

A Nonlinear Attitude Controller for a Launch Abort System of a Manned Spacecraft

G. Kahe¹, M. MohammadiAmin² and A. Sefidan³

1, 2 and 3. Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology

*Postal Code: 1465774111, Tehran, IRAN

kahe@ari.ac.ir

Various strategies have been developed to increase the safety of spacecraft crews, among which the Launch Abort System has been widely considered by the space centers across the world. The launch abort system should be able to carry the crew module away from the failed launcher or rocket in a short time in accordance with the predetermined profile and recover the crew module on the ground. While the main part of the vehicle flight consists of the tracking, reorientation, and settling phase; attitude control in the flight path is done via the roll and pitch channel. Non-linear dynamic inversion flight control is considered for the attitude control of the LAS. Tracking the predetermined profile for the angle of attack as well as the sideslip angle and maintaining the stability of the vehicle in the flight path are considered as the control objectives based on the requirements. Simulations and analytical evaluations indicate the outperformance of the proposed controller for the attitude control of LAS in line with the predetermined profile.

Keywords:Spacecraft, Launch abort system, Nonlinear attitude Control

1. Assistant Professor (Corresponding Author)
2. Assistant Professor
3. M. Sc.

طراحی کنترلر وضعیت غیرخطی برای سامانه لغو پرتاب یک فضاپیمای سرنشین دار

قاسم کاهه^{۱*}، میثم محمدی امین^۲ و آرش سفیدان بنیسی^۳

۱، ۲ و ۳- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

*تهران، کد پستی: ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱

kahe@ari.ac.ir

راهکارهای مختلفی برای افزایش امنیت سرنشینان فضاپیماها توسعه داده شده که در بین آنها سامانه لغو پرتاب به صورت گسترده‌ای مورد استقبال مراکز فضایی جهان قرار گرفته است. سامانه لغو پرتاب باید بتواند در مواقع بحران در مدت زمان کوتاهی محموله حامل سرنشینان را طبق یک پروفایل سرعت و مسیر مشخص از محل حادثه دور کرده و به زمین برگرداند. با توجه به اینکه اهم حرکت وسیله در فازهای تعقیب و قرارگیری است، کنترل مسیر از طریق کنترل دو کانال فراز و سمت با توجه به محدودیت‌ها و الزامات سیستم انجام می‌شود. با توجه به مانور بالای سامانه لغو پرتاب، در این مقاله کنترل کننده وضعیت با استفاده از روش غیرخطی وارون دینامیک طراحی می‌شود که در آن فرامین کنترلی بر اساس میزان تراست مورد نیاز برای نازل‌ها ارسال می‌شود. شبیه‌سازی‌های انجام شده نشان می‌دهد کنترلر طراحی شده قادر است محموله را طبق اهداف تعیین شده هدایت نموده و در مدت تعیین شده از محل حادثه دور کند.

واژه‌های کلیدی: فضاپیما، سامانه لغو پرتاب، کنترل وضعیت غیرخطی

علائم و اختصارات

m	جرم کل و b قطر سامانه لغو پرتاب.		
l_{aero}, m_{aero}	گشتاور آیرودینامیکی در سینماتیک دورانی	x, y, z	مؤلفه‌های بردار موقعیت در دستگاه مختصات بدنی
n_{aero}		u, v, w	
α, β	زاویه حمله و زاویه سرش جانبی	p, q, r	مؤلفه‌های بردار سرعت زاویه‌ای در دستگاه مختصات بدنی
$K_{\alpha}, K_{\beta}, K_{\phi}$	بهره کنترلر در مود آهسته	ϕ, θ, ψ	زاویه غلت، فراز و سمت
K_p, K_q, K_r	بهره کنترلر در مود سریع	T_x, T_y, T_z	بردار نیروی موتور کنترلی
I_x, I_y, I_z	ممان‌های اینرسی	L	نیروی برا
		D	نیروی پسا
		F_x, F_y, F_z	نیروی آیرودینامیک در سینماتیک انتقالی
		T	نیروی تراست موتور فرار
		Q	فشار دینامیکی
		g_x, g_y, g_z	نیروی گرانش زمین
		ρ	چگالی هوا

مقدمه

امنیت سرنشین در مأموریت‌های فضایی اهمیت بسیار زیادی دارد و راهکارهای مختلفی نیز برای حفظ جان سرنشینان در مواقع بحرانی ارائه شده است. در اولین مأموریت‌های اعزام انسان به فضا خیری از سیستم‌های کنونی نجات انسان در مواقع اضطراری نبود، بلکه بمانند جنگنده‌ها، فقط از صندلی نجات استفاده می‌کردند. با توجه به شکست‌های متعدد مأموریت‌های فضایی و تلفات جانی و پرهزینه

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)

۲. استادیار

۳. کارشناسی ارشد

بدین ترتیب توسعه سامانه لغو پرتاب در دستور کار مراکز فضایی جهان قرار گرفت. در حالی که سازمان فضایی روسیه در حال تحقیق و توسعه سامانه‌های لغو پرتاب برای سایوز بود، فضانوردان آمریکایی خطر را به جان خریده و در شرایط غیرایمن پرواز می‌کردند. فضایی‌های معروف شاتل که سازمان فضایی آمریکا برای اعزام فضانوردان خود به فضا استفاده می‌کرد، فاقد سیستم لغو پرتاب بود و تنها از صندلی نجات یا محفظه نجات که چیزی شبیه به صندلی نجات است استفاده می‌کرد. در همین دوران بود که سازمان فضایی روسیه در سال ۲۰۰۳ توانست نسل جدیدی از سیستم‌های لغو پرتاب را بر پایه سایوزرونامی کند. در سیستم جدید دیگر خبری از برج اتصال نبود. در همین حین نیز سازمان فضایی آمریکا با چند اتفاق ناگوار در شاتل‌های فضایی خود روبه‌رو شد که به دلیل عملکرد نامناسب سیستم‌های خروج و دیگر دلایل، مