپیما کشنده در سه شکل بیضوی، سهموی و مخروطی در جریان مادون صوت و گذر صوتی در تونل باد پرداختند. نتیجتاً بر بازیابی فشار در اسپینرهای مخروطی اذعان داشتند. به تعبیری لایه‌مرزی بر روی اسپینر مخروطی گرادیان معکوس فشار کمتری را تجربه می‌کند. متقابلاً جدایش جریان را به تأخیر می‌اندازد و بهتر از اسپینرهای بیضوی یا سهموی عمل می‌کند. این نوع دماغه‌ها کمتر از بدنه‌های انحنادار نسبت به زاویه حمله حساس هستند. ضرورت وجود یک فاصله میان اسپینر و هاب ملخ، موجب افزایش قطر پایه اسپینر و یا طولانی شدن آن می‌شود. این رویداد در بعضی مواقع به اسپینرهای بیضوی برتری می‌دهد [۲۱ و ۲۲].

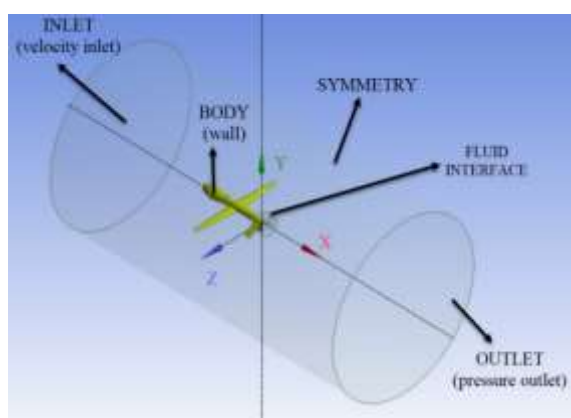
با توجه به مطالعات پیشین، هزینه‌های بالای هواپیماهای بدون سرنشین، لزوم بر بهینه‌سازی اجزا و برطرف کردن ایرادات موجود همواره می‌تواند جذاب و مورد توجه باشد. بدین منظور در ابتدا هدف از این تحقیق، شناخت و بررسی مؤثرترین عوامل بر عملکرد آیرودینامیکی اسپینر و کاربرد آن بوده که کمتر به آن توجه شده است. در ادامه تلاش شده است که علاوه بر شناسایی مزایا و معایب اسپینر، پارامترهای مؤثر بر طراحی آن اعم از  $l_1$  (شعاع صفحه مبنای اسپینر)،  $l_2$  (طول مبنای اسپینر)،  $l_g$  (فاصله خالی میان اسپینر و کویلنگ)،  $\theta_1$  (زاویه شیب مبنای اسپینر) و  $\theta_2$  (زاویه شیب کلاهک اسپینر) نیز مورد بررسی قرار گیرند و در ادامه انگیزه اصلی این پژوهش یعنی بررسی پارامترهای هندسی تأثیرگذار اسپینر بر روی ملخ هول‌دهنده و بهینه‌سازی آن پارامترها با روش تاگوچی، محقق شود. در انتها نیز ضمن طراحی و استفاده از اسپینری با ابعاد بهینه برای یک پیکربندی مشخص، شبیه‌سازی میان دو حالت وجود و عدم وجود اسپینر صورت پذیرفته است.

## ۲- شرح مسئله، مدل‌سازی عددی و

### اعتبارسنجی

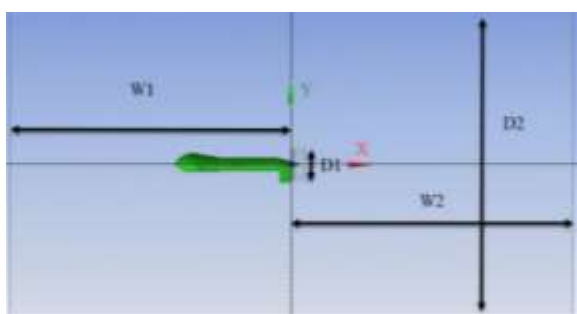
روش طراحی آزمایش می‌تواند با کمترین تعداد آزمایش، شرایط بهینه را تعیین کند. این روند باعث کاهش چشمگیر

به منظور شروع یک حل عددی، لازمه آن تعیین شرایط مرزی بر روی دامنه محاسباتی است. لذا مطابق شکل ۴، یک مقدار ثابت برای سرعت در بالادست ملخ و فشار اتمسفر در پایین دست در نظر گرفته شد. علاوه بر این، شرط مرزی متقارن برای کناره‌های ناحیه ثابت و شرط مرزی عدم لغزش برای بدنه و ملخ انتخاب شده است. سرعت ورودی در این تحقیق به منظور نزدیک بودن به شرایط واقعی ۱۵۰ کیلومتر بر ساعت در نظر گرفته شده است.

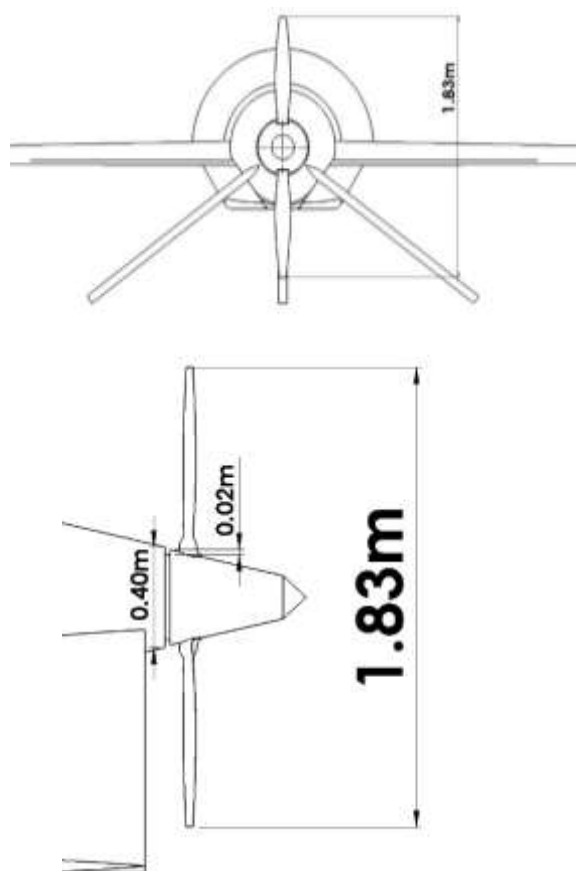


شکل (۴): دامنه حل و شرایط مرزی

راستی آزمایی عدم وابستگی نتایج به حوزه جریان، چندین شبیه‌سازی برای دامنه‌های محاسباتی انجام شد و مقدار پیشرانس آن‌ها با یکدیگر مقایسه گردید. ابعاد دامنه محاسباتی در شکل ۵ قابل مشاهده است. در جدول ۲ نتایج مربوط به تغییرات دامنه، مورد قیاس قرار گرفته است. شرایط و مشخصات هوا نیز برای شبیه‌سازی در جدول ۳ ارائه شده است.

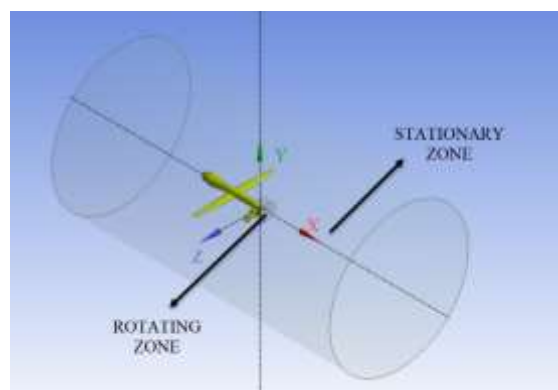


شکل (۵): ابعاد اندازه‌گیری دامنه محاسباتی



شکل (۲): ابعاد ملخ و انتهای بدنه وسیله پرنده

برای ساخت هندسه نیز از طراحی مدل انسیس استفاده شد. دامنه محاسباتی حول ملخ در استوانه‌ای دوار به صورت مجزا از استوانه ثابت در نظر گرفته شده تا بتوان شبکه متحرک مورد نیاز برای شبیه‌سازی جریان حول ملخ را تولید کرد. شکل ۳، این دو ناحیه محاسباتی را نشان می‌دهد.



شکل (۳): ناحیه‌های محاسباتی دوار و ثابت

**جدول (۲):** مقایسه پیشرانش برای دامنه‌های محاسباتی متفاوت (قطر ملخ با D نشان داده شده است و علامت منفی پیشرانش، جهت آن را نشان می‌دهد).

شماره	$W_1$	$D_1$	$W_2$	$D_2$	پیشرانش (N)
۱	۱۰ D	۱/۸ D	۴ D	۱۰ D	۲۲/۸۲۴۱۲
۲	۱۰ D	۱/۸ D	۶ D	۱۰ D	-۴۶۶/۹۰۸
۳	۱۰ D	۱/۸ D	۱۰ D	۱۰ D	-۴۶۹/۷۴۲
۴	۱۰ D	۱/۸ D	۱۴ D	۱۰ D	-۴۶۹/۵۱۷

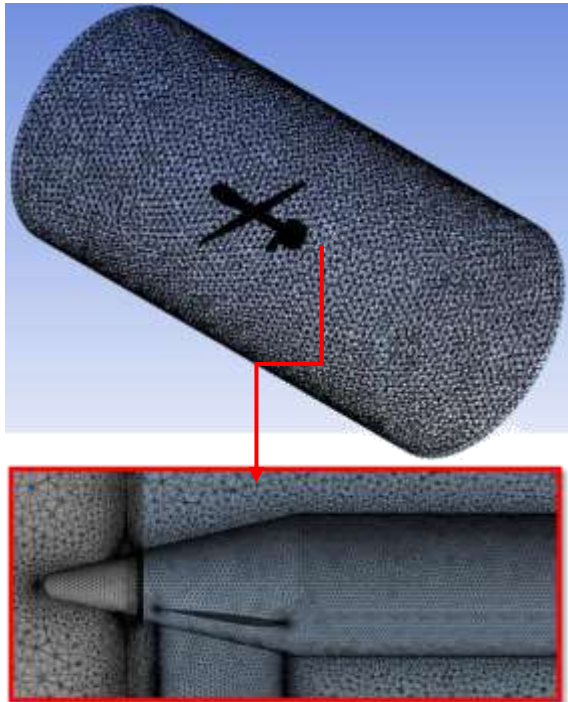
قابل ذکر است که ترم  $D_1$  مطابق با شکل ۵، بیانگر طول (یا قطر) دامنه محاسباتی حول ملخ می‌باشد. پس از سعی و خطاهای بسیار مقداری بهینه و مستقل از نتایج  $1/8D$  برای پیگیری شبیه‌سازی‌ها برگزیده شد.

**جدول (۳):** مشخصات هوا

پارامتر	سامانه S.I	سامانه Imperial
فشار	39.27 kPa	820.171 lbf/ft <sup>2</sup>
چگالی	0.569 kg/m <sup>3</sup>	0.001103353 slug/ft <sup>3</sup>
دما	240.85 K	433.53 R
سرعت صوت	311 m/s	1020.34 ft/s
ویسکوزیته	1.5505151 × 10 <sup>-5</sup> kg/m/s	3.239 × 10 <sup>-7</sup> slug/ft/s

**جدول (۴):** مقایسه پیشرانش برای شبکه‌های متفاوت

شماره	تعداد سلول	پیشرانش (N)
۱	۲۱۶۸۴۹۱	-۵۲۴/۶۶۸
۲	۳۷۳۹۸۳۷	-۴۷۵/۴۶۵
۳	۴۷۷۹۰۱۹	-۴۶۶/۹۰۸
۴	۵۷۷۴۷۴۲	-۴۶۶/۲۰۳



**شکل (۶):** نمای دور و نزدیک از شبکه‌بندی حول بدنه و ملخ (نکته: نزدیک بدنه شبکه‌بندی به اندازه کافی ریز هست تا  $\gamma^+$  بدنه کمتر از ۳۵۰ باشد).

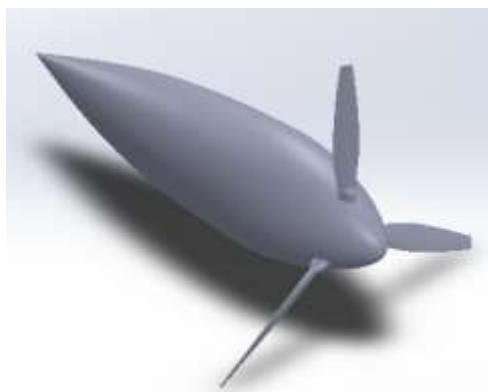
به عبارتی تولید یک شبکه محاسباتی مناسب برای چنین هندسه‌های پیچیده‌ای که شامل سطوح دارای منحنی هستند همواره یک کار چالش برانگیز است؛ در همین راستا سعی شد تا میزان فاصله اولین سلول تا سطح در تمامی نقاط مربوط به ملخ و اسپینر آن در بازه مناسب در نظر گرفته شود؛ اما به دلیل پیچیدگی هندسه موردنظر در برخی از نقاط بسیار و محدود همان‌طور در شکل ۷ مشاهده می‌شود میزان  $\gamma^+$  از بازه مذکور فراتر رفته است.

در گام بعدی، از آنجایی که در بسیاری از حل‌گرها، دقت نتایج عددی بسیار به کیفیت شبکه به کاررفته بستگی دارد؛ در این مطالعه نیز، یک شبکه چهاروجهی به کار گرفته شده و برای اینکه جواب‌ها از دقت کافی برخوردار باشند و هزینه محاسباتی نیز بالا نرود، استقلال نتایج از شبکه محاسبه گردید. به همین منظور پیشرانش ملخ در شبکه‌های مختلف مقایسه شده است (جدول ۴).

با توجه به جدول ۴، برای این تحقیق از شبکه با مشخصات شبکه شماره ۳ استفاده می‌شود. در شکل ۶ به ترتیب نماهایی دور و نزدیک از شبکه‌بندی حول بدنه و ملخ نشان داده می‌شود.

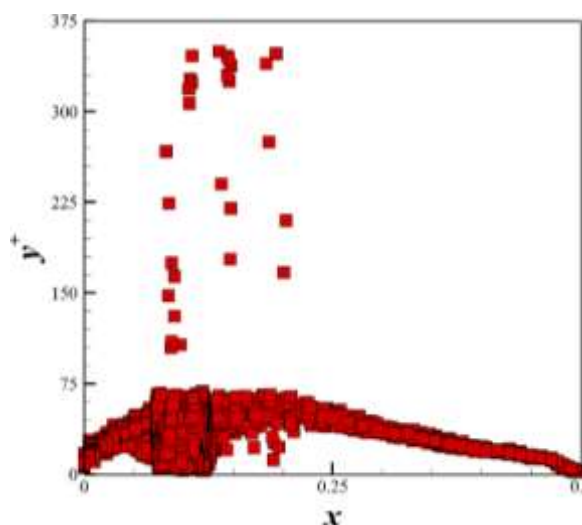
شبیه‌سازی مناسب جریان حول ملخ دوار از مدل آشفتگی  $k-\varepsilon$  بهره گرفته شد. یک مدل دو معادله‌ای است که انرژی جنبشی مغشوش ( $k$ ) و نرخ اتلاف مغشوش ( $\varepsilon$ ) را حل می‌کند. در این تحقیق همچنین از مدل تحقق‌پذیر  $k-\varepsilon$  استفاده شده است که در تحقیقات مشابه گذشته نیز از آن بهره گرفته‌اند [۲۳]. برای آنکه نتایج شبیه‌سازی واقعی‌تر و دقیق‌تر باشند، به جای آنکه از روش حل پایا استفاده شود از روش گذرا استفاده شده است. در این روش بعد از آنکه نتایج خروجی به صورت تناوبی شد در یک دور تناوبی خروجی‌های مسئله ثبت و میانگین‌گیری می‌شوند.

در مرحله بعدی، برای اعتبار سنجی از مرجع [۲۴] استفاده شده است. در این کار تجربی، ۵ ملخ سه پره ۱۰ پایی را که بر روی دو موتور متفاوت نصب شده، مورد بررسی قرار گرفته است. آن‌ها اثرات دو اسپینر را نیز بر رفتار آیرودینامیکی بررسی کردند. در اینجا برای اعتبارسنجی از اسپینر شماره ۱ موجود در مرجع [۲۴] استفاده شده است. برای اعتبار سنجی شبیه‌سازی آیرودینامیکی، ملخ استاندارد همیلتون ۶۱۳۱، نصب شده بر روی موتوری که با مایع خنک می‌شود، انتخاب شده است که در شکل ۸ به تصویر کشیده شده است.



شکل (۸): ملخ ۶۱۳۱، به همراه موتور خنک شونده با مایع

همان‌طور که شکل ۹ نشان می‌دهد نتایج شبیه‌سازی عددی همخوانی مناسبی با نتایج تجربی دارند و دارای خطایی تقریباً معادل ۲ درجه (تغییر زاویه ملخ) اختلاف با حل تجربی هستند؛ این اختلاف می‌تواند ناشی از خطاهای انسانی و یا وسایل اندازه‌گیری باشد.

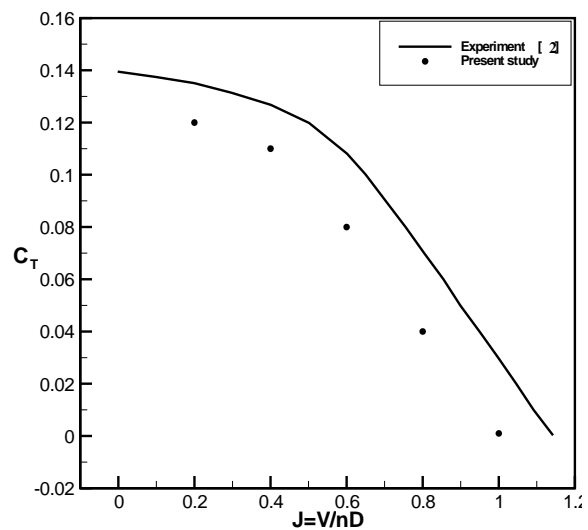


شکل (۷): منحنی  $y^+$  مربوطه بر روی ملخ

مدل‌های آشفتگی، قابلیت‌های متفاوتی دارند و بسته به اینکه مسئله مورد حل چه ویژگی‌ها و محدودیت‌هایی دارد، می‌توان مدل آشفتگی مناسب را انتخاب کرد. اگرچه مدل آشفتگی  $k-\omega SST$  قابلیت‌های بسیار خوبی دارد؛ ولی شرط لازم برای استفاده از این مدل، ریز بودن شبکه محاسباتی می‌باشد. لذا استفاده از مدل  $SST$  در صورتی که شبکه محاسباتی شرط ریز بودن شبکه ( $y^+ \leq 1$ ) را ارضا نکند، کارایی تعریف شده را نخواهد داشت و در حقیقت همان مدل  $k-\varepsilon$  حاکم خواهد بود. با مراجعه به معادلات این مدل آشفتگی ( $SST$ )، یک تابع  $(F_1)$  blending ارائه شده که نقش تغییر و سوئیچ میان مدل‌های  $k-\varepsilon$  و  $k-\omega$  را بازی می‌کند. به عبارتی وقتی مقدار این تابع صفر است، معادله آشفتگی تبدیل به معادله  $k-\varepsilon$  و وقتی مقدار آن برابر با ۱ شود، بیانگر مدل  $k-\omega$  خواهد بود. تابع  $F_1$  در نواحی لایه‌مرزی مقدار ۱ و در ناحیه خارج از لایه‌مرزی مقدار صفر را دارد؛ لذا مدل  $k-\omega SST$  در نواحی خارج از لایه‌مرزی که مقدار  $F_1$  برابر صفر است که همان مدل  $k-\varepsilon$  حل خواهد شد. تفاوت اصلی در نواحی نزدیک دیواره است. بدیهی است در صورت زیر کردن شبکه زمان و هزینه محاسباتی به‌طور چشمگیری افزایش خواهد یافت که نیازمند به سامانه‌های محاسباتی ویژه‌ای است و معمولاً برای کارهای صنعتی هزینه‌های محاسباتی نیز حائز اهمیت است؛ فلذا در این تحقیق به دلیل محدودیت‌های ذکر شده در زیر کردن شبکه محاسباتی و با توجه به امکاناتی که در نرم‌افزار Fluent نظیر ( $y^+$ -Insensitve wall treatment) فراهم است از مدل  $k-\varepsilon$  با enhanced wall function استفاده شده است. برای

نتایج همچون شکل ۱۱ نشان دادند که در هواپیماهای هول‌دهنده، اسپینر با پر کردن فضای خالی جریان در پشت وسیله پرنده مانع از تشکیل گردابه‌های بزرگ می‌شود. وجود فضای خالی در پشت وسیله پرنده موجب افزایش نیروی پسای فشاری آن می‌شود. با مقایسه خطوط جریان حول ملخ برای دو حالت دارای اسپینر و بدون اسپینر در شکل ۱۲، می‌توان اثر مثبت آن به خوبی درک کرد. اسپینر علاوه بر کاهش پسای آیرودینامیکی که موجب افزایش بازدهی می‌شود، برای هواپیماهای کشنده باعث هموارتر شدن جریان هوا به موتور می‌شود. در نتیجه بیشتر شدن بازدهی هوای ورودی را به همراه دارد. به عبارت دیگر، با نصب اسپینر بر روی ملخ، بازدهی پیشرانش و همچنین نیروی پیشرانش تولیدشده توسط ملخ را افزایش می‌دهد و تأثیر قابل توجهی بر روی کاهش نیروی پسای وارد بر بدنه دارد.

