مجله مهندسی مکانیک مدرس، مهر ۱۳۹۳، دوره ۱۴، شماره ۷، ص‌ص ۱۶۹-۱۷۵

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

بررسی عملکرد سیستم کنترل و هدایت یک وسیله پرنده چرخان با کانارد نوسانی

مجتبی میرزائی[1]، محمدمهدی علیشاهی[2*]

۱- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه شیراز، شیراز

۲- استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه شیراز، شیراز

* شیراز، صندوق پستی ۷۱۴۶۹۲۱۳۴۶، alisha@shirazu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: ۱۸ آبان ۱۳۹۲

پذیرش: ۰۶ بهمن ۱۳۹۲

ارائه در سایت: ۰۱ شهریور ۱۳۹۳

کلید واژگان:

وسیله پرنده چرخان

بالک صفحه‌ای

کانارد نوسانی

سیستم هدایت و کنترل

چکیده

در این مقاله سیستم هدایت و کنترل یک وسیله پرنده چرخان با یک دسته بالک تک صفحه‌ای (دو بالک در یک صفحه) کانارد نوسانی بررسی شده است. استفاده از تنها دو بالک کنترلی کانارد سبب کمتر شدن تعداد عملگرها، سبک شدن وسیله و در نتیجه کم شدن هزینه نهایی می‌شود. با این وجود، کنترل این وسیله پیچیده خواهد شد. طیف وسیعی از این پیچیدگی‌ها ناشی از تداخل سیستم‌های کنترل و هدایت است که از راه تولید نیروها و گشتاورهای نامتقارن سمتی اعمال می‌شوند. جهت کنترل مطلوب این وسیله چرخنده، استفاده از کانارد نوسانی پیشنهاد می‌شود. کانارد نوسانی زاویه انحراف خود را متناسب با غلتش جسم پرنده حول محور طولی خود تنظیم می‌کند. در این مقاله یک روش جهت کنترل و هدایت این وسیله پرنده با کمک کانارد نوسانی ارائه شده و پس از مدل‌سازی اجزای مختلف وسیله از جمله جستجوگر مادون قرمز، اتوپایلوت، ژایرو و عملگرها در یک برنامه شبیه‌سازی شش درجه آزادی کامل، نتایج آن بررسی شد. نتایج شبیه‌سازی شش درجه آزادی صحت عملکرد کل سیستم در برخورد به هدف متحرک را نشان می‌دهد.

Performance investigation of control and guidance system for a spinning flight vehicle with dithering canard

Mojtaba Mirzaei, Mohammad Mahdi Alishahi*

Department of Mechanical Engineering, Shiraz University, Shiraz, Iran.
* P.O.B. 7146921346, Shiraz, Iran, alisha@shirazu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 09 November 2013
Accepted 26 January 2014
Available Online 23 August 2014

Keywords:
Spinning flight vehicle
Dithering canard
Guidance
Control

ABSTRACT

In this paper, control and guidance system of a spinning flight vehicle with a single plane of dithering canard control fins are investigated. Decreasing the number of actuators, lowering the vehicle weight, and reducing the final cost are outcomes of applying two canard controls; however, the control system will become complicated due to guidance system interaction. Producing asymmetric force and torque in yaw direction is the result of this interaction. Dithering canard is proposed for proper control of this spinning vehicle. Dithering canard adjusts its deflection with respect to the roll attitude of the flight vehicle. In this paper, a method is proposed for control and guidance of this spinning vehicle with dithering canard. This method is investigated in a six DOF flight simulation in presence of IR seeker, autopilot, gyro, actuators. Appropriate simulation results in various flight situations verify the proper performance of this new control method.

۱- مقدمه

از روش‌های مرسوم برای کنترل یک جسم پرنده استفاده از تغییر زاویه سطوح کنترلی (بالک‌ها) است، که می‌تواند به دو روش انجام شود. روش اول استفاده از بالک‌های تعبیه شده در عقب جسم پرنده یا دم[1] و روش دوم کنترل آن با استفاده از بالک‌های متحرک جلو یا کانارد[2] است [۱،۲]. لازم به توضیح است که به جز دو روش مرسوم یاد شده، روش کنترل از راه بال‌ها نیز برای برخی از وسایل پرنده در سال‌های پیش به کار گرفته می‌شد. گاهی نیز ادغام این روش‌ها جهت اثربخشی بهتر ممکن است استفاده شود [۳،۴]. در برخی مواقع حذف این بالک‌ها و استفاده از سیستم محرک پلاسمایی جهت رسیدن به پاسخ زمانی کوتاه‌تر مورد بررسی قرار گرفته است [۵،۶].

صرف نظر از مکان قرار گرفتن بالک‌های کنترلی، کنترل اجسام پرنده غیرچرخان معمولاً توسط چهار بالک انجام می‌گیرد، اما اگر جسم پرنده به وسیله برخی عوامل خارجی از جمله زاویه بالک‌های ثابت و یا زوایای متفاوت نازل‌ها به صورت کنترل شده چرخانده شود؛ دو بالک در جلو (کنترل کانارد)، جهت کنترل سمت و پیچ جسم پرنده به دلیل همبستگی این کانال‌ها در غلتش کافی خواهد بود. از نقطه نظر طراحی مکانیکی این موضوع می‌تواند بسبب ساده شدن سخت‌افزار جسم پرنده شود، ولی طراحی جسم پرنده با توجه به غلتش حول محور طولی خود، مشکلات مهندسی زیادی را ایجاد می‌کند. طیف وسیعی از این مشکلات ناشی از تداخل سیستم هدایت و حضور نیروها و گشتاورهای نامتقارن سمتی است. به دلیل این پیچیدگی‌ها، طراحی

1- Tail
2- Canard

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

M. Mirzaei, M.M. Alishahi, Performance investigation of control and guidance system for a spinning flight vehicle with dithering canard, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 7, pp. 169-175, 2014 (In Persian)

کنترلر برای اجسام پرنده چرخان جزو تحقیقات اخیر بوده است [۷].

از لحاظ آیرودینامیکی نیز استفاده از سیستم‌های کنترل کانارد، مشکلات طراحی اضافی نسبت به کنترل دم ایجاد می کند. کنترل کانارد سبب ایجاد جریان گردابه‌هائی بر بالک عقب می‌شود. گردابه‌ها ممکن است سرعت‌های بالایی را در سطح بالک عقب القا کنند که خود سبب پدیده غلتش معکوس[۱]، سمت ناسازگار[۲]، افزایش درگ القا شده[۳]، و تغییر نیروی برا[۴] بر بالک شود. علاوه‌بر این، تغییر زاویه بالک به صورت نوسانی[۵] می‌تواند مشکلی جدی باشد، اگر عملگر نتواند در سرعت های زاویه‌ای بالای غلتش، به اندازه کافی سریع بچرخد [۸]. اگر جستجوگر[۶] و یا یک سیستم هدایت، برای ردیابی هدف در جسم پرنده کانارد کنترل مورد استفاده قرار گیرد، مشکلات بیشتری نیز رخ خواهد داد.

