

علمی- پژوهشی

## تحلیل آیرودینامیکی و دینامیکی بمب‌ت خود چرخان در پرواز مخروطی

فرشاد پازوکی<sup>۳</sup> دانشکده هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، تهران، ایران

علیرضا با صحبت نوین زاده<sup>۲\*</sup> دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه‌نصیر، تهران، ایران  
(تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۱۲/۰۹؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۳/۱۸)

محمود تابان<sup>۱</sup> دانشکده هوافضا، دانشگاه آزاد واحد علوم تحقیقات، تهران، ایران

## چکیده

یکی از روش‌های نوینی که به منظور حذف عملگرها و رهگیری اهداف در بمب‌تهای حمله از بالا استفاده می‌شود روش اسپیرال یا مخروطی است. در روش مخروطی بمب‌ت سعی دارد با الهام از الگوی طبیعت همانند برگ درخت افرا یا زبان‌گنجشک نوعی خاصی از اسکن شبیه حرکت مخروطی را ایجاد می‌نماید. در این مقاله سعی شده است تا از دو بالک نامتقارن در فاز فرود به جای چتر استفاده گردد تا حساسیت بمب‌ت نیز نسبت به عوامل محیطی همانند باد نسبت به چترها کاهش داده شود. ولی با توجه به عدم تقارن جسم و دوران بمب‌ت استفاده از بالک می‌تواند کیفیت اسکن را تحت تأثیر قرار دهد. به منظور بررسی اثرات کیفیت اسکن از شبیه‌سازی سیالاتی- دینامیکی استفاده شده است نتایج نشان می‌دهد به دلیل وجود دوران و کوپل شدن معادلات دینامیکی ممان‌های اینرسی ضربی می‌بایست نزدیک به صفر بوده تا کیفیت اسکن در محدوده قابل قبول قرار داشته باشد. این امر به خصوص با توجه به عدم تقارن خود امری دشوار بوده که می‌تواند پهنالتی‌هایی همانند افزایش وزن بمب‌ت یا کاهش سرجنگی را به همراه داشته باشد. برای جستجوی هدف انجام دهد. به منظور انجام پرواز مخروطی بمب‌ت می‌بایست از ارتفاع خاصی با سرعت و دوران اولیه مشخص از درون مهمات یا موشک به بیرون پرتاب شده و سعی کند با استفاده از یک چتر مناسب که به آن یک زاویه تریم مشخصی داده با استفاده از روش مخروطی هدف را جستجو نماید. عدم توانایی چترها در بادهای جانبی و نداشتن پایداری لازم به هنگام فرود مشکلات زیادی را برای داشتن یک پرواز پایدار مناسب

واژه‌های کلیدی: بمب‌ت بالکدار، پرواز خود چرخان، چتر داینامیک مش

## Aerodynamic and dynamic analysis of winged precision munition in conical flight

M.Taban<sup>1</sup> Faculty of Aerospace, Azad University, Research Sciences Unit, Tehran, Iran

A. Basohbat Novinzadeh<sup>2\*</sup> Faculty of Aerospace, Khajeh Nasir University of Technology, Tehran, Iran

F.Pazooki<sup>3</sup> Faculty of Aerospace, Islamic Azad University, Department of Science and Research, Tehran, Iran

(Received:2023/February/28 ; Accepted2023/ June /08)

## ABSTRACT

One of the new methods that are used in order to remove actuators and scanning targets in top attack bomblets is the spiral or helical method. In this method, biologically inspired by the flying concept of the single-winged seed, for instance, those of the maple and ash trees, the bomblets undergo a helical motion to scan the region and meet the target in the descent phase. In order to perform a conical flight, the bomblets should be launched at a certain height with a certain initial speed. The parachute system has a large processional movement of the body in the descent phase and creates many problems to have a stable flight. In this article, it has been tried to use two asymmetric wings in the landing phase instead of the parachute to reduce the sensitivity of the bomblets to environmental factors such as wind. But due to the asymmetry of the body and the rotation of the body, the use of the wings can affect the quality of the scan. In order to investigate the effects of scanning quality, fluid-dynamic simulation has been used. The results show that due to the presence of rotation and the coupling of dynamic equations, the cross moments of inertia should be close to zero so that the scanning quality is within an acceptable range. This is especially difficult due to its asymmetry, which can lead to penalties such as an increase in the weight of the warhead or a decrease in the warhead.

**Keywords:** Winged bomblet autorotation, non-actuator projectile, submunition dynamic mesh

## مقدمه

پرواز خود چرخان یک پدیده تلفیقی بین نیروهای آیرودینامیکی و دینامیکی می‌باشد که در طبیعت نیز در بسیاری از موارد مشاهده می‌گردد که می‌توان از پرواز خود چرخان دانه تک بال درخت افرا یا درخت زبان گنجشک هنگام فرود نام برد. این فرود آرام چرخان ناشی از نیروی بر آبی بزرگی است که توسط گردابه‌های لبه حمله بر روی بال ایجاد می‌گردد. این پرواز به صورت خیلی پایدار به هنگام جدایش از گیاهان مشاهده می‌گردد که مستقل از قرارگیری وضعیت اولیه دانه می‌باشد. مشخصه اصلی این بذرها به گونه‌ای است که خواهان داشتن سرعت فرود کمی هستند تا به واسطه آن خود را به مکان‌های مختلفی برسانند [1]. حرکت این بذرها که ممکن است توسط یک طوفان یا یک باد شدید اتفاق بیفتد می‌تواند از چند متر تا چند کیلومتر به طول بینجامد. پروازهای خود چرخان در بسیاری از طراحی‌های مهندسی همانند هلیکوپتر، چترها و پرنده‌های سامارا نیز دیده می‌شود [2,3].

یکی دیگر از مکانیزم‌های فرود مناسب برای محموله‌ها استفاده از چتر است. کارلسن و همکارانش نشان دادند که چترها در فاز فرود از جابه‌جایی زیادی در پرواز برخوردار هستند که می‌تواند بر روی میزان موفقیت آنها بر اسکن منطقه تأثیر بگذارد [4]. همچنین آنها مطالعات زیادی را در ارتباط با پرنده‌های دارای بالک که از مکانیزم چتر چرخان استفاده می‌نمایند ارائه کرده‌اند. در ارتباط با مشخصات آیرودینامیکی چترها و محموله‌های قابل حمل توسط چترها مطالعات تحلیلی زیادی توسط لوین و شاندر (۱۹۹۱) انجام گرفت. همچنین آنها توانستند روشی برای پایداری چترهای حاوی محموله با استفاده از مشخصات آیرودینامیکی و هندسه ارائه دهند [5-9].

