

طراحی روتور و مطالعه عملکرد یک سیستم جاذب انرژی باد هوایی در بستر شبیه‌ساز دینامیک پرواز

مهدی احمدی (کارشناس ارشد)

سعید کریمیان علی‌آبادی *

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس

مهمنگی مکانیک شریف (پیزون ۱۶۰۲)
دوری ۴۳۳ شماره ۳، صفحه ۴۵-۵۶، (پژوهش)

سیستم‌های جاذب انرژی باد هوایی، روش نوآورانه‌ی برای بهره‌برداری بهینه از انرژی باد هستند. یکی از انواع این سیستم‌ها، پرنده‌ی مقید با کابل دارای روتور است که به صورت عملیاتی نیز ساخته شده است. در تحقیقات گذشته، شبیه‌سازهای مختلف برای مطالعه دینامیک روتور از ضرباب نیرو و گشتاور ثابتی استفاده می‌کردند. در این پژوهش، یک شبیه‌ساز پرواز با دینامیک لاغرانزی و الگوریتم بهبود یافته ارائه شده است تا مدل ایرودینامیکی روتورها را بهبود بخشد. این مدل پیشنهادی، امکان تخمین دقیق‌تر توان استخراجی و طراحی بهینه پره روتورها را فراهم می‌کند. در پایان، با استفاده از شبیه‌ساز و مدل ایرودینامیکی جدید، روتور با پره‌های بهینه برای سیستم طراحی شده است و متوسط انرژی استخراج شده در نقطه عملکردی در فاز استخراج انرژی برای یک سیستم پرنده با طول بال ۳ متر، ۴۲ درصد بهبود یافته و به ۲ کیلووات افزایش یافته است.

mahdiahmadi@modares.ac.ir
karimian@modares.ac.ir

وازگان کلیدی: پرنده جاذب انرژی باد، شبیه‌ساز پرواز لاغرانزی، پرنده مقید با کابل، مدلسازی ایرودینامیکی روتور.

۱. مقدمه

تعادل مطلوب می‌رسد. سپس پرنده وارد مسیر پروازی خاصی می‌شود که در آن بدون صرف انرژی و به صورت مداوم در هوا می‌ماند و روتورهای آن وارد فاز تولید انرژی می‌شوند. انرژی تولید شده توسط روتورها، از طریق کابل الکتریکی به ایستگاهی در زمین منتقل می‌شود.^[۱]

سیستم‌های معرفی شده دارای نقاط قوتی هستند که عبارتند از: استفاده از مواد اولیه کمتر نسبت به توربین‌های بادی دارای برج‌های نگهدارنده، کاهش هزینه‌های ساخت و نگهداری و امکان ورود سریع‌تر به شبکه تولید برق. همچنین، این سیستم‌ها به دلیل وجود جریان‌های باد مطلوب و ثابت در ارتفاعات، از بالاتری در تولید انرژی برخوردار هستند و قادر به تأمین پایدار انرژی می‌باشند. میزان استخراج انرژی از نمونه‌های مختلف این‌گونه از سیستم‌ها، امروزه بین ۱۰۰ کیلووات تا ۱۰ مگاوات^[۱] است و سرعت پیشرفت فناوری آنها نسبت به سایر روش‌ها کندتر است.^[۱۲] هرچند برخی از این ایده‌ها امروزه در مراحل طراحی مفهومی هستند، اما نمونه‌هایی با زنجاتور بروی ازین ایده‌ها هستند. به عنوان مثال، شرکت ماکانی باور^۲ و جایی انرژی،^۳ به در طولانی مدت هستند. به عنوان مثال، شرکت ماکانی باور^۲ و جایی انرژی،^۳ به ترتیب نمونه‌هایی با ظرفیت ۲ و ۵ مگاواتی از این سیستم‌ها را ساخته و آزمایش‌های مربوط به پایداری در طولانی مدت را انجام داده است. سازنده‌ها اعلام کرده‌اند که

سیستم‌های انرژی بادی هوایی^[۱] به روش‌های نوینی اشاره دارند که برای استخراج انرژی در ارتفاعات بالا از وسایلی مانند بالن^[۲-۱] کایت یا گلابیدرها استفاده می‌کنند و این انرژی را از طریق کابل به یک ایستگاه ثابت در زمین منتقل می‌کنند. این سیستم‌ها عمدتاً از چهار جزء اصلی تشکیل شده‌اند که عبارتند از: کابل انتقال انرژی، سیستم کنترلی، زنجاتور و پرنده. بر اساس نوع این اجزا، آنها می‌توانند به چندین دسته تقسیم‌بندی شوند. با این حال، ایده کلی تولید انرژی در تمامی این موارد را می‌توان به دو روش زیر خلاصه کرد:^[۵]

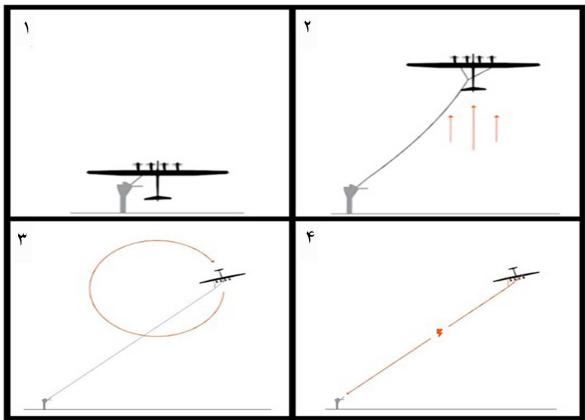
الف) یک یا چند کایت با چرخه پروازی اتوماتیک^[۶] از طریق کابل مکانیکی، انرژی مکانیکی را به زنجاتور روی زمین منتقل می‌کنند. چرخه عملکردی این روش، شامل دو بخش تولید انرژی و بازیابی حالت اولیه برای از سرگیری تولید انرژی می‌باشد؛^[۷]

ب) گلابیدری که دارای چندین روتور نصب شده است. این پرنده‌ها دارای سیستم‌های پرواز و فرود خودکار هستند.^[۹] ابتدا، با مصرف انرژی، پرنده به ارتفاع و حالت

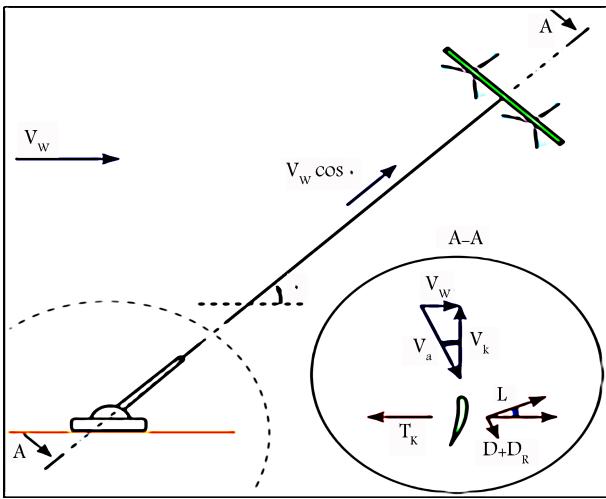
* نویسنده مسئول
تاریخ: دریافت ۷/۱۶/۱۴۰۰، اصلاحیه ۱۶/۷/۱۴۰۰، پذیرش ۱۱/۸/۱۴۰۰.

استناد به این مقاله:

احمدی، مهدی و کریمیان علی‌آبادی، سعید، ۱۴۰۰، ۲. طراحی روتور و مطالعه عملکرد یک سیستم جاذب انرژی باد هوایی در بستر شبیه‌ساز دینامیک پرواز، مهندسی مکانیک شریف، (۲۳۹)، صفحه ۴۵-۵۶. DOI:10.24200/J40.2022.60848.1651



شکل ۱. مراحل عملکرد توربین باد هوایی دارای روتور روی پرنده.



شکل ۲. ممثلت سرعت‌ها در محل پرنده در فاز استخراج انرژی.^[۵]

۲. پرنده تا ارتفاع مطلوب بالا می‌رود و در پایین دست وزش باد قرار می‌گیرد، در این مرحله روتورها مقدار کمی انرژی مصرف می‌کنند تا برای این کار تراست تولید کنند؛

۳. سپس با تراست حاصل از روتورها، پرنده وارد چرخه دایروی بهینه تولید انرژی می‌شود و به پرواز خودکار در عرض باد می‌پردازد. در این حالت، با توجه به شکل ۲، سرعت پرنده V_w سرعت باد و سرعت آبودینامیکی که پرنده حسن می‌کند V_a است. با توجه به شکل ۲، نیروی لیفت حاصل از این سرعت برای نگه داشتن پرنده در این مسیر دایروی کافی است. به عبارتی، مجموع نیروهای حاصل بر روی پرنده با نیروی کابل T_k برابر می‌شود و پرنده به صورت پایدار پرواز می‌کند؛

۴. در این مرحله، جریان باد به تنها پرنده را در مسیر دایروی می‌چرخاند و ژنراتورهای روی بال پرنده برق تولید می‌کنند، این برق از طریق کابل به ایستگاه روی زمین منتقل می‌شود.