اما وجود مشکلات یاد شده به این معنا نیست که یک سیستم کانارد کنترل نباید استفاده شود؛ بلکه جسم پرنده کانارد کنترل به طور معمول اثر-بخشی کنترلی[۷] خود را با اضافه کردن زاویه حمله افزایش می‌دهد، همچنین مزایایی از جمله مانورپذیری بالاتر و گشتاور لولای کمتر نسبت به سیستم-های با کنترل دم دارد. برای نمونه استفاده از کانارد کنترل در وسایل دوش پرتاب[۸] سبب شده تا آن‌ها نسبت به مدل‌های پیشین عملکرد بهتری داشته باشند [۹].

جهت کنترل جسم پرنده چرخان مورد مطالعه، استفاده از کنترل کانارد با توجه به مزایای آن انتخاب شد. روش پیشنهادی در این مقاله بر این مبنا بنا شده است تا با ترکیب سیستم هدایت و کنترل[۹] و تنها با بهره‌گیری از دو بالک کانارد در جلو به صورت نوسانی[۱۰]، هدف را شناسایی کرده و به آن اصابت کند. کانارد نوسانی زاویه انحراف خود را متناسب با غلتش جسم پرنده حول محور طولی خود تنظیم می‌کند. هرچند مدل‌سازی آیرودینامیکی وسایل پرنده چرخان با کانارد نوسانی از جمله علاقه‌مندی‌های محققان بوده است [۱۰،۱۱]، در زمینه مدل‌سازی سیستم کنترل و هدایت این نوع از وسایل پرنده کمتر مطالعه‌ای صورت گرفته است. نوردمن در رساله کارشناسی‌ارشد خود مدل‌سازی جستجوگر مادون قرمز این نوع وسایل را به عنوان یک ژایرو مورد بررسی قرار داده [۱۲] و کوشش کرده است تا مدارات الکتریکی آنرا مدل کند. تنها تحقیق قابل توجه صورت گرفته در زمینه کنترل مربوط به لستاج [۱۳] است. لستاج به بررسی و مقایسه پاسخ فرکانسی یک وسیله چرخان و غیر چرخان پرداخت. وی به کمک توابع تبدیل استخراجی برای کانال‌های پروازی جسم پرنده چرخان نشان داد رفتار یک جسم پرنده چرخان، برابر با رفتار یک جسم پرنده غیرچرخان با بالک‌های کنترلی دو صفحه‌ای (کنترل با چهار بالک) ولی با تأثیربخشی کنترلی نصف آن است و همچنین دستور کنترل نیازمند به افزودن سیگنال غلتشی خطی‌سازی (نوسان‌ساز)، متناسب با دو برابر سرعت غلتش وسیله است. تحلیل فرکانسی صورت گرفته توسط لستاج مبنایی شد تا روش پیشنهادی دراین مقاله بر این اساس بنا شود تا با ترکیب سیستم هدایت و کنترل این جسم پرنده چرخان و تنها با بهره‌گیری از دو بالک کانارد در جلو به صورت نوسانی، بتوان هدف را شناسایی کرده و آن را مورد اصابت قرار داد. نکته جالب توجه در مورد این سیستم پروازی این است که در عین سادگی سیستم کنترل و هدایت و بدون کنترل غلتش، برخورد به هدف صورت می‌گیرد.

رویکرد این مقاله، بررسی عملکرد سیستم کنترل و هدایت یک جسم پرنده چرخان با کانارد نوسانی است. در بخش ۲، یک مدل ریاضی از دینامیک وسیله شرح داده شده است. سیستم هدایت و کنترل جسم پرنده در بخش ۳ مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج شبیه‌سازی پروازی در شرایط مختلف و در حضور مانور هدف و همچنین آنالیز خطای ضرایب آیرودینامیکی، در بخش ۴ مورد بحث قرار گرفته است. در بخش ۵ نیز نتیجه‌گیری نهایی بیان شده است.

۲- مدل‌سازی پروازی جسم پرنده چرخان

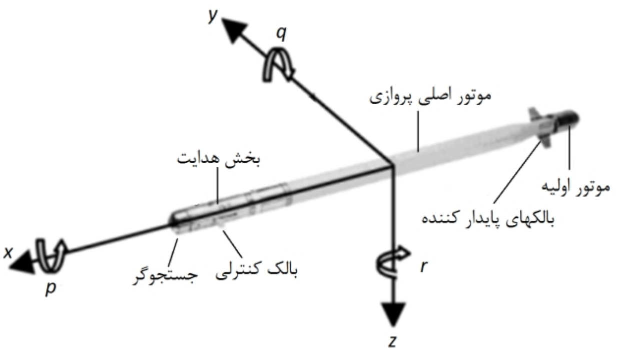
برای به‌دست آورده معادلات حرکتی وسیله در آغاز دستگاه مختصات چسبیده به بدنه را در نظر می‌گیریم. در این دستگاه محور x در راستای محور طولی وسیله، محور y و z در راستای نشان داده شده در شکل ۱ قرار دارند.

معادلات حرکتی جسم پرنده که در معادلات (۱ و ۲) مشاهده می‌شود، بهم وابسته[۱۱] و غیرخطی هستند. معادله (۱) مربوط به معادلات نیرویی و معادله (۲) مربوط به معادلات گشتاور هستند [۱۲].

$$
\begin{aligned}
X &= M_s\left[\dot{u}+qw-rv\right]\\
Y &= M_s\left[\dot{v}+ru-pw\right]\\
Z &= M_s\left[\dot{w}+pv-qu\right]
\end{aligned}
\tag{۱}
$$

$$
\begin{aligned}
L &= \dot{p}I_x-\dot{q}I_{xy}-\dot{r}I_{xz}+qrI_z-pqI_{xz}\\
&\quad+\left(r^2-q^2\right)I_{yz}-qrI_y+prI_{xy}\\
M &= \dot{q}I_y-\dot{p}I_{xy}-\dot{r}I_{yz}-prI_z\\
&\quad+\left(p^2-r^2\right)I_{xz}+pqI_{yz}+prI_x-qrI_{xy}\\
N &= \dot{r}I_z-\dot{p}I_{xz}-\dot{q}I_{yz}+pqI_y\\
&\quad+\left(q^2-p^2\right)I_{xy}-prI_{yz}-pqI_x+qrI_{xz}
\end{aligned}
\tag{۲}
$$

که مولفه‌های کمیات مختلف در راستای محورهای z,y,x عبارتند از: Z,Y,X نیروهایی خارجی وارده بر وسیله، N,M,L گشتاورهای خارجی وارده بر وسیله، w,v,u مولفه‌های سرعت جسم پرنده، r,q,p مولفه‌های سرعت‌های زاویه‌ای جسم پرنده، I_x,I_y,I_z گشتاورهای اینرسی لحظه‌ای جسم پرنده و I_{xy},I_{yz},I_{xz} گشتاورهای اینرسی لحظه‌ای حاصل‌ضرب آن هستند و M_s نیز جرم لحظه‌ای جسم پرنده که با زمان تغییر می‌کند. اگرچه در معادلات بالا جرم، گشتاورهای اینرسی و مرکز جرم می توانند با زمان تغییر کنند اما از ترم‌هائی که سرعت تغییرات مرکز جرم و گشتاورهای اینرسی را در خود دارند به دلیل کوچکی صرف نظر شده است.



شکل ۱ شماتیک جسم پرنده و طرز قرار گرفتن محورهای مختصات

1- Roll reversal
2- Adverse yaw
3- Induced drag
4- Lift
5- Dither
6- Seeker
7- Effectiveness
8- Mortar projectile
9- Integrated control and guidance system
10- Dithering canard
11- Coupled

همچنین با توجه به کوچک بودن گشتاورهای اینرسی لحظه‌ای حاصل‌ضرب در جسم پرنده مورد مطالعه داریم:

$$I_{xy} = I_{yz} = 0$$

در نهایت معادلات گشتاور، به معادله (۳) تبدیل می‌شوند:

$$\begin{aligned} M_x &= \dot{p}I_{xx} - \dot{r}I_{xz} + qr\left(I_{zz} - I_{yy}\right) - qpI_{xz} \\ M_y &= \dot{q}I_{yy} + \left(p^2 - r^2\right)I_{xz} + pr\left(I_{xx} - I_{zz}\right) \\ M_z &= -\dot{p}I_{xz} + \dot{r}I_{zz} + pq\left(I_{yy} - I_{xx}\right) + qrI_{xz} \end{aligned} \quad (۳)$$

نیروهای آیرودینامیکی وارد بر جسم به صورت توابعی از زوایای حمله و زوایای بالک‌ها یعنی δ_e زاویه بالابر[1]، δ_r زاویه سکان[2] و δ_a زاویه شهپر[3] به دست می‌آیند. با فرض کوچک بودن زوایای α زاویه حمله[4]، $\bar{\alpha}$ زاویه حمله کلی[5] و β زاویه جانبی[6]، نیروها $\left((F_A^B)_z, (F_A^B)_y, (F_A^B)_x\right)$ وگشتاورهای آیرودینامیکی $\left((M_A^B)_z, (M_A^B)_y, (M_A^B)_x\right)$ برحسب ضرایب آیرودینامیکی، به شکلی که در معادله (۴) مشاهده می‌شود، به‌دست می‌آیند[۱۴]:

$$\begin{aligned} (F_A^B)_x &= qS\left[C_{x_0} + C_{x_\alpha}\left|\bar{\alpha}\right| + C_{x_{\delta_e}}\left|\delta_e\right| + C_{x_{\delta_a}}\left|\delta_a\right| + C_{x_{\delta_r}}\left|\delta_r\right|\right] \\ (F_A^B)_y &= qS\left[C_{y\beta}\beta + C_{y\delta_r}\delta_r + C_{yr}\frac{rD}{2v}\right] \\ (F_A^B)_z &= qS\left[C_{z\alpha}\alpha + C_{z\delta_e}\delta_e + C_{yq}\frac{qD}{2v}\right] \\ (M_A^B)_x &= qSD\left[C_{L\delta_a}\delta_a + C_{Lp}\frac{pD}{2v}\right] \\ (M_A^B)_y &= qSD\left[C_{M\alpha}\alpha + C_{M\delta_e}\delta_e + C_{Mq}\frac{qD}{2v}\right] \\ (M_A^B)_z &= qSD\left[C_{N\beta}\beta + C_{N\delta_r}\delta_r + C_{Nr}\frac{rD}{2v}\right] \end{aligned} \quad (۴)$$

در رابطه اخیر q که هد دینامیکی نامیده می‌شود، به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$q = \frac{1}{2}\rho v^2$$

که در آن ρ چگالی هوا و v اندازه بردار سرعت v_{wb} است. S و D نیز در روابط (۴) به ترتیب سطح مقطع و بزرگ‌ترین قطر خارجی بدنه جسم هستند. ضریب آیرودینامیکی C_z, C_y, C_x مربوط به نیروهای آیرودینامیکی در جهت x، y و z و ضریب آیرودینامیکی C_N, C_M, C_L مربوط به گشتاورهای آیرودینامیکی در جهت x، yو z هستند. این ضرایب با روش‌های آزمایشگاهی و یا با انجام محاسبات آیرودینامیکی، برحسب شکل جسم و عدد ماخ، به دست می‌آیند. ضمنا در روابط بالا فرض محدوده تغییر خطی برای نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی مستتر است.

توجه شود که نیروها، گشتاورها و زوایای به‌دست آمده در معادلات (۱تا ۴) در دستگاه مختصات بدنی چرخان هستند و در بسیاری از مواقع باید آن‌ها به دستگاه مختصات بدنی غیرچرخان منتقل شوند. در این جسم پرنده خاص به دلیل وجود نداشتن بالک شهپر کلیه ترم‌های مربوط به آن حذف می‌شود و بالک‌های عقب که وظیفه پایدارسازی را برعهده دارند، با قرار گرفتن به صورت قرینه سبب به‌وجود آمدن زاویه غلتش می‌شوند.

1- Elevator
2- Rudder
3- Aileron
4- Angle of attack
5- Absolute angle of attack
6- Side slip angle

جدول ۱ مشخصات جسم پرنده و ضرایب آیرودینامیکی آن

پارامتر	مقدار
Ixx (kg.m^2)	۰/۰۴
Iyy (kg.m^2)	۴
m (kg)	۲۰
$C_{z\alpha}$	-۰/۲۵
$C_{M\alpha}$	-۱
$C_{z\delta_e}$	۸
C_{Lp}	-۰/۳
$C_{L\delta_a}$	-۰/۰۲
C_{Mq}	-۶۰
C_{x_0}	۱

۲-۱- برنامه شبیه‌سازی پرواز جسم پرنده

در کنار معادلات پروازی بیان شده در قسمت پیشین، دریک برنامه شبیه-سازی پروازی در محیط نرم‌افزار *C++*، بالک‌ها، جستجوگر و سیستم هدایت و کنترل مدل شده‌اند. برای حل معادلات از روش رانگ کوتای مرتبه ۴ استفاده شده است. نیروی پیشبرندگی، جرم، طول، موقعیت مرکز جرم و گشتاورهای اینرسی جسم پرنده و برخی از ضرایب آیرودینامیکی (از نرم‌افزار دتکام[7] استخراج شده است [۱۵]) در جدول ۱ دیده می‌شود.

