

طراحی هندسی و شبیه‌سازی ملخ به منظور به‌کارگیری در هواپیمای هوانوردی عمومی

امیرحسین عدالت‌پور^۱، زهیر صبحی^{۲*}، فتح‌الله امی^۳

۱- دانشجوی دکتری، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

۲- استادیار، پژوهشگاه هوافضا وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران

۳- استاد، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

چکیده

با توجه به نیاز کشور به ساخت هواپیماهای مسافری، در این پژوهش به صورت تخصصی به یکی از مهم‌ترین اجزای سیستم پیشراننده هواپیما یعنی ملخ پرداخته شد. برای ساخت یک ملخ استاندارد و همگام‌سازی آن با هواپیمای مسافری مورد نظر، می‌بایست ابتدا شبیه‌سازی اصولی آن انجام شود و نتایج معتبری حاصل شود. انجام یک شبیه‌سازی کارآمد نیز نیازمند طراحی هندسی دقیق ملخ می‌باشد که الزاماتی به همراه دارد. در این پژوهش، ابتدا اصول طراحی ملخ بیان و مطابق استانداردها این وسیله در نرم‌افزار کتیا طراحی شد. سپس با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی و شبیه‌سازی آن در نرم‌افزار CFX با حل معادلات ناویر استوکس برای جریان مورد نظر با استفاده از روش حجم محدود و فرض حالت پایا، پارامترهای لازم استخراج گشت و نتایج با یک کار تجربی اعتبارسنجی شد. پارامترهای استخراج شده شامل ضرایب تراست، گشتاور، توان و راندمان ملخ بودند که مقدار آن‌ها از شبیه‌سازی با مقدار دقیق آن‌ها در کار تجربی با یکدیگر مقایسه شدند. برای مدل‌سازی چرخش ملخ از روش قاب مرجع دوار استفاده شد. در نهایت با استفاده از یک سری روابط، مدل بهینه‌ای برای ملخ به وجود آمد که منجر به افزایش ضرایب توان، گشتاور و توان و در نهایت بهبود راندمان ملخ شد.

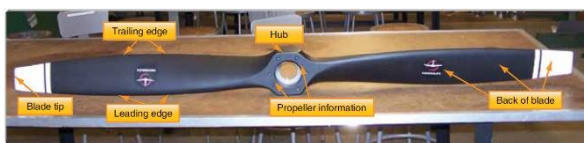
واژه‌های کلیدی: ملخ، طراحی هندسی، دینامیک سیالات محاسباتی، شبیه‌سازی ملخ، هواپیمای هوانوردی عمومی

۱- مقدمه

با توجه به نیاز کشور به توانمندی در طراحی و ساخت هواپیماهای مسافری عمومی که از موضوعات مهم در سند چشم‌انداز ۱۴۰۴ و مطابق با سیاست‌های کلی برنامه چهارم توسعه جمهوری اسلامی ایران می‌باشد، تحقیقات در این زمینه ضروری می‌باشد. همچنین مطابق با سند جامع توسعه هوافضای کشور، در اولین مورد از بند اول بخش اهداف کلان حوزه هوایی و هوانوردی در فصل پنجم، بر توسعه طراحی و تولید هواپیمای هوانوردی عمومی ۲ تا ۱۹ نفره متناسب با نیازهای کشور و بازارهای جهانی تاکید شده است. تمرکز این پژوهش بر روی بخش سیستم پیشراننده این هواپیما در قسمت ملخ می‌باشد. با توجه به فعالیت‌های محدود و سطحی انجام شده در این زمینه، لزوم طراحی بهینه و تحلیل عملکرد ملخ احساس می‌شود. نتایج این تحقیق با توجه به وسیع بودن آن، در رابطه با ملخ‌های هواپیماهای نظامی، پهپادها و تاکسی‌های هوایی نیز قابل استفاده می‌باشد از این جهت که در تمامی تحلیل‌های مربوط به ملخ‌های این تجهیزات، از تئوری‌های یکسان برای پیش‌بینی عملکرد آیرودینامیکی استفاده می‌گردد.

ملخ (Propeller) یکی از مهم‌ترین بخش‌های سیستم پیشراننده بسیاری از هواپیماها و وسایل پرنده دیگر است. ملخ هواپیما یک وسیله‌ای آیرودینامیکی است که حرکت دورانی را به نیروی پیشراننده تبدیل می‌کند که این نیرو بر صفحه دوران عمود است. این وسیله در موتورهای پیستونی هوایی، توربوپراپ‌ها، موتورهای الکتریکی، تاکسی‌های هوایی عمودپرواز و عادی، پهپادها و ... مورد استفاده قرار می‌گیرد. این وسیله در پروازهای با سرعت پایین (Low Speed) قابل استفاده است و محدودیت ارتفاع نیز در استفاده از آن وجود دارد (برای ارتفاع‌های بالاتر از ۴۰۰۰۰ پا مناسب نیستند) [۱]-[۳].

به طور کلی یک ملخ شامل تعدادی پره (Blade) و یک هاب (Hub) در مرکز خود می‌باشد که پره‌ها به آن متصل هستند. در شکل ۱، نام‌گذاری اجزای مختلف یک ملخ مشخص شده است [۲].



شکل ۱- نام‌گذاری اجزای یک ملخ [۲]

۲- مروری بر ادبیات موضوعی

بیون در سال ۲۰۰۹ در تز خود، کدی برای طراحی اولیه‌ی بهینه ملخ تبیین کرد. او در طراحی از روش المان پره استفاده کرد [۴]. سلینگ در سال ۲۰۱۰، با مدل‌سازی ملخ، اثرات آیرودینامیکی آن را بر روی پهپادهای کوچک بررسی نمود [۵]. مارینوس در سال ۲۰۱۰، بهینه‌سازی چند هدفه‌ی آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی پره‌های ملخ فراصوتی را با استفاده از فرایند شبکه‌ی عصبی مصنوعی انجام داد و از شبیه‌سازی مبتنی بر روش رینولدز متوسط‌گیری شده‌ی معادلات ناویر استوکس (Reynolds Averaged Navier Stokes) برای اطمینان از دقت کار استفاده کرد [۶]. مارینوس و همکاران در سال ۲۰۱۰، بررسی آیرودینامیک ملخ‌های سرعت بالای هامپی (Humpy) را انجام دادند [۷]. تفاوت ویژگی‌های آیرودینامیکی بین دو پره هامپی و صاف در پایان نامحسوس بود. مارینوس در تز دکتری خود در سال ۲۰۱۱، بهینه‌سازی چند هدفه ملخ را با رویکرد آیرودینامیک، آیروآکوستیک و آیرولاستیک انجام داد. حجم تحقیقات او بسیار گسترده بود و از چندین مرحله بهینه‌سازی استفاده شد تا ملخ هم از نظر عملکرد و ساختار و هم از نظر سر و صدا بهینه‌سازی شود [۸]. لی وال در تز خود در سال ۲۰۱۲ از روش مومنتوم المان پره (Momentum Blade Element Theory) برای طراحی و روش ازدحام ذرات (Particle Swarm) برای بهینه‌سازی ملخ استفاده کرد [۹]. سیلوستره در سال ۲۰۱۳ کدی برای طراحی و آنالیز یک

ملخ تبیین کرد که نام آن کد، JBLADE است [۱۰]. روتکی در سال ۲۰۱۴ در تز دکتری خود، فرایند طراحی و ساخت یک ملخ برای پهپادهای کوچک را انجام داده است [۱۱]. لنفرز و همکاران در سال ۲۰۱۴، بررسی تجربی طرح یک ملخ را انجام دادند. در بخش حل CFD، آن‌ها از کد DLR Tau- Code استفاده کردند که معادلات متوسط‌گیری شده‌ی رینولدز را حل می‌کند [۱۲]. مارینوس در سال ۲۰۱۴، تغییرات هندسه پره‌های ملخ بر عملکرد آن را بررسی کرد [۱۳]. هایزنز و همکاران در سال ۲۰۱۵، عملکرد یک ملخ با گام متغیر را به صورت عددی و تجربی بررسی کردند. برای ضرایب جلوبرندگی بالای ۱، راندمان ملخ با گام متغیر بیشتر از ملخ با گام ثابت بود [۱۴]. جانسن در سال ۲۰۱۵، تاثیر گذر جریان از آرام به مغشوش را بر روی عملکرد ملخ مطالعه نمود. او از هر دو رویکرد تجربی و عددی برای انجام پژوهش خود استفاده کرد [۱۵]. مورگادو و همکاران در سال ۲۰۱۵، طراحی و تحلیل ملخ‌های با ارتفاع بالا را انجام دادند. آن‌ها از نرم‌افزار JBLADE برای تعیین هندسه‌ی بهینه استفاده کردند و با استفاده از CFD، نتایج را تحلیل کردند. آن‌ها از روش قاب مرجع دوار (Moving Reference Frame) در نرم‌افزار فلونت استفاده کردند [۱۶]. استجودا و همکاران در سال ۲۰۱۶ با رویکرد عددی با استفاده از روش قاب مرجع دوار و نرم‌افزار CFX، شبیه‌سازی یک ملخ را انجام دادند و با نتایج تست تجربی، نتایج خود را مقایسه کردند. برای بخش دوار هندسه، از مش سازمان‌یافته‌ی شش‌وجهی (Hexahedral) استفاده شد و مش در محیط ICEM CFD ایجاد شد [۱۷]. کنستانتین روتارو و همکاران، در سال ۲۰۱۷، خصوصیات آیرودینامیکی ملخ‌های هواپیما را شامل الزامات عملکرد و محدودیت‌های مربوط به اثر تراکم‌پذیری را آنالیز کردند. آن‌ها از تئوری ورتکس (Vortex Theory) برای تخمین سرعت القایی (Induced Velocity) ناشی از چرخش ملخ استفاده کردند و روابطی برای ضرایب بدون بعد ارائه دادند [۱۸]. احمد کوتی نیز در سال ۲۰۱۷، شبیه‌سازی یک ملخ کوچک با نرم‌افزار فلونت را انجام داد. او از روش قاب مرجع دوار استفاده کرد [۱۹]. فردریک تلین در تز خود در سال ۲۰۱۷، حل CFD یک ملخ سیکلوئیدی (Cyclodial) مدرن را به صورت دوبعدی با استفاده از ۴ ایرفویل انجام داد. او از روش شبکه‌ی متحرک (Sliding Mesh) برای کار خود استفاده کرد. او از نرم‌افزار فلونت برای شبیه‌سازی استفاده کرد [۲۰]. تابوین در سال ۲۰۱۷، طراحی مفهومی ملخ یک هواپیما با موتور توربوپراپ را انجام داد. او از تئوری مومنوم المان پره برای تعیین ویژگی‌های آیرودینامیکی ملخ استفاده کرد. او برای بهینه‌سازی، از روش الگوریتم ژنتیک و شیب نزولی استفاده کرد. او برای تحلیل‌های ساختار ملخ، از روش المان محدود در نرم‌افزار ANSYS استفاده کرد [۲۱]. کلین در تز خود در سال ۲۰۱۷، بهینه‌سازی یک مدل ملخ مدرن را انجام داد [۲۲]. استالپ‌فار و همکاران در سال ۲۰۱۷، عملکرد ملخ یک هواپیما فوق سبک با موتور الکتریکی را به صورت عددی و تجربی مورد ارزیابی قرار دادند. در بخش عددی از دو رویکرد استفاده شد: اولی حل معادلات URANS (Unsteady Reynolds Averaged NS) با روش حجم محدود و دومی ترکیب روش RANS و تئوری المان پره. آن‌ها از نرم‌افزار فلونت برای شبیه‌سازی استفاده کردند و حل را هم به صورت پایا و هم گذرا انجام دادند [۲۳]. دسوزا در سال ۲۰۱۸، ملخ یک پهپاد کوچک را بهینه‌سازی کرد. او برای مشخص کردن پارامترهای عملکردی ملخ، از نرم‌افزار AKPA که بر اساس روش تئوری المان پره است، استفاده کرد و برای تحلیل‌های بیشتر از نرم‌افزارهای JavaProp و

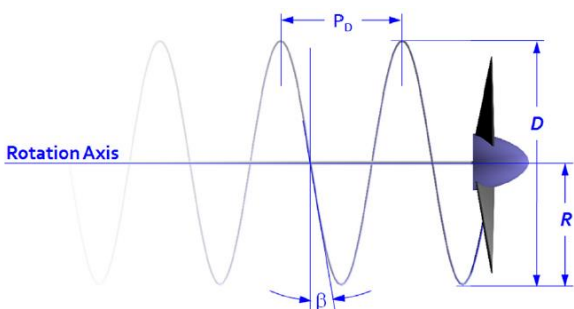
QPROP استفاده کرد [۲۴]. مارکوس در تز خود در سال ۲۰۱۸، با استفاده از رویکرد تجربی، ۲ ستاپ تست برای سنجش عملکرد ملخ بر روی یک بال فراهم نمود و از رویکرد عددی نیز استفاده نمود [۲۵]. ارزن و همکاران در سال ۲۰۱۸، طراحی بهینه‌ی یک ملخ برای هواپیمای آموزشی با موتور الکتریکی را ارائه دادند. هدف آن‌ها اصلاح مصرف سوخت بود و موفق شدند تا ۱۹ درصد مصرف سوخت را در مانورهای نشست و برخاست این هواپیما کاهش دهند. آن‌ها نیز از روش قاب مرجع دوار در تحلیل خود استفاده کردند [۲۶]. ژیانگ و همکاران در سال ۲۰۱۸، روشی بهینه برای طراحی ملخ هواپیماهای با موتور الکتریکی توسعه دادند که در نهایت طرح بهینه را با تست در تونل باد مورد آزمایش قرار دادند [۲۷]. وو و همکاران در سال ۲۰۱۹ بر روی یک رویکرد جدید برای کاهش صدای ملخ‌ها کار کردند که نتایج تست تجربی مدل بهینه‌شده را ارائه دادند. این کار به گونه‌ای انجام شده که تغییر منفی در جهت ویژگی‌های آیرودینامیکی ملخ نیز صورت نگیرد که از این حیث کار قابل توجهی بود [۲۸]. چن و ژو در سال ۲۰۱۹، طراحی آیرودینامیکی بال-ملخ متصل به هم را انجام دادند. آن‌ها از روش قاب مرجع دوار برای حل CFD استفاده کردند و بهینه‌سازی را با رویکردی بر پایه‌ی الگوریتم ژنتیک (Genetic Algorithm) و روش کرایگینگ (Kriging surrogate modeling) انجام دادند. از نتایج کار آن‌ها می‌توان به ۳۰ درصد کاهش درگ در حالت محدود نبودن طول وتر ملخ اشاره کرد [۲۹]. پیکسان و همکاران در سال ۲۰۱۹، بهینه‌سازی آیرودینامیکی و آیروکوستیکی ملخ را انجام دادند. آن‌ها از روش شبکه متحرک برای قسمت شبیه‌سازی CFD استفاده کردند [۳۰]. سئینی در سال ۲۰۱۹، تحلیل آیرودینامیکی و ساختار یک ملخ کوچک را انجام داد که از نرم‌افزار فلونت برای تحلیل آیرودینامیکی و از تحلیل‌های ساختاری انسیس برای تعیین تنش حداکثر و تغییر شکل پره‌های ملخ استفاده شده است [۳۱]. ینر در تز خود در سال ۲۰۱۹، اثر متقابل ملخ بر روتور و بازوی متصل را با شبیه‌سازی، بررسی کرد. او نیز از روش قاب مرجع دوار برای شبیه‌سازی استفاده نمود. او از نرم‌افزار فلونت برای کار خود استفاده کرد [۳۲]. اسلاویک و همکاران در سال ۲۰۲۰، با استفاده از چند مجموعه‌ی پرتو (Pareto) ملخ بهینه برای یک هواپیمای با نشست و برخاست کوتاه (STOL) پیدا کردند. پارامترهای متعددی از جمله طول تیک‌آف و سرعت ماکسیمم در تعیین جبهه‌های پرتو (Pareto Frontiers) تاثیرگذار بودند [۳۳]. برگمن و همکاران در سال ۲۰۲۰، مقایسه‌ی دو روش المان پره و معادلات متوسط‌گیری شده‌ی رینولدز را انجام دادند. آن‌ها در حل با اعتبار بالا (High Fidelity Solution)، روش قاب مرجع دوار و شبکه‌ی متحرک را انتخاب کردند. شبیه‌سازی آن‌ها توسط نرم‌افزار StarCCM+ انجام شد [۳۴]. لی و همکاران در سال ۲۰۲۰، به شکل عددی و تجربی اثر شکل ملخ بر روی عملکرد آیرودینامیکی هواپیما را بررسی کردند. لی نیز روش قاب مرجع دوار را برای حل خود انتخاب کرد و از ICEM برای مش‌زنی و از نرم‌افزار فلونت برای حل عددی استفاده کرد [۳۵]. چوهان در تز دکتری خود در سال ۲۰۲۰، بهینه‌سازی ملخ را با در نظر گرفتن اثر متقابل بال انجام داد. او نیز از معادلات متوسط‌گیری شده‌ی رینولدز برای قسمت حل CFD خود استفاده کرد و از بهینه‌سازی هندسی بر اساس گرادیان استفاده کرد تا درگ روی بال را کاهش دهد [۳۶]. باروزی و همکاران که همگی از کارمندان شرکت انسیس هستند، در سال ۲۰۲۰، از هر دو روش قاب مرجع دوار و شبکه‌ی متحرک برای شبیه‌سازی استفاده کردند. نتیجه‌ی کار آن‌ها این بود که هر دو روش کارآمد و بادقت

با بررسی کار سایر پژوهشگران در این حوزه، آشنایی لازم با روش‌های طراحی، حل عددی، شبیه‌سازی و بهینه‌سازی حاصل شد. روش‌های مبتنی بر رینولدز متوسط‌گیری شده شامل روش پایای قاب مرجع دوار و روش ناپایای شبکه‌ی متحرک از جمله محبوب‌ترین روش‌ها برای حل عددی و شبیه‌سازی ملخ‌ها بودند. استفاده از روش قاب مرجع دوار با توجه به هزینه‌ی محاسباتی پایین‌تر، بیشتر بوده و دقت این روش نیز در تمام پژوهش‌ها مناسب بوده است. در بخش نرم‌افزارها نیز، نرم‌افزارهای فلوئنت و CFX از شرکت انسیس، جز محبوب‌ترین نرم‌افزارهای پژوهشگران این حوزه بوده‌اند. در چند مورد، از نرم‌افزار Star-CCM+ شرکت زیمنس، نرم‌افزار OpenFoam، نرم‌افزار Converge و ... نیز استفاده شد. باید توجه داشت اگرچه نرم‌افزارها تنها نقش حلگر را ایفا می‌کنند اما تنظیمات لازم و شبکه‌بندی و فلسفه‌ی پشت هر نرم‌افزار به گونه‌ایست که در نتایج، اختلاف ایجاد می‌کند. کلیات طراحی ملخ یکسان است به همین دلیل ملخ چندین وسیله از جمله پهپادها، هواپیماها، تاکسی‌های هوایی و کوادکوپترها مورد بررسی قرار گرفته است.

در این پژوهش، با طراحی یک مدل استاندارد که عملکرد آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی مناسبی دارد، عملکرد آیرودینامیکی ملخ هواپیمای مسافربری مورد بررسی قرار می‌گیرد. برای شبیه‌سازی از هر دو نرم‌افزار فلوئنت و CFX شرکت انسیس استفاده می‌شود و سپس عملکرد مدل بهینه‌سازی شده ملخ مورد بررسی قرار می‌گیرد. در پایان نتایج با نتایج تست تونل باد این ملخ مقایسه می‌گردد.

۳- بررسی معادلات حاکم

ملخی با قطر D که طول قوسی شکل C به اندازه‌ی $2\pi r$ را می‌پیماید مطابق شکل ۲ در نظر گرفته می‌شود. این ملخ به ازای هر دور چرخش کامل به اندازه‌ی مشخص P به جلو به صورت مارپیچ حرکت می‌کند. اگر فرضاً محیطی با جریان لزوج داشته باشیم و حرکت ملخ در آن در نظر گرفته شود، این اندازه برابر P_D در نظر گرفته می‌شود. برای مثال اگر ملخی گامی معادل ۴۲ اینچ داشته باشد، یعنی در هر دور چرخش کامل، ۴۲ اینچ به سمت جلو حرکت می‌کند. در این شکل β زاویه‌ی گام (Pitch Angle) هندسی می‌باشد [۱].

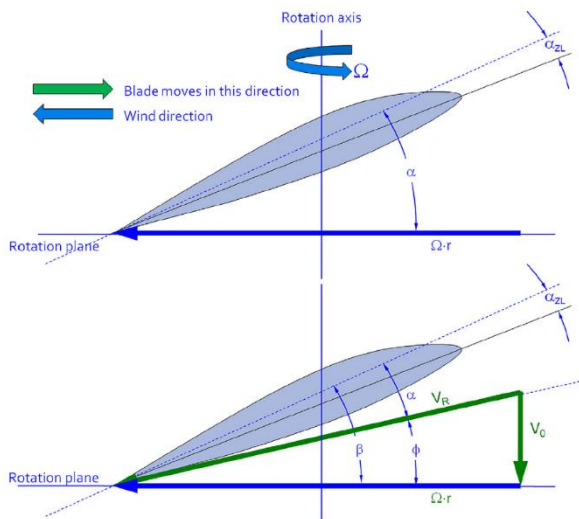


شکل ۲- مشخصات هندسی ملخ [۱]

مشخصات هندسی ملخ به شرح زیر تعریف می‌شوند [۱]:

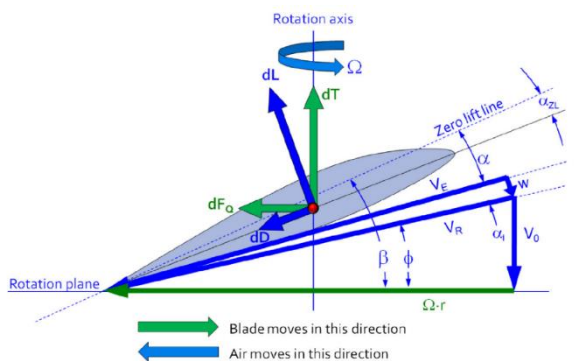
۱- زاویه‌ی گام (شکل ۳-۳) که در رابطه‌ی ۱ مشخص است. در این رابطه T_{ref} شعاع مرجع است که معمولاً ۷۵ درصد شعاع ملخ در نظر گرفته می‌شود. طول گام حدود ۶۰ تا ۸۵ درصد قطر ملخ در نظر گرفته می‌شود [۱]:

اما در هزینه‌ی محاسباتی متفاوتند. علاوه بر این دو روش، از دو روش پره مجازی که با UDF نویسی داخل فلوئنت ممکن است و روش دیسک فعال (Actuator Disk) نیز استفاده کردند که البته هر دو روش، روش‌های ساده‌تری نسبت به قاب مرجع دوار و شبکه‌ی متحرک هستند [۳۷]. کواکویچ و همکاران در سال ۲۰۲۱، با استفاده از روش هوش مصنوعی (الگوریتم ژنتیک)، ایرفویل پره را بهینه کردند و برای سنجش عملکرد آیرودینامیکی ملخ، از روش‌های متعددی از جمله تئوری ورتکس، تئوری مومنوم اجزای پره، دینامیک سیالات محاسباتی و ... استفاده کردند و تحلیل‌های ساختاری لازم را نیز انجام دادند. همچنین ملخ بهینه را به صورت تجربی با ساخت مدل آن، تست کردند [۳۸]. لیو و تورلی در سال ۲۰۲۱، شبیه‌سازی ملخ کوادکوپتر (Quadcopter) را به شکل سه‌بعدی و ناپایا انجام دادند. آن‌ها از کد Converge برای شبیه‌سازی استفاده کردند که قابلیت ایجاد مش اتوماتیک و تطبیق‌پذیری مش را دارد [۳۹]. وانگ و همکاران در سال ۲۰۲۱، طراحی آیرودینامیکی ملخ برای هواپیمای با موتور الکتریکی توزیعی (Distributed Electric Propulsion) را انجام دادند. آن‌ها نیز در حل CFD از روش قاب مرجع دوار و روش چشمه‌ی مومنوم (Momentum Source Method) استفاده کردند [۴۰]. رستمی و فرج‌اللهی در سال ۲۰۲۱، تحلیل عددی طرحی با دو ملخ در جلو و قسمت انتهایی یک پهپاد را انجام دادند. آن‌ها نیز از روش قاب مرجع دوار برای حل عددی خود استفاده کردند [۴۱]. هویوس و همکاران در سال ۲۰۲۲، با استفاده از روش تجمی ذرات، بهینه‌سازی یک ملخ را انجام دادند. آن‌ها از نرم‌افزارهای Xfoil و OpenFoam برای تعیین ویژگی‌های آیرودینامیکی ملخ استفاده کردند. آن‌ها همچنین با استفاده از روش المان محدود، تحلیل‌های ساختاری مربوطه را نیز انجام دادند [۴۲]. یانو و همکاران در سال ۲۰۲۲ بهینه‌سازی آیرودینامیکی ملخ پهپادها با ارتفاع بالا و رینولدز پایین با استفاده از یک لبه‌ی اضافی (Gurney Flap) را انجام دادند. با وجود این لبه‌ی اضافی، بازده ملخ کمی بالاتر (حدود ۲ درصد) از حالتی بود که این لبه وجود نداشت [۴۳]. ژیا و همکاران در سال ۲۰۲۲ با آنالیز عملکرد ملخ، بهینه‌سازی شکل پره را با استفاده از روش معکوس (Reverse Method) انجام دادند. آن‌ها از حل CFD برای تعیین ویژگی‌های آیرودینامیکی و استخراج ضرایب لازم استفاده کردند [۴۴]. دوان در تز خود در سال ۲۰۲۲، بهینه‌سازی چند هدفه‌ی ملخ یک پهپاد کوچک را با استفاده از ابزار CFD و اجزای محدود انجام داد و تست تجربی مدل بهینه را نیز انجام داد. او نیز از روش مبتنی بر معادلات متوسط‌گیری شده‌ی رینولدز استفاده کرد. نرم‌افزار فلوئنت نیز به عنوان نرم‌افزار حلگر توسط وی انتخاب گردید [۴۵]. یانگ و همکاران در سال ۲۰۲۲، از سه روش برای شبیه‌سازی اثر متقابل ملخ و بال استفاده کردند. روش اول: حالت پایا با معادلات متوسط‌گیری شده‌ی رینولدز، روش دوم: حل ناپایای معادلات متوسط‌گیری شده‌ی رینولدز و روش سوم: رویکرد هیبرد معادلات متوسط‌گیری شده‌ی رینولدز و شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ [۴۶]. ژانگ و باراکوس در سال ۲۰۲۲، اثر متقابل آیرودینامیکی ملخ و روتور را به صورت عددی و تجربی بررسی کردند. حل عددی آن‌ها به صورت ناپایا انجام شد [۴۷]. سولدادو و همکاران در سال ۲۰۲۲، ارزیابی عددی و تجربی عملکرد ملخ‌های کوچک در رینولدزهای پایین را انجام دادند. آن‌ها از روش قاب مرجع دوار در نرم‌افزار فلوئنت استفاده کردند [۴۸].