با توجه به شرح نحوه عملکرد این سیستم، تاکنون تمرکز اصلی در بررسی مداومت پروازی به صورت کیفی بوده است. اما در پژوهش‌های^[۱۶، ۲۵، ۲۶] علاوه بر بررسی کیفی، مداومت پروازی به صورت کمی نیز مورد توجه قرار گرفته است. همان‌طور که اشاره شد، در مقالات مرتبط با هندسه روتورهای استفاده شده در این نوع سیستم‌ها،

طراحی روتور بهویژه در مراحل طراحی اولیه از چالش‌های آبودینامیکی رخ می‌دهد و روش‌های تحلیلی موجود کافی نیستند.^[۱۷]

در سال ۱۹۷۸، لوید اولین ایده‌های مرتبط با سیستم‌های جاذب انرژی هوایی دارای ژنراتور روی پرنده را مطرح کرد. او اختراعی را ثبت کرد که شامل یک کایت با مسیر پروازی دایروی در عرض باد بود و همچنین معادلات تحلیلی برای تخمین میزان حداکثر استخراج انرژی از این روش را توسعه داد.^[۱۸] اکنون، پژوهش‌های بسیاری در زمینه شبیه‌سازی و طراحی سیستم‌های دارای بادبادک محدود با کابل و نحوه کنترل آنها وجود دارد.^[۱۹، ۲۰] برای شبیه‌سازی یک سیستم کامل، لازم است که چهار قسمت اصلی که توصیف شده، به صورت جداگانه مدل‌سازی شوند. برای مدل‌سازی دینامیک کابل، که در سرعت شبیه‌سازی و دقت آن نقش مهمی دارد، مدل‌های نسبتاً دقیقی وجود دارد که از سیستم جرم نقطه‌یی و اتصال آن به فنر و دمپر بهره می‌برند.^[۱۹]

این مدل‌ها به خوبی اثرات انعطاف‌پذیری را در نظر می‌گیرند.^[۲۰] اما این روش‌ها نیازمند انتگرال‌گیری‌های عددی پیچیده و زمان بر هستند. در مدل‌های دیگر، اثرات انعطاف‌پذیری طولی در نظر گرفته نمی‌شوند و کابل با میله‌های صلب به هم وصل می‌شود و از دینامیک اویلر - لاگرانژ برای مدل‌سازی استفاده می‌شود.^[۲۱] این نوع مدل‌سازی‌های به خصوص برای سیستم‌های دارای کایت مورد استفاده قرار می‌گیرد و روابط آنها موجود و قابل استفاده هستند.^[۲۲، ۲۳]

برای مدل‌سازی دینامیک پرنده، اغلب از مدل دینامیکی جرم نقطه استفاده شده است.^[۲۴] عدم استفاده از مدل دینامیکی پیچیده‌تر، باعث ساده‌تر شدن تحلیل می‌گردد، اما اطلاعات کافی برای محاسبه نیروهای آبودینامیکی را در اختیار نمی‌کند.^[۲۵] همچنین، روشی با در نظر گرفتن چندین جرم نقطه‌یی برای دینامیک پرنده سیستم نیز استفاده شده است.^[۲۶] اما در نهایت، با استفاده از سیستم جسم صلب، می‌توان به دقت مطلوب و البته با هزینه محاسباتی بیشتر دست یافت.^[۲۷] با اینکه می‌توان از روشی که اثرات تغییر شکل پرنده را با در نظر گرفتن چند قسمت صلب متصل به یکدیگر مدل‌سازی می‌کند، بهره گرفت،^[۲۸] اما استفاده از این روش برای شبیه‌سازی این پژوهش، باعث افزایش زمان اجرای کد می‌شود. در زمینه طراحی شبیه‌ساز برای کل سیستم، در مرجع^[۱۶] به توسعه مدلی پرداخته شده است که برای انواع مختلف این نوع سیستم‌ها قابل اعمال بوده و در آن معادلات حاکم با استفاده از روش اویلر - لاگرانژ استخراج شده‌اند. برای مدل‌سازی آبودینامیکی روتور، از روش‌های با ضرایب ثابت استفاده شده است. در پژوهش‌های مشابه نیز برای مدل‌سازی آبودینامیکی روتورها، از ضرایب ثابت برای تخمین ضربی توان و نیروهای روتور استفاده شده است.^[۱۶] همچنین، در پژوهش‌های مرتبط با هندسه روتورهای موردن استفاده در این نوع سیستم‌ها، اطلاعات دقیقی موجود نمی‌باشد. در این مقاله، یک شبیه‌ساز پرواز با دینامیک لاگرانژ برای سیستم توربین بادی هوایی با روتور روی پرنده توسعه داده شده است. این شبیه‌ساز تمامی اجزاء سیستم را شامل کابل، پرنده، سیستم کنترلی و روتور مدل‌سازی می‌کند. علاوه بر این، یک الگوریتم برای مدل‌سازی آبودینامیکی روتورها پیشنهاد شده و با استفاده از این الگوریتم، روتور بهینه برای سیستم طراحی شده است. این بهینه‌سازی روتور منجر به بهبود عملکرد تولید انرژی سیستم می‌شود.

۲. معرفی سیستم مبنای

با توجه به شکل ۱، عملکرد سیستم این پژوهش را می‌توان در ۴ مرحله تشریح کرد:

۱. سیستم روی ایستگاه زمینی مستقر و آماده پرواز است؛

جرم پرنده (O_K) را می توان با دو زاویه در مختصات پرنده مشخص کرد. زاویه δ مطابق شکل ۳، زاویه بین خط QO_K و تصویرش در صفحه $X_K O_K Z_K$ است و η زاویه تصویر O_K و محور X_K پرنده در صفحه $X_K O_K Z_K$ می باشد.

۳. معادلات حاکم و روش حل

۱.۳ معادلات دینامیکی

به منظور قابل استفاده بودن نتایج حاصل از شبیه ساز برای سیستم های با ابعاد گوناگون، پارامترها بی بعد شده اند. با در نظر گرفتن طول کل کابل L_{TO} و شتاب گرانش g ، بی بعدسازی انجام شده است. برای مثال، بردار موقعیت پرنده (r_K)، سرعت پرنده (v_K) و سرعت دورانی پرنده (ω_K) به صورت زیر بی بعد شده اند:

$$\begin{aligned} R_K &= L_T \cdot r_K \\ V_K &= \sqrt{g L_T} \cdot v_K \\ \Omega_K &= \sqrt{g / L_T} \cdot \omega_K \end{aligned} \quad (1)$$

زمان بی بعد (τ)، نیروهای آبودینامیکی (F_A) و گشتاورهای آبودینامیکی (M_A) نیز به ترتیب به صورت زیر بی بعد شده اند:

$$\begin{aligned} \tau &= \sqrt{g / L_T} \\ F_A &= M_K g f_A \\ M_A &= M_K g L_T \cdot m_A \end{aligned} \quad (2)$$

طول هر میله کابل ($l_R(\tau)$) و جرم هر میله M_R به ترتیب به صورت زیر بی بعد شده اند:

$$\begin{aligned} l_R(\tau) &= L_R(t) / L_T \\ \frac{M_R}{M_K} &= \sigma_T l_R(\tau), \sigma_T = \frac{\rho_T \pi D_T^2 L_T}{\tau M_K} \end{aligned} \quad (3)$$

پس از بی بعدسازی پارامترهای مختلف، بردار متغیرهای مستقل که دینامیک سیستم را توصیف می کنند، به صورت زیر بوده و رابطه $N_S = ۳ + ۲N_R + N_G$ اندازه آن را مشخص می کند:

$$q_s(\tau) = [\gamma_1, \dots, \gamma_{N_R}, \varphi_1, \dots, \varphi_{N_R}, \theta, \psi, \phi, \lambda_1, \dots, \lambda_{N_G}]^T. \quad (4)$$

بردار متغیرهای کنترلی سیستم به صورت زیر تعریف شده است و اندازه آن از رابطه $۳ + ۲N_R + N_G$ به دست می آید:

$$q_c(\tau) = [l_R, l_B, \delta, \eta, \xi_1, \dots, \xi_{N_G}, \delta_a, \delta_r, \delta_e]^T \quad (5)$$

در ادامه، ابتدا موقعیت هر یک از اجزای سیستم در مختصات اینرسی تعیین می شود. بردارهای مکان مرکز جرم هر میله بر اساس رابطه زیر مشخص می شود:

$$r_{Ri} = -l_R \sum_{j=1}^i e_j [c \gamma_j (c \varphi_j x_E + s \varphi_j y_E) + s \gamma_j z_E] \quad (6)$$

که در آن (j) و ($e_j = 1, i \neq j$) است. بردار مکان پرنده نیز از جمع بردار مکان انتهای آخرین میله با فاصله QO_K که از روی شکل ۳ و روابط هندسی قبل محاسبه است. همچنین، برای روتورها نیز با جمع بردار مکان پرنده با بردار موقعیت زناتورها می توان موقعیت مرکز جرم آنها را مشخص نمود. با مشتقگیری از

اطلاعات دقیقی موجود نمی باشد و مدل آبودینامیکی روتور در آنها از ضرایب ثابت برای گشتاور و نیرو روتور استفاده می کنند. این روش دارای دو ضعف اصلی است: ۱. با توجه به نوع عملکرد پروازی پرنده، تغییرات سرعت آن و امکان تغییر دور مقدار سرعت نوک بال روتورها TSR ثابت نیست و از این رو مدل با ضرایب ثابت دقیق نمی باشد؛

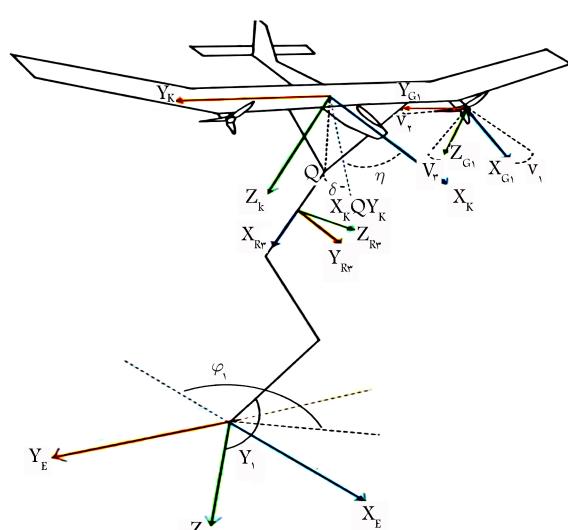
۲. با توجه به این که روتورها در مراحل عملکردی ۱ تا ۳ باید به عنوان ملح استفاده شوند، نیاز است که گام پره آنها به اندازه β تغییر کند. در این صورت، نمی توان مدل با ضرایب ثابت را در این مورد لحاظ کرد.

