علمی- پژوهشی

تحلیل آیرودینامیکی و دینامیکی بمبلت خود چرخان در پرواز مخروطی

محمود تابان[۱] علیرضا با صحبت نوین زاده[۲*] فرشاد پازوکی[۳]

دانشکده هوافضا،دانشگاه آزاد واحد علوم تحقیقات،تهران،ایران

دانشگاه صنعتی خواجه‌نصیرالدین طوسی،تهران ،ایران

دانشکده هوافضا،دانشگاه آزاد واحد علوم تحقیقات،تهران،ایران

(تاریخ دریافت:۰۹ /۱۴۰۱/۱۲:تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۰۳/۱۸ تاریخ پذیرش:۱۴۰۲/۰۵/۱۱ تاریخ انتشار:۱۴۰۲/۰۶/۰۳)

DOR: 20.1001.1.23223278.1402.12.1.8.7

چکیده

یکی از روش‌های نوینی که به‌منظور حذف عملگرها و رهگیری اهداف در بمبلتهای حمله از بالا استفاده می‌شود روش اسپیرال یا مخروطی است. در روش مخروطی بمبلت 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 به‌جای چتر استفاده گردد تا حساسیت بمبلت نیز نسبت به عوامل محیطی همانند باد نسبت به چترها کاهش داده شود. ولی با توجه به عدم تقارن جسم و دوران بمبلت استفاده از بالک می‌تواند کیفیت اسکن را تحت‌تأثیر قرار دهد. به‌منظور 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 قابل‌قبول قرار داشته باشد. این امر به‌خصوص با توجه به عدم تقارن خود امری دشوار بوده که می‌تواند پنالتی‌هایی همانند افزایش وزن بمبلت یا کاهش سرجنگی را به همراه داشته باشد.برای جستجوی هدف انجام دهد. به‌منظور انجام پرواز مخروطی بمبلت 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: بمبلت بالکدار، پرواز خود چرخان، چتر داینامیک مش

Aerodynamic and Dynamic Analysis of Winged Precision Munition in Conical Flight

M.Taban[1]
Islamic Azad University, Department of Science and Research, Tehran, Iran

A. Basohbat Novinzadeh[2*]
K.N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

F.Pazooki[3]
Islamic Azad University, Department of Science and Research, Tehran, Iran

(Received:2023/02/28, Revised: 2023/06/08, Accepted: 2023/08/02, Published: 2024/08/25)

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 Bombletautorotation, Non-actuator projectile, Submunitiondynamic Mesh

۱.دانشجوی دکتری: mahmoud.tabans@gmail.com

۲. دانشیار(نویسنده پاسخگو): novinzadeh@gmail.com

۳.استادیار:pazooki_fa@srbiau.ac.ir

This article is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution (CC BY) license.

Publisher: Imam Hussein University © Authors

۱- 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 زیان گنجشک هنگام فرود نام برد. این فرود آرام چرخان ناشی از نیروی بر آی بزرگی است که توسط گردابه‌های لبه حمله بر روی بال ایجاد می‌گردد. این پرواز به‌صورت خیلی پایدار به هنگام جدایش از گیاهان مشاهده می‌گردد که مستقل از قرارگیری وضعیت اولیه دانه می‌باشد. مشخصه اصلی این بذرها به‌گونه‌ای است که خواهان داشتن سرعت فرود کمی هستند تا به‌واسطه 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 می‌نماید ارائه کرده‌اند. در ارتباط با مشخصات آیرودینامیکی چترها و محموله‌های قابل‌حمل توسط چترها مطالعات تحلیلی زیادی توسط لوین و شاند (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 به‌منظور 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 به‌منظور 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[1] 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].