مکانیزم فرود دیگری که توسط کریمی (۱۹۹۸) ارائه گردید استفاده از پرنده سمارا است [10]. سمارا یک پرنده تک بال چرخان است که از یک موتور الکتریکی برای دوران و پرواز عمودی استفاده می‌نماید. مدل‌های تحلیلی پرواز خود چرخان این پرنده در فاز فرود توسط روزن ارائه گردید [11]. [12] همچنین میزان تشتت این پرنده در ارسال محموله‌های

هوایی بر اساس دوران بالک توسط وین و همکارانش مورد تحلیل و بررسی قرار گرفت [13-14].

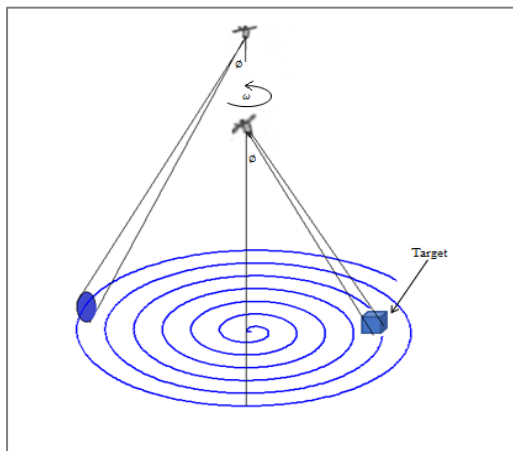
پاراروتورها مکانیزم فرود دیگری هستند که از دو بالک متقارن به منظور داشتن فرود آرام استفاده می‌کنند. این پرنده دارای یکی سیلندر به عنوان بدنه و دو بال متقارن برای فرود آرام می‌باشد. مأموریت اصلی این پرنده برای رهاسازی در فضای اتمسفر یک سیاره به منظور داده‌برداری از جو می‌باشد [15]. این پرنده از یک پرواز خود چرخان برای فاز فرود خود استفاده می‌نماید. مدل‌های آیرودینامیکی این پرنده توسط نادال بر اساس مدل تئوری تیغه نازک<sup>۱</sup> ارائه گردید و نشان داد نتایج حاصله نسبت به مدل‌های تونل باد دارای خطایی کمتر از ۱۰ درصد می‌باشد [16]. همچنین نادال و اندرس توانستند با خطی‌سازی معادلات حرکت محدوده پایداری پاراروتورها را محاسبه نمایند [17-18]. همچنین پیچوکی و همکارانش یک مدل تحلیل خطی برای تحلیل ۴ مدل مختلف ارائه کردند و در نهایت نادال و اندرس در سال ۲۰۱۶ یک مدل تحلیل و عددی بر روی پاراروتورهایی که مرکز جرم آنها در راستای صفحه بالک‌ها قرار ندارد ارائه دادند [19-20].

در ارتباط با پرنده‌های تک بال انرجانی و بنزازه (۲۰۲۱) مدل‌سازی و شبیه‌سازی ریاضی یک وسیله نقلیه هوایی تک بال را بر اساس رویکرد چند بدنه و نظریه BEM ارائه کردند. آزمایش‌های پروازی نمونه اولیه تک بال نه تنها توانایی پرواز را در شرایط اولیه متفاوت، بلکه پایداری در پرواز ایستا و روبه‌جلو را نیز نشان داد [21].

با توجه به اینکه این بمبلیتها از چتر استفاده می‌کنند و همچنین نتایج کارلسن در ارتباط با چترها در این مقاله سعی می‌گردد تا با الهام از پاراروتورها از دو بالک برای فاز فرود استفاده شود؛ ولی از آنجایی که داشتن زاویه تریم مناسب شرط الزامی در جستجوی حرکت مخروطی است از دو بالک نامتقارن استفاده شده است (شکل ۱). این بالک‌ها با ایجاد یک نیروی بر آبی نابرابر باعث انحراف راستای بمبلیت شده و از آنجایی که بمبلیت دارای دوران است می‌تواند منطقه بزرگی را برای اسکن تحت پوشش خود قرار دهد.

<sup>1</sup> Blade element theory

پایداری مورد تحلیل قرار می‌گیرد. وسعت میدان حل دارای استوانه‌ای به قطر ۳۰۰ متر و ارتفاع ۱۰۰۰ متر می‌باشد.

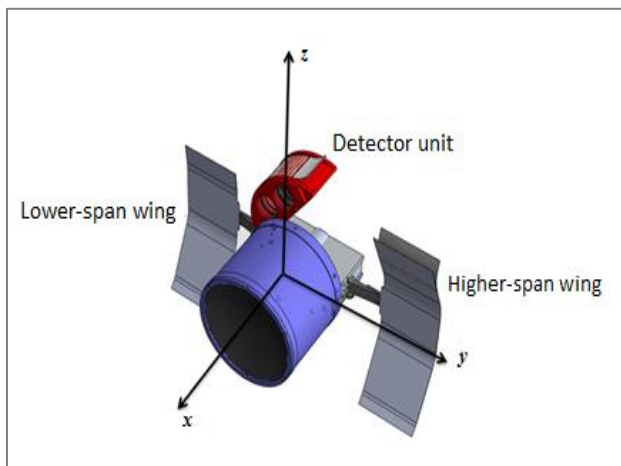


شکل (۲) - نمایی از نحوه اسکن منطقه توسط بمبلیت بر اساس حرکت مخروطی

### ۳- مدل تئوری دینامیکی - سیالاتی

مدلی که در اینجا در نظر گرفته شده است یک بمبلیت با دو بالک نامتقارن است که از یک ارتفاع مشخص با سرعت و دوران اولیه به منظور انجام حرکت مخروطی رها می‌گردد. بمبلیت به واسطه داشتن سنسورهای شناسایی دارای هندسه نامتقارن است که شماتیک این بمبلیت در شکل ۱ نشان داده شده است. در این مدل جسم دارای سرعت زاویه‌ای  $\omega$  و  $(p, q, r)$  و سرعت خطی  $(u, v, w)$  می‌باشد. دستگاه بدنی  $[X, Y, Z]$  متصل به بدنه در مرکز جرم جسم قرار داده شده است. محور  $X$  بدنی در راستای محور طولی و محور  $Y$  بدنی در صفحه عمود بر محور طولی و راستای بال بزرگ در نظر گرفته شده است. سرچنگی این بمبلیت یک نوع سرچنگی EFP می‌باشد که می‌تواند از فواصل دور اهداف را مورد اصابت قرار دهد.