۳- سیستم هدایت و کنترل جسم پرنده:

همان‌طور که در مقدمه بیان شد، تحلیل فرکانسی صورت گرفته توسط لستاج [۱۳] مبنایی شد تا روش پیشنهادی در این مقاله بر این اساس بنا شود تا با ترکیب سیستم هدایت و کنترل و تنها با بهره‌گیری از دو بالک کانارد در جلو به‌صورت نوسانی، به‌توان هدف را شناسایی کرده و آن را مورد اصابت قرار داد.

در تحلیل فرکانسی صورت گرفته توسط لستاج، ابتدا دینامیک سسیستم حلقه بسته در طراحی کنترل‌کننده فیدبک حالت به صورت کلی برای یک جسم پرنده چرخان در نظر گرفته شده است. سپس ایشان به کمک توابع تبدیل استخراجی برای کانال‌های پروازی جسم پرنده چرخان و مقایسه آن با رفتار یک جسم پرنده غیرچرخان با بالک‌های کنترلی دو صفحه‌ای (کنترل با چهار بالک) نشان داد رفتار یک جسم پرنده چرخان، برابر با رفتار یک جسم پرنده غیرچرخان ولی با اثربخشی کنترلی نصف آن است، همچنین دستور کنترل نیازمند به افزودن سیگنال اضافی غلتشی خطی‌سازی (نوسان‌ساز)، متناسب با دو برابر سرعت غلتش وسیله است.

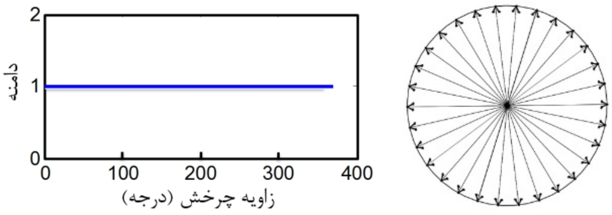
بر این اساس در این مطالعه، جسم پرنده چرخانی با سرعت زاویه‌ای در حدود ۲۰ تا ۴۰ دور در ثانیه حول محور طولی آن در نظر گرفته شد و سعی شد تا با نتایج حاصله از تحلیل فرکانسی صورت گرفته در [۱۳]، روشی جهت کنترل و هدایت این جسم پرنده چرخان خاص پیشنهاد شود که در عین سادگی در استفاده از دو بالک کنترلی در جلو به صورت نوسانی، به‌تواند هدف را شناسایی کرده و آن را مورد اصابت قرار دهد. نکته جالب توجه در مورد این سیستم پروازی این است که به دلیل نوع قرار گرفتن بالک‌های کنترلی به صورت قرینه نیاز به کنترل غلتش وسیله نخواهد بود و تنها ژایروی غلتش نرخ چرخش را به سیستم کنترل بازمیگرداند. به دلیل همین غلتش، سیستم کنترل تنها در یک کانال (کانال پیچ) عمل می‌کند و با توجه به همبستگی

7- Missile Datcom

کانال سمت با کانال پیچ در غلتش، در صورت نیاز به حرکت در سمت، حرکت بالک‌های کنترلی همراه با تنظیماتی که در ادامه توضیح داده خواهد شد، این نیاز را برآورده خواهد کرد.

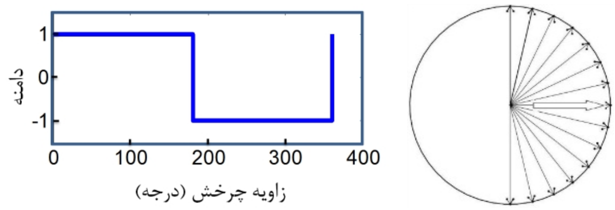
جهت هدایت جسم پرنده به سمت هدف، از نوعی هدایت تناسبی خاص[1] استفاده شده است و در پی آن سیگنال‌های کنترلی متناسب با نرخ چرخش خط دید[2] بین جسم پرنده و هدف تولید می‌شود. جستجوگر یک حسگر مادون قرمز که از یک ژایروی چرخنده تشکیل شده است. این حسگر همواره تلاش می‌کند تا خود را در راستای هدف قرار دهد. اختلاف بین زاویه حسگر با محور طولی جسم پرنده، به‌صورت سیگنال‌هایی سینوسی به سیستم کنترل فرستاده می‌شود. سیستم کنترل به کمک قانون هدایت تناسبی جسم پرنده را به سمت هدف هدایت خواهد کرد.

در این جسم پرنده چرخنده، در صورتی که بالک‌های کنترلی کانارد زاویه ثابتی را به خود گیرند، نیروی برآیند در یک دور غلتش کامل برابر با صفر خواهد بود (شکل۲)؛ بنابراین در صورتی که نیاز به نیرویی در یک سمت داشته باشد باید بالک‌های کنترلی جهت خود را در موقعیت‌های خاصی عوض کنند. برای نمونه اگر بالک‌های کنترلی در یک نیم دور غلتش جسم پرنده بالا و در نیم دور بعدی پایین باشند، نیروی برآیند به سمت راست ایجاد خواهد شد. (شکل۳). لازم به توضیح است که دامنه بیان شده در شکل‌های ۲ تا ۵ مربوط به بیشینه میزان چرخش بالک‌های کنترلی است که به صورت بی‌بعد نشان داده شده.



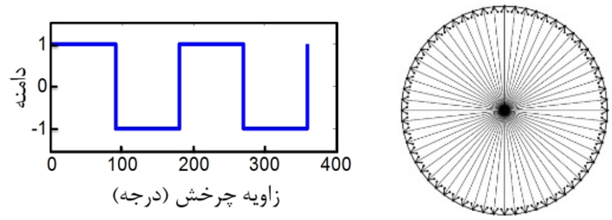
ب الف

شکل ۲ صفر شدن نیروی برآیند در اثر زاویه ثابت بالک‌های کنترلی؛ الف: جهت نیروی تولید شده، ب: نحوه انحراف بال‌های کنترلی در یک دور غلتش



ب الف

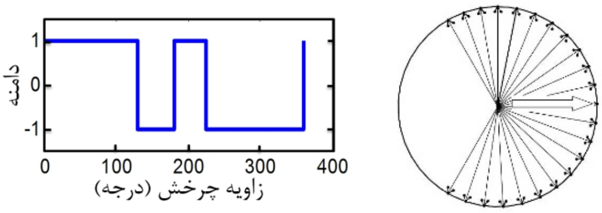
شکل ۳ به‌دست آوردن نیروی سمتی در اثر تغییر حرکت بالک‌های کنترلی؛ الف: جهت نیروی تولید شده، ب: نحوه انحراف بال‌های کنترلی در یک دور غلتش



ب الف

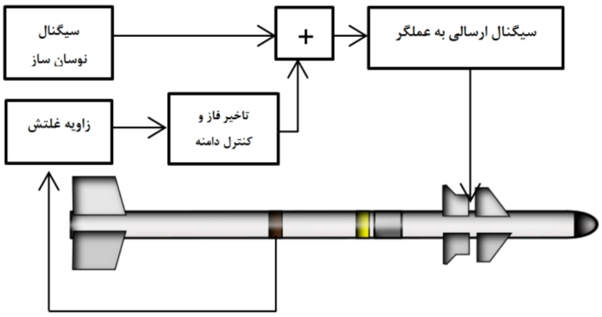
شکل ۴ اعمال سیگنال خطی‌سازی به جسم پرنده چرخنده، الف: جهت نیروی تولید شده، ب: نحوه انحراف بال‌های کنترلی در یک دور غلتش

1- Proportional navigation
2- Line of sight angle



ب الف

شکل ۵ اعمال سیگنال کنترلی به همراه سیگنال خطی‌سازی با دامنه یکسان؛ الف: جهت نیروی تولید شده، ب: نحوه انحراف بال‌های کنترلی در یک دور غلتش



شکل ۶ شکل شماتیک نحوه عملکرد سیستم کنترل جسم پرنده چرخان

در صورتی که نیاز به نیروی لیفت خالص باشد کافی است ۹۰ درجه اختلاف فاز در حرکت بالک‌های کنترلی ایجاد شود و اگر نیاز به نیرویی ترکیبی از هر دو نیروی لیفت و سمت وجود داشته باشد، تأخیر فازی متناسب با آن نیرو به حرکت بالک‌های کنترلی اعمال می‌شود. برای ایجاد این تأخیر فاز و تعیین محل عوض شدن جهت بالکهای کنترلی، دو سیگنال کنترلی و خطی‌سازی (نوسان‌ساز) مورد استفاده قرار می‌گیرد. با اعمال سیگنال خطی‌سازی، که با تواتر تقریبی دو برابر تواتر جسم پرنده (۱۰۰ هرتز) نوسان می‌کند، هیچ نیروی خالصی تولید نمی‌شود. (شکل۴).

همان‌طور که در شکل۵ دیده می‌شود، در صورتی که دامنه سیگنال کنترل با دامنه سیگنال خطی‌سازی یکسان باشد، تأخیر فازی به اندازه $\Delta\varphi$ ایجاد و در نتیجه یک نیروی سمتی در جهت دلخواه ایجاد می‌شود.

در ادامه، مدل‌سازی سیستم کنترل با توجه به فرضیات زیر صورت گرفته است:

۱- از دینامیک ژایرو و تأخیر ناشی از آن در دنبال کردن هدف صرف نظر شده است.

۲- از دینامیک بالک‌ها صرف نظر شده و آن‌ها کاملاً ایده‌آل فرض شده‌اند.

وظیفه واحد اتوپایلوت، آشکار کردن سیگنال خطا، تبدیل سیگنال خطا به فرم مناسب جهت اعمال به سطوح کنترل (بالک‌ها)، تأمین پایداری سیستم در طول پرواز است. سیگنال خطا که ناشی از انحراف هدف و یا به عبارت دیگر میزان چرخش زاویه دید بوده از راه سیستم اپتیکی سر جستجوگر حس می‌شود.

شکل۶ ساختار بلوکی واحد اتوپایلوت جسم پرنده را نشان می‌دهد. پس از ورود زاویه غلتش (که از ژایروی نرخی به‌دست آمده است) به بلوک هدایت، تأخیر فاز و دامنه مورد نیاز سیگنال کنترلی محاسبه شده و با سیگنال نوسان‌ساز ترکیب می‌شود تا سیگنال مناسب جهت اعمال به دو بالک کنترلی به‌دست آید.

سیگنال خطا (هدایتی) دریافتی از مدار تعقیب جستجوگر دارای تواتر ۲۵۰ هرتز است که دامنه آن مقدار اعمال نیروی درخواستی به جسم پرنده را نشان می‌دهد و فاز این سیگنال جهت اعمال نیرو را بیان می‌کند. این سیگنال ب طور مستقیم قابل اعمال به سطوح کنترل نیست. سیگنال خطا و

مرجع در معادله (۵) بیان داده شده است.

$$V_{er}=\frac{A}{2}X(t)\sin(\omega_r t+\theta_r(t))$$
$$V_{ref}=A\sin(\omega_r t+\omega_m t) \quad (۵)$$

که ω_r دور روتور و ω_m دور جسم پرنده و $X(t)$ دامنه و $\theta(t)$ فاز سیگنال خطاست. در ضرب کننده این دو سیگنال در هم ضرب می‌شوند و بعد از عبور از فیلتر پایین گذر تنها بخش زیر را خواهیم داشت که داری تواتر غلتش جسم پرنده است و فاز و دامنه آن هم مرتبط با سیگنال خطاست.

$$V=\frac{A}{2}X(t)\sin(\omega_m(t)+\theta_r(t)) \quad (۶)$$

جهت خطی نمودن شتاب اعمالی به جسم پرنده و جلوگیری از حالت ایستایی در بالک‌ها نیاز به سیگنال خطی‌کننده[1] داریم. جهت این موضوع، سیگنال مربوط به نوسان‌ساز نیز به فیلتر اعمال می‌شود که در خروجی سیگنال با تواتری حدود دو برابر تواتر غلتش جسم پرنده (حدود ۱۰۰ هرتز) تولید می‌کند. براساس اصل جمع آثار در خروجی فیلتر خواهیم داشت:

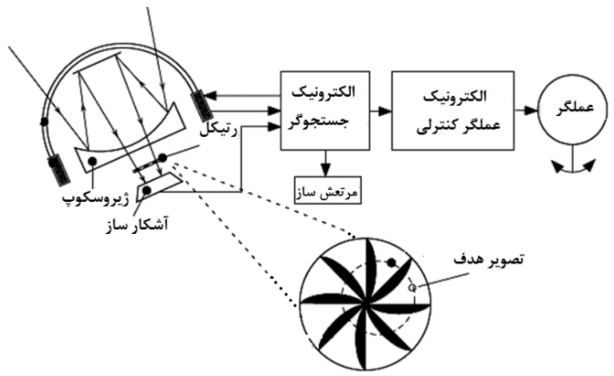
$$V_F=\sin(2\times(2\pi\times 50)\times t)+K_{proportional}\times\sin(\omega_m t+\theta_r) \quad (۷)$$

$K_{proportional}$ ضریب هدایت تناسبی است که در سیگنال کنترلی ضرب می‌شود.