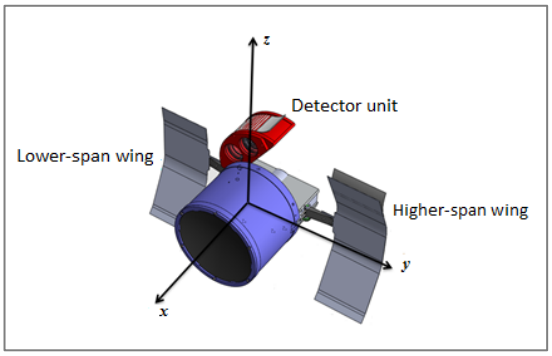
در ارتباط با پرنده‌های تک بال انرجانی و بنازاده (۲۰۲۱) مدل‌سازی و شبیه‌سازی ریاضی یک وسیله نقلیه هوایی تک بال را بر اساس رویکرد چند بدنه و نظریه BEM ارائه کردند. آزمایش‌های پروازی نمونه اولیه تک بال نه‌تنها توانایی پرواز را در شرایط اولیه متفاوت، بلکه پایداری در پرواز ایستا و روبه‌جلو را نیز نشان داد[21].

با توجه به اینکه این بمبلتها 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 ازآنجایی‌که 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 آی نابرابر باعث انحراف راستای بمبلت شده و ازآنجایی‌که بمبلت دارای دوران است می‌تواند منطقه بزرگی را برای اسکن تحت پوشش خود قرار دهد.

1-Blade element theory

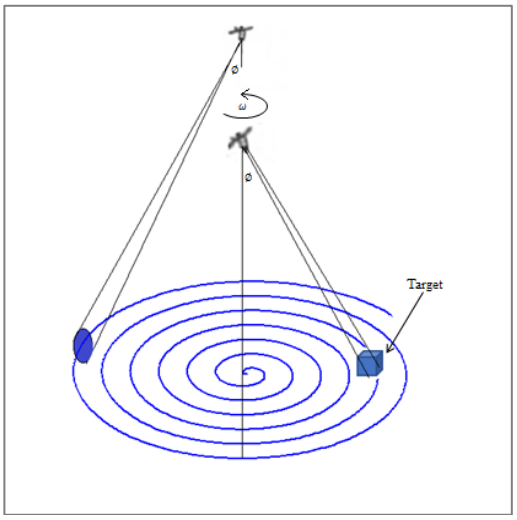
۱. دانشجوی دکتری: mahmoud.tabans@gmail.com
۲. دانشیار(نویسنده پاسخگو): novinzadeh@gmail.com
۳. استادیار: pazooki_fa@srbiau.ac.ir

This article is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution (CC BY) license.
Publisher: Imam Hussein University © Authors



شکل(۱): نمایی از هندسه بمبلت بر مبنای دو بالک نامتقارن بعد از اخراج از مهمات

نحوه اسکن منطقه توسط بمبلت به‌گونه‌ای است که بمبلت 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 بمبلت می‌تواند دوایر بعدی را جاروب نماید و این عمل تا انتهای مسیر ادامه دارد. تعیین فاصله دوایر جهت اسکن تابعی از نسبت سرعت دورانی بمبلت به سرعت خطی آن است. همچنین مساحت اسکن تابعی از زاویه تریم و ارتفاع شروع اسکن می‌باشد. شکل ۲ نمایی از نحوه اسکن بمبلتها را نشان می‌دهد. با توجه به ابعاد بالک که نمی‌تواند بزرگ باشد چون می‌بایست درون مهمات یا موشک جانمایی گردد سرعت حدی بمبلت در مقایسه با چترها ۶ تا ۸ مرتبه بزرگ‌تر خواهد گرید. با توجه به سرعت فرود بالاتر بمبلت به‌منظور حفظ فواصل دوایر می‌بایست سرعت دورانی نیز افزایش یابد. این امر با وجود سنسورهای شناسایی برای رویت هدف که باعث می‌شود بمبلتها 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 پایداری مورد تحلیل قرار می‌گیرد. وسعت میدان حل دارای استوانه‌ی به قطر ۳۰۰ متر و ارتفاع ۱۰۰۰ متر می‌باشد.



شکل (۱): نمایی از نحوه اسکن منطقه توسط بمبلت بر اساس حرکت مخروطی

۳- مدل تئوری دینامیکی- سیالاتی

مدلی که در اینجا در نظر گرفته شده است یک بمبلت با دو بالک نامتقارن است که از یک ارتفاع مشخص با سرعت و دوران اولیه به‌منظور انجام حرکت مخروطی رها می‌گردد. بمبلت به‌واسطه داشتن سنسورهای شناسایی دارای هندسه نامتقارن است که شماتیک این بمبلت در شکل ۱ نشان داده شده است. در این مدل جسم دارای سرعت زاویه‌ای ω (p,q,r) و سرعت خطی $V(u,v,w)$. 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. سرجنگی این بمبلت یک نوع سرجنگی EFP می‌باشد که می‌تواند از فواصل دور اهداف را مورد اصابت قرار دهد.

بالک‌های بمبلت نیروهای آیرودینامیکی بزرگی ایجاد می‌کنند که این نیروها باعث کاهش سرعت فرود بمبلت 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. براین‌اساس سعی می‌گردد تا رفتار پروازی بمبلت 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 (۹) تراکم‌پذیر نیوتنی و در غیاب نیروهای خارجی می‌باشد. شکل (۱۰) بی بعد شده این معادلات برای دامنه بسته Ω که دارای مرز $\partial\Omega$ است به‌صورت زیر بیان می‌شود. (۱۱)

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

(۱۲)

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

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 $\vec{G}(\vec{Q})$ به‌صورت زیر بیان می‌گردد.

$$\vec{F}(\vec{Q}).\hat{n}=(\vec{V}.\hat{n})\begin{bmatrix}\rho\\ \rho u\\ \rho v\\ \rho w\end{bmatrix}+p\begin{bmatrix}0\\ \hat{n}_x\\ \hat{n}_y\\ \hat{n}_z\end{bmatrix} \quad (۲)$$

$$\vec{G}(\vec{Q}).\hat{n} = \hat{n}_x\begin{bmatrix}0\\ \tau_{xx}\\ \tau_{xy}\\ \tau_{xz}\\ u\tau_{xx}+v\tau_{xy}+w\tau_{xz}+q_x\end{bmatrix} + \hat{n}_y\begin{bmatrix}0\\ \tau_{xy}\\ \tau_{yy}\\ \tau_{yz}\\ u\tau_{xy}+v\tau_{yy}+w\tau_{yz}+q_y\end{bmatrix} \quad (۳)$$

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

$$\tau_{xx}=2(\mu+\mu_t)\left[u_x-\frac{1}{3}(u_x+v_y+w_z)\right] \quad (۴)$$

$$\tau_{yy}=2(\mu+\mu_t)\left[v_y-\frac{1}{3}(u_x+v_y+w_z)\right] \quad (۵)$$

$$\tau_{zz}=2(\mu+\mu_t)\left[w_z-\frac{1}{3}(u_x+v_y+w_z)\right] \quad (۶)$$

$$\tau_{xy}=(\mu+\mu_t)[u_y+v_x] \quad (۷)$$

$$\tau_{yz}=(\mu+\mu_t)[u_z+w_x] \quad (۸)$$

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

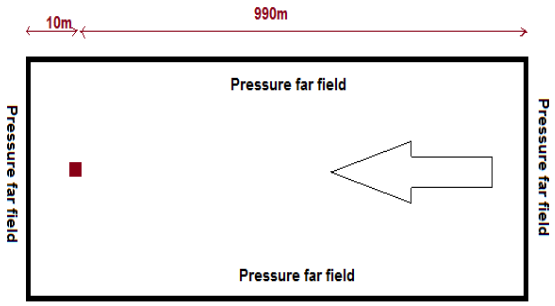
$$q_x=\frac{-1}{\gamma-1}\left(\frac{\mu}{Pr}+\frac{\mu_t}{Pr_t}\right)\frac{\partial T}{\partial x}$$

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

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

که در آن μ و μ_T به ترتیب لزجت مولکولی و آشفتگی هستند. همچنین $\Pr=0.72$ و $Pr_t=0.9$ به ترتیب عدد پرانتل جریان آرام و آشفته هستند. به‌منظور مدل سازی آشفتگی جریان از مدل اشفتگی 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 بمبلت استوانه‌ی به قطر ۳۰۰ متر و ارتفاع ۱۰۰۰ متر در نظر گرفته شده است که در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل (۲): میدان جریان پیرامون بمبلت

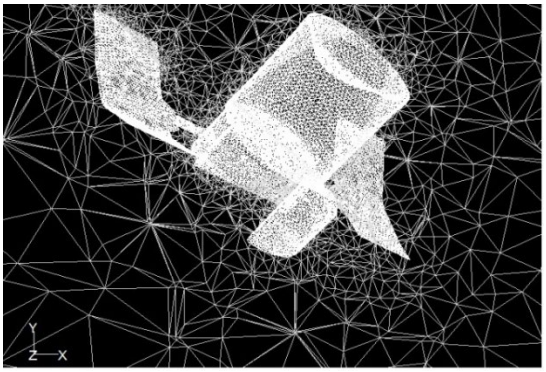
همچنین در شبیه‌سازی میدان جریان حول بمبلت مورد نظر از دو نوع شرط مرزی دیواره[1] و میدان فشاری دوردست[2] برای تحلیل‌های آیرودینامیک استفاده شده است. به‌منظور استفاده از مدل گاز ایده‌آل برای چگالی هوا و مدل‌سازی جریان مغشوش معادلات جریان و انتقال حرارت به‌صورت ضمنی با یکدیگر حل می‌گردند.

1-wall
2 -Pressure far field

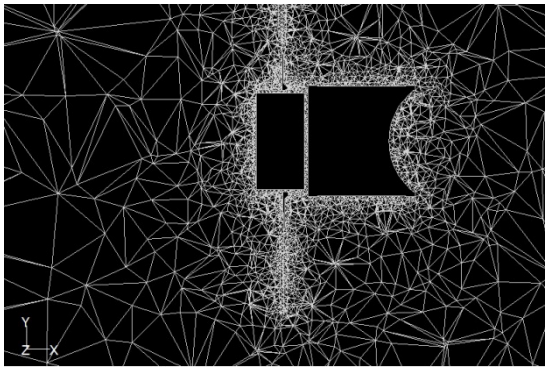
به‌منظور اعتبارسنجی شبکه استفاده شده تحلیل مورد نظر در نقطه کارکردی، ابتدا مسیر حرکت با شبکه‌های مختلف انجام و سهم فشاری و برشی نیروی محوری در جدول ۱ ارائه شده است. این حساسیت سنجی به جهت انتخاب شبکه با لایه‌مرزی یا بدون آن حائز اهمیت می‌باشد عدم نیاز به استفاده از شبکه لایه‌مرزی تعداد سلول‌های مورد 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 به‌شدت کاهش خواهد داد. با استناد به نتایج استخراج شده و رجوع به هندسه بمبلت نتیجه می‌گردد که سهم ترم فشاری در جریان بسیار بیشتر از سهم برشی بوده که تحلیل‌های انجام شده این اختلاف قابل‌توجه 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

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



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



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

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

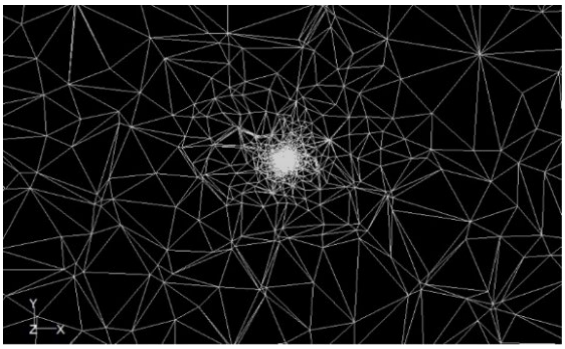
$$
\begin{aligned}
m[\dot{u} - vr + wq] &= \sum F_x + mg(\sin\varphi\sin\theta\sin\psi - \cos\varphi\sin\psi),\\
m[\dot{v} - wp + pr] &= \sum F_y + mg(\cos\varphi\sin\theta\cos\psi + \sin\varphi\sin\psi),\\
m[\dot{w} - uq + vp] &= \sum F_z - mg\sin\theta,\\
I_{xx}\dot{p} + (I_{zz} - I_{yy})qr - (\dot{r} + pq)I_{xz} + (r^2 - q^2)I_{yz} + (pr - \dot{q})I_{xy} &= \sum M_x,\\
I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})rp - (\dot{p} + qr)I_{xy} + (p^2 - r^2)I_{xz} + (qp - \dot{r})I_{yz} &= \sum M_y,\\
I_{zz}\dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})pq - (\dot{q} + rp)I_{yz} + (q^2 - p^2)I_{xy} + (rq - \dot{p})I_{xz} &= \sum M_z,
\end{aligned}
\qquad (۱۳)
$$