بالک‌های بمبلیت نیروهای آیرودینامیکی بزرگی ایجاد می‌کنند که این نیروها باعث کاهش سرعت فرود بمبلیت خواهند گردید. اگر چه پرواز خود چرخان یک پرواز شناخته شده با روابط آیرودینامیکی مشخص می‌باشد؛ ولی با توجه به اینکه مقدار ضریب منظری بالک‌ها کمتر از ۲ است باعث رفتار سه‌بعدی جریان اطراف بدنه و بالک‌ها می‌گردد و مدل‌سازی آیرودینامیکی بر اساس مدل‌هایی همانند پنل متد و ورتکس از دقت کمتری برخوردار است. براین اساس سعی می‌گردد



شکل (۱) - نمایی از هندسه بمبلیت بر مبنای دو بالک نامتقارن بعد از اخراج از مهمات

نحوه اسکن منطقه توسط بمبلیت به گونه‌ای است که بمبلیت با توجه به دو بالک نامتقارن و دوران خود در یک زاویه خاص نسبت به راستای فرود تریم می‌گردد و می‌تواند بر اثر دوران خود دایره بزرگی را بر روی زمین جاروب نماید. اگر هدف بر روی محیط این دایره قرار داشته باشد می‌تواند رویت گردد. با کاهش ارتفاع بمبلیت می‌تواند دوایر بعدی را جاروب نماید و این عمل تا انتهای مسیر ادامه دارد. تعیین فاصله دوایر جهت اسکن تابعی از نسبت سرعت دورانی بمبلیت به سرعت خطی آن است. همچنین مساحت اسکن تابعی از زاویه تریم و ارتفاع شروع اسکن می‌باشد. شکل ۲ نمایی از نحوه اسکن بمبلیتها را نشان می‌دهد. با توجه به ابعاد بالک که نمی‌تواند بزرگ باشد چون می‌بایست درون مهمات یا موشک جانمایی گردد سرعت حدی بمبلیت در مقایسه با چترها ۶ تا ۸ مرتبه بزرگ‌تر خواهد گردید. با توجه به سرعت فرود بالاتر بمبلیت به منظور حفظ فواصل دوایر می‌بایست سرعت دورانی نیز افزایش یابد. این امر با وجود سنسورهای شناسایی برای رویت هدف که باعث می‌شود بمبلیتها دارای هندسه نامتقارنی باشند پایداری آنها در فاز فرود مشکل خواهد نمود. در این مقاله سعی می‌گردد تا با استفاده از شبیه‌سازی سیالاتی تأثیر ممان‌های اینرسی ضربی به عنوان یک عامل مهم در کیفیت اسکن و پایداری مورد بررسی قرار گیرد. برای این هدف سه نمونه که دارای ممان‌های ضربی متفاوتی هستند رفتار پروازی آنها به مدت ۱۲ ثانیه شبیه‌سازی می‌گردند و میزان تشتت زاویه تریم به عنوان یک پارامتر کیفیت اسکن یا

در این روابط شارهای حرارتی و تنش‌های برشی به صورت زیر محاسبه می‌شوند.

$$\tau_{xx} = 2(\mu + \mu_t) \left[ u_x - \frac{1}{3}(u_x + v_y + w_z) \right] \quad (4)$$

$$\tau_{yy} = 2(\mu + \mu_t) \left[ v_y - \frac{1}{3}(u_x + v_y + w_z) \right] \quad (5)$$

$$\tau_{zz} = 2(\mu + \mu_t) \left[ w_z - \frac{1}{3}(u_x + v_y + w_z) \right] \quad (6)$$

$$\tau_{xy} = (\mu + \mu_t)[u_y + v_x] \quad (7)$$

$$\tau_{yz} = (\mu + \mu_t)[u_z + w_x] \quad (8)$$

$$\tau_{yz} = (\mu + \mu_t)[v_z + w_y] \quad (9)$$

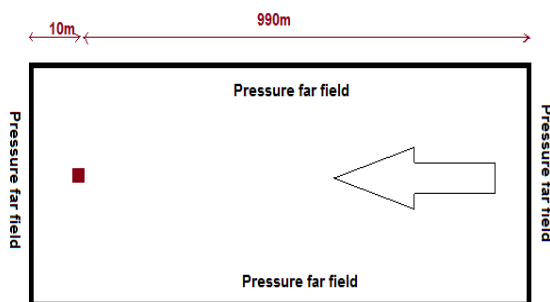
$$q_x = \frac{-1}{\gamma - 1} \left( \frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x} \quad (10)$$

$$q_y = \frac{-1}{\gamma - 1} \left( \frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial y} \quad (11)$$

$$q_z = \frac{-1}{\gamma - 1} \left( \frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial z} \quad (12)$$

که در آن  $\mu$  و  $\mu_t$  به ترتیب لزجت مولکولی و آشفتگی هستند. همچنین  $Pr = 0.72$  و  $Pr_t = 0.9$  به ترتیب عدد پراتل جریان آرام و آشفته هستند. به منظور مدل سازی آشفتگی جریان از مدل آشفتگی اسپالارت-الماراس استفاده شده است. مدل آشفتگی مذکور متشکل از معادله ای جهت محاسبه لزجت گردابه است. این معادله قادر به ارائه تخمین مناسبی از جریان مغشوش در مسایل محدود به دیواره در زمان پردازش کم می‌باشد. که با توجه به انتخاب گامهای زمانی کوچک در حل ناپایای انجام شده در تحلیل حاضر تأثیر بسزایی در کم شدن زمان تحلیل ها ایفا خواهد نمود.

وسعت میدان حل با توجه به سرعت خطی بالای بمبالت استوانه‌ای به قطر ۳۰۰ متر و ارتفاع ۱۰۰۰ متر در نظر گرفته شده است که در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل (۳): میدان جریان پیرامون بمبالت

تا رفتار پروازی بمبالت در طول مسیر پرواز با استفاده از شبیه‌سازی‌های دینامیک سیالات محاسباتی مبتنی بر دینامیک مش و معادلات دینامیک اویلر انجام گردد.