شکل ۴- مشاهده بردارهای سرعت بر روی ایرفویل [۱]

یکی از تئوری‌های مهم در ارزیابی عملکرد آیرودینامیکی ملخ، تئوری المان پره (Blade Element Theory) می‌باشد. در این تئوری، تراست ملخ با تقسیم پره به تعدادی از قسمت‌ها، که به آن المان پره گفته می‌شود، تخمین زده می‌شود. در این تئوری هر المان به عنوان یک ایرفویل دوبعدی مستقل عمل می‌کند که نیروهای آیرودینامیکی بر اساس شرایط جریان محلی در هر پره محاسبه می‌شوند. سپس، زمانی که خصوصیات آیرودینامیکی هر پره مشخص گردید، در نهایت ارزیابی خصوصیات کل ملخ انجام می‌شود. این تئوری می‌تواند هرگونه تغییرات بر روی شکل ایرفویل را نیز تخمین بزند چون در بسیاری از هندسه‌ها، در راستای طول، تغییراتی در ضخامت ایرفویل مشاهده می‌شود. البته راه‌حل را نیز باید با تغییرات جدید، مطابقت داد. مدل اولیه‌ی این تئوری قدمت ۱۰۰ ساله دارد و مدل اولیه‌ی آن توسط استفان درزیوسکی توسعه داده شده است. با استفاده از این تئوری در نهایت روابط تراست، گشتاور و توان پره استخراج خواهد شد [۴۹]-[۵۱]. در شکل ۵، نیروهای وارد بر یک المان مشخص شده‌اند [۱].



شکل ۵- مشاهده بردارهای سرعت بر روی ایرفویل [۱]

در نهایت ضرایب مهم تراست (CT)، گشتاور (CQ) و توان (Cw) حاصل می‌شوند (روابط ۹ الی ۱۱) [۲۷]:

$$C_T = \frac{T}{\rho n_s^2 D^4} \quad (9)$$

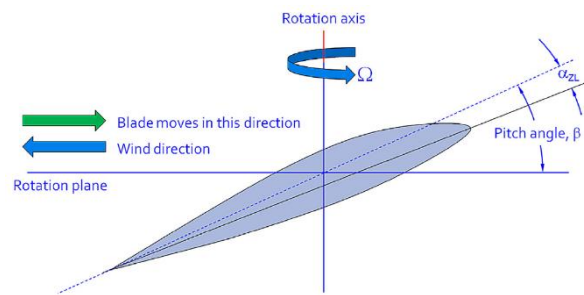
$$\tan \beta = \frac{P_D}{2\pi r_{ref}} \quad (1)$$

۲- نسبت گام به قطر مطابق رابطه‌ی ۲:

$$\frac{P_D}{D} = \frac{\pi r}{R} \tan \beta \quad (2)$$

۳- زاویه‌ی ماریج مطابق رابطه‌ی ۳:

$$\tan \phi = \frac{2\pi r n}{V_0} = \frac{\pi r RPM}{30V_0} \quad (3)$$



شکل ۳- زاویه‌ی گام ملخ [۱]

حال به تفسیر برخی مشخصات مهم دیگر پرداخته می‌شود:

سرعت چرخشی ملخ مطابق رابطه‌ی ۴ [۱]:

$$V_{ROT} = \Omega \cdot r \quad (4)$$

برای تبدیل دور ملخ به سرعت زاویه‌ای می‌توان از رابطه‌ی ۵ استفاده کرد [۳]:

$$\Omega = 2\pi \left(\frac{RPM}{60} \right) \quad (5)$$

سرعت هوا مطابق رابطه‌ی ۶ برابر است با [۳]:

$$V_R = \sqrt{V_0^2 + V_{ROT}^2} = \sqrt{V_0^2 + (\Omega \cdot r)^2} \quad (6)$$

سرعت نوک پره از رابطه‌ی ۷ محاسبه می‌شود [۳]:

$$V_{tip} = \sqrt{V_0^2 + (\Omega \cdot R_{prop})^2} = \sqrt{V_0^2 + (\pi n D)^2} \quad (7)$$

$$= \sqrt{V_0^2 + \left(\frac{\pi \cdot RPM \cdot D}{60} \right)^2}$$

عدد ماخ نوک پره مطابق رابطه‌ی ۸ محاسبه می‌شود [۱]:

$$M_{tip} = \frac{V_{tip}}{a_0} = \frac{V_{tip}}{\sqrt{\gamma RT}} \quad (8)$$

$$= \frac{V_{tip}}{1116\sqrt{1-0.0000068753H}}$$

در شکل ۴، بردارهای سرعت معرفی شده در روابط مشخص شده‌اند.

جدول ۱- مشخصات هندسی ملخ طراحی شده

مشخصه هندسی	اندازه یا نوع
قطر ملخ	۱/۶ متر
ایرفویل	Clark-Y
بیشترین عرض پره	۸۸/۷ میلی‌متر
طول گام	۱/۲۵ متر
شعاع هاب	۰/۰۶ متر
ضخامت هاب	۰/۰۶ متر

$$C_Q = \frac{Q}{\rho n_s^2 D^5} \quad (10)$$

$$C_W = \frac{W}{\rho n_s^3 D^5} \quad (11)$$

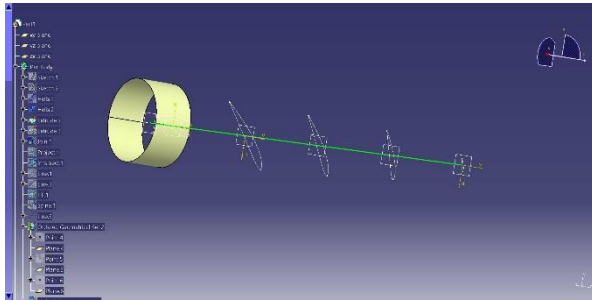
برای محاسبه راندمان ملخ از رابطه‌ی ۱۲ استفاده می‌شود [۲۷]:

$$\eta = \frac{C_T \lambda}{C_W} \quad (12)$$

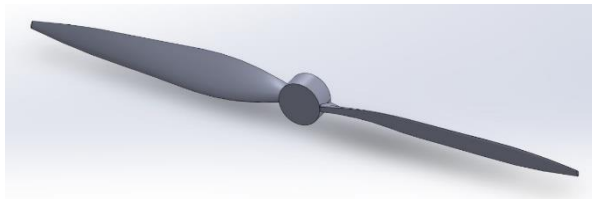
که λ همان ضریب جلوبرندگی است که شکل نهایی محاسبه‌ی آن به شکل رابطه‌ی ۱۳ است [۲۷]:

$$\lambda = \frac{V}{n_s D} \quad (13)$$

معادلات حاکم بر جریان، معادلات ناویر استوکس برای جریان تراکم‌پذیر می‌باشند. با توجه به لزوم در نظر گرفتن جریان مغشوش برای حل معادلات، از معادلات رینولدز متوسط‌گیری شده استفاده خواهد شد. برای حل این معادلات، از نرم‌افزار CFX استفاده شده است که از روش حجم محدود، معادلات ناویر استوکس را حل می‌کند.



شکل ۶- مقاطع ایجاد شده برای تشکیل پره‌ی ملخ



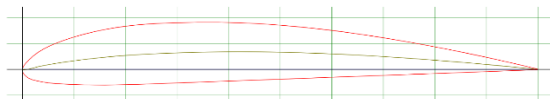
شکل ۷- هندسه‌ی طراحی شده

۴- طراحی هندسی ملخ

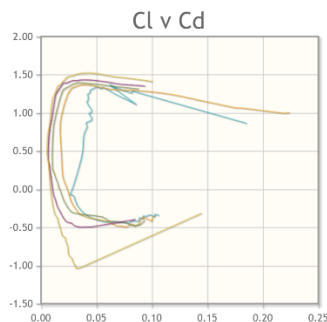
ملخ‌ها باید به گونه‌ای طراحی گردند تا در برابر تنش، پیچش، تراکم و خمش ایجاد شده توسط اثر نیروهایشان هنگام چرخش مقاومت کنند. برای انتخاب مدل مناسب می‌بایست پژوهش‌های مختلف به خوبی بررسی گردند تا مشخص شود با توجه به اطلاعات هندسی ارائه شده، امکان طراحی کدام مدل به طور دقیق وجود دارد. نکته مهم این است که با توجه به کاربرد ملخ‌ها در هواپیماهای نظامی، بسیاری از پژوهشگران از ارائه اطلاعات مهم و کامل هندسه‌ی ملخ خودداری می‌کنند. در درجه‌ی بعد، باید نتایج قابل اعتمادی از تست تجربی یک ملخ وجود داشته باشد تا بتوان اعتبارسنجی نتایج عددی این پژوهش را انجام داد. اولین مورد برای انتخاب، طرح‌های آماده‌ای هستند که در سایت‌های طراحی ارائه شدند. نکته مهم این است که این‌ها قالب‌های مفهومی هستند که به صورت تجربی آزمایش نشدند و بنابراین برای پژوهش حاضر، مناسب نیستند. با بررسی بیش از ۱۰۰ طرح و مشاوره با طراحان زبده، طرح نهایی انتخاب شد.