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

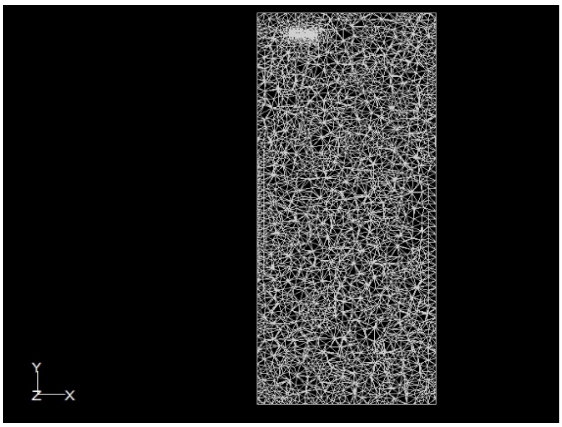
تعیین گام زمان مناسب در طول مسیر به‌منظور بازتولید شبکه باید به‌گونه‌ای باشد که باعث واگرایی حل نگردد این کار با توجه به سرعت خطی و دورانی بالای بمبلت باید به‌اندازه کافی کوچک در نظر گرفته شود که این امر باعث زمان بر شدن حل کل میدان خواهد شد. در هر گام زمانی با توجه به جابه‌جایی بمبلت از مکان اولی و با توجه به تنظیمات بازتولید شبکه، شبکه جدید تولید و معادلات بقای هندسی برقرار و گام جدید محاسبه می‌گردد. با توجه به

اینکه سرعت دورانی بمبلت 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.

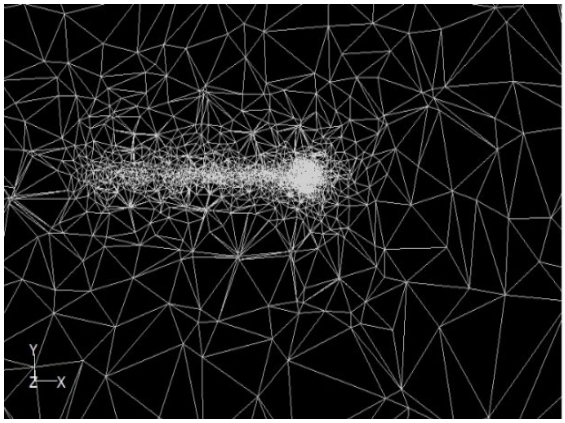
در اشکال ۳ تا ۷ نحوه بازتولید شبکه در طول مسیر حرکت بمبلت در ۰,۲ ثانیه ابتدایی مسیر در مقطع میانی دامنه حل نشان داده شده است. همان گونه که ملاحظه می‌گردد مسیر حرکت با شبکه مطلوب ایجاد شده در طول مسیر مشخص و باعث دقت در کیفیت الگوی جریان پایین‌دست بمبلت می‌گردد. این کار ناشی از استفاده از یک حجم کره‌ای شکل با شعاع ۱۰ برابر طول بمبلت شامل شبکه باکیفیت 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 بمبلت و نواحی دوردست



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 بمبلت و همچنین دارابودن دو بالک نامتقارن آنچه که اهمیت فراوانی در طراحی بمبلت پیدا خواهد کرد کیفیت اسکن منطقه توسط بمبلت می‌باشد. عواملی همچون باد، مشخصات جرمی و ممان‌های اینرسی و پارامترهای دینامیکی و آیرودینامیکی بر روی کیفیت اسکن تأثیر فراوانی دارند. برای داشتن یک اسکن مناسب و جاروب نمودن خط اثرهای دایره‌ای بر روی زمین می‌توان از پارامترها میزان تلرانس زاویه تریم به عنوان شاخصی برای کیفیت اسکن استفاده کرد. هر چه میزان تلرانس زاویه تریم کوچک‌تر باشد؛ یعنی تداخل دایره‌های کمتر اتفاق خواهند افتاد. با توجه به عدم تقارن بمبلت پارامترهای هندسی همانند ممان‌های اینرسی جسم تأثیر زیادی بر کیفیت اسکن دارند. ممان‌های اینرسی ضربی معادلات حرکت بمبلت 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 به‌منظور شبیه‌سازی استفاده می‌گردد.

جدول (۲): مشخصات ممان‌های اینرسی نمونه های شبیه‌سازی

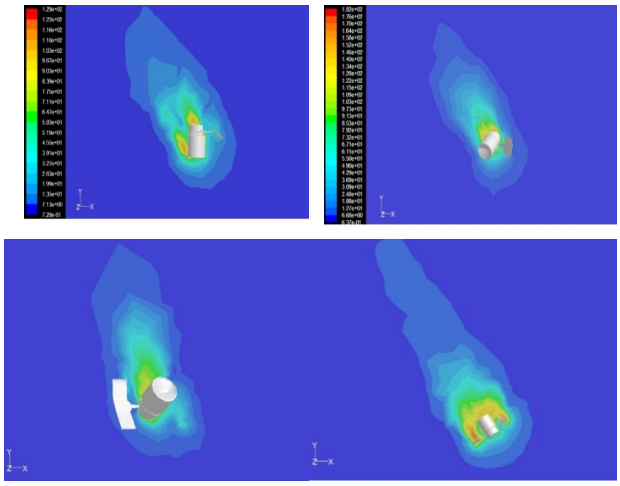
	Case1	Case2	Case3
Ixx, $Kg.m^2$	0.025	0.025	0.025
Iyy, $Kg.m^2$	0.0255	0.0255	0.0255
Izz, $Kg.m^2$	0.028	0.028	0.028
Ixy, $Kg.m^2$	e-۹۳۷۲٤۹۷	0	0

Ixz, Kg.m^2	e-۹۸۷۰۷۵	0	0
Iyz, Kg.m^2	e-۹٤۰٥۷	e-۹٤۰٥۷	0

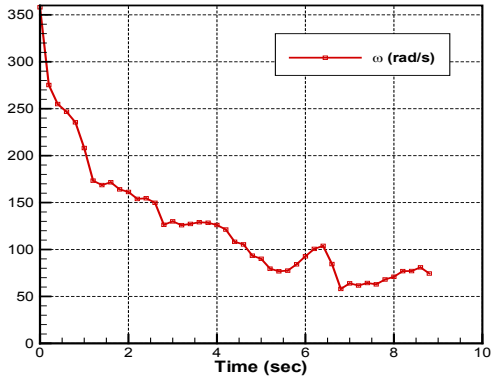
جدول(۳): مشخصات دینامیکی سه نمونه شبیه‌سازی

parameter	Value	parameter	value
u(m/s)	190	Pitch angle(deg)	90
v(m/s)	0	Mass(kg)	7
w(m/s)	0	ρ(kg/m^3)	1.2
p(rad/s)	180	Sref(m^2)	0.0177
q(rad/s)	0	r(rad/s)	0

نمونه شماره ۱ هندسه را نشان می‌دهد که بر اثر وجود عدم تقارن بمبلت در هندسه خود به‌خاطر وجود سنسورهای تشخیص هدف ممان‌های ضربی بمبلت مقادیر بزرگی را دارا هستند. در این حالت بمبلت از ارتفاع ۱۰۰۰ متر از سمت زمین با شرایط اولیه به‌صورت 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 بمبلت را در ثانیه‌های مختلف نشان می‌دهد.