معادلات حاکم بر جریان همان معادلات ناویراستوکس می‌باشد که برای یک گاز ایده‌آل بیان شده‌اند. این معادلات بیانگر بقای جرم، اندازه حرکت و انرژی برای یک سیال تراکم‌پذیر نیوتنی و در غیاب نیروهای خارجی می‌باشد. شکل

بی بعد شده این معادلات برای دامنه بسته  $\Omega$  که دارای مرز  $\partial\Omega$  است به صورت زیر بیان می‌شود.  $\vec{F}(\vec{Q})$

$\vec{F}(\vec{Q})$

$\vec{F}(\vec{Q})$

$\vec{F}(\vec{Q})$

$\vec{F}(\vec{Q})$

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \vec{Q} dV. \iint_{\partial\Omega} \vec{F}(\vec{Q}) \cdot \hat{n} dS \quad (1)$$

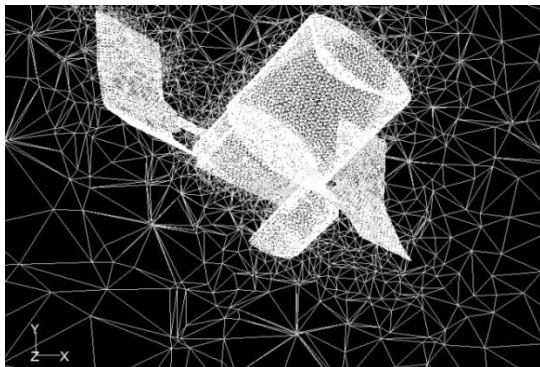
$$= \iint_{\partial\Omega} \vec{G}(\vec{Q}) \cdot \hat{n} dS \quad (2)$$

که در آن  $\vec{Q} = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad \rho E]^T$  بردار متغیرهای

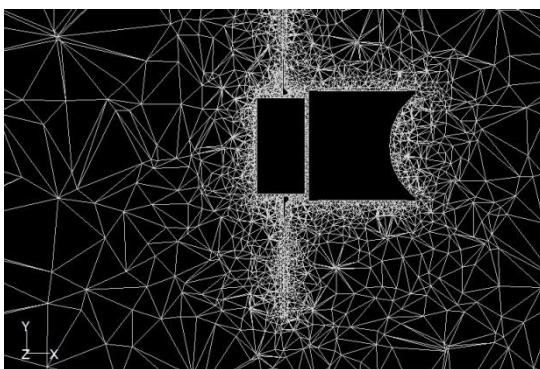
حالت بوده و بردار شارهای غیرلزج و نیز بردار شارهای لزج  $\vec{G}(\vec{Q})$  به صورت زیر بیان می‌گردد.

$$\vec{F}(\vec{Q}) \cdot \hat{n} = (\vec{V} \cdot \hat{n}) \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \end{bmatrix} + p \begin{bmatrix} \hat{n}_x \\ \hat{n}_y \\ \hat{n}_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\vec{G}(\vec{Q}) \cdot \hat{n} = \hat{n}_x \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + q_x \end{bmatrix} + \hat{n}_y \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + q_y \end{bmatrix} \quad (3)$$



شکل (۴): نمایی از شبکه تولید شده بر روی بدنه بمبلیت



شکل (۵): شبکه بی سازمان در مقطع میانی دامنه حل و در شروع حرکت

برای تعیین مشخصات دینامیکی و مکانی با بمبلیت در هر لحظه از زمان از معادلات دینامیک ۶ درجه آزادی استفاده شده است این معادلات بر مبنای این فرض که راستای طولی جسم در امتداد بردار جاذبه است نوشته شده است.

$$\begin{aligned}
 m[\dot{u} - vr + wq] &= \sum F_x + mg(\sin\varphi\sin\theta\sin\psi - \cos\varphi\sin\psi), \\
 m[\dot{v} - wp + pr] &= \sum F_y + mg(\cos\varphi\sin\theta\cos\psi + \sin\varphi\sin\psi), \\
 m[\dot{w} - uq + vp] &= \sum F_z - mg\sin\theta, \\
 I_{xx}\dot{p} + (I_{zz} - I_{yy})qr - (\dot{r} + pq)I_{xz} + (r^2 - q^2)I_{yz} + (pr - \dot{q})I_{xy} &= \sum M_x, \\
 I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})rp - (\dot{p} + qr)I_{xy} + (p^2 - r^2)I_{xz} + (qp - \dot{r})I_{yz} &= \sum M_y, \\
 I_{zz}\dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})pq - (\dot{q} + rp)I_{yz} + (q^2 - p^2)I_{xy} + (rq - \dot{p})I_{xz} &= \sum M_z,
 \end{aligned} \tag{13}$$

همچنین در شبیه‌سازی میدان جریان حول بمبلیت مورد نظر از دو نوع شرط مرزی دیواره<sup>۲</sup> و میدان فشاری دور دست<sup>۳</sup> برای تحلیل‌های آیرودینامیک استفاده شده است. به منظور استفاده از مدل گاز ایده‌آل برای چگالی هوا و مدل‌سازی جریان مغشوش معادلات جریان و انتقال حرارت به صورت ضمنی با یکدیگر حل می‌گردند.

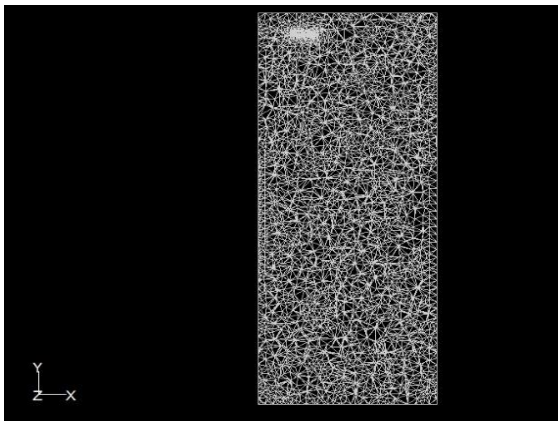
به منظور اعتبارسنجی شبکه استفاده شده تحلیل مورد نظر در نقطه کارکردی، ابتدا مسیر حرکت با شبکه‌های مختلف انجام و سهم فشاری و برشی نیروی محوری در جدول ۱ ارائه شده است. این حساسیت‌سنجی به جهت انتخاب شبکه با لایه‌مرزی یا بدون آن حائز اهمیت می‌باشد عدم نیاز به استفاده از شبکه لایه‌مرزی تعداد سلول‌های مورد نیاز تحلیل را تا حد بسیار زیادی کاهش داده و همچنین با توجه به حل ناپایا و تولید شبکه مجدد در طول مسیر، گام زمانی مناسب نیز افزایش چشمگیری پیدا خواهد کرد که هر دو اثر فوق زمان تحلیل در فاز پروازی مربوط را به شدت کاهش خواهد داد. با استناد به نتایج استخراج شده و رجوع به هندسه بمبلیت نتیجه می‌گردد که سهم ترم فشاری در جریان بسیار بیشتر از سهم برشی بوده که تحلیل‌های انجام شده این اختلاف قابل توجه را نشان می‌دهد. بنابراین با توجه به ناچیز بودن سهم برشی در نیروهای محوری انتخاب شبکه بدون لایه‌مرزی منطقی و مفید به نظر می‌رسد.