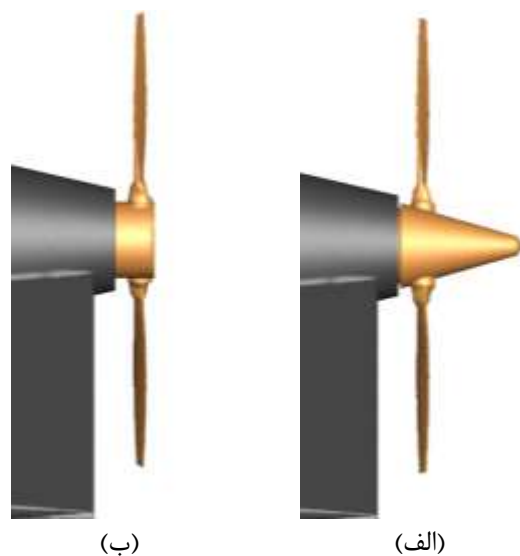
با توجه به اهمیت وجود اسپینر و تأثیر قابل توجه آن بر الگوی جریان عبوری از ملخ، بهینه‌سازی شکل آن می‌تواند بر بازدهی ملخ و مقدار پیشران تولیدی مؤثر باشد. به همین دلیل در این مطالعه، ابتدا پنج پارامتر طراحی برای اسپینر ملخ‌های هول‌دهنده انتخاب شدند که در جدول ۱ برای هر کدام از فاکتورهای طراحی، چهار سطح در نظر گرفته شده است. از آنجایی که هدف از این پژوهش بررسی پارامتری طراحی اسپینر ملخ می‌باشد، تنها پارامترهایی که باید در شبیه‌سازی انواع اسپینرها تغییر کند، مشخصات اسپینر است. از این رو در این تحقیق فرض شده است که وسیله پرنده در حالت پرواز مستقیم است. سرعت خطی وسیله پرنده و همچنین سرعت دورانی ملخ مورد نظر به ترتیب ۱۵۰ کیلومتر بر ساعت و ۲۲۶۳ دور بر دقیقه در نظر گرفته شده است. همچنین شرایط هوای اطراف وسیله پرنده مطابق با جدول ۳ تنظیم شده است. سپس بر اساس روش‌های طراحی آزمایش، ۱۶ حالت اولیه به دست آمد که بر اساس شرایط پروازی بیان شده در جدول ۳، شبیه‌سازی عددی انجام شد. از طرف دیگر، بهینه‌سازی بر اساس چهار تابع هدف انجام شده که در حقیقت این توابع عبارت‌اند از توان مصرفی، نیروی پیشرانش ملخ (معمولاً با ضرایب بی‌بعد توان  $(C_p)$  و پیشرانش  $(C_T)$  نشان داده می‌شوند)، بازدهی



شکل (۹): مقایسه نتایج تجربی [۲۴] با شبیه‌سازی عددی جریان

### ۳- نتایج

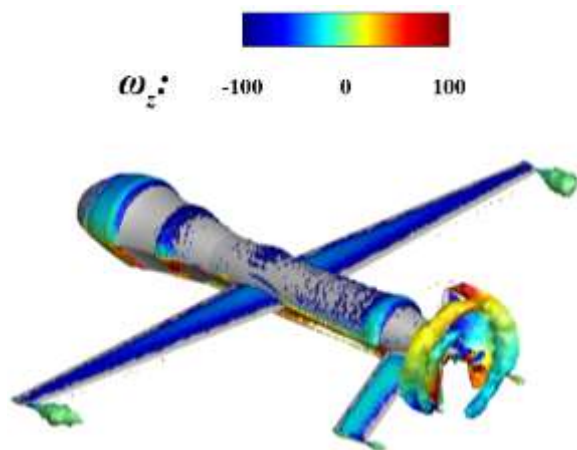
در ابتدا لازم است که میزان اثرگذاری وجود اسپینر در ادامه ملخ مورد بحث قرار گیرد. از این رو در بخش ابتدایی، به بررسی تفاوت ملخ هول‌دهنده دارای اسپینر با حالتی که این ملخ اسپینر نداشته باشد، می‌پردازد. در شکل ۱۰ می‌توان ساختار این دو حالت را مشاهده کرد. همان‌طور که پیش‌تر بیان شد، اسپینرها یک پوشش هموارساز جریان هوا هستند که بر روی هاب ملخ یا در مرکز موتور توربوپن نصب می‌شوند.



شکل (۱۰): شماتیک ملخ برای حالت‌های (الف): دارای اسپینر و (ب): بدون اسپینر



بسته به شرایط پروازی و موقعیت‌های مختلف، امکان دارد هرکدام از پارامترهای انتخاب ملخ اهمیت پیدا کند و نقش بحرانی داشته باشد. به‌عنوان مثال اگر بیشترین توان موتور به‌گونه‌ای باشد که نتواند توان مصرفی لازم برای ملخ را تولید کند، مقدار توان مصرفی پارامتر بحرانی مسئله خواهد شد. از این رو در ادامه فاکتورهای مؤثر اسپینر بر هرکدام از این خروجی‌ها مورد بررسی قرار می‌گیرد.



شکل (۱۱): توزیع چرخش در راستای دهانه بال بر روی هندسه دارای اسپینر

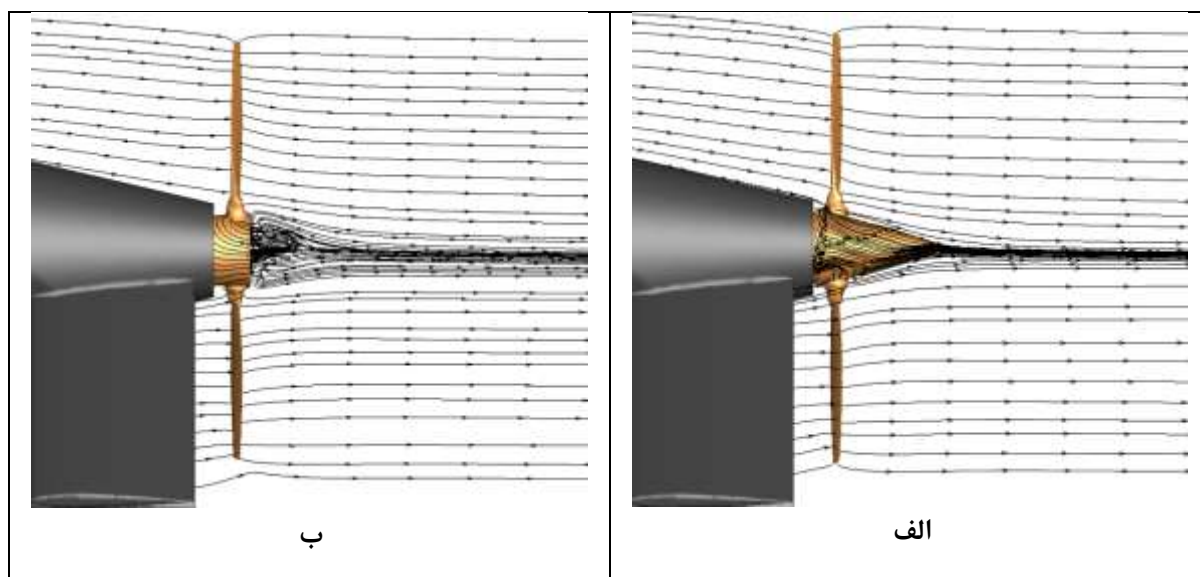
پیشران و ضریب پسای بدنه که از فاکتورهای مهم در طراحی و انتخاب یک ملخ محسوب می‌شوند. ملخی مناسب است که بیشترین نیروی پیشران و کمترین توان مصرفی (بیشترین بازده پیشران) را دارا باشد. ملخ وسیله پرنده همچنین می‌تواند بر پسای بدنه نیز تأثیرگذار باشد. شایان ذکر است که توان محور (SHP)، ضریب بی‌بعد توان ( $C_P$ ) و ضریب پیشران ( $C_T$ ) نیز از روابط زیر قابل استخراج هستند:

$$SHP = \tau_{prop} \times \Omega_{prop} \quad (۱)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} = \frac{746 \times P_{SHP}}{\rho \left(\frac{RPM}{60}\right)^3 D^5} = \frac{161136000 \times P_{SHP}}{\rho RPM^3 D^5} \quad (۲)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} = C_P = \frac{3600 \cdot T}{\rho RPM^2 D^4} \quad (۳)$$

نتایج شبیه‌سازی ۱۶ حالت به‌دست‌آمده از طراحی آزمایش بر حسب توابع هدف در جدول ۵ لیست شده است.