موارد مهم برای انتخاب این طرح، در درجه‌ی اول ارائه‌ی کامل مشخصات هندسی، در درجه‌ی دوم استفاده از روش قاب مرجع دوار برای شبیه‌سازی و در درجه‌ی سوم اطلاعات کامل از نحوه‌ی آزمایش بود. بر اساس پژوهش وو [۲۸]، ملخ دو پره‌ای با مشخصات ارائه شده در جدول ۱ در نرم‌افزار کتیا (Catia) طراحی گردید. همانطور که اشاره گردید، ارائه‌ی مشخصات هندسی ملخ، تست تجربی و بکارگیری در یک هواپیمای واقعی و استفاده از روش قاب مرجع دوار در مقاله‌ی وو، باعث شد که این طرح به عنوان گزینه‌ی اول انتخاب شود. برای طراحی این ملخ، یا باید مشخصه‌های هندسی مقاطع مختلف آن مشخص باشد یا از مشخصات اندازه‌ی گام استفاده شود. همانطور که در جدول ۱ مشخص است، طول گام برابر با ۱/۲۵ متر در نظر گرفته شده است که به کمک این داده و دستور هلیکس (Helix) در نرم‌افزار کتیا، ۵ مقطع مختلف مطابق شکل ۶ ایجاد می‌شود. در شکل ۷، هندسه‌ی نهایی طراحی شده‌ی ملخ نشان داده شده است.

این ملخ برای هواپیمای مسافربری دو نفره الکتریکی، با ماکسیمم وزن تیک‌آف ۵۰۰ کیلوگرم، ظرفیت انرژی کل ۸/۸ کیلووات‌ساعت و توان حداکثر ۴۰ کیلووات طراحی شده است. در مورد ایرفویل استفاده شده در آن که در شکل ۸ نشان داده شده است، با استفاده از نرم‌افزار ایکس‌فویل (Xfoil) می‌توان ضرایب آیرودینامیکی را برای آن استخراج کرد. در شکل ۹، نمودار ضرایب لیفت و درگ برای رینولدز ۵۰۰۰۰ به عنوان نمونه مشخص شده است.



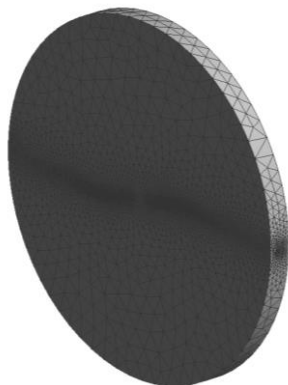
شکل ۸- شکل هندسی ایرفویل Clark-Y



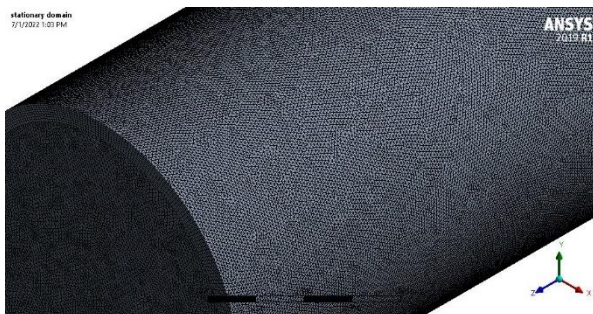
شکل ۹- نمودار ضرایب لیفت و درگ با استفاده از نرم‌افزار Xfoil

در قسمت چرخان، قطر دایره‌ای که ملخ را احاطه کرده است، کمی بیشتر از قطر ملخ در نظر گرفته می‌شود که در این پژوهش برابر با ۱/۶۵ متر در نظر گرفته شده است. ارتفاع استوانه‌ی حاوی ملخ، ۲۰ سانتی‌متر در نظر گرفته شده است. در قسمت ثابت، شعاع قاعده‌ی استوانه برابر ۵ متر و ارتفاع آن به اندازه‌ی ۱۵ متر در نظر گرفته شده‌اند. فاصله‌ی دامنه‌ی چرخان حاوی ملخ ۱۰ متر از سمت ورودی جریان و ۵ متر از سمت خروجی جریان می‌باشد. به خاطر مهم‌تر بودن بخش ورودی، فاصله بیشتر در نظر گرفته شده است و دامنه نامتقارن است.

برای شبکه‌بندی از ابزار شبکه‌ی نرم‌افزار انسیس با نام انسیس مشینگ (Ansys Meshing) استفاده می‌شود. ابتدا به صورت پیش فرض شبکه‌ی مورد نظر ایجاد گشته و سپس اصلاحات لازم اعمال می‌شود. شکل شبکه بر پایه‌ی مثلث، از نوع منشوری با قاعده‌ی مثلثی و مثلثی ۴ وجهی می‌باشد. نوع شبکه از نوع سازمان‌نیافته (Unstructured) می‌باشد زیرا هندسه‌ی مورد نظر طوری است که با استفاده از این نوع شبکه، می‌توان به جواب‌های مناسبی رسید و در بررسی پژوهش‌های مرتبط، استفاده از این نوع شبکه برای شبکه‌بندی هندسه‌ی مورد نظر توصیه شده است. دلیل این نوع شبکه‌بندی این است که کیفیت شبکه در این حالت بالاتر خواهد بود و ناحیه‌ی چرخان که ناحیه‌ی حساس حل می‌باشد، می‌بایست مش ریزتری داشته باشد. در شکل‌های ۱۲ و ۱۳، نوع شبکه‌بندی در دو قسمت ساکن و چرخان مشخص شده است.



شکل ۱۲- شبکه‌ی بخش چرخان به شکل سه‌بعدی از نمای مایل



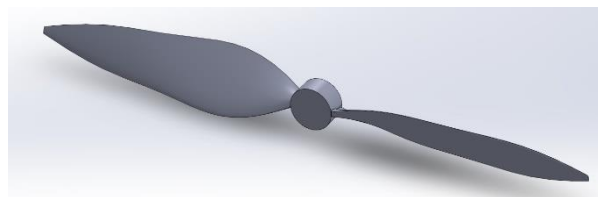
شکل ۱۳- نمایش سه‌بعدی شبکه‌ی بخش ساکن دامنه‌ی محاسباتی

در هر حل عددی، باید از مستقل بودن جواب‌ها از تعداد المان اطمینان حاصل کرد به همین منظور باید مقدار یک پارامتر در چند حالت بررسی گردد تا اطمینان حاصل شود تعداد المان انتخاب شده برای حل کافی بوده و با افزایش تعداد المان از یک حد، تفاوتی در مقدار آن پارامتر

در گام بعدی با استفاده از روابط موجود در مرجع ۲۷، نسخه بهینه‌ی ملخ طراحی می‌گردد. در جدول ۲ مشخصات هندسه‌ی بهینه و در شکل ۱۰ هندسه‌ی بهینه‌ی طراحی شده در نرم‌افزار کتیا نمایش داده شده‌اند.

جدول ۲- مشخصات هندسی طرح بهینه‌ی ملخ

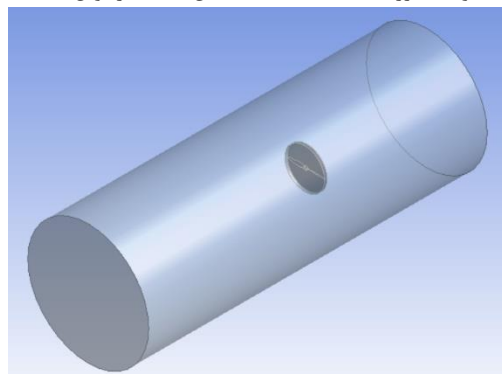
مشخصه هندسی	اندازه یا نوع
قطر ملخ	۱/۶ متر
ایرفویل	Clark-Y
بیشترین عرض پره	۱۴۸/۴ میلی‌متر
طول گام	۱/۲۵ متر
شعاع هاب	۰/۰۶ متر
ضخامت هاب	۰/۰۶ متر



شکل ۱۰- هندسه‌ی بهینه طراحی شده

۵- اصول شبیه‌سازی ملخ

پس از طراحی ملخ، فاز بعدی پژوهش یعنی شبیه‌سازی، آغاز شد. اولین گام در شبیه‌سازی ملخ آماده‌سازی هندسه است. در شبیه‌سازی از روش قاب مرجع دوار استفاده شده است. در این روش، یک دامنه‌ی چرخان شامل ملخ و بخش کوچکی از فضای اطراف در نظر گرفته می‌شود. یک دامنه‌ی ثابت که در واقع هوای حول ملخ را شبیه‌سازی می‌کند نیز اطراف دامنه‌ی چرخان در ابعاد بزرگ در نظر گرفته می‌شود. در واقع دامنه‌ی استوانه‌ای شکل چرخان، قرار است چرخش ملخ را مدل‌سازی کند. هر چقدر دو قاعده‌ی استوانه به ملخ نزدیک‌تر باشند بهتر است و نباید فاصله‌ی زیادی بین این دو باشد. اگرچه در این روش، چرخش مستقیماً توسط ملخ انجام نمی‌شود و دامنه‌ی چرخان نسبت داده شده، این وظیفه را دارد اما این روش، هم به شکل آکادمیک و هم به شکل صنعتی کاملاً پذیرفته شده است و نتایج قابل قبولی دارد. ضمن اینکه زمان ران‌ها در این روش بسیار کمتر از روش ناپایایی شبکه‌ی متحرک است. در شکل ۱۱، نمایی از دامنه‌ی چرخان و دامنه‌ی ثابت، نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، اطراف ملخ یک استوانه‌ی کوچک با ضخامت کم دیده می‌شود که همان دامنه‌ی چرخان است و استوانه‌ی بزرگ، دامنه‌ی ثابت یا همان شبیه‌ساز تونل باد است.



شکل ۱۱- نمایی از دامنه‌ی ثابت و دامنه‌ی چرخان در پژوهش حاضر

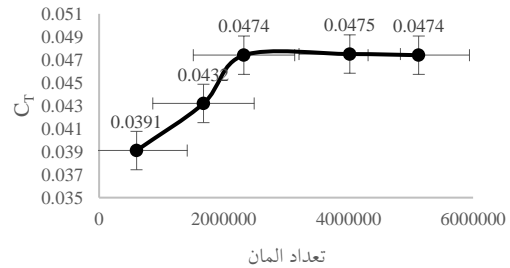
جدول ۳- نتایج شبیه‌سازی طرح اولیه

n (hz)	n (rpm)	Ω (rad/s)	T (N)	Q (N.m)	W (kWatt)
۳۵	۲۱۰۰	۲۲۰/۵	۴۰۳/۱	۸۶/۲۵	۱۹/۰۱۸۱۲
۴۰	۲۴۰۰	۲۵۲	۵۹۶	۱۲۰	۳۰/۲۴
۴۵	۲۷۰۰	۲۸۳/۵	۸۱۱	۱۶۲	۴۵/۹۲۷
۵۰	۳۰۰۰	۳۱۵	۱۰۶۵	۲۰۵	۶۴/۵۷۵
۵۵	۳۳۰۰	۳۴۶/۵	۱۳۵۰	۲۵۳	۸۷/۶۶۴۵

جدول ۴- نتایج شبیه‌سازی طرح بهینه

n (hz)	n (rpm)	Ω (rad/s)	T (N)	Q (N.m)	W (kWatt)
۳۵	۲۱۰۰	۲۲۰/۵	۵۰۷	۱۰۴/۲	۲۲/۹۸
۴۰	۲۴۰۰	۲۵۲	۷۷۳/۹۷	۱۵۰/۹۳	۳۸/۰۳
۴۵	۲۷۰۰	۲۸۳/۵	۱۰۸۳/۷۱	۲۰۳/۶۱۱	۵۷/۷۲
۵۰	۳۰۰۰	۳۱۵	۱۴۲۵/۳۴	۲۶۲/۱۷۸	۸۲/۵۹
۵۵	۳۳۰۰	۳۴۶/۵	۱۸۲۷/۳۶	۳۲۶/۵۳۹	۱۱۳/۱۵

حاصل نمی‌شود. در این حل پارامتر مورد بررسی، ضریب تراست انتخاب شده تا تغییر آن با ریز شدن شبکه مشاهده شود. همانطور که در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود، مقدار ضریب تراست از تعداد ۲۳۰۰۰۰۰ المان به بعد، ثابت باقی می‌ماند که نشان می‌دهد نتایج با ریز کردن شبکه بیشتر از این مقدار، تفاوتی نخواهد داشت. برای اطمینان از کیفیت مناسب شبکه، همواری (Smoothness)، نسبت ابعاد (Aspect Ratio) و خوایدگی (Skewness) شبکه نیز بررسی گردید.



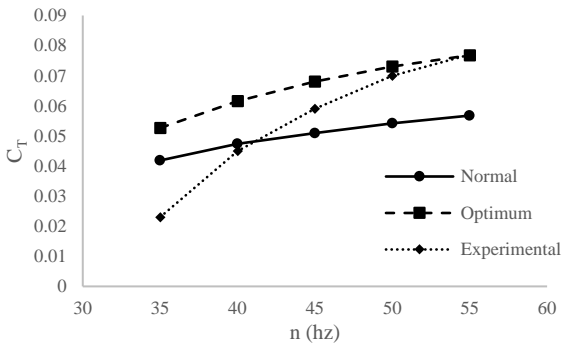
شکل ۱۴- بررسی استقلال از شبکه

برای حل مسئله از حلگر CFX استفاده شد. همانطور که اشاره شد، دو دامنه‌ی چرخان و ساکن برای حل مسئله انتخاب شده است. در هر دو بخش لازم است ملاحظاتی در نظر گرفته شود. سیال مربوطه، هوا با دمای ۲۵ درجه سانتیگراد انتخاب می‌شود. در بخش مربوط به مورفولوژی (Morphology) به خاطر دمای پایین سیال، گزینه سیال پیوسته (Continuous Fluid) انتخاب می‌شود. با توجه به چرخان بودن دامنه، سرعت زاویه‌ای برابر با ۲۴۰۰ دور بر دقیقه در نظر گرفته می‌شود. محور دوار نیز محور z در نظر گرفته می‌شود. مدل توربولانسی SST با تابع دیواره‌ی اتوماتیک نیز در بخش توربولانس انتخاب می‌شود.

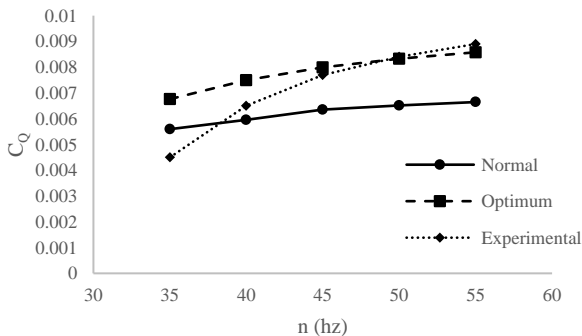
در قسمت بعدی باید شرایط مرزی مشخص شوند. برای ورودی دامنه‌ی ساکن، شرط مرزی Velocity Inlet با رژیم جریان مادون صوت، سرعت جریان ۳۰ متر بر ثانیه و شدت توربولانس ۵ درصد در نظر گرفته می‌شود. برای خروجی دامنه‌ی ساکن، شرط مرزی Pressure Outlet با رژیم جریان مادون صوت، فشار استاتیک و فشار نسبی ۱ اتمسفر در نظر گرفته می‌شود. برای بخش جانبی دیواره‌ی ساکن، اگر این بخش دیواره‌ی تونل باد فرض شود، شرط مرزی Wall و اگر به صورت آزاد فرض شود (بدون در نظر گرفتن تونل باد)، شرط مرزی Opening اعمال خواهد شد. با توجه به فرضی بودن دیواره‌های بخش چرخان، این قسمت‌ها به صورت Interface با شرط Frozen Rotor در نظر گرفته می‌شوند.

۶- ارائه نتایج شبیه‌سازی

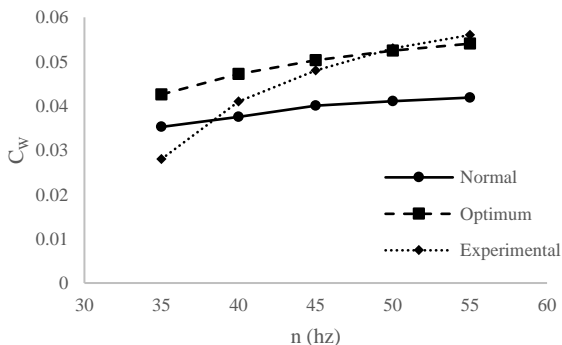
در جدول ۳، نتایج شبیه‌سازی طرح اولیه شامل مقادیر تراست (T)، گشتاور (Q) و توان (W) نشان داده شده است. سرعت باد در بخش ساکن (تونل باد) برابر با ۳۰ متر بر ثانیه در نظر گرفته می‌شود. شبیه‌سازی برای ۵ دور چرخشی ۲۱۰۰، ۲۴۰۰، ۲۷۰۰، ۳۰۰۰ و ۳۳۰۰ دور بر دقیقه انجام شده است. این سرعت به دامنه‌ی چرخان (ملخ) نسبت داده شده است. در جدول ۴، نتایج برای طرح بهینه نمایش داده شده است. مقایسه ضرایب مهم آیرودینامیکی و بازده ملخ بین طرح اولیه، طرح بهینه و کار تجربی در نمودارهای موجود در شکل‌های ۱۵ الی ۱۸ مشخص شده‌اند.