جدول (۱): تأثیر اندازه تعداد مش در ترمهای نیروی محوری فشاری و برشی

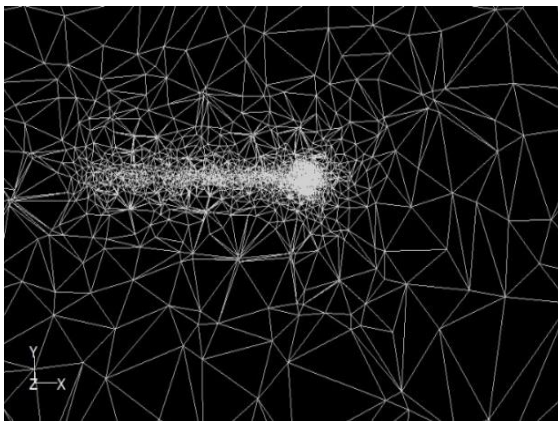
شبکه لایه‌مرزی	تعداد سلول	Y+	نیروی فشاری محوری (N)	نیروی برشی محوری (N)
ندارد	814000	400	2558	0.8
ندارد	1362000	350	2558.2	0.75
دارد	1499000	25	2473.8	0.1
دارد	1502000	8	2531.6	0.13

<sup>2</sup> wall

<sup>3</sup> Pressure far field



شکل (۷): شبکه بازتولید شده (remesh) در زمان ۰/۲ ثانیه از نمای کلی



شکل (۸): شبکه بازتولید شد remesh در زمان ۰/۲ ثانیه از نمای نزدیکتر

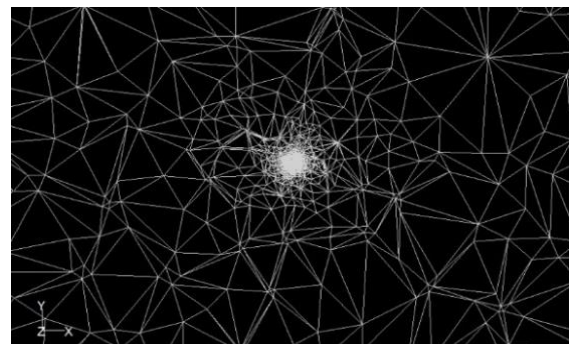
#### ۴- تحلیل نتایج

با توجه به عدم تقارن بمبلیت و همچنین دارا بودن دو بالک نامتقارن آنچه که اهمیت فراوانی در طراحی بمبلیت پیدا خواهد کرد کیفیت اسکن منطقه توسط بمبلیت می باشد. عواملی همچون باد، مشخصات جرمی و ممان های اینرسی و پارامترهای دینامیکی و آیرودینامیکی بر روی کیفیت اسکن تأثیر فراوانی دارند. برای داشتن یک اسکن مناسب و جاروب نمودن خط اثرهای دایره های بر روی زمین می توان از پارامترها میزان تلرانس زاویه تریم به عنوان شاخصی برای کیفیت اسکن استفاده کرد. هر چه میزان تلرانس زاویه تریم کوچکتر باشد؛ یعنی تداخل دایره های کمتر اتفاق خواهد افتاد. با توجه به عدم تقارن بمبلیت پارامترهای هندسی

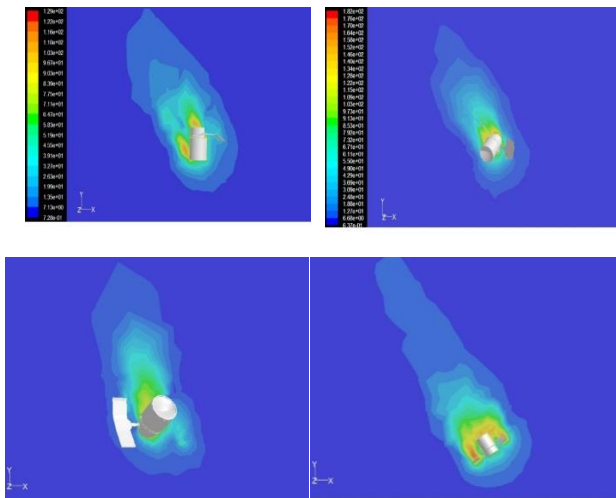
متغیرهای  $F_x, F_y, F_z$  بیانگر نیروهای آیرودینامیکی وارد بر جسم در طول مسیر پرواز و متغیرهای  $M_x, M_y, M_z$  مقادیر ممان های آیرودینامیکی جسم با بردار  $[i, j, k]$  با حول مرکز جرم جسم می باشد.

تعیین گام زمان مناسب در طول مسیر به منظور بازتولید شبکه باید به گونه ای باشد که باعث واگرایی حل نگردد این کار با توجه به سرعت خطی و دورانی بالای بمبلیت باید به اندازه کافی کوچک در نظر گرفته شود که این امر باعث زمان بر شدن حل کل میدان خواهد شد. در هر گام زمانی با توجه به جابه جایی بمبلیت از مکان اولی و با توجه به تنظیمات بازتولید شبکه، شبکه جدید تولید و معادلات بقای هندسی برقرار و گام جدید محاسبه می گردد. با توجه به اینکه سرعت دورانی بمبلیت در حدود ۱۸۰ رادیان بر ثانیه است؛ یعنی به طور تقریبی در هر ثانیه صد دور خواهد زد گام زمانی در اینجا ۰،۰۰۱ ثانیه در نظر گرفته شده تا بازتولید شبکه در هر دور ده بار انجام گردد.

در اشکال ۳ تا ۷ نحوه بازتولید شبکه در طول مسیر حرکت بمبلیت در ۰،۲ ثانیه ابتدایی مسیر در مقطع میانی دامنه حل نشان داده شده است. همان گونه که ملاحظه می گردد مسیر حرکت با شبکه مطلوب ایجاد شده در طول مسیر مشخص و باعث دقت در کیفیت الگوی جریان پایین دست بمبلیت می گردد. این کار ناشی از استفاده از یک حجم کره ای شکل با شعاع ۱۰ برابر طول بمبلیت شامل شبکه با کیفیت حول آن است. در فرآیند حل این میدان از گام زمانی ۰،۰۰۱ ثانیه و تکرار داخلی ۳۰-۵۰ تکرار استفاده شده است.



شکل (۶): نسبت دامنه مدل شده بمبلیت و نواحی دور دست

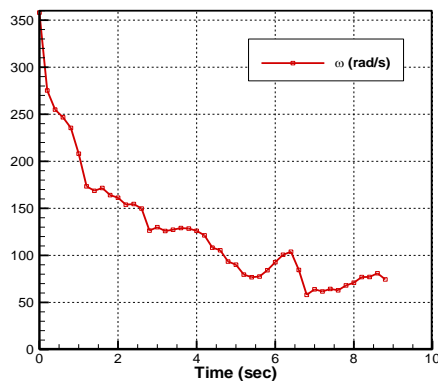


همانند ممان‌های اینرسی جسم تأثیر زیادی بر کیفیت اسکن دارند. ممان‌های اینرسی ضربی معادلات حرکت بمبلیت را در محورهای مختلف به یکدیگر وابسته کرده و اثرات تداخلی بر روی پارامترهای پرواز ایجاد می‌نمایند. در اینجا سعی می‌گردد با توجه به هندسه موجود اثر ممان‌های اینرسی بر روی کیفیت اسکن مورد مطالعه قرار گیرد. برای این منظور از سه نمونه خاص که مشخصات آنها در جداول ۲ تا ۳ آمده است به منظور شبیه‌سازی استفاده می‌گردد.

جدول (۲): مشخصات ممان‌های اینرسی نمونه‌های شبیه‌سازی

	Case1	Case2	Case3
$I_{xx}, \text{Kg.m}^2$	0.025	0.025	0.025
$I_{yy}, \text{Kg.m}^2$	0.0255	0.0255	0.0255
$I_{zz}, \text{Kg.m}^2$	0.028	0.028	0.028
$I_{xy}, \text{Kg.m}^2$	$e-9372497$	0	0
$I_{xz}, \text{Kg.m}^2$	$e-987075$	0	0
$I_{yz}, \text{Kg.m}^2$	$e-94057$	$e-94057$	0

شکل (۸): منحنی پرواز بمبلیت در ثانیه اول و سوم و پنجم و هفتم از چپ به راست



جدول (۳): مشخصات دینامیکی سه نمونه شبیه‌سازی

parameter	Value	parameter	value
$u(\text{m/s})$	190	Pitch angle(deg)	90
$v(\text{m/s})$	0	Mass(kg)	7
$w(\text{m/s})$	0	$\rho(\text{kg/m}^3)$	1.2
$p(\text{rad/s})$	180	$S_{ref}(\text{m}^2)$	0.0177
$q(\text{rad/s})$	0	$r(\text{rad/s})$	0

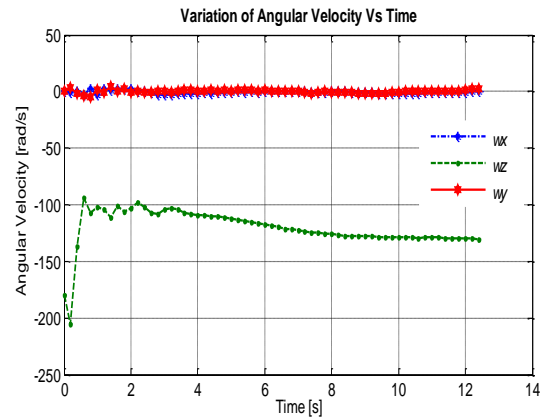
شکل (۹): اندازه سرعت دورانی تابع زمان برای حالت دوم همان‌طور که مشاهده می‌گردد بمبلیت بعد از چند ثانیه دچار واژگونی پرواز شده و این بدان معنی است که نمی‌تواند اسکن مناسبی را انجام دهد. برای آنکه بمبلیت پرواز مناسبی داشته باشد می‌بایست ترم‌های ممان‌های اینرسی ضربی با قراردادن وزنه‌های تعادل مناسب درون آن نزدیک به صفر باشد این امر باعث می‌گردد تا از وجود ترم‌های تولیدکننده ایجاد اغتشاش در معادلات جلوگیری گردد.

در نمونه شماره ۲ مدلی معرفی شده است که ممان‌های ضربی  $I_{xx}$  و ممان‌های ضربی  $I_{xz}$  کوچک و نزدیک به صفر است اما ممان ضربی  $I_{yz}$  مقدار بزرگ‌تری دارد شرایط اولیه به صورت زاویه رهایش ۹۰ درجه و سرعت خطی اول ۱۹۰ متر بر ثانیه و سرعت دورانی ۱۸۰ رادیان بر ثانیه است نشان می‌دهد.

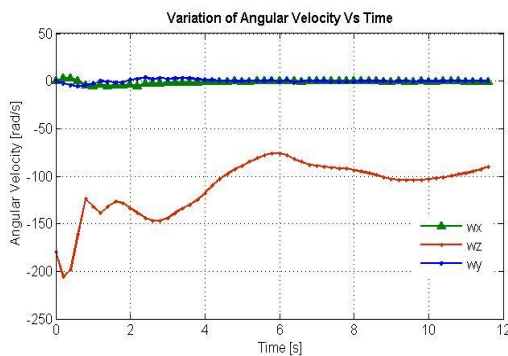
نمونه شماره ۱ هندسه را نشان می‌دهد که بر اثر وجود عدم تقارن بمبلیت در هندسه خود به‌خاطر وجود سنسورهای تشخیص هدف ممان‌های ضربی بمبلیت مقادیر بزرگی را دارا هستند. در این حالت بمبلیت از ارتفاع ۱۰۰۰ متر از سمت زمین با شرایط اولیه به صورت زاویه رهایش قائمه ۹۰ درجه و سرعت خطی اولیه ۱۹۰ متر بر ثانیه و سرعت دورانی اولی ۱۸۰ رادیان بر ثانیه رها شده است شکل ۸ و ۹ رفتار پرواز این نوع بمبلیت را در ثانیه‌های مختلف نشان می‌دهد.

نمونه شماره ۳ مدلی است که ممان‌های ضربی مهمات صفر هستند و در این حالت هر ممان ضربی  $XY$ ، ممان ضربی  $XZ$  و ممان ضربی  $YZ$  کوچک و نزدیک صفر هستند. شرایط اولیه مجدداً به صورت زاویه رهاش ۹۰ درجه عمودی و و سرعت خطی ۱۹۰ متر بر ثانیه و صورت دورانی اولیه ۱۸۰ رادیان بر ثانیه است بردار موقعیت، سرعت‌های خطی و زاویه ای ارائه شده در شکل‌های ۱۳ تا ۱۵ همگی در دستگاه محلی هستند با مشاهده نتایج و همچنین رفتار پروازی مشخص می‌شود که با این شرایط هندسی رفتار دینامیکی جسم پایدار بوده و به مقادیر حدی میل می‌نماید در این حالت زاویه تریم روند پایدار و بسیار مطلوبی را دارا است و تقریباً در تمامی زمان پرواز در ناحیه مناسب ۳۰ تا ۳۵ درجه باقی می‌ماند این مسئله نشان دهنده اهمیت دی کوپل کردن کانال‌های رول، پیچ، یاو به کمک کم کردن ممان‌های ضربی است.

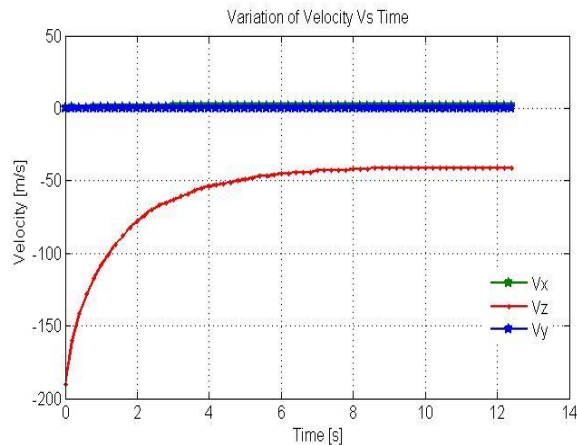
پروازی این مهمات در شکل‌های ۱۰ تا ۱۲ نشان داده شده است اگرچه بمب‌لت دارای پرواز بهتری شده ولی نمی‌تواند در زاویه تریم مناسبی ثابت داشته باشد



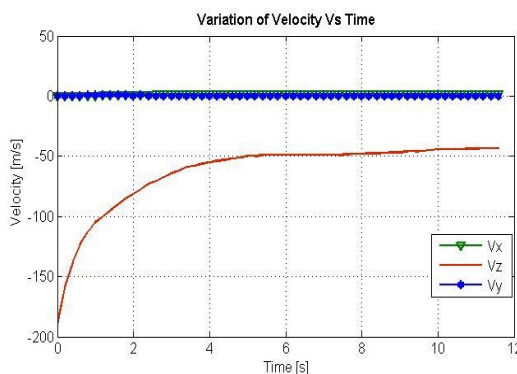
شکل (۱۰): مولفه های سرعت زاویه ای در دستگاه محلی



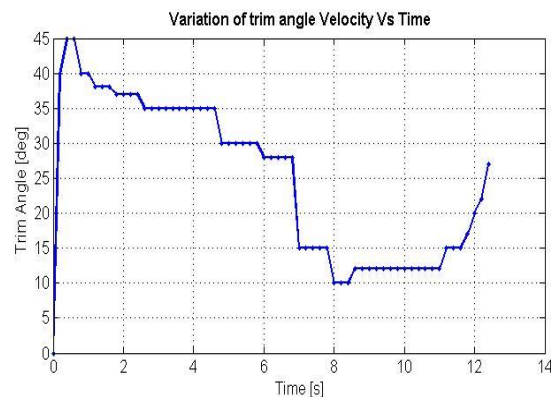
شکل (۱۳): منحنی تغییرات سرعت زاویه ای مدل سوم بر حسب زمان



شکل (۱۱): مولفه های سرعت خطی در دستگاه محلی



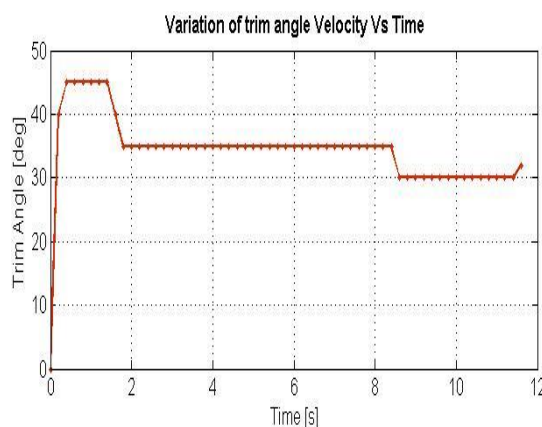
شکل (۱۴): مولفه های سرعت خطی در دستگاه محلی



شکل (۱۲): زاویه تریم (زاویه پیچ نسبت به محور عمودی) در دستگاه محلی



ممان‌های اینرسی اصلی جسم	$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$	[Kg.m <sup>2</sup> ]
ممان‌های اینرسی ضربی بمبلیت	$I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}$	[Kg.m <sup>2</sup> ]
سرعت زاویه‌ای بمبلیت در دستگاه بدنی	$[p, q, r]$	[rad/s]
سرعت بمبلیت در دستگاه اصلی	$[u, v, w]$	[m/s]
زوایای اوایلر	$[\varphi, \theta, \psi]$	[deg]
دانسیته هوا	$\rho$	[Kg/m <sup>3</sup> ]
سطح مرجع	$S_{REF}$	[m <sup>2</sup> ]
شار حرارتی	$q$	[watt]
تنش برشی	$\tau$	[N/m <sup>2</sup> ]
دما	$T$	[k]
بردارهای یکه	$[i, j, k]$	



شکل (۱۵): زاویه تریم (زاویه پیچ نسبت به محور عمودی) در دستگاه محلی

### ۷- مراجع

[1] C.K. Augspurger, "Morphology and dispersal potential of wind-dispersed diaspores of neotropical trees", American J. of Botany (1986) 353-363.