جهت به‌دست آوردن سیگنال خطا در برنامه شش درجه آزادی رتیکل جستجوگر به‌صورت آن‌چه در شکل ۷ نشان داده شده است، مدل‌سازی شد. سپس r و θ از رتیکل دریافت و به کمک آن‌ها می‌توان دامنه سیگنال کنترلی (در پی آن اندازه نیروی برآیند) و فاز آن (در پی آن جهت نیروی برآیند) را معین کرد.

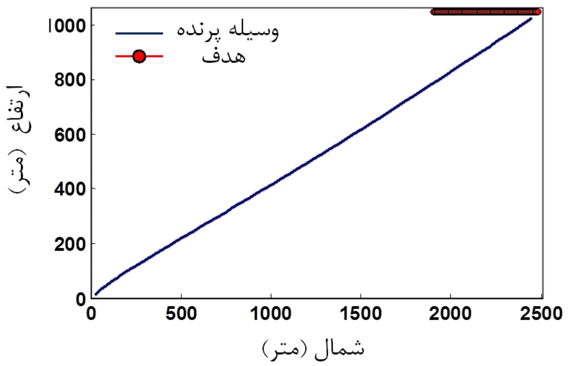
جدول ۲ شرایط پروازی جسم پرنده چرخان مورد مطالعه

پارامتر	مقدار
زاویه سمت سکو[2]	صفر درجه
زاویه بالابر سکو[3]	۲۰ درجه
زاویه غلتش سکو[4]	صفر درجه
سرعت خروج از لانچر	۲۵ متر بر ثانیه
ارتفاع نقطه پرتاب	۲ متر
سرعت هدف	۱۰۰ متر بر ثانیه
راه هدف[5]	صفر درجه
سرعت باد	۱۳۰ متر بر ثانیه
زاویه سمت باد	۹۰ درجه
فاصله هدف	۲۰۰۰ متر در راستای شمال
ارتفاع هدف	۱۰۰۰ متر

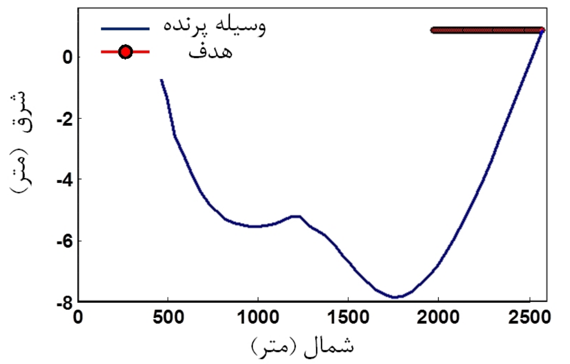


شکل ۷ شمای کلی رتیکل و جستجوگر مادون قرمز [۱۲]

1- Linearization
2- Base azimuth
3- Base elevation
4- Base bank
5- Target velocity bearing



شکل ۸ مسیر پرواز در صفحه طولی



شکل ۹ مسیر پرواز در صفحه عرضی

سیگنال حاصل در $K_{proportional}$ ضرب شده، سپس با سیگنال نوسان‌ساز جمع می‌شود. سیگنال به‌دست آمده برای اعمال به عملگر فرستاده می‌شود. پیش از اعمال، این سیگنال سینوسی تبدیل به یک سیگنال دو وضعیتی (۱+ و ۱-) می‌شود و به بالک‌ها فرستاده می‌شود. بیشینه زاویه بالک‌ها ۱۵ درجه خواهد بود و بالک‌ها بین مثبت و منفی این مقدار نوسان می‌کنند.

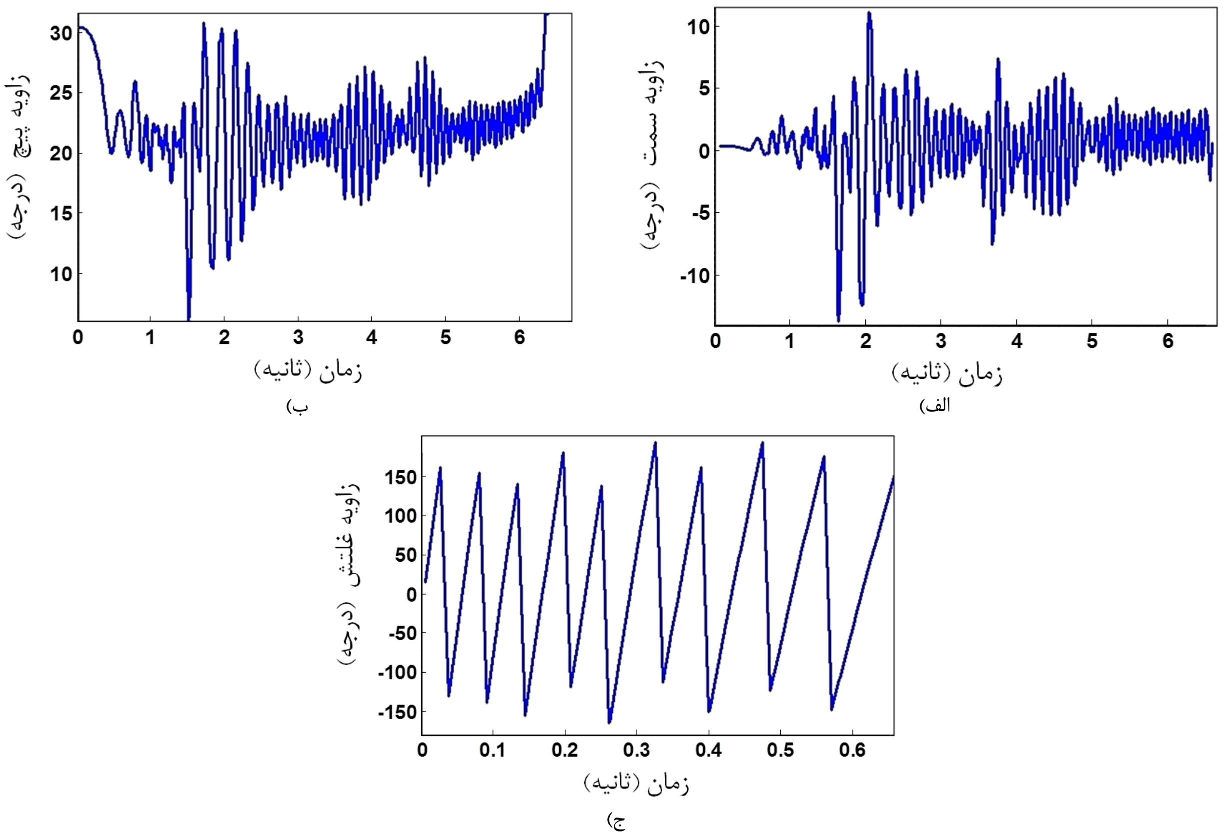
۴- نتایج شبیه‌سازی

جهت بررسی عملکرد سیستم کنترل و هدایت جسم پرنده چرخان مورد مطالعه، شرایط پروازی به نسبت دشوار در برنامه شبیه‌سازی شش درجه آزادی قرار داده شد. برخی از این شرایط در جدول ۲ مشاهده می‌شود.

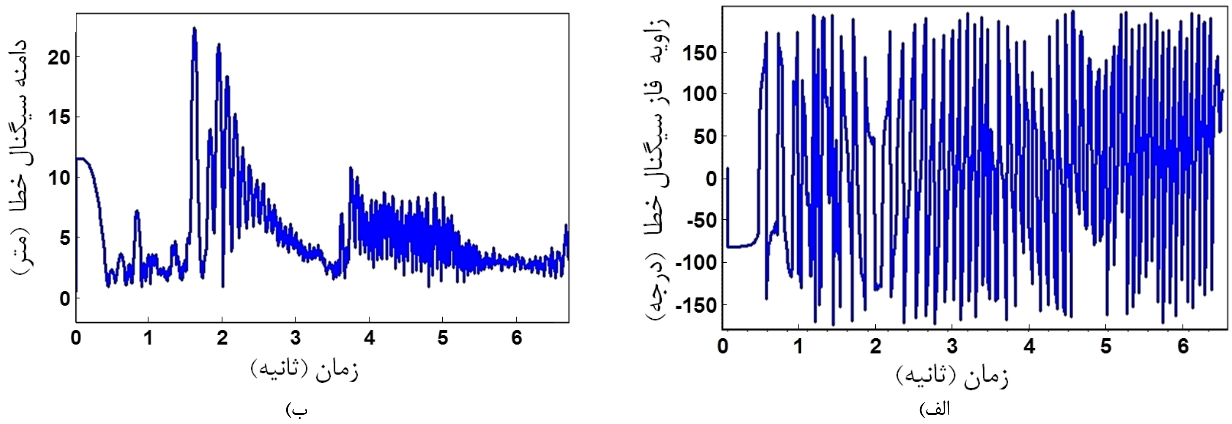
نتایج کلی در ادامه آورده شده است که از آن می‌توان به اثبات صحت عملکرد کل سیستم در برخورد به هدف متحرک دریافت. شکل‌های (۸، ۹) مسیر پرواز جسم پرنده و هدف در صفحات طولی و عرضی نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود جسم پرنده هدف را دنبال کرده و به آن برخورد نموده است. هر چند در ابتدا چند متر خطا در سمت مشاهده می‌شود، ولی سیستم هدایت و کنترل آنرا جبران کرده و هدف اصلی که برخورد بوده، انجام شده است.

در شکل ۱۰ زوایای اولر جسم پرنده نشان داده شده است. با توجه به چرخان بودن وسیله، نوسانات در کانال پیچ و سمت مشاهده می‌شود. همچنین زاویه غلتش به چرخان بودن وسیله اشاره می‌کند. توجه شود که کنترل این وسیله با چنین دور غلتش بالایی همواره چالش برانگیز بوده و نتایج شبیه‌سازی به کارایی روش مورد استفاده اشاره دارد.

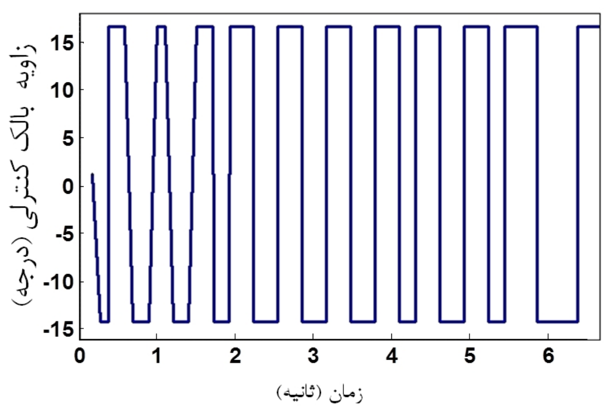
شکل ۱۱ تغییرات فاز و دامنه سیگنال خطا در رتیکل حین پرواز را نشان می‌دهد. سیگنال به‌دست آمده برای اعمال به بالک‌ها فرستاده می‌شود. بیشینه زاویه بالک‌ها ۱۵ درجه خواهد بود و بالک‌ها بین مثبت و منفی این مقدار نوسان می‌کنند. (شکل ۱۲)



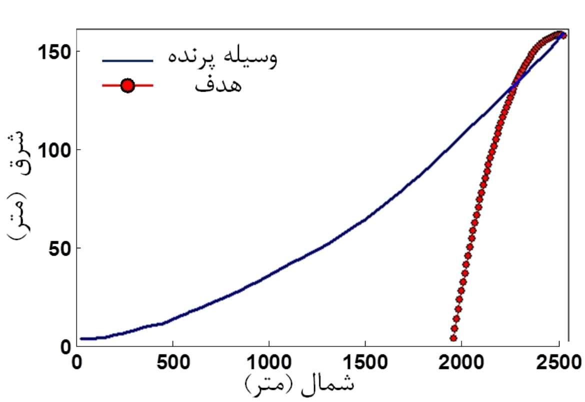
شکل ۱۰ تغییرات زاویه الف- سمت، ب- پیچ و ج- غلتش برحسب زمان



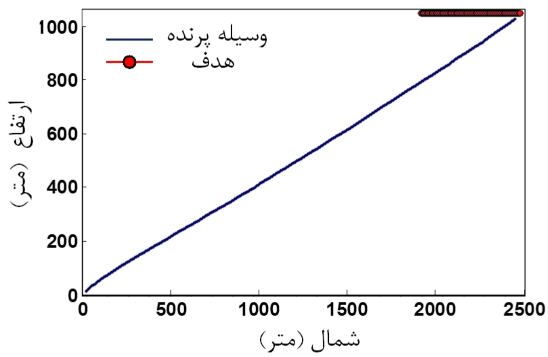
شکل ۱۱ سیگنال خطا الف- فاز ب- دامنه



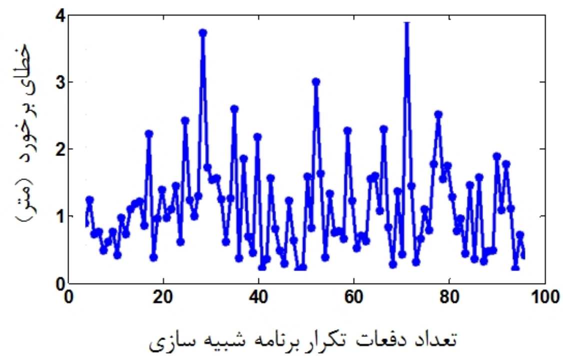
شکل ۱۲ دستور کنترلی بالابر برحسب زمان



شکل ۱۳ مسیر پرواز در صفحه عرضی در برخورد با هدف مانورکننده



شکل ۱۴ مسیر پرواز در صفحه طولی در برخورد با هدف مانورکننده



شکل ۱۵ نتایج به دست آمده از برنامه شبیه‌سازی پس از اضافه کردن ۲۰ درصد خطا به ضرایب آیرودینامیکی