۱.۲ هندسه سیستم

برای به کارگیری روش اویلر-لاگرانژ در ابتدا به ترتیب به تشریح فرضیات برای مدل سازی اجزا سیستم و محورهای مختصات آنها پرداخته می شود. با توجه به شکل ۳، مرجع مختصات اینرسی متصل به زمین (S_E) طوری انتخاب می شود که سرعت باد در خلاف جهت محور X_E آن باشد. کابل سیستم به صورت N_R میله صلب با اتصالات ایده آل در نظر گرفته شده است. برای مثال، در شکل ۳ کابل با $N_R = ۳$ میله ها نازک، هم شکل، با جرم و طول یکسان l_R بوده و به همین دلیل موقعیت هر یک از آنها را با دو متغیر مستقل γ و φ در مختصات اینرسی پیدا می شود. همچنین، از اثرات انعطاف پذیری طولی در میله ها صرف نظر می شود.

برای مدل پرنده از دینامیک جسم صلب استفاده شده است. جرم پرنده M_K بوده و مرکز دستگاه مختصات پرنده (O_K) در مرکز جرم پرنده قرار گرفته و محورهای آن نیز طبق شیوه مرسوم در مراجع دینامیک پرواز انتخاب شده اند.^[۲۱] همچنین زوایای سطوح آبودینامیکی پرنده با $\delta_a, \delta_r, \delta_e$ نشان داده شده اند.

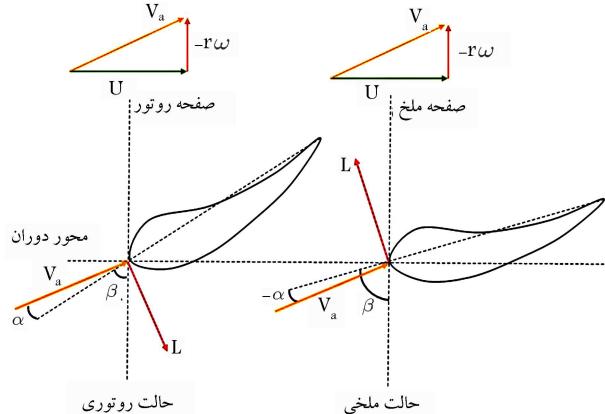
تعداد N_G روتور بر روی بال های پرنده و به صورت متقاضی زاویه های ثابت v_1, v_2, v_3 مطابق با شکل ۳ نصب شده اند. فاصله بین مرکز جرم روتورها (O_G) نسبت به مرکز جرم پرنده (O_K) ثابت است و روتورها از طریق یک ضریب گشتاور کنترلی بی بعد (ε) و متغیر موقعیت زاویه بی پره ها یعنی λ مدل شده اند. پرنده توسط دو کابل کوچک با طول برابر l_B به نام سکان، از پایین بال ها به انتهای کابل در نقطه Q محدود می باشد. این سکان ها به دلیل کشش بالا به صورت میله های صلب و بدون جرم فرض می شوند. موقعیت نسیی نقطه Q نسبت به مرکز



شکل ۳. هندسه پرنده حامل دو روتور و کابل سه قسمتی.

جدول ۱. مشخصات سیستم جاذب انرژی مورد مطالعه.

$2kg$	جرم پرنده
$3m$	طول بال پرنده
$0.75m^2$	مساحت بال پرنده
2	تعداد روتور
$0.3kg$	جرم هر روتور
$0.2m$	شعاع روتورها
$30m$	طول کابل اصلی
$3m$	طول سکانها
$2kw$	ظرفیت تولید انرژی



شکل ۴. مقطع پره روتور و نحوه تغییر زاویه گام پره.

در فاز تولید انرژی هستند. همچنین، این گشتاور بهگونه‌ی طراحی شده است که سرعت زاویه‌ی روتورها را طول شبیه‌سازی ثابت نگاه می‌دارد. همچنین، از گشتاور آبودینامیکی روی کابل‌ها صرف‌نظر شده و فقط نیروهای درگ روی آنها مدل‌سازی شده است.

۲.۳. معادلات آبودینامیکی

در این سیستم‌ها، روتورها دارای پیچیدگی‌هایی هستند. با توجه به اینکه برای راه‌اندازی نیاز است که پرنده به ارتفاع مطلوب منتقل شود، در ابتدا روتورها در حالت موتوری و مصرف انرژی قرار دارند. شکل ۴، مقطع پره روتور را نشان می‌دهد. جهت دوران روتور سرعت خطی حاصل از دوران برابر با $2\pi\omega$ بوده و سرعت حرکت پرنده برابر با U می‌باشد. بنابراین، سرعت نسبی باد که ایفویل در مقطع پره احساس می‌کند برابر با سرعت آبودینامیکی V_a است. همانند شکل ۴ (حالت ملخی)، زوایای گام پره β در عملکرد ملخی به گونه‌ی تنظیم می‌شود که به تولید تراست منجر شود. سپس در ارتفاع مناسب با تغییر زاویه گام و کاهش آن همانند شکل ۴ (حالت روتوری)، زاویه گام پره تا مقدار $\beta < \alpha$ کاهش یافته و عملکرد به فاز تولید انرژی تغییر می‌کند.

در خصوص روتورهای بهکار رفته در این نوع سیستم‌ها، در پژوهش‌ها از C_f, C_m ثابت برای ضرایب گشتاور و نیرو استفاده شده است.^[۱۶] علامت منفی این دو ضرایب بیانگر حالت موتوری بوده و علامت مثبت آنها نشان دهنده حالت ژنراتوری سیستم است. اما از آنجایی که این دو ضرایب به مقدار سرعت نوک پره l_B در طول مدل‌سازی ثابت‌اند. از مدل‌سازی قسمت‌های الکتریکی روتورها صرف‌نظر شده و گشتاور کترولی روتورها (ε) منفی خواهد بود. بدین مفهوم که روتورها

بردارهای مکان و با استفاده از ماتریس‌های دوران R^{KG} و R^{ER} ، می‌توان مقادیر سرعت‌های خطی و دورانی برای تک‌تک اجزا را در مختصات اینرسی به دست آورد. به عنوان مثال سرعت خطی پرنده در مبدا مختصات اینرسی توسط دو ماتریس S_K با اندازه $N_C \times 3$ و C_K با اندازه $N_S \times 3$ و سرعت دورانی آن را با ماتریس W_K با ابعاد $3 \times N_S$ به شکل زیر قابل بیان است:

$$\begin{pmatrix} p_K \\ q_K \\ r_K \\ u_K \\ v_K \\ w_K \end{pmatrix} = W_K \dot{q}_s \quad (7)$$

$$\begin{pmatrix} p_K \\ q_K \\ r_K \\ u_K \\ v_K \\ w_K \end{pmatrix} = S_K \dot{q}_s + C_K \dot{q}_c \quad (8)$$

که در آن \dot{q}_s و \dot{q}_c مشتق نسبت به τ هستند. در ادامه، مقادیر انرژی جنبشی و پتانسیل سیستم به دست آمده و پس از جایگذاری در رابطه لاغرانژ، معادلات حاکم به صورت زیر در می‌آیند:

$$M_{smj}\ddot{q}_{sj} + M_{scmj}\ddot{q}_{cj} + \frac{\partial M_{smj}}{\partial q_{sk}}\dot{q}_{sk}\dot{q}_{sj} + \frac{\partial M_{scmj}}{\partial q_{ck}}\dot{q}_{ck}\dot{q}_{cj} + \frac{\partial M_{scmj}}{\partial q_{ck}}\dot{q}_{ck}\dot{q}_{cj} - \frac{1}{\tau} \left(\frac{\partial M_{sjk}}{\partial q_{sm}}\dot{q}_{sj}\dot{q}_{sk} + 2\frac{\partial M_{scjk}}{\partial q_{sm}}\dot{q}_{sj}\dot{q}_{ck} \right) + \frac{\partial u}{\partial q_{sm}} = Q_m \quad (9)$$