شکل ۱۵- نمودار اعتبارسنجی ضریب تراست



شکل ۱۶- نمودار اعتبارسنجی ضریب گشتاور



شکل ۱۷- نمودار اعتبارسنجی ضریب توان

همانطور که در شکل‌های ۱۵ الی ۱۸ مشاهده می‌شود، در سرعت‌های بالاتر خطا بسیار کم و قابل چشم‌پوشی است. در کار تجربی و مشاهده می‌شود با افزایش سرعت چرخش ملخ، نتایج تست قابل اعتمادتر بوده و در سرعت‌های پایین‌تر عواملی در آزمایش دخیل بوده که خطای آزمایشگاهی به وجود آمده است. از سایر عوامل خطا می‌توان به دوار بودن ملخ با هندسه خاص اشاره کرد که طبیعتاً در تست تجربی، تمام قسمت‌های پره‌های ملخ در نتیجه تاثیرگذارند اما در شبیه‌سازی فرضیاتی در نظر گرفته می‌شود که حل ساده‌تر و با هزینه‌ی محاسباتی کمتر انجام شود که این موضوع نیز در نتایج تاثیرگذار است. ضمن اینکه نتایج تست تجربی مربوط به اولین فرکانس (۳۵ هرتز) قطعاً از سمت پژوهشگر اشتباه گزارش شده است زیرا در نمودار شکل ۱۸ مشخص است که بازده با افزایش فرکانس باید کاهش پیدا کند در حالیکه برای کار تجربی و افزایش بازده از ۳۵ تا ۴۰ هرتز گزارش شده است.

۷- نتیجه‌گیری

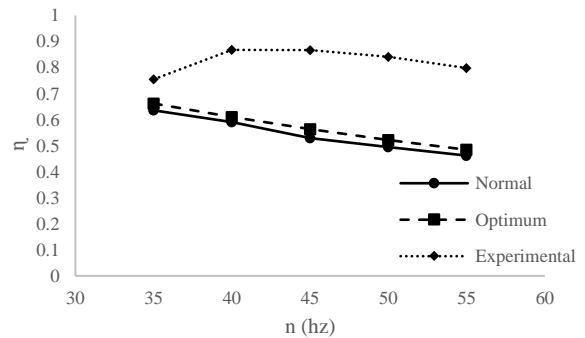
ملخ‌ها در پیش‌رانش هواپیما بسیار مهم هستند و کوچکترین تغییر هندسی، راندمان آن و طبیعتاً عملکرد هواپیما را تغییر می‌دهد. در اولین گام باید با انتخاب یک مدل مناسب، طراحی ملخ را انجام داد. اگر مدل استاندارد نباشد، نتایج مناسبی حاصل نخواهد شد و بهینه‌سازی روی یک مدل غیر استاندارد، کاری بی‌فایده است.

در این پژوهش با شبیه‌سازی دقیق ملخ یک هواپیمای مسافربری عمومی، ضرایب مهم تراست، توان و گشتاور استخراج گردید و مشاهده شد با افزایش دور چرخش ملخ، این ضرایب افزایش پیدا می‌کنند. دو روش رایج برای شبیه‌سازی ملخ‌ها وجود دارد که مشخص شد روش قاب مرجع دوار برای حل پایا روش بسیار مناسبی است که هزینه محاسباتی معقولی دارد و نتایج دقیق و نزدیکی با کار تجربی دارد.

البته در مورد هزینه محاسباتی مربوطه باید عنوان داشت که توان کامپیوتر مجری ران نیز بسیار مهم است و بهتر است برای دستیابی به همگرایی پاسخ‌ها در زمان معقول، از سیستمی با حداقل ۳۲ گیگابایت رم و ۸ هسته پر قدرت استفاده کرد تا بتوان در هر روز نتیجه یک ران را مشاهده کرد. به طور میانگین حداقل ۲۵۰۰ تکرار برای هر ران نیاز است تا همگرایی مناسب حاصل شود. لازم به ذکر است با توجه به استفاده از هر دو نرم‌افزار فلوئنت و سی‌اف‌ایکس در شبیه‌سازی، نرم‌افزار سی‌اف‌ایکس نتایج بسیار بهتری به همراه داشت که به نتایج کار تجربی نزدیک‌تر بود.

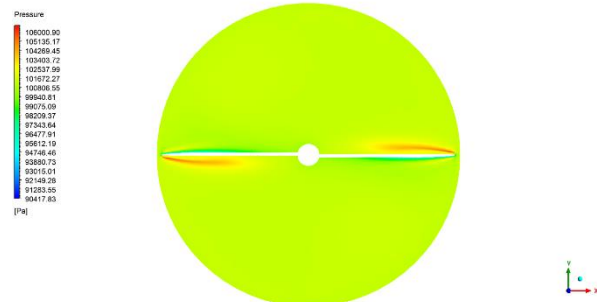
با تکرار روابط بخش طراحی، می‌توان به هندسه‌ی بهینه دست یافت و با شبیه‌سازی آن مشاهده شد با افزایش ضخامت پره‌ها، راندمان ملخ افزایش می‌یابد، بنابراین کوچک‌ترین تغییر در هندسه ملخ منجر به تغییرات قابل توجه در ضرایب تراست، گشتاور و توان خواهد شد.

با توجه به کانتور فشار و بردارهای سرعت نیز صحت شبیه‌سازی اثبات می‌شود زیرا بیشترین سرعت در نوک پره‌ها و کمترین سرعت در هاب ملخ مشاهده می‌شود و همچنین تغییر فشار در اطراف پره قابل مشاهده است.

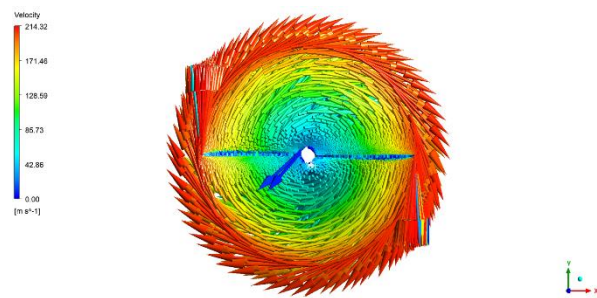


شکل ۱۸- نمودار اعتبارسنجی راندمان

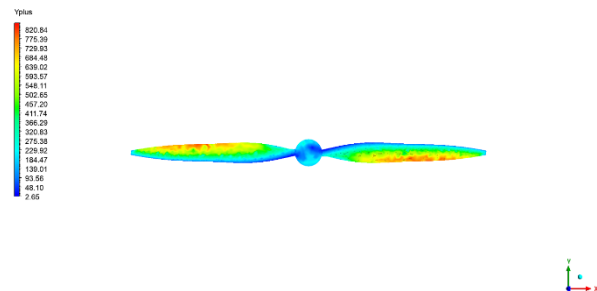
برای مشاهده‌ی بهتر تغییرات فشار، سرعت و وی‌پلاس در پره و مجاورت آن، شکل‌های ۱۹ الی ۲۱ نشان داده شده‌اند. این کانتورها برای دور چرخش ۲۴۰۰ دور بر دقیقه ترسیم شده‌اند.



شکل ۱۹- کانتور فشار در ۲۴۰۰ دور بر دقیقه



شکل ۲۰- بردارهای سرعت در ۲۴۰۰ دور بر دقیقه



شکل ۲۱- تغییرات وی‌پلاس در ملخ در ۲۴۰۰ دور بر دقیقه

- CFD Simulation and Experimental Validation of Small APC Slow Flyer Propeller Blade”, Aerospace, 2017.
- [20] Fredrik Thelin, “A CFD Analysis of Cyclodial Propellers”, Thesis, Linköpings Universitet, 2017.
- [21] Y.A.P. Teeuwen, “Propeller Design for Conceptual Turbo-prop Aircraft”, MSc Thesis, Delft University of Technology, 2017.
- [22] Ing. Peter Cornelis Klein, Parametric Modeling and Optimization of Advanced Propellers for Next-Generation Aircraft, MSc Thesis, 2017.
- [23] M. Stulpfarrer, A. Valero-Andreu, C. Breitsamter, Numerical and experimental investigations of the propeller characteristics of an electrically powered ultralight aircraft, CEAS Aeronaut J, 2017.
- [24] Nuno de Sousa Mendes Moita, “Optimization of the Propeller-Driven Propulsion System for a Small UAV, 2018.
- [25] E.A.P. Marcus, “Aerodynamic Modelling and Performance Analysis of Over-The-Wing Propellers, MSc Thesis, Delft University of Technology, 2018.
- [26] D. Erzen et al, “An Optimal Propeller Design for In-flight Power Recuperation on an Electric Aircraft”, 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Atlanta, Georgia, 2018.
- [27] Song Xiang, Yuan-qiang Liu, Gang Tong, Wei-ping Zhao, Sheng-xi Tong, Ya-dong Li, “An improved propeller design method for the electric aircraft”, Aerospace Science and Technology, 2018.
- [28] Yuhang Wu, Yan-ting Ai, Wang Ze, Tian Jing, Yingtao Chen, “A Novel Aerodynamic Noise Reduction Method Based on Improving Spanwise Blade Shape for Electric Propeller Aircraft”, International Journal of Aerospace Engineering, Hindawi, 2019.
- [29] Xue Chen, Zhou Zhou, “Propeller-wing coupled aerodynamic design based on desired propeller slipstream”, Aerospace Science and Technology, 2019.
- [30] Peixun YU, Jiahui Peng, Junqiang Bai, Xiao Han, Xiang Song, “Aeroacoustic and aerodynamic optimization of propeller blades”, Chinese Journal of Aeronautics, 2019.
- [31] Aravind Seeni, “Aerodynamic Performance Characterization and Static Structural Analysis of Slotted Propeller: Part A Effect of Position”, International Information and Engineering Technology Association, 2019.
- [32] Serkan Yener, “A Computational Analysis on Rotor-Propeller Arm Interaction in Hovering Flight”, MSc Thesis, Middle East Technical University, 2019.
- [33] Svatomir Slavik, Jan Klesa, Jiri Brabec, “Propeller Selection by Means of Pareto-Optimal Sets Applied to Flight Performance”, Aerospace, 2020.
- [34] O. Bergmann, F. Goetten, C. Braun, F. Janser, “Comparison and Evolution of Blade Element Methods Against RANS Simulations and Test Data”, Conference Paper, 2020.
- [35] Libo Li, Jian Chen, Hongcheng Han, Mengfan Zhang, Xutun Wang, Qiuwang Wang, “Experimental and Numerical Investigation of Propeller Shape Effect on Aircraft Aerodynamic Performance”, Chemical Engineering Transactions, Vol. 81, 2020.
- [36] Shamsheer S. Chauhan, “Optimization Studies for Aircraft Considering Propeller-Wing Interaction”, PhD Thesis, University of Michigan, 2020.
- [37] Guido S. Baruzzi, Cristhian N. Aliaga, Isik A. Ozcer, John Stokes, “Numerical Simulation of an Integrated Propeller with Models of Progressively Increasing Fidelity”, AIAA Aviation Forum, 2020.
- [1] Snorri Gudmundsson, “General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures, Elsevier, 2014.
- [2] U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, “Aviation Maintenance Technician Handbook–Powerplant”, Volume 2, 2012.
- [3] Ahmed F. El-Sayed, “Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion”, Springer, 2016.
- [4] Richard Biven, “Interactive Optimization Programs for Initial Propeller Design”, MSc Thesis, University of New Orleans, 2009.
- [5] Michael S. Selig, “Modeling Propeller Aerodynamics and Slipstream Effects on Small UAVs in Realtime”, AIAA Atmospheric Flight Mechanics 2010 Conference, Toronto, Ontario, Canada, 2010.
- [6] B.G. Marinus, M. Roger, R.A. Van den Braembussche, “Aeroacoustic and Aerodynamic Optimization of Aircraft Propeller Blades”, 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Stockholm, Sweden, 2010.
- [7] B.G. Marinus, W. Bosschaerts, M. Roger, “Aerodynamic study of a ‘humpy’ propeller”, Int. J. Engineering Systems Modelling and Simulation, Vol. 4, 2012.
- [8] Benoit G. Marinus, “Multidisciplinary Optimization of Aircraft Propeller Blades”, PhD Thesis, Von Karman Institute, 2011.
- [9] David Lee Wall, “Optimum Propeller Design for Electric UAVs”, MSc Thesis, Auburn University, Alabama, 2012.
- [10] Silvestre, M. A. R. Morgado and Pascoa, J.C. “JBLADE: a Propeller Design and Analysis Code”, 2013 International Powered Lift Conference, Los Angeles, CA, 2013.
- [11] Brian David Rutkay, “A Process for the Design and Manufacture of Propellers for Small Unmanned Aerial Vehicles”, MSc Thesis, Carleton University, Ottawa, Ontario, 2014.
- [12] Carsten Lenfers, Ruud F. Janssen, Nils Beck, Jens Friedrichs, Alireza Rezaeian, “Experimental Investigation of the Propeller Design for future QUESTOL Aircraft in the BNF Project”, 52nd Aerospace Science Meeting, National Harbor, Maryland, 2014.
- [13] Benoit G. Marinus, “Comparative Study of Effects of Sweep and Humps on High-Speed Propeller Blades, AIAA Journal, Vol. 52, No. 4, 2014.
- [14] Stearns B. Heinzen, Charles E. Hall, Jr., Ashok Gopalathnam, “Development and Testing of a Passive Variable-Pitch Propeller”, Journal of Aircraft, Vol. 52, No. 3, 2015.
- [15] R.F. Janssen, “The influence of laminar-turbulent transition on the performance of a propeller”, MSc Thesis, Delft University of Technology, 2015.
- [16] Hairuniza Ahmed Kutty, Parvathy Rajendran, “Performance Analysis of Small Scale UAV Propeller with Slotted Design”, 10th International Conference for Convergence in Technology, Pune, India, 2017.
- [17] Mateusz Stajuda, Maciej Karczewski, Damian Obidowski, Krzysztof J_o_zwik, “Development of a CFD model for propeller simulation”, Mechanics and Mechanical Engineering, Vol. 20, pp. 579-593, 2016.
- [18] Constantin Rotaru, Carmen Stefan, Gabriel Raducanu, Radu Dinca, “Airplane Propellers Aerodynamic Design and Performances Analysis”, Review of Air Force Academy, No.1 (33), 2017.
- [19] Hairuniza Ahmed Kutty and Parvathy Rajendran, “3D

- [38] Aleksandar Kovacevic, Jelena Svorcan, Mohammad Sakib Hasan and Toni Ivanov, "Optimal propeller blade design, computation, manufacturing and experimental testing", Emerald, 2021
- [39] I-Han Liu, Roberto Torelli, "Numerical Characterization of a Multi-Copter using Moving Boundaries and Cut-Cell Grids", AIAA Aviation 2021 Forum, Virtual Event, 2021.
- [40] Kelei Wang, Zhou Zhou, Zhongym Fan, Jiahao Guo, "Aerodynamic design of tractor propeller for high-performance distributed electric propulsion aircraft", Chinese Journal of Aeronautics, 2021.
- [41] Mohsen Rostami, Amir hamzeh Farajollahi, "Aerodynamic performance of mutual interaction tandem propellers with ducted UAV", Aerospace Science and Technology, Vol. 108, 2021.
- [42] José D. Hoyos, Jesús H. Jiménez, Camilo Echavarría, Juan P. Alvarado, Germán Urrea, "Aircraft Propeller Design through Constrained Aero-Structural Particle Swarm Optimization", Aerospace, 2022.
- [43] Yuan Yao, Dongli Ma, Liang Zhang, Xiaopeng Yang, Yayun Yu, "Aerodynamic Optimization and Analysis of Low Reynolds Number Propeller with Gurney Flap for Ultra-High-Altitude Unmanned Aerial Vehicle", Applied Sciences, 2022.
- [44] Xinglu Xia, Dongli Ma, Liang Zhang, Xing'an Liu, Keran Cong, "Blade Shape Optimization and Analysis of a Propeller for VTOL Based on an Inverse Method", Applied Sciences, 2022.
- [45] Xu Duan, "Multidisciplinary Design Optimization of Coaxial Drone Propellers", MSc Thesis, University of Toronto, 2022.
- [46] Zhi Yang, Andrew C. Kirby, Dimitri J. Mavripilis, Comparison of Propeller-Wing Interaction Simulation using Different Levels of Fidelity, AIAA Scitech Forum, 2022.
- [47] Tao Zhang, George N. Barakos, "High-fidelity numerical investigations of rotor-propeller aerodynamic interactions", Aerospace Science and Technology, 2022.
- [48] Ambar Garofano-Soldado, Pedro J. Sanchez-Cuevas, Guillermo Heredia, Anibal Ollero, "Numerical-experimental evaluation and modelling of aerodynamic ground effect for small-scale tilted propellers at low Reynolds numbers", Aerospace Science and Technology, 2022.
- [49] Pasquale M. Sforza, "Theory of Aerospace Propulsion, Elsevier, 2012.
- [50] Wilbur C. Nelson, "Airplane Propeller Principles", John Wiley and Sons, 1945.
- [51] Martin O.L. Hansen, "Aerodynamics of Wind Turbines", Second Edition, Earthscan, 2008.