[2] E. R. Ulrich, D. J. Pines and J. S. Humbert, "from falling to flying: the path to powered flight of a robotic samara nano air vehicle", Bioinspiration & Biomimetics, 5 (2010) 045009.

[3] J. G. Leishman, "Principles of helicopter aerodynamics with CD extra", Cambridge U.P. (2006).

[4] Karlson, L., Borgström, D., and Paulsson, L., "Aerodynamics of a Rotating Body Descending from the Separation Position of an Artillery Munition Shell", 11th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, AIAA Paper 1991-0870, April 1991.

[5] Shpund, Z., and Levin, D., "Measurement of the Static and Dynamic Coefficients of a Cross-Type Parachute in Subsonic Flow," 11th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, AIAA Paper 1991-0871, April 1991.

[6] Levin, D., and Shpund, Z., "Dynamic Investigation of the Angular Motion of a Rotating Body-Parachute System," Journal of Aircraft, Vol. 32, No. 1, 1995, pp. 93-99

[7] Shpund, Z., and Levin, D., "Forebody Influence on Rotating Parachute Aerodynamic Properties," Journal of Aircraft, Vol. 34, No. 2, 1997, pp. 181-186

[8] Levin, D., and Shpund, Z., "Canopy Geometry Effect on the Aerodynamic Behaviour of Cross-Type

### نتیجه گیری

در این مقاله سعی گردید تا به جای چتر از بالک عمود بر جریان به منظور کاهش سرعت فرود بمبلیت استفاده شود این امر اگرچه باعث کاهش سرعت بمبلیت می‌گردد؛ ولی مرتبه بزرگی کاهش آن با توجه به ابعاد بالک ۶ تا ۸ برابر کمتر از چتر خواهد بود که برای داشتن اسکن مناسب و ثابت در فواصل دایر اسکن باید مقدار دوران افزایش یابد. این امر با توجه به عدم تقارن بمبلیت معادلات حرکت را کوپل می‌نماید. وجود دوران باعث می‌گردد تا ترم‌های ممان‌های ضربی معادلات حرکت را کوپل کرده و با ایجاد عوامل اغتشاش در معادلات رفتار پروازی بمبلیت را ناپایدار نمایند. استفاده از بالک به جای چتر برای الگوی فرود بمبلیت اگرچه می‌تواند حساسیت بمبلیت را نسبت به بادهای جانبی کاهش دهد؛ ولی برای داشتن زاویه تریم مناسب در پرواز می‌بایست ممان‌های ضربی بمبلیت مقادیر نزدیک به صفر داشته باشند. برای این منظور باید با قراردادن وزنه‌های تعادل در بمبلیت این امر میسر گردد و این کار باعث افزایش ناخواسته وزن بمبلیت می‌گردد.

### فهرست علائم

نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بمبلیت	$[F_x, F_y, F_z]$	[N]
ممان‌های آیرودینامیکی وارد بر بمبلیت	$[M_x, M_y, M_z]$	[N.m]
جرم بمبلیت	$m$	[Kg]
ثابت گرانش	$g$	[ms <sup>-2</sup> ]

- [19] Piechocki, V. Nadal Mora, A. Sanz Andrés," Numerical simulation of pararotor dynamics: Effect of mass displacement from blade plane" *Aerospace science and technology*(16)(2016)  
DOI: 10.1016/j.ast.2016.04.004
- [20] Juan Francisco Martiarena V. Nadal Mora, A. Sanz Andrés," Experimental study of the effect of blade curvature and aspect ratio on the performance of a rotary-wing decelerator" *Aerospace science and technology*(43)(2015)  
DOI: DOI: 10.1016/j.ast.2015.04.002
- [21] Ahranjani, F.F. and Banazadeh, A. (2021), "Applied flight dynamics modeling and stability analysis of a nonlinear time-periodic mono-wing aerial vehicle", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 108.
- Parachutes," *Journal of Aircraft*, Vol. 34, No. 5, 1997, pp. 648–652.
- [9] Rosen, A., and Seter, D., "Theoretical and Experimental study of axial autorotation of simple rotary decelerator" *Journal of Aircraft*, Vol. 51, No. 1, January-February 2014, pp. 236–248.
- [10] Crimi, P., "Analysis of Samara-Wing Decelerator Steady-State Characteristics," *Journal of Aircraft*, Vol. 25, No. 1, 1988, pp. 41–47.
- [11] Rosen, A., and Seter, D., "Vertical Autorotation of a Single-Winged Samara," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 58, No. 4, Dec. 1991, pp. 1064–1071.
- [12] Seter, D., and Rosen, A., "Stability of the Vertical Autorotation of a Single Winged Samara," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 59, No. 4, Dec. 1992, pp. 1000–1008.
- [13] S. K. H. Win, C. H. Tan, D. S. bin Shaiful, J. E. Low, G. S. Soh, and S. Foong, "The effects of chordwise wing optimization of single-winged samara in autorotation," in *Proc. IEEE Int. Conf. Adv. Intell. Mechatronics*, Munich, Germany, 2017, pp. 815–820.
- [14] S. K. H. Win, L. S. T. Win, G. S. Soh, and S. Foong, "Design, modelling and control of collaborative samara autorotating wings (SAW)," *Int. J. Intell. Robot. Appl.*, vol. 3, pp. 1–14, 2019.
- [15] Sanz Andres, A., Nadal Mora, V., and Piechocki, J., "Pararotors for Planetary Atmosphere Exploration," *Proceedings of the International Planetary Probe Workshop 5*, Burdeos, France, 2007.
- [16] Nadal Mora, V., Sanz Andrés, A., and Cuerva, A., "Model of the Aerodynamic Behaviour of a Pararotor," *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 6, 2006, pp. 1893–1903.
- [17] Nadal Mora, V., and Sanz, A., "Stability Analysis of a Free Falling Pararotor," *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 4, 2006, pp. 980–986.
- [18] Piechocki, V. Nadal Mora, A. Sanz Andrés, "Pararotor dynamics: center of mass displacement from the blade plane—analytical approach", *J. Aircr.* 51 (2) (2014) 651–660.