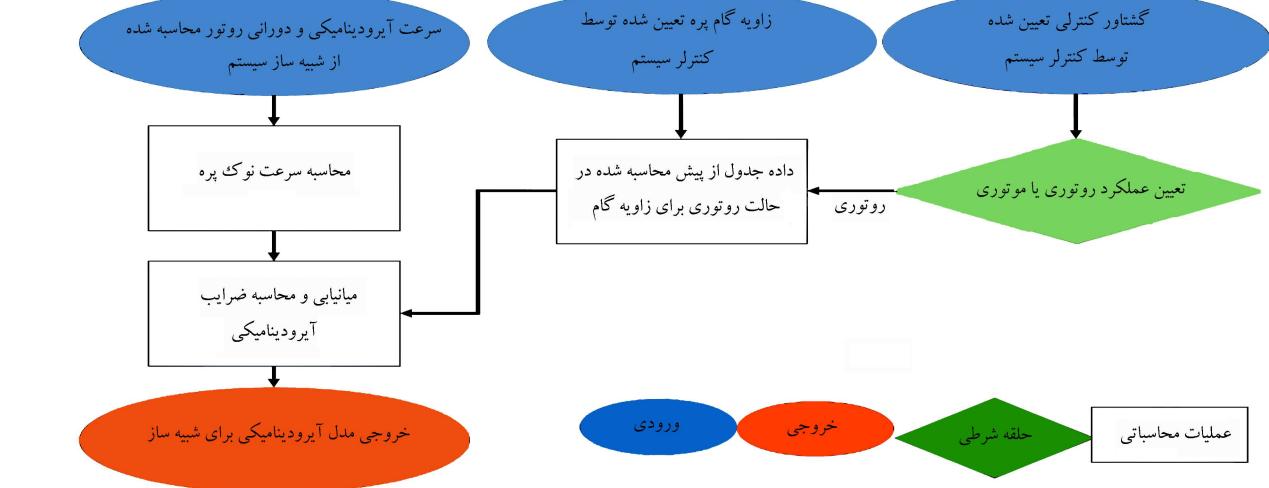
که در آن Q نیروهای تعیین یافته بوده و از نیروها و گشتاورها خارجی با رابطه ۹ به دست می‌آید، ماتریس‌های M_s, M_{SC}, M_c با کمک ماتریس‌های S, C, W اجزای سیستم قابل بازنویسی اند.

$$Q_m = \sum_{i=1}^{N_R} f_{AR}^i \cdot \frac{\partial v_{Ri}}{\partial \dot{q}_{sm}} + f_{AK} \cdot \frac{\partial v_K}{\partial \dot{q}_{sm}} + m_K \cdot \frac{\partial \omega_K}{\partial \dot{q}_{sm}} + \sum_{i=1}^{N_G} \left[f_{AG}^i \cdot \frac{\partial v_{Gi}}{\partial \dot{q}_{sm}} + m_G^i \cdot \frac{\partial \omega_{Gi}}{\partial \dot{q}_{sm}} \right] \quad (10)$$

پس از به دست آمدن معادلات دینامیکی سیستم مطابق با رابطه ۱۰، برای این سیستم متغیرهای حالت به شکل $[q_s \quad \dot{q}_s] = x$ و متغیرهای کترولی شامل $[\varepsilon \quad \dot{q}_c \quad \ddot{q}_c]$ تعریف می‌شوند:

$$\frac{dx}{d\tau} = f[x, u(\tau)] \quad (11)$$

و در ادامه با کمک انتگرال‌گیری عددی در مطلب برای مدت زمان مورد نظر حل می‌شوند. جدول ۱، مربوط به مشخصات هندسی گلایدر مسئله است. مشخصات آبودینامیکی پرنده سیستم شبیه به گلایدر موجود در مرجع [۱۶] است. شرایط اولیه برای انتگرال‌گیری در ابتدای شبیه‌سازی برای هندسه ورودی محاسبه می‌شود، این نقطه ترمیم حالتی است که در آن روتورها با سرعت ثابت دوران می‌کنند و گشتاور عکس‌العمل آنها بر روی پرنده با تنظیم زوایای سطوح آبودینامیکی خشی می‌شود تا پرنده در حالت تعادل بماند. سپس به متغیرهای حالت این نقطه، تعادل نوسانات تصادفی اضافه می‌شود و شرایط اولیه به اضافه یک سیستم کترول مدار بسته مناسب برای شبیه‌سازی استفاده می‌شود. برای کترول پرنده از تغییر زوایای سطوح آبودینامیکی پرنده $\delta_a, \delta_r, \delta_e$ استفاده شده است و پارامترهای کترولی مربوط به سکان‌های η و δ و l_B در طول مدل‌سازی ثابت‌اند. از مدل‌سازی قسمت‌های الکتریکی روتورها صرف‌نظر شده و گشتاور کترولی روتورها (ε) منفی خواهد بود. بدین مفهوم که روتورها



شکل ۵. ساختار مدل آیرودینامیکی استفاده شده در این مقاله.

می شد برای عملکرد دوگانه روتور - ملح مناسب باشد و ایرفویل E193 که در تورینهای کوچک بادی با دوربال استفاده شده است.^[۲۱]

۲. با توجه به مسیر پروازی پرنده، مقدار $TSR = 6$ برای شرایط اسمی در طراحی روتور انتخاب شده است.
۳. بر مبنای روش طراحی *BEM* در مرجع^[۲۲] محاسبه توزیع وترو پیچش پرهای هر ایرفویل انجام شده است.
۴. هندسه به دست آمده در نم افزار کیو - بلید^۴ برای یک روتور دارای ۵ پره مدل شده و ضرایب آیرودینامیکی حاصل به عنوان پایگاه داده آیرودینامیک روتور شبیه ساز استفاده شده اند.

جدول ۲. ضرایب آیرودینامیکی روتور طراحی شده با ایرفویل ناکا - ۱۲ در زاویه گام صفر.

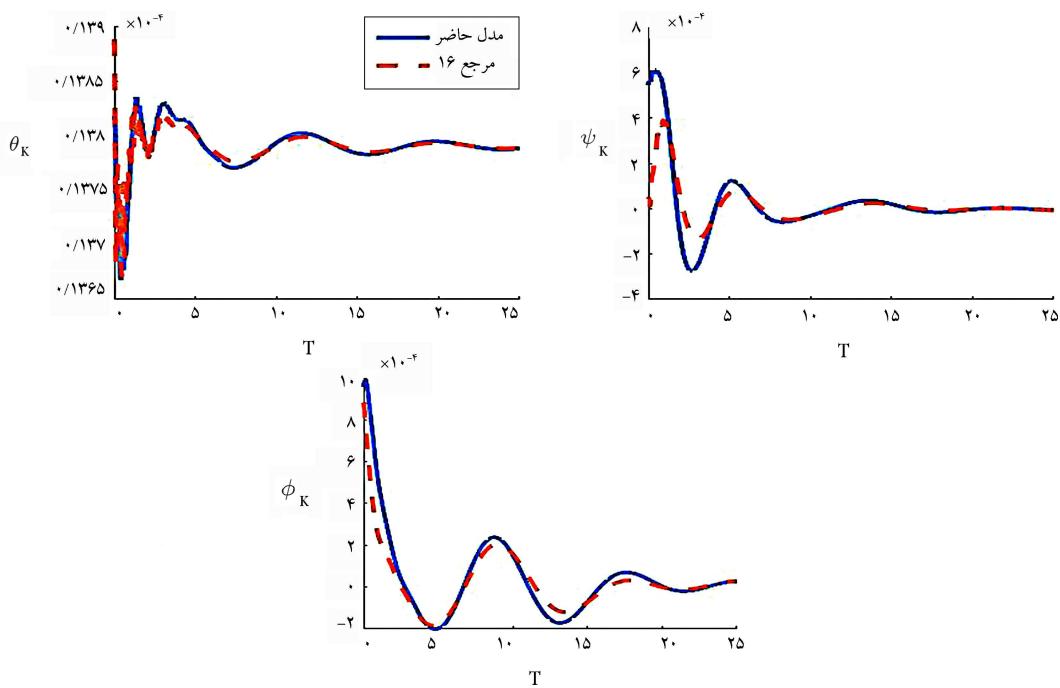
TSR	C_f	C_m
۳	۰,۴۹	۰,۰۹
۴	۰,۷۸	۰,۱۳
۵	۰,۷۸	۰,۱۱
۶	۰,۷۶	۰,۰۸
۷	۰,۷۳	۰,۰۶

آن در شکل ۵ آورده شده، مدل آیرودینامیکی جدید پیشنهاد شده است. این مدل به صورت مستقیم به کنترلر سیستم اصلی متصل است. در هر گام زمانی کنترلر پارامتر گشتاور کنترلی، زاویه گام و شبیه ساز لاغرانزی نیز سرعت دورانی و سرعت آیرودینامیکی را به الگوریتم آیرودینامیک روتور ارسال می کند. این الگوریتم در ابتدا مقادیر β را محاسبه و سپس با تشخیص عملکرد موتوری یا زبراتوری به جداول پایگاه داده مربوطه مراجعه می کند و مقادیر مناسب ضرایب آیرودینامیکی را پس از میان یابی به شبیه ساز لاغرانزی ارسال می کند. پایگاه داده از پیش محاسبه شده شامل ضرایب C_f, C_m در بازه هایی از TSR ها و زاویه گام های β مختلف است که برای هندسه روتور نصب شده روی سیستم توسط روش *BEM* محاسبه شده و همانند جدول ۲، از پیش به مدل وارد شده اند. در ادامه، این روش دقت مدل آیرودینامیکی و شبیه ساز را بالا برد، تأثیر دو پارامتر TSR و β را لحاظ می کند و هم زمان در سرعت شبیه سازی نیز تأثیر زیادی ندارد.