شکل (۱۲): خطوط جریان بر روی ملخ هول‌دهنده (الف) دارای اسپینر و (ب) بدون اسپینر



جدول (۵): نتایج شبیه‌سازی‌ها برای هر آزمایش با توجه به شرایط پروازی در نظر گرفته شده

شماره آزمایش	پسای یدنه (N)	SHP		پیشرانش (N)	C <sub>p</sub>	C <sub>T</sub>	بازدهی پیشرانش (%)
		watt	hp				
۱	۱۴۱/۲۲۸۷	۴۹/۲۷۱۹۷	۳۶۷۴۲/۱۱	-۴۸۰/۸۱۵	-/۰.۵۸۷	-/۰.۵۳۰	۵۴/۵۲۵۸۷
۲	۱۴۰/۷۸۰۹	۴۹/۸۵۸۴۹	۳۷۱۷۹/۴۷	-۴۹۰/۰.۵۹	-/۰.۵۹۴	-/۰.۵۴۰	۵۴/۹۲۰۴۸
۳	۱۴۰/۱۴۲۰	۴۹/۱۵۴۶۲	۳۶۶۵۴/۶	-۴۸۳/۱۳۶	-/۰.۵۸۵	-/۰.۵۳۳	۵۴/۹۱۹۹۵
۴	۱۴۱/۰.۸۶۴	۴۹/۲۲۷۳۷	۳۶۷۰۸/۸۴	-۴۸۳/۰.۳۳	-/۰.۵۸۶	-/۰.۵۳۲	۵۴/۸۲۷
۵	۱۴۱/۹۳۲۸	۴۹/۶۶۰۵۴	۳۷۰۳۱/۸۶	-۴۸۶/۱۰۷	-/۰.۵۹۱	-/۰.۵۳۶	۵۴/۶۹۴۶۶
۶	۱۴۰/۱۹۳۲	۴۹/۸۵۶۱۷	۳۷۱۷۷/۷۴	-۴۸۹/۹۲۹	-/۰.۵۹۴	-/۰.۵۴۰	۵۴/۹۰۸۴۴
۷	۱۴۰/۵۹۹۶	۴۹/۷۳۳۶۸	۳۷۰.۸۶/۴	-۴۸۷/۶۲	-/۰.۵۹۲	-/۰.۵۳۷	۵۴/۷۸۴۱۹
۸	۱۴۰/۱۷۲۸	۴۹/۲۲۵۳	۳۶۷۰۷/۳	-۴۸۱/۰.۹۹	-/۰.۵۸۶	-/۰.۵۳۰	۵۴/۶۰۹۷۷
۹	۱۳۹/۱۵۳۸	۴۹/۰.۱۶۴۲	۳۶۵۵۱/۵۴	-۴۷۹/۹۹۲	-/۰.۵۸۴	-/۰.۵۲۹	۵۴/۷۱۶۳۷
۱۰	۱۳۹/۷۱۵۱	۴۹/۳۴۷۷	۳۶۷۹۸/۵۷	-۴۸۲/۷۸۸	-/۰.۵۸۸	-/۰.۵۳۲	۵۴/۶۶۵۵۹
۱۱	۱۳۹/۳۸۷۲	۴۹/۶۳۳۵۲	۳۷۰۱۱/۷۱	-۴۸۹/۲۷۲	-/۰.۵۹۱	-/۰.۵۳۹	۵۵/۰.۸۰۷۵
۱۲	۱۴۰/۵۱۹۱	۴۸/۷۹۱۵۸	۳۶۳۸۳/۸۷	-۴۶۸/۸۴۷	-/۰.۵۸۱	-/۰.۵۱۷	۵۳/۶۹۲۲۳
۱۳	۱۳۷/۸۲۶۲	۴۹/۰.۸۹۲۸	۳۶۶۰۵/۸۷	-۴۷۵/۱۸۵	-/۰.۵۸۵	-/۰.۵۲۴	۵۴/۰.۸۷۹۷
۱۴	۱۳۶/۰.۴۶۵	۴۹/۶۸۸۵۴	۳۷۰.۵۲/۷۴	-۴۸۴/۳۰۲	-/۰.۵۹۲	-/۰.۵۳۴	۵۴/۴۶۰۸۵
۱۵	۱۴۰/۴۷۱۷	۴۹/۲۱۷۳۴	۳۶۷۰۱/۳۶	-۴۷۳/۵۸۸	-/۰.۵۸۶	-/۰.۵۲۲	۵۳/۷۶۵۹۹
۱۶	۱۳۸/۶۴۲۳	۴۹/۱۱۰.۴۲	۳۶۶۲۱/۶۳	-۴۷۸/۵۲۱	-/۰.۵۸۵	-/۰.۵۲۷	۵۴/۴۴۴۲۳

### ۳-۱- صحت‌سنجی روش تاگوچی

برای بررسی صحت مدل، شبیه‌سازی بر اساس اسپینری که در آن ملخ دارای بیشترین بازدهی پیشرانش هست، انجام گردید. در جدول ۶ بازدهی پیشرانش پیش‌بینی شده توسط مدل تاگوچی با بازدهی پیشرانش شبیه‌سازی مقایسه می‌شوند. همان‌طور که در این جدول مشاهده می‌شود میزان خطای مدل کمتر از یک درصد است و مدل بسیار مناسب است.

جدول (۶): مقایسه بازدهی پیشرانش پیش‌بینی شده توسط

مدل تاگوچی با بازدهی پیشرانش شبیه‌سازی

مقدار پیش‌بینی شده	مقدار شبیه‌سازی	مقدار درصد خطا
۵۵,۰۴۴۷۸	۵۵,۰۲۰۵۶۷	۰,۴۳۶۷

بازدهی  
پیشرانش

## ۲-۳- تحلیل نتایج با روش تاگوچی

در این بخش برای هر یک از خروجی‌ها، تحلیل تاگوچی صورت می‌گیرد؛ تا اسپینر مناسب در شرایط مختلف شناسایی شود. روش تاگوچی نسبت به روش‌های متداول و رایج مهندسی کیفیت کاملاً متفاوت دارد. متدولوژی روش تاگوچی بر طراحی کیفیت در هنگام طراحی محصولات و فرایندها تأکید دارد. درحالی‌که روش‌های متداول بر مبنای بازرسی و کنترل کیفیت در حین فرآیند تولید و یا بعد از تولید محصول تأکید دارند. جزئیات بیشتری از این روش در مرجع [۲۵]، به تفصیل بیان شده است.

در مطالعه پیش‌رو خروجی‌ها عبارت‌اند از: بیشترین بازدهی پیشران، نیروی پیشران ملخ، کمترین توان مصرفی و کمترین نیروی پسای بدنه. در آزمایش‌های همراه با تکرار از شاخص واریانس استفاده می‌شود که به نسبت سیگنال به نویز (S/N) نیز معروف است. از جمله نکات قابل توجه در این روش، کوچک‌تر شدن واریانس محصول حول مقدار مشخصه با افزایش مقدار S/N می‌باشد. بدون توجه به خروجی مورد بررسی، هرچه نسبت سیگنال به نویز بیشتر باشد عملکرد در آن سطح بهتر است. بنابراین اسپینر بهترین عملکرد برای آن خروجی را در بیشترین S/N خواهد داشت. همچنین خاطر نشان می‌شود در جدول آرایه‌های متعامد تاگوچی، انتخاب آرایه‌های متعامد مناسب به درجه آزادی آن آزمایش خاص بستگی دارد. درجه آزادی هر فاکتور، درجه آزادی سطح آن فاکتور منهای یک است. در این تحقیق نیز از آنجاکه ۵ فاکتور ۴ سطحی داریم و برهمکنشی میان فاکتورها در نظر گرفته نشده، درجه آزادی کل آزمایش برابر است با:

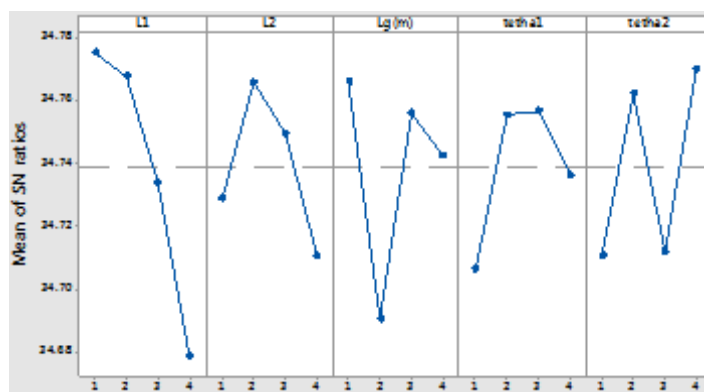
$$۱۶ = (۵ - ۱) \times ۴ : \text{درجه آزادی کل آزمایش}$$

بنابراین آرایه متعامد  $L_{16}(4^5)$  به عنوان یک آرایه مناسب به کار برده شد. این آرایه می‌تواند ۵ فاکتور ۴ سطحی را در خود جای دهد.

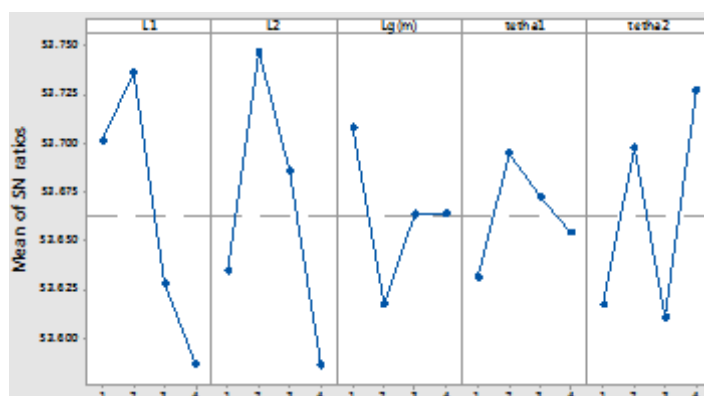
در شکل ۱۳ اثر پارامترهای طراحی بر روی بازدهی

پیشران برحسب نسبت سیگنال به نویز به تصویر کشیده شده است. در طراحی ملخ تلاش می‌شود که بازدهی پیشران بیشترین مقدار را داشته باشد. بدین منظور در تحلیل تاگوچی این مشخصه کیفی، از تحلیل "هر چه بزرگ‌تر، بهتر" استفاده می‌شود. بر اساس این شکل، پارامترهای  $l_1$  و  $l_g$  بیشترین اثر را بر روی بازدهی پیشران دارد و نسبت به بقیه پارامترهای طراحی اثرگذاری بیشتری دارند. در جدول (۷-الف) شکل بهینه مربوط به اسپینری که به ازای آن بیشینه بازدهی پیشران حاصل می‌شود به همراه مقادیر متغیرهای طراحی نشان داده شده است. در این جدول طول‌ها بر اساس شعاع کویلینگ ( $\frac{D_{cowl}}{p} = ۰/۲$ ) بی‌بعد شده‌اند. همچنین در شکل ۱۴، میزان اثرگذاری پارامترهای طراحی بر روی نیروی پیشران ملخ بررسی شده که بر اساس این شکل نیز می‌توان دریافت که متغیرهای  $l_1$  و  $l_2$  بیشترین نقش را در افزایش نیروی پیشران دارند. در جدول (۷-ب) نیز شکل اسپینر بهینه و مشخصات آن ثبت شده است. حساسیت توان مصرفی نسبت به پارامترهای طراحی نیز در شکل ۱۵ نمایش داده شده که حاکی از نقش پررنگ طول  $l_2$  است. در طراحی ملخ تلاش می‌شود که با توجه به هزینه و محدودیت‌های بالای موتور توان مصرف شده توسط آن کم باشد؛ به همین علت در تحلیل تاگوچی این مشخصه کیفی، از تحلیل "هر چه کوچک‌تر، بهتر" استفاده می‌شود. همچنین در طراحی ملخ تلاش می‌شود تا به گونه‌ای عمل شود که کمترین نیروی پسای بدنه تولید شود. از آنجایی که در شکل ۱۶ تأثیرات متغیرهای طراحی بر میزان پسای تولیدی به تصویر کشیده شده است می‌توان نتیجه گرفت که پارامتر  $l_1$  بیشترین تأثیر را بر ضریب پسا دارد.

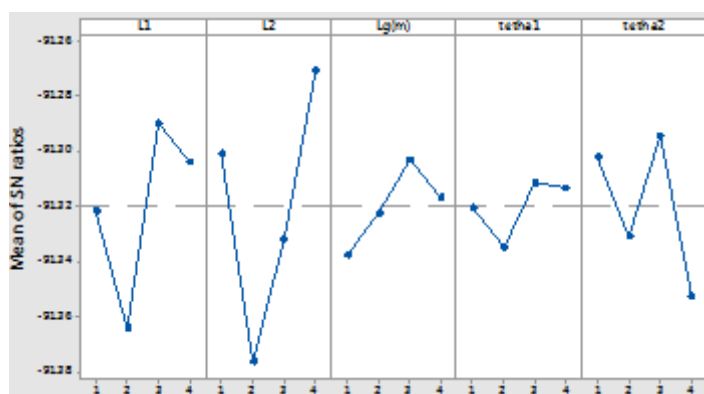
چراکه در تحلیل تاگوچی این مشخصه کیفی، از تحلیل "هر چه کوچک‌تر، بهتر" استفاده می‌شود و  $l_1$  نیز کمترین مقدار را ایجاد کرده است. شکل اسپینر بهینه در حالتی که کمترین پسای بدنه را ایجاد می‌کند در جدول (۷-د) مشخص است و مشخصات پارامترهای طراحی مربوط به آن نیز بیان شده است.



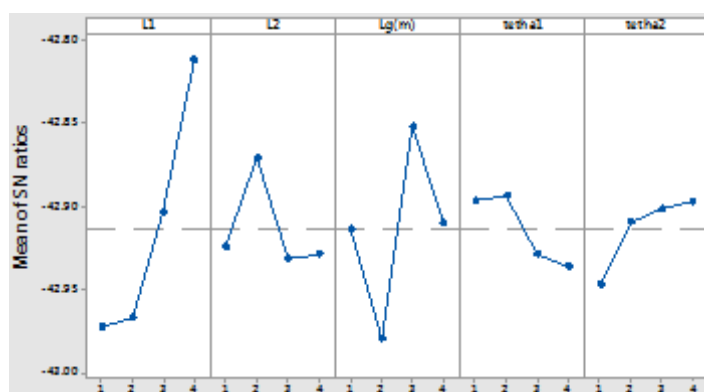
شکل (۱۳): تأثیر فاکتورهای طراحی بر اساس نسبت سیگنال به نویز بر روی بازدهی پیشران



شکل (۱۴): تأثیر فاکتورهای طراحی بر اساس نسبت سیگنال به نویز بر روی نیروی پیشران ملخ



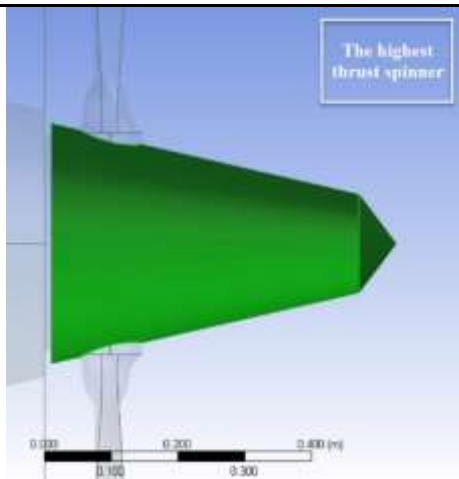
شکل (۱۵): تأثیر فاکتورهای طراحی بر اساس نسبت سیگنال به نویز بر روی توان مصرفی ملخ



شکل (۱۶): تأثیر فاکتورهای طراحی بر اساس نسبت سیگنال به نویز بر روی پسای بدنه

جدول (۷): شماتیک اسپینرهای بهینه برای عملکرد بر حسب توابع هدف مختلف

(ب) بیشترین نیروی پیشران



$\theta_2(^{\circ})$	$\theta_1(^{\circ})$	$\frac{l_g}{D_{cowl}/2}$	$\frac{l_2}{D_{cowl}/2}$	$\frac{l_1}{D_{cowl}/2}$
۵۳	۱۳	۰/۰۵	۲/۳۵	۰/۹

درجه حساسیت

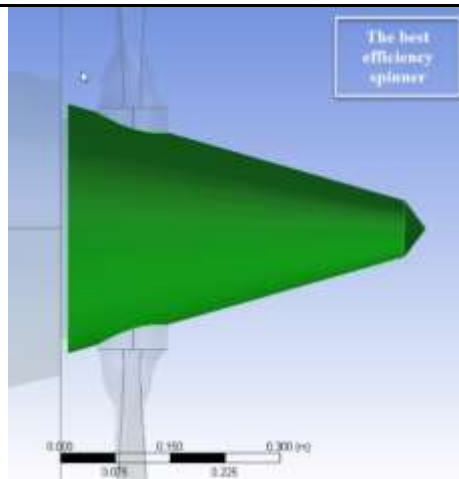
۳ ۵

۴

۱

۲

(الف) ماکزیمم بازده پیشران



$\theta_2(^{\circ})$	$\theta_1(^{\circ})$	$\frac{l_g}{D_{cowl}/2}$	$\frac{l_2}{D_{cowl}/2}$	$\frac{l_1}{D_{cowl}/2}$
۵۳	۱۶	۰/۰۵	۲/۳۵	۰/۸۵

درجه حساسیت

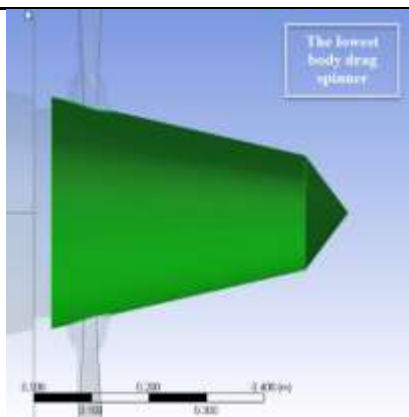
۳ ۵

۲

۴

۱

(د) کمترین پسای بدنه



$\theta_2(^{\circ})$	$\theta_1(^{\circ})$	$\frac{l_g}{D_{cowl}/2}$	$\frac{l_2}{D_{cowl}/2}$	$\frac{l_1}{D_{cowl}/2}$
۵۳	۱۳	۰/۱۵	۲/۳۵	۱

درجه حساسیت

۴

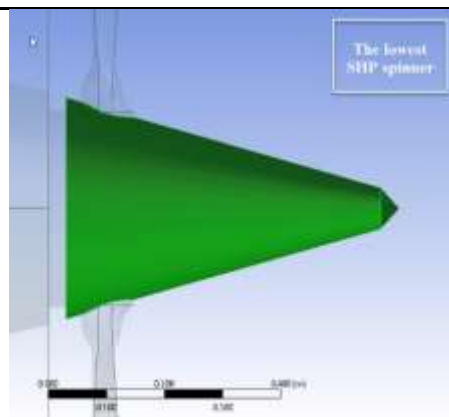
۵

۲

۳

۱

(ج) کمترین توان مصرفی



$\theta_2(^{\circ})$	$\theta_1(^{\circ})$	$\frac{l_g}{D_{cowl}/2}$	$\frac{l_2}{D_{cowl}/2}$	$\frac{l_1}{D_{cowl}/2}$
۴۸	۱۶	۰/۱۵	۲/۸۵	۰/۹۵

درجه حساسیت

۳

۵

۴

۱

۲

اسپینر و کویلینگ)،  $\theta_1$  (زاویه شیب مبنای اسپینر) و  $\theta_2$  (زاویه شیب کلاهک اسپینر) انتخاب شدند و برای هر فاکتور چهار سطح در نظر گرفته شد. تحلیل تاگوجی برای بررسی تأثیر فاکتورهای طراحی بر بازدهی پیشرانش، نیروی پیشرانش ملخ، توان مصرفی ملخ و همچنین نیروی پسای بدنه انجام شد. برای هر یک از این مشخصات آیرودینامیکی یک مدل برای پیش‌بینی آن‌ها ارائه شد. مقایسه توزیع داده‌های مدل رگرسیون و داده‌های آزمایش نشان داد که مدل ارائه‌شده برای طراحی، دارای خطای بسیار کمی است. وسیله پرنده دارای ملخ هول‌دهنده با اسپینر پیشنهادشده، می‌تواند علاوه بر داشتن بازدهی پیشرانش و نیروی پیشرانش ملخ مناسب، دارای نیروی پسای بدنه خوبی نیز باشد. بنابراین با استفاده از توابع به‌دست‌آمده از روش تحلیل رگرسیون می‌توان خروجی‌های آیرودینامیک را با دقت مطلوبی پیش‌بینی کرد.

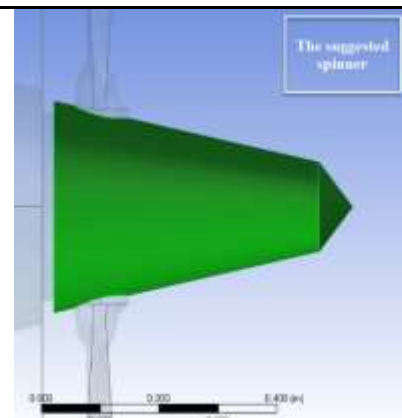
#### ۵- مراجع

- Borges, M. "Design of an Apparatus for Wind Tunnel Tests of Electric UAV Propulsion Systems", Master's thesis, Instituto Superior Técnico. 2015.
- Lorenz R. Toleos, Jr., Niño Jhim Andrew B. Dela Luna, Mark Christian E. Manuel, John Marvil R. Chua, Eldric Marius A. Sangalang, and Patrick C. "Feasibility Study for Fused Deposition Modeling (FDM) 3D-Printed Propellers for Unmanned Aerial Vehicles", International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research, Vol. 9, no. 4, 2020.
- Moita, N. S. and Marta, A. C. "Optimization of the Propeller-driven Propulsion System for a Small UAV", Proc. Int. Conf. Engineering Optimization. 2018. Lisboa, Portugal, Springer.
- Kosari, "Propeller Effects on the Performance of Propeller Engine Light Aircraft", Iranian Journal of Mechanical Engineering, Vol. 25, no. 5, pp. 22-32, 2017, (In Persian).
- Fage, A. "Experiments with a Family of Airscrews, Including the Effect of Tractor and Pusher Bodies", Aeronautical Research Committee, H.M. Stationery Office, 1922 (829).
- Macdougall, P. "Short Brothers: The Rochester Years", Fonthill Media 2019.
- Borst, H. V. "Aerodynamic Design and Analysis of Propellers for Mini-Remotely Piloted Air Vehicles. Volume 1 Open Propellers", Us Army Research and technology Laboratory, 1978, BORST (Henry V) And Associates Wayne Pa.

بر اساس داده‌های جدول می‌توان اسپینری را انتخاب کرد که رفتار مطلوبی در هر ۴ شرایط مختلف داشته باشد. مشخصات اسپینر پیشنهادی برای این منظور در جدول ۸ آمده است. همچنین مقادیر خروجی توابع هدف برای اسپینر پیشنهادی در این جدول نشان داده‌شده که بیانگر خروجی‌های مناسب به ازای اسپینر بهینه است.

جدول (۸): شماتیک اسپینر پیشنهادی برای ۴ حالت

مطلوب خروجی



$\theta_2$ (°)	$\theta_1$ (°)	$\frac{l_g}{D_{cowl}/2}$	$\frac{l_2}{D_{cowl}/2}$	$\frac{l_1}{D_{cowl}/2}$
۵۳	۱۶	۰/۱	۲/۳۵	۰/۹
		بازدهی پیشرانش (%)	پیشرانش (N)	SHP (w)
		۵۴,۹۲۰۹	-۴۹۳,۶۱۷	۳۷۴۵۰,۶
				پسای بدنه (N)
				۱۴۰,۵۱۵

#### ۴- نتیجه‌گیری

در این تحقیق، اثر اسپینر بر روی عملکرد پرنده‌های بدون سرنشین که دارای ملخ کُشنده هستند به‌صورت عددی بررسی شده است. در ابتدا، وجود اسپینر و تأثیرات آن بر روی عملکرد پرنده بررسی شد به‌طوری‌که نتایج نشان دادند نصب اسپینر بر روی ملخ منجر به افزایش بازدهی پیشرانش و همچنین نیروی پیشرانش تولیدشده توسط ملخ می‌شود. به‌عبارتی وجود اسپینر در وسیله پرنده موجب کاهش نیروی پسای وارد بر بدنه می‌شود. اسپینر علاوه بر کاهش نیروی پسای آیرودینامیکی که موجب افزایش بازدهی می‌شود، برای هواپیماهای کُشنده باعث هموارتر شدن جریان هوا به موتور و در نتیجه بیشتر شدن بازدهی هوای ورودی می‌شود. سپس پنج متغیر طراحی  $l_1$  (شعاع صفحه‌ی مبنای اسپینر)،  $l_2$  (طول مبنای اسپینر)،  $l_g$  (فاصله خالی میان

17. Glauert, H., "Airplane Propellers, in Aerodynamic theory", Springer. pp. 169-360, 1935.
18. Zou, D., Zhang J., Liu G., Na Ta, Rao Z. "Study on Characteristics of Propeller Exciting Force Induced by Axial Vibration of propulsion shafting: Theoretical analysis", Ocean Engineering, Vol. 202, p. 106942, 2020.
19. Garner, W. "Model Airplane Propellers. Air-Propeller research document, W. B. Garner 08 Verizon. net, 2009.
20. Pendley, Robert E.; Milillo, Joseph R.; Fleming, Frank F. & Bryan, Carroll R., "An experimental Study of Five Annular Air Inlet Configurations at Subsonic and Transonic Speeds", UNT Libraries Government Documents Department, 1953.
21. Mark A. Miller, Janik Kiefer, Carsten Westergaard, Martin O. L. Hansen, and Marcus Hultmark, "Horizontal Axis Wind Turbine Testing at High Reynolds numbers", Physical Review Fluids, Vol. 4, no. 11, p. 110504, 2019.
22. Re, R.J., "An investigation of Several NACA 1-Series Inlets at Mach numbers from 0.4 to 1.29 for mass flow ratios near 1.0.", 1975.
23. Versteeg, H. and W. Malalasekera, "An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The finite volume method", Pearson Education Limited, Edinburgh Gate, Harlow, 2007.
24. Biermann, D. and E.P. Hartman, "Tests of Five Full-Scale Propellers in the Presence of a Radial and a Liquid-Cooled Engine Nacelle, Including Tests of Two Spinners", Langley memorial aeronautical laboratory, 1938.
25. Taguchi, G. and R. Jugulum, "The Mahalanobis-Taguchi strategy: A pattern technology system", John Wiley & Sons, 2002.
8. MacNeill, R. and D. Verstraete, "Blade Element Momentum Theory Extended to Model Low Reynolds number Propeller Performance", The Aeronautical Journal, Vol. 121, no. 1240, pp. 835-857, 2017.
9. Mahmodi, S., M.H. Djavarehshkian, and M.S. Tavakoli, "Numerical and Experimental Investigation of Aerodynamic of Quadrotor Blades in low Reynolds", Journal Of Applied and Computational Sciences in Mechanics, Vol. 27, no. 1, pp. 135-152, 2016.
10. Rutkay, B. and J. Laliberté, "Design and Manufacture of Propellers for Small Unmanned Aerial Vehicles", Journal of Unmanned Vehicle Systems, Vol. 4, no. 4, pp. 228-245, 2016.
11. Miller, M. F. "Wind-tunnel Vibration Tests of a Four-blade Single Rotating Pusher Propeller", Langley Aeronautical Laboratory National Advisory Committee for Aeronautics. Langley Aeronautical Lab, 1943.
12. Schnurbusch, A. W. "Aerodynamic Characteristics of a 1/8-scale Powered Model of a High-speed Bomber with a Dual Pusher Propeller Aft of the Empennage", Ames Aeronautical Laboratory (U.S.) National Advisory Committee for Aeronautics. Ames Aeronautical Lab, 1945.
13. Hitchens, F. "Propeller Aerodynamics: the history, Aerodynamics & Operation of Aircraft Propellers", Andrews UK Limited, 2015
14. P. Lv, D. Ragni, T. Hartuc, L. Veldhuis and A. G. Rao, "Experimental Investigation of the Flow Mechanisms Associated with a Wake-Ingesting Propulsor", AIAA Journal, Vol. 55, no. 4, pp. 1332-1342, 2017.
15. Donald F. Elger, Barbara A. LeBret, Clayton T., "Engineering Fluid Mechanics", John Wiley & Sons, 2020.
16. Hansen, J.R., "The Wind and Beyond: A Documentary Journey Into the History of Aerodynamics in America: Reinventing the Airplane. National Aeronautics and Space Administration, 2009: Government Printing Office.