جدول ۳ شرایط پروازی جسم پرنده چرخان و هدف مانورکننده

پارامتر	مقدار
زاویه سمت سکو[1]	صفر درجه
زاویه بالابر سکو[2]	۲۰ درجه
زاویه غلتش سکو[3]	صفر درجه
سرعت خروج از لانچر	۲۵ متر بر ثانیه
ارتفاع نقطه پرتاب	۲ متر
سرعت هدف	۱۰۰ متر بر ثانیه
راه هدف[4]	۳۰ درجه
نرخ چرخش هدف	۵- درجه بر ثانیه
نرخ تغییر سرعت هدف	۲ کیلومتر بر مجذور ساعت
سرعت باد	۱۳۰ متر بر ثانیه
زاویه سمت باد	۹۰ درجه
فاصله هدف	۲۰۰۰ متر در راستای شمال
ارتفاع هدف	۱۰۰۰ متر

برای بررسی عملکرد وسیله پرنده در صورت مانور هدف سناریویی به صورت زیر در جدول ۳ قرار داده شد. در این سناریو کوشش شد تا علاوه‌بر سرعت هدف و جهت آن، زاویه حرکت هدف نیز با زمان تغییر کند و پس از آن عملکرد وسیله پرنده، مورد بررسی قرار گیرد. همان‌گونه که در شکل‌های ۱۳ و ۱۴ مشاهده می‌شود، این وسیله با کمک سیستم کنترل و هدایت خود، در برخورد با هدف‌های مانوردار نیز بالاست. البته توجه شود که با تغییر نوع مانور هدف، تنظیمات اولیه پروازی نیز باید تغییر داده شوند.

در ادامه، سعی شده است تا آنالیز خطایی برای این جسم پرنده ارائه شود. برای این منظور حدود ۲۰ درصد خطا در ضرایب آیرودینامیکی به‌صورت توزیع نرمال وارد شده و عملکرد سیستم کنترل و هدایت تحت این خطاها بررسی شد. پس از ۱۰۰ بار اجرا گرفتن از برنامه شبیه‌سازی، میزان خطا در برخورد به هدف در شکل زیر نمایش داده شده است.

همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود هیچ یک از برخوردها دارای خطایی بالاتر از ۵ متر نیستند و نتایج به طور قابل ملاحظه‌ای عملکرد سیستم کنترل و هدایت را تأیید می‌کند.

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله کوشش شده است تا سیستم هدایت و کنترل یک جسم پرنده چرخان با یک دسته بالک تک صفحه‌ای کانارد نوسانی بررسی شود. مزایا و معایب استفاده از تنها دو بالک کنترلی کانارد بحث شده است. با توجه به بهره‌گیری از سیستم هدایت جهت برخورد به هدف، استفاده از بالک صفحه‌ای مشکلاتی را ایجاد می‌کند. در این مقاله یک روش جهت کنترل و هدایت این وسیله پرنده با کمک کانارد نوسانی ارائه شد و پس از مدل‌سازی اجزای مختلف وسیله از جمله جستجوگر مادون قرمز، اتوپایلوت و عملگر نتایج آن بررسی شد. نتایج شبیه‌سازی شش درجه آزادی به همراه آنالیز خطا نشان‌دهنده مناسب بودن سیستم کنترل و هدایت در برخورد وسیله پرنده به هدف متحرک همراه با مانور است.

۶- مراجع

[1] N. D., Grubb, M. W., Belcher, Excalibur: New Precision Engagement Asset in the War fight, *Fires*, Oct.–Dec. 2008, pp. 14–15.

[2] J. S. Moorhead, Precision Guidance Kits (PGKs): Improving the Accuracy of Conventional Cannon Rounds, *Field Artillery*, Jan.– Feb. 2007, pp. 31–33.

[3] L. Tang, D. D. Liu, P. C. Chen, Extension of Projectile Range Using Oblique-Wing Concept, *Journal of Aircraft*, Vol. 44, No. 3, May– June 2007, pp. 774–779.

[4] O. K. Blosser, Naval Surface Fires and the Land Battle, *Field Artillery*, Sept.– Oct. 1996, pp. 41–45.

[5] M. Mirzaei, S. M. Nikbin., Improvement of projectile time response to control commands using plasma actuator, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 13, No. 4, 2013, pp. 118-124. (In Persian).

[6] A. Salmasi, A. Shadaram, M. Mirzaei, A. Shams Taleghani, Numerical and experimental investigation on the effect of a plasma actuator on NLF0414 airfoils' efficiency after the stall, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 12, No. 6, 2012, pp. 104-116. (In Persian)

[7] Keyong. Li, Yang. Shuxing, Zhao. Liangyu, Three loop autopilot of spinning missiles, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, first published on May 8, 2013, doi: 10.1177/0954410013486870.

[8] J. Burkhalter, M. Heiser, Linear Aerodynamic Analysis of a Supersonic Spinning Missile With Dithering Canards, *20th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, June 24-26, 2002, St. Louis, MO.

[9] J. Rogers , M. Costello, Design of a Roll-Stabilized Mortar Projectile with Reciprocating Canards, *AIAA, Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 33, No. 4, July–August 2010, pp.1026-1034.

[10] A. Nygaard, R. Meakin, Aerodynamic Analysis of a Spinning Missile with Dithering Canards, *AIAA, Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 41, No.5, 2004, pp. 726-734.

[11] T. Nordman, *Modelling of gyro in an IR seeker for real-time simulation* , Msc Thesis, Linkoping , 2004.

[12] F. A. Faruqi, *State Space Model for Autopilot Design of Aerospace Vehicles*, Technical Repot, Weapons Systems Division Defence Science and Technology Organization, DSTO-TR-1990.

[13] R. Lestag, Analysis of Control and Guidance of Rolling Missile with a Single Plane of Control Fins, *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Paper No A00-37028, August 2000.

[14] M. A. Masoomnia, *Basic Concepts for Rotation and Coordinate*, Department of Electrical Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, 1987.(In Persian)

[15] R. D. Fink, *The USAF Stability and Control DATCOM*, Air Force Wright Aeronautical Labs, TR-83-3048, Wright-Patterson AFB, OH, April 1978.

1- Base azimuth
2- Base elevation
3- Base bank
4- Target velocity bearing