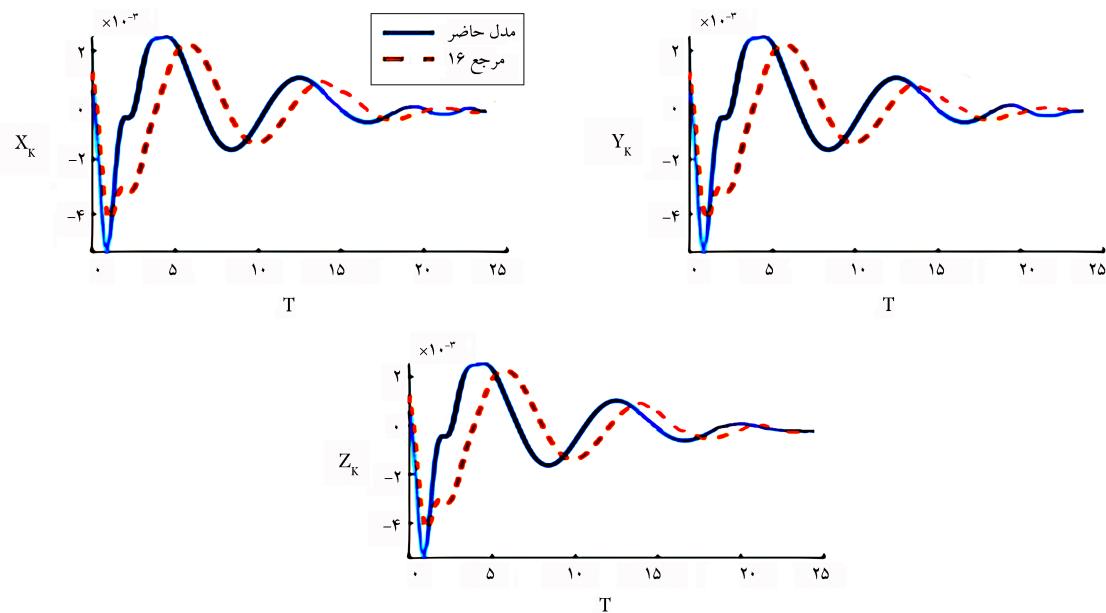
۳.۳ طراحی روتور

با توجه به اینکه در مطالعات پیشین، هندسه روتور این سیستم ها به صورت دقیق ارائه نشده است، برای تعیین عملکرد الگوریتم آیرودینامیکی جدید، اقدام به طرحی پره برای روتورها می گردد. برای طراحی روتور مراحل زیر انجام شده است:

۱. ابتدا سه ایرفویل برای مقاطع پره انتخاب شده اند. ایرفویل Y-clark به دلیل ضریب لیفت بالا، ایرفویل ۱۲ به دلیل تقارن و اینکه پیش بینی



شکل ۶. نمونه از اعتبارسنجی متغیرهای حالت زوایای اویلر پرنده.



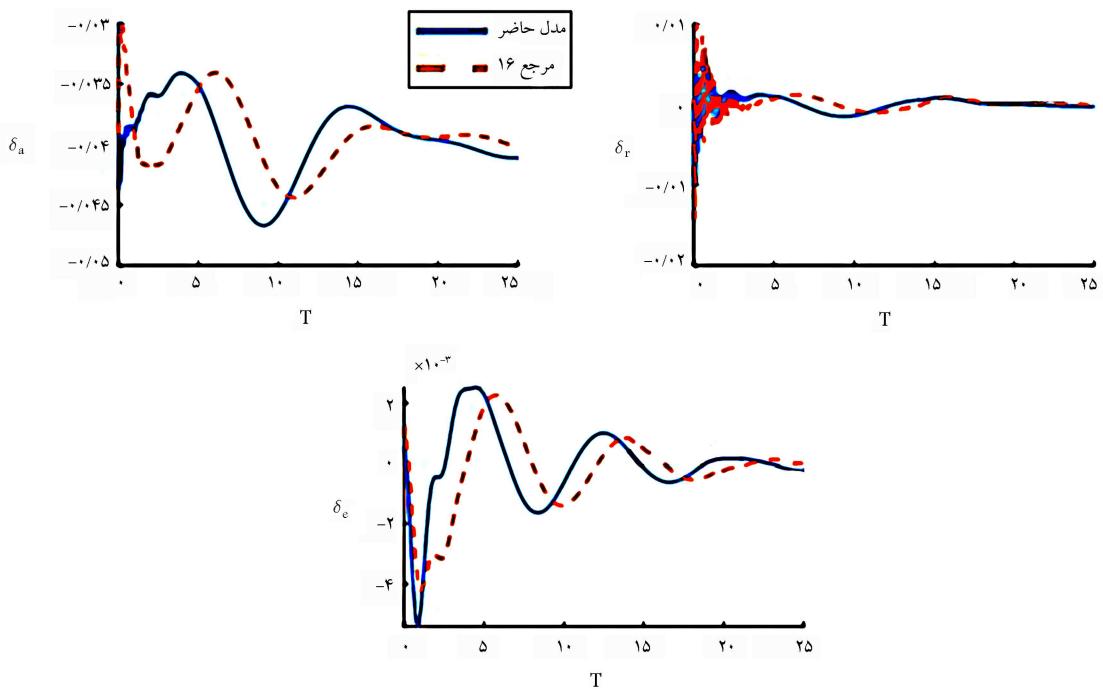
شکل ۷. نمونه از اعتبارسنجی موقعیت مرکز جرم پرنده.

شکل ۹ نشان داده شده است. با توجه به شبیه‌سازی‌های انجام شده و عملکرد آبیودینامیکی پرنده سیستم، روتورها در نقطه عملکردی $TSR = 6$ که مربوط به فاز استخراج انرژی است، طراحی شده‌اند. همچنین، با توجه به این‌که اولین اولویت در طراحی مربوط به فاز زنرآتوری است و فاز موتوری در اولویت دوم قرار دارد، از این رو، زاویه گام پیچش اولیه پره‌ها طوری فرض شده است که به عملکرد بهینه روتور کمک کند.

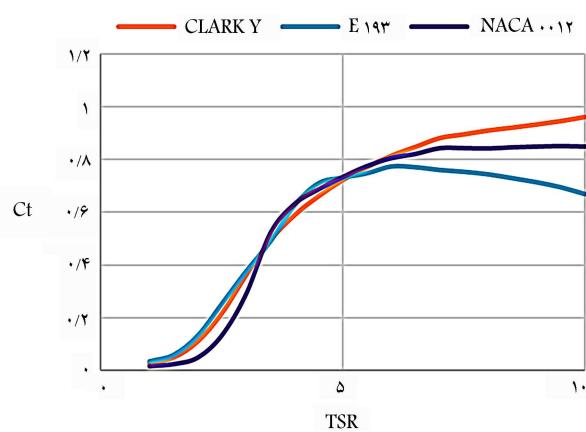
نمودارهای ضریب درگ روتورهای طراحی شده در شکل ۱۰، برای سه ایرفویل رسم شده است. با توجه به شبیه‌سازی پرواز، هرچه مقادیر درگ روتورها بیشتر باشد، میران نیروی کابل و همچنین مقادیر لیفت مورد نیاز برای خنثی کردن این نیرو افزایش مطابق الگوریتم طراحی ارائه شده در بخش ۳.۳، هندسه حاصل از این فرایند در

سرعت ثابت دوران می‌کند و گشتاور عکس العمل آنها روی پرنده توسط ایرون‌ها خنثی می‌شود. برای ادامه مطالعه در زمان صفر، یک نوسان تصادفی به سیستم داده می‌شود تا عملکرد کنترلر اعتبارسنجی شود. مشاهده می‌شود که در هر دو مدلسازی پس از گذشت زمان، این نوسانات تصادفی دمپ شده و سیستم نقطه تعادلش را حفظ می‌کند.

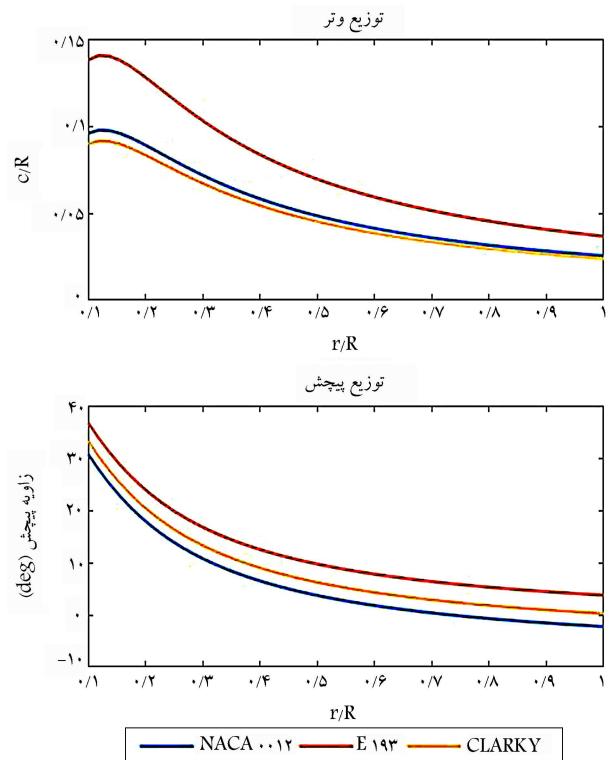
۲.۴. ارزیابی عملکرد روتور



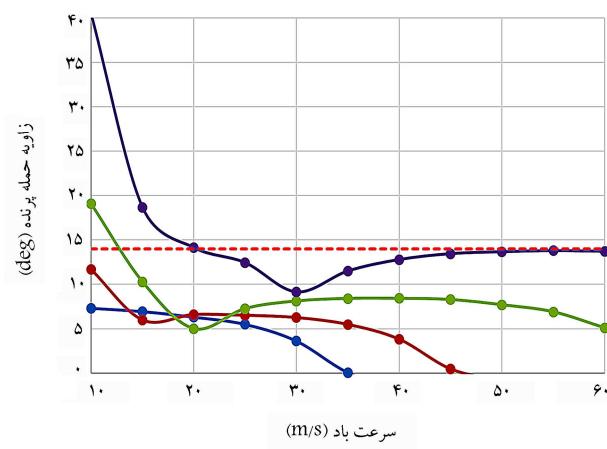
شکل ۸. نمونه از اعتبارسنجی زاویه سطوح کنترلی پرنده.