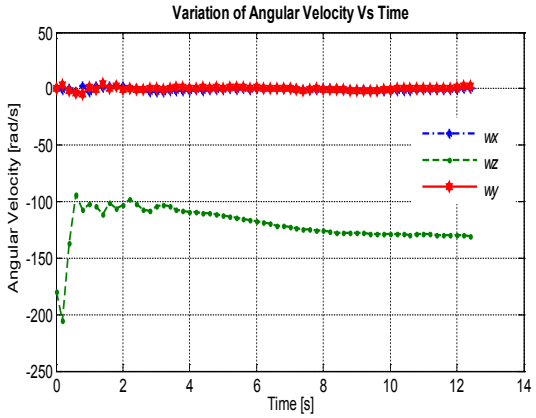
شکل(۸): منحنی پروازبملت درثانیه اول و سوم و پنجم و هفتم ازچپ به راست



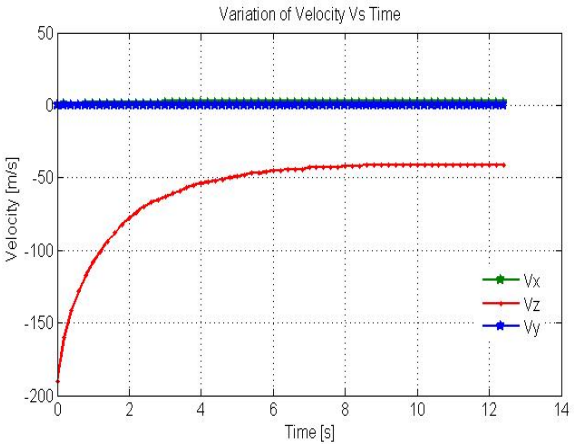
شکل(۹): اندازه سرعت دورانی تابع زمان برای حالت دوم

همان‌طور که مشاهده می‌گردد بمبلت بعد از چند ثانیه دچار واژگونی پرواز شده و این بدان معنی است که نمی‌تواند اسکن مناسبی را انجام دهد. برای‌آنکه بمبلت 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.

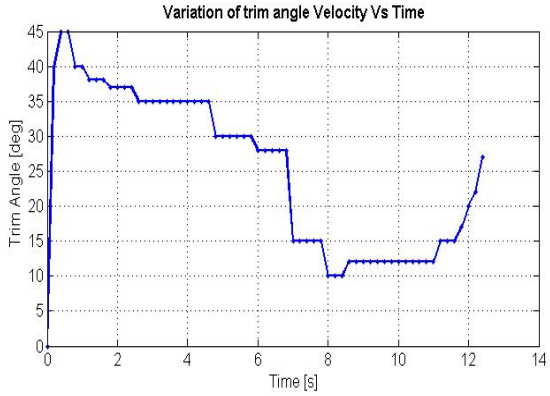
در نمونه شماره ۲ مدلی معرفی شده است که ممان‌های ضربی Ixx و ممان‌های ضربی Ixz کوچک و نزدیک به صفر است اما ممان ضربیIyz مقدار بزرگ‌تری دارد شرایط اولیه به‌صورت زاویه رهایش ۹۰ درجه و سرعت خطی اول ۱۹۰ متر بر ثانیه و سرعت دورانی ۱۸۰ رادیان بر ثانیه است رفتار پروازی این مهمات در شکل‌های ۱۰ تا ۱۲ نشان داده شده است اگرچه بمبلت دارای پرواز بهتری شده ولی نمی‌تواند در زاویه تریم مناسبی ثبات داشته باشد



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

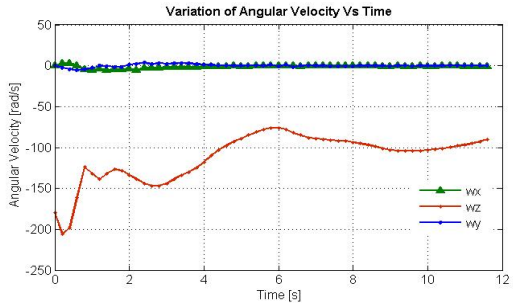


شکل(۱۱):مولفه های سرعت خطی در دستگاه محلی

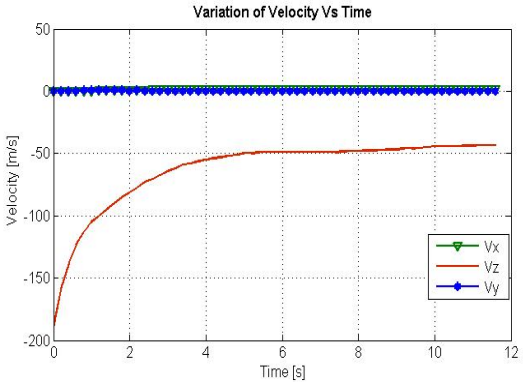


شکل(۱۲): زاویه تریم (زاویه پیچ نسبت به محور عمودی) در دستگاه محلی

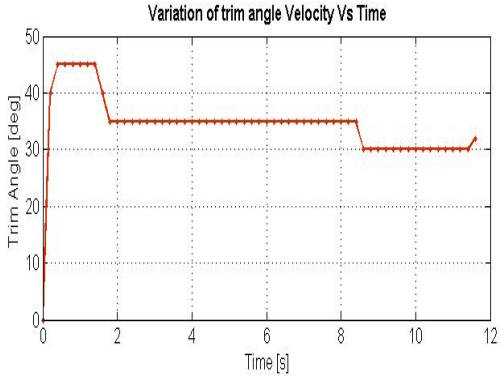
نمونه شماره ۳ مدلی است که ممان‌های ضربی مهمات صفر هستند و در این حالت هر ممان ضربی Ixy، ممان ضربی Ixz و ممان ضربی Iyz کوچک و نزدیک صفر هستند. شرایط اولیه مجدداً به‌صورت زاویه رهایش ۹۰ درجه عمودی و و سرعت خطی ۱۹۰ متر بر ثانیه و صورت دورانی اولیه ۱۸۰ رادیان بر ثانیه است بردار موقعیت، سرعتهای خطی و زاویه 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 کانال های رول، پیچ .یاو به کمک کم کردن ممان‌های ضربی است.



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



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



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

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله سعی گردید تا به‌جای چتر از بالک عمود بر جریان به‌منظور کاهش سرعت فرود بمبلت استفاده شود این امر اگرچه باعث کاهش سرعت بمبلت 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 ثبات در فواصل دوایر اسکن باید مقدار دوران افزایش یابد. این امر با توجه به عدم تقارن بمبلت 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 بمبلت را ناپایدار نمایند. استفاده از

بالک به‌جای چتر برای الگوی فرود بمبلت اگرچه می‌تواند حساسیت بمبلت را نسبت به بادهای جانبی کاهش دهد؛ ولی برای داشتن زاویه تریم مناسب در پرواز می‌بایست ممان‌های ضربی بمبلت مقادیر نزدیک به صفر داشته باشند. برای این منظور باید با قراردادن وزنه‌های تعادل در بمبلت این امر میسر گردد و این کار باعث افزایش ناخواسته وزن بمبلت می‌گردد.

فهرست علائم

نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بمبلت	$[F_x, F_y F_z]$	[N]
ممان‌های آیرودینامیکی وارد بر بمبلت	$[M_x, M_y M_z]$	[N.m]
جرم بمبلت	m	[Kg]
ثابت گرانش	g	$[ms^2]$
ممان‌های اینرسی اصلی جسم	I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	$[Kg.m^2]$
ممان‌های اینرسی ضربی بمبلت	I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}	$[Kg.m^2$
سرعت زاویه‌ای بمبلت در دستگاه بدنی	[p, q, r]	[rad/s]
سرعت بمبلت در دستگاه اصلی	[u, v, w]	[m/s]
زوایای اویلر	$[\varphi, \theta, \psi]$	[deg]
دانسیته هوا	ρ	$[Kg/m^3]$
سطح مرجع	S_{REF}	$[m^{2]}$
شار حرارتی	q	[watt]
تنش برشی	τ	$[N/m^2]$
دما	T	[k]
بردارهای یکه	[i, j, k]	

۷- مراجع

[1] C.K .Augspurger, "Morphology and dispersal potential of wind-dispersed diaspores of neotropical trees", American J. ofBotany (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] Karlsen, 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] [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 Parachutes," Journal of Aircraft, Vol. 34, No. 5, 1997, pp. 648–652.

[9] Rosen, A., and Seter, D., "Theoritical and Experimental study of axial autorotation of simple rotary decelerator" Journal of Aircraft, Vol. 51, No. 1, January-Februrary 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.

[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.