شکل ۱۰. ضریب درگ روی روتورها نسبت به سرعت نوک پره.



شکل ۹. توزیع وتر و زاویه پیچش پره‌ها.



شکل ۱۱. رابطه درگ با زاویه حمله پرنده در سرعت باد مختلف.

می‌یابد. این افزایش لیفت توسط افزایش زاویه حمله پرنده تامین می‌شود و تا قبل از رسیدن بال‌های پرنده به استال، می‌تواند افزایش یابد. در صورتی که درگ حاصل از روتورها با حداقل زاویه حمله مجاز جمیان نشود، نیاز خواهد بود که سیستم در محیط‌هایی با سرعت باد بالاتری پرواز کند. این موضوع در شکل ۱۱، نشان داده شده است. در این شکل، یک ضریب ثابت آئرودینامیکی برای روتورهای با شعاع

مراجعه به شکل ۱۳ و در نقطه $0,16 = 1/TSR = 1,6$ مشاهده می‌شود که پره دارای ایرفویل E ۱۹۳ را نمی‌توان به عنوان ملحخ به کار برد. شکل ۱۴، درصد بازده ملحخ‌های حاصل از هندسه طراحی شده در بخش ۳.۳ را نشان می‌دهد. با توجه به این که زاویه پیچش اولیه برای حالت روتوری بهینه اعمال شده است، نمی‌توان ملحخ با عملکرد بالا برای سیستم داشت. این موضوع با بررسی شکل ۱۴ قابل اثبات است. همچنین، با توجه به این شکل، پره با ایرفویل NACA ۰۰۱۲ در نقطه $6 = TSR$ دارای بیشترین بازده ملخی است.

۴. بررسی عملکرد استخراج انرژی

با توجه به این که این نوع سیستم‌ها در فاز تولید انرژی بر روی یک مسیر دایروی پرواز می‌کنند، سرعت نسبی که روتور احساس می‌کند، بسیار به مسیر پرواز وابسته است. همچنین، دور روتورها در این نوع سیستم‌ها بالا است. با توجه به محدودیت جدایش جریان بر روی پره‌ها و عدد ماخ بر روی نوک پره‌ها، دور روتور 6000 rpm و سرعت 30 m/s برای این سیستم می‌توان متصور شد. این اعداد با سیستم موجود در پژوهش^[۱۶] هم خوانی دارد. با توجه به نمودارهای عملکردی به دست آمده از شبیه‌ساز برای ایرفویل‌های مختلف که در شکل ۱۵ تا ۱۷ ارائه شده‌اند، در مسیر پروازی کنونی و بعد این روتورها، دور 2000 rpm در هیچ یک از ایرفویل‌ها انرژی تولید نمی‌کند و دور بالا 8000 rpm باعث رسیدن به ماخ بحرانی در نوک پره‌ها می‌شود و نتایج این منحنی حد بالا قوان استخراج شده را نشان می‌دهد. در خصوص تغییرات روند این منحنی‌ها می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

۱. افزایش انرژی استحصال شده را با توجه به رابطه قوان با مجذور سرعت پرواز می‌توان توجیه نمود!

۲. پدیده «جدایش جریان از پره»، عمل عدم رشد قوان از حدود سرعت 20 m/s می‌باشد؛

۳. در فرایند جدایش، مقدار نیروی کل آبودینامیکی کاسته شده و جهت بردار نیرو تغییر می‌کند؛

۴. دلیل ثابت ماندن تقریبی پسای روتور، جدایش موضعی جریان در برخی مقاطع پره و تغییرات امتداد نیرو می‌باشد.

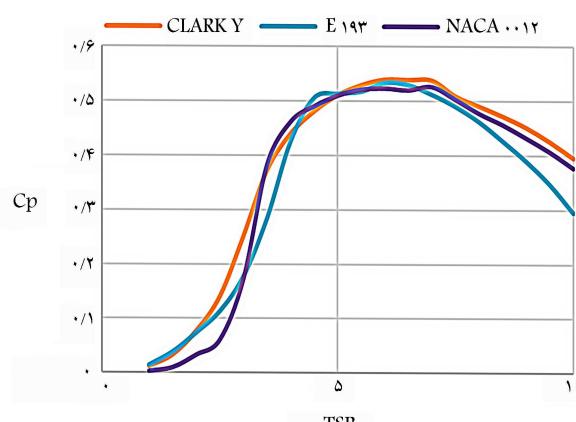
در صورت تخمين انرژی با مدل ضرایب ثابت برای آبودینامیک روتورها و مقدار $C_M = 0,3$ ، طبق مرجع^[۱۶] در نقطه عملکردی فاز تولید انرژی که در این نقطه

مخالف در نظر گرفته شده است. هرچه شعاع روتور بیشتر باشد، درگ روی پرنده بیشتر می‌شود. در سرعت باد پایین، در صورتی که درگ بیش از اندازه باشد، پرنده به استال می‌رسد و نمی‌تواند روی مسیر دایروی بماند. در همین راستا، روتوری که ضریب درگ حداقل را دارد، از این نظر عملکرد بهتری خواهد داشت. با توجه به شکل ۱۱، ایرفویل E ۱۹۳ انتخاب مناسبی است.

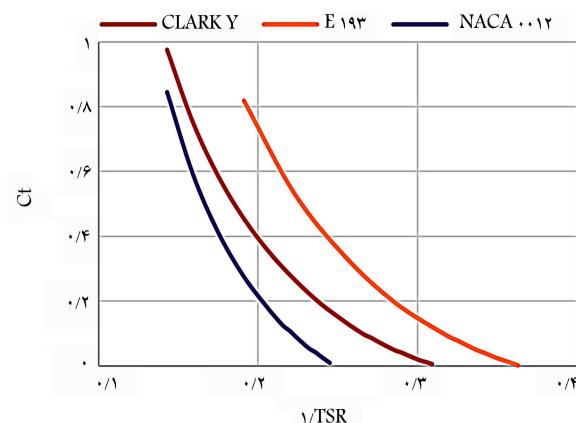
شکل ۱۲، نمودارهای ضریب توان روتورها را با ایرفویل‌های گوناگون نشان می‌دهد. با توجه به این شکل، در هر سه حالت، مقدار ضریب توان در $6 = TSR$ و اطراف آن دارای مقادیر تقریباً برابری هستند. با توجه به اینکه الگوریتم طراحی برای این TSR به کار رفته است. این موضوع صحبت الگوریتم طراحی هندسه را نشان می‌دهد.

۳. بررسی ملحخ

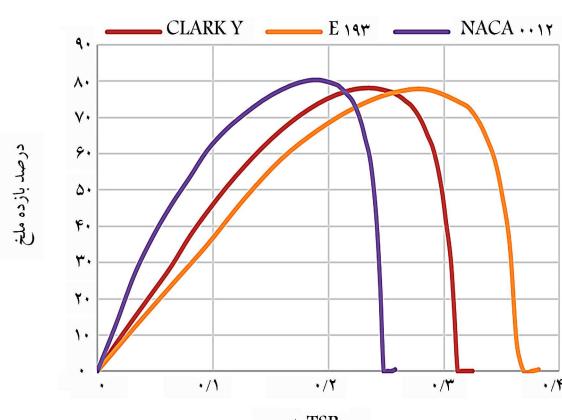
با توجه به شکل ۴، تنها با افزایش زاویه گام، ایرفویل در زاویه حمله منفی قرار می‌گیرد. بنابراین جهت نیروی لیفت تولیدی توسط ایرفویل عوض می‌شود و مولهایی از آن در خلاف جهت باد قرار می‌گیرد و نیروی تراست تولید می‌شود.^[۲۴] بنابراین، پره‌ها باید دارای قابلیت گام متغیر به لحاظ عملی باشند. برای بررسی نحوه عملکرد پره‌های طراحی شده در حالت ملحخ، ابتدا گام پره روتورهای موجود در بخش ۲.۴ تغییر کرده است. هندسه جدید حاصل در نرم افزار جاواپرپ^۵ وارد شده و ضرایب تراست برای ملحخ‌ها در شکل ۱۳ نشان داده شده‌اند. در صورتی که قرار باشد به منظور کنترل پرنده در همان فاز تولید انرژی یعنی $6 = TSR$ از روتورها تراست حاصل شود، با



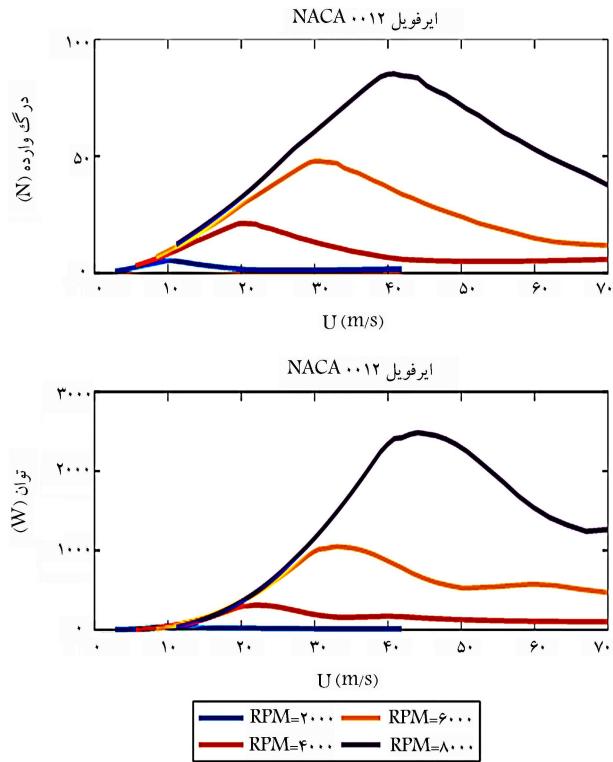
شکل ۱۲. نمودار ضریب توان روتورها طراحی شده با ایرفویل‌های گوناگون.



شکل ۱۳. ضریب تراست ملحخ‌های طراحی شده با مقاطع مختلف ایرفویل.



شکل ۱۴. بازده ملحخ‌های طراحی شده برای مقاطع مختلف.



شکل ۱۷. نیروی درگ وارد بر پرنده و توان استخراج شده برای یک روتور در سیستم دارای پره با ایرفولیل NACA^{۰۰۱۲}.

سرعت پرواز پرنده 30 m/s و سرعت دورانی روتورها 6000 rpm باشد، برای سیستم با ۲ روتور می‌توان نوشت:

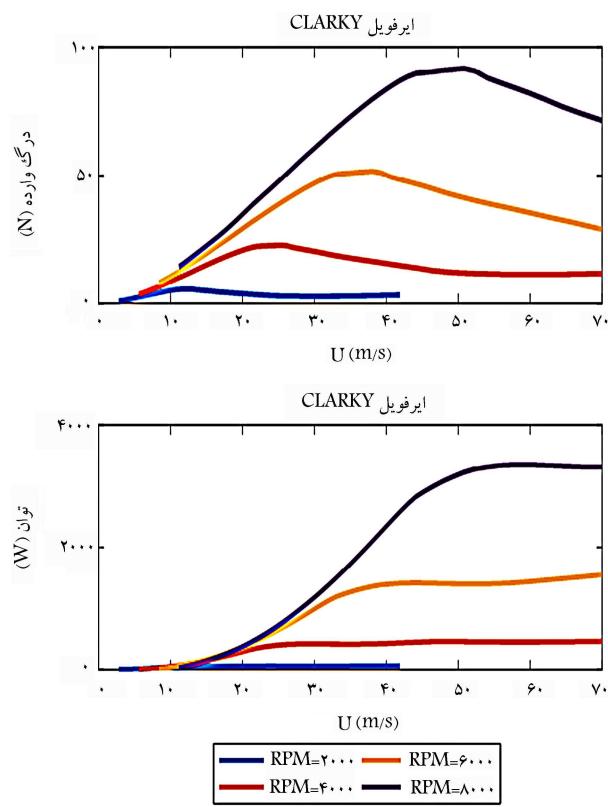
$$N_G \frac{1}{4} C_M \rho U^3 \pi R_G^3 \lambda_G = 1,4\text{ kw} \quad (11)$$

اما در خصوص تولید انرژی با روتورهای بهینه طراحی شده، این مقدار بیش از ۲ کیاوات است و با مقابله ایرفولیل‌های به کار رفته در پره‌ها داریم؛ الف) با توجه به شکل ۱۵ که عملکرد یک روتور با ایرفولیل Y Clark – Y نشان می‌دهد، در پرنده دارای دو روتور می‌توان توان 3 kw استخراج کرد که بیشترین توان نسبت به دو ایرفولیل دیگر حاصل می‌شود. همچنین درگ حاصل از روتورها که توسط کابل و نیروی لیفت باید جبران شود 120 N است و باید ملاحظات لازم در خصوص خشی نمودن درگ حاصل از روتورها بر روی پرنده انجام شوند.

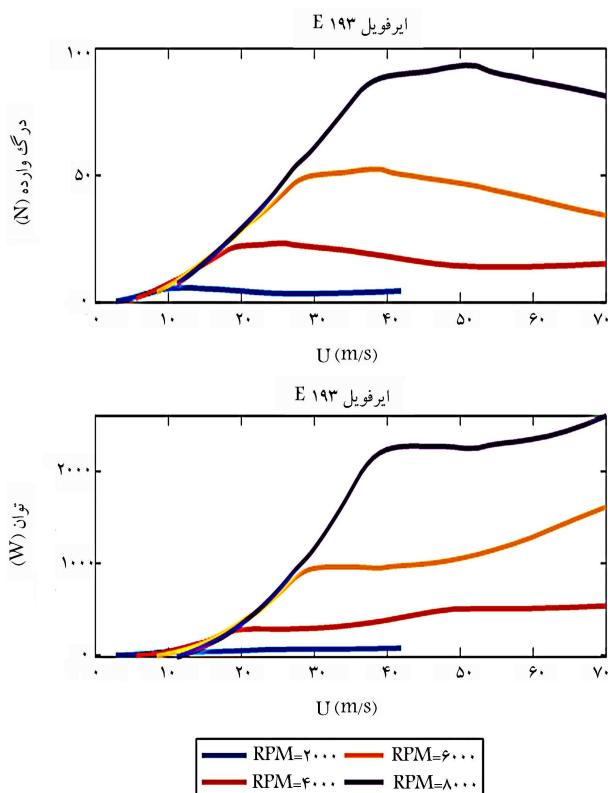
در این نقطه عملکرد ملح حاصل از این ایرفولیل بازده 70 درصدی دارد؛

ب) با توجه به شکل ۱۶ که عملکرد یک روتور با ایرفولیل E^{۱۹۳} را نشان می‌دهد، با این پره و سیستم دو روتور، توان حاصل برابر با 2 kw خواهد بود. همچنین، درگ موثر از این روتورها بر روی پرنده برابر با 90 N است که کمترین مقدار در بین دو ایرفولیل دیگر می‌باشد. اما همانطور که در بخش ۳.۴ گفته شد، ایرفولیل E^{۱۹۳} در فاز ملخی بازده نامناسب 60 درصد دارد و در صورت استفاده از آن، کنترل پرنده دچار چالش خواهد شد؛

ج) با توجه به شکل ۱۷ که عملکرد یک روتور با ایرفولیل NACA^{۰۰۱۲} را نشان می‌دهد، سیستم با این ایرفولیل دارای توان خروجی $2,2\text{ kw}$ است. میزان درگ حاصل از روتورها بر روی پرنده نیز مقدار 105 N است و ملح این ایرفولیل در این نقطه عملکردی، بازده 80 درصد دارد که بیشترین مقدار در بین دو ایرفولیل دیگر است.



شکل ۱۵. نیروی درگ وارد بر پرنده و توان استخراج شده برای یک روتور در سیستم دارای پره با ایرفولیل Y Clark – Y.



شکل ۱۶. نیروی درگ وارد بر پرنده و توان استخراج شده برای یک روتور در سیستم دارای پره با ایرفولیل E^{۱۹۳}.

ضرایب گشتاور و نیرو روتورها استفاده کرد و از نتایج آنها در پایگاه داده الگوریتم آبرودینامیکی روتور پیشنهادی این مقاله استفاده کرد. سپس، نتایج عملکردی سیستم را با نتایج BEM مقایسه نمود.

فهرست علامت

- l_R : طول بی بعد میله صلب؛
- l_B : طول بی بعد سکان؛
- δ : زاویه طولی سکان rad ;
- η : زاویه عرضی سکان rad ;
- γ : زاویه خیز میله صلب rad ;
- φ : زاویه عرضی میله صلب rad ;
- λ : زاویه پره روتور rad ;
- ψ : زاویه نصب روتور rad ;
- Ω : سرعت زاویه rad/s
- τ : زمان بی بعد شده؛
- ε : ضریب گشتاور کترالی روتور؛
- E : زمین؛
- G : وزناتور - روتور؛
- K : پرنده؛
- R : میله صلب؛
- T : کابل؛
- W : باد؛
- Airborne Wind Energy :AWE
- Tip Speed Ratio :TSR
- Blade Element Method :BEM

جدول ۳. مقایسه توان استخراج شده با روتورهای مختلف.

نوع روتور	بازده در	بهبود نسبت به	توان	خروجی	حالت	مدل ضرایب	یک روتور	ملخی	ثابت
	%۴۰	%۶۰	۱kw	E۱۹۳					
	%۵۲	%۸۰	۱/۱kw	NACA° ۱۲					
	%۸۰	%۷۰	۱/۵kw	Clark Y					

در ادامه، در جدول ۳، مقایسه بین روتورهای مختلف و روش ضرایب ثابت نشان داده شده است. این اعداد برای نقطه عملکردی $RPM = 6000 \text{ m/s}$ ارائه شده‌اند.

۵. نتیجه گیری

در این مقاله، یک شبیه‌ساز پرواز برای سیستم جاذب انرژی هوایی محدود با کابل با استفاده از دینامیک لاغرانژی توسعه یافته است. این شبیه‌ساز به خوبی دینامیک پرنده، کابل و سیستم را مدل سازی می‌کند. در مطالعات گذشته، معمولاً از مدل‌های ساده آبرودینامیکی برای روتورها استفاده می‌شود و امکان طراحی پره و مقایسه عملکرد وجود نداشت. بنابراین، بر اساس این شبیه‌ساز، یک مدل آبرودینامیکی مناسب برای روتورها پیشنهاد شده است که دقت شبیه‌ساز نسبت به مدل‌هایی با ضرایب ثابت آبرودینامیکی بیشتر می‌شود. همچنین، با اضافه شدن این مدل جدید، امکان طراحی آبرودینامیکی پره روتور فراهم شده و عملکرد سیستم با سه ایرفویل مختلف برای روتورها مورد بررسی قرار گرفته و نتایج در خصوص نحوه بهکارگیری آنها در طراحی اولیه سیستم‌ها و همچنین عملکرد دوگانه روتوری - ملخی ارائه شده است. در مطالعات آینده، می‌توان از روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی برای محاسبه

پانوشت‌ها

1. Airborne Wind Energy (AWE)
2. Makani Power
3. Joby Energy
4. Q-Blade
5. Matlab
6. Java-Prop

منابع (References)

1. Saeed, M. and Kim, M.H., 2017. Aerodynamic performance analysis of an airborne wind turbine system with NREL phase IV rotor. *Energy Convers Manage* (Elsevier BV), 134, pp.278-289. DOI:10.1016/j.enconman.2016.12.021.
2. Saeed, M. and Kim, M.H., 2016. Airborne wind turbine shell behavior prediction under various wind conditions using strongly coupled fluid structure interaction formulation. *Energy Conversion and Management* (Elsevier BV), 120, pp.217-228. DOI:10.1016/j.enconman.2016.04.077.
3. Saleem, A. and Kim, M.H., 2018. Aerodynamic analysis of an airborne wind turbine with three different aerofoil-based buoyant shells using steady RANS simulations. *Energy Conversion and Management* (Elsevier BV), 177, pp.233-248. DOI:10.1016/j.enconman.2018.09.067.
4. Wankhade, S.P., Darokar, S.G., Dabhade, R.R., Lasankute, S.V. and Parihar, P.V.R., 2018. A Review and an Approach of Flying Electric Generators as Alternate Source of Energy, *International Journal of Advanced Engineering Research and Science* (AI Publications), 5(10), pp.173-178. DOI:10.22161/ijaers.5.10.23.
5. Cherubini, A., Papini, A., Vertechy, R. and Fontana, M., 2015. Airborne Wind Energy Systems: A review of the technologies. *Renewable and Sustainable Energy Reviews* (Elsevier BV), 51, pp.1461-1476. DOI:10.1016/j.rser.2015.07.053.

6. Dief, T.N., Fechner, U., Schmehl, R., Yoshida, S. and Rushdi, M.A., 2020. Adaptive flight path control of airborne wind energy systems. *Energies (MDPI AG)*, 13(3), pp.1-29. DOI:10.3390/en13030667.
7. Erhard, M. and Strauch, H., 2015. Flight control of tethered kites in autonomous pumping cycles for airborne wind energy. *Control Engineering Practice (Elsevier)*, 40, pp.13-26. DOI:10.1016/j.conengprac.2015.03.001.
8. Bauer, F., Kennel, R.M., Hackl, C.M., Campagnolo, F., Patt, M. and Schmehl, R., 2018. Drag power kite with very high lift coefficient. *Renewable Energy (Elsevier BV)* 118 (November 2017), pp.290-305. DOI:10.1016/j.renene.2017.10.073.
9. Fagiano, L., Nguyen-Van, E., Rager, F., Schnez, S. and Ohler, C., 2017. Automatic take-Off of a tethered aircraft for airborne wind energy: control design and experimental results. *IFAC-C-PapersOnLine (Elsevier BV)*, 50(1), pp.11932-11937. DOI:10.1016/j.ifacol.2017.08.1456.
10. Schmehl, R., 2018. *Airborne Wind Energy: Advances in Technology Development and Research*, Springer.
11. Kheiri, M., Nasrabad, V.S. and Bourgault, F., 2019. A new perspective on the aerodynamic performance and power limit of crosswind kite systems. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics (Elsevier BV)*, 190, (April) pp.190-199. DOI:10.1016/j.jweia.2019.04.010
12. Watson, S., Moro, A., Reis, V., Baniotopoulos, C., Barth, S., Bartoli, G., Bauer, F., Boelman, E., Bosse, D., Cherubini, A., Croce, A., Fagiano, L., Fontana, M., Gambier, A., Gkoumas, K., Golightly, C., Latour, M.I., Jamieson, P., Kaldellis, J., Macdonald, A., Murphy, J., Muskulus, M., Petrini, F., Pigolotti, L., Rasmussen, F., Schild, P., Schmehl, R., Stavridou, N., Tande, J., Taylor, N., Telsnig, T. and Wiser, R., 2019. Future emerging technologies in the wind power sector: A European perspective. *Renewable and Sustainable Energy Reviews (Elsevier BV)*, 113, 109270. DOI:10.1016/j.rser.2019.109270.
13. Fagiano, L., Milanese, M. and Piga, D., 2010. High-altitude wind power generation. *IEEE Transactions on Energy Conversion (Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE))*, 25(1), pp.168-180. DOI:10.1109/TEC.2009.2032582.
14. Loyd, M.L., 1980. Crosswind Kite Power. *Journal of energy (American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA))*, 4(3), pp.106-111. DOI:10.2514/3.48021.
15. Terink, E.J., Breukels, J., Schmehl, R. and Ockels, W.J., 2011. Flight Dynamics and Stability of a Tethered Inflatable Kiteplane. *Journal of Aircraft (American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA))*, 48(2), pp.503-513. DOI:10.2514/1.C031108.
16. Sánchez- Arriaga, G., Pastor-Rodriguez, A., Sanjurjo-Rivo, M. and Schmehl, R., 2019. A lagrangian flight simulator for airborne wind energy systems. *Applied Mathematical Modelling (Elsevier BV)*, 69, pp.665-684. DOI:10.1016/j.apm.2018.12.016.
17. Fechner, U., 2016. A Methodology for the Design of Kite-Power Control Systems. Ph.D. dissertation, p.289. <https://doi.org/10.4233/uuid:85efaf4c-9dce-4111-bc91-7171b9da4b77>.
18. Losantos, L.S. and Sánchez -Arriaga, G., 2015. Flight dynamics and stability of kites in steady and unsteady wind conditions. *Journal of Aircraft (American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA))*, 52(2), pp.660-666. DOI:10.2514/1.C032825.
19. Williams, P., 2012. A Review of Space Tether Technology. Recent Patents on Space Technology (Bentham Science Publishers Ltd), 2(1), pp.22-36. DOI:10.2174/1877611611202010022.
20. Fechner, U., van der Vlugt, R., Schreuder, E. and Schmehl, R. 2015. Dynamic model of a pumping kite power system. *Renewable Energy (Elsevier BV)*, 83, pp.705-716. DOI:10.1016/j.renene.2015.04.028.
21. Peláez, J., Ruiz, M., López -Reballal, O., Lorenzini, E.C. and Cosmo, M.L., 2000. A two bar model for the dynamics and stability of electrodynamic tethers. *Advances in the Astronautical Sciences (American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA))*, 105 II(6), pp.1327-1342. DOI:10.2514/2.4992.
22. Zanon, M., Gros, S., Andersson, J. and Diehl, M., 2013. Airborne wind energy based on dual airfoils. *IEEE Transactions on Control Systems Technology (Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE))*, 21(4), pp.1215-1222. DOI:10.1109/TCST.2013.2257781.
23. Williams, P., Lansdorp, B. and Ockels, W., 2008. Nonlinear control and estimation of a tethered kite in changing wind conditions. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics (American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA))*, 31(3), pp.793-798. DOI:10.2514/1.31604.
24. Sánchez- Arriaga, G., Garcia- Villalba, M. and Schmehl, R., 2017. Modeling and dynamics of a two-line kite. *Applied Mathematical Modelling (Elsevier BV)*, 47, pp.473-486. DOI:10.1016/j.apm.2017.03.030.
25. Alonso-Pardo, J. and Sánchez-Arriaga, G., 2015. Kite model with bridle control for wind-power generation, *Journal of Aircraft (American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA))*, 52(3), pp.917-923. DOI:10.2514/1.C033283.
26. Fagiano, L., Zgraggen, A.U., Morari, M. and Khamash, M. 2014. Automatic crosswind flight of tethered wings for airborne wind energy: Modeling, control design, and experimental results. *IEEE Transactions on Control Systems Technology (Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE))*, 22(4), pp. 1433-1447. DOI:10.1109/TCST.2013.2279592.
27. fer, A., Houska, B. and Diehl, M. 2007. Nonlinear MPC of Ilzh kites under varying wind conditions for a new class of large-scale wind power generators. *International Journal of Robust and Nonlinear Control (Wiley)*, 17(17), pp.1590-1599. DOI:10.1002/rnc.1210.
28. Pastor-Rodriguez, A., Sanchez-Arriaga, G. and Sanjurjo-Rivo, M., 2017. Modeling and stability analysis of tethered kites at high altitudes. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics (American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA))*, 40(8), pp.1892-1901. DOI:10.2514/1.G002550.
29. Argatov, I., Rautakorpi, P. and Silvennoinen, R., 2011. Apparent wind load effects on the tether of a kite

- power generator. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics (Elsevier)*, 99(10), pp.1079-1088. DOI:10.1016/j.jweia.2011.07.010.
30. Groot, S.G.C.D., Breukels, J., Schmehl, R. and Ockels, W.J., 2011. Modeling kite flight dynamics using a multibody reduction approach. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics (American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA))*, 34(6), pp.1671-1682. DOI:10.2514/1.52686..
31. Cook, M.V., 2013. *Flight Dynamics Principles*. Elsevier. 145, DOI:10.1016/C2010-0-65889-5.
32. Song, Q. and Lubitz, W.D., 2013. BEM simulation and performance analysis of a small wind turbine rotor. *Wind Engineering (SAGE Publications)*, 37(4), pp.381-399. DOI:10.1260/0309-524X.37.4.381.
33. Hansen, M., 2008. *Aerodynamics of Wind Turbines*, 2nd Edition. Earthscan Publications Ltd, pp.2-3.
34. Calzada, J.M., Treuren, K.W.V., Bontempo, R., Cardone, M., Manna, M. and Vorraro, G., 2019. Designing Small Propellers for Optimum Efficiency. *Energy Procedia (American Institute of Aeronautics and Astronautics)*, 45(27), DOI:10.2514/6.2015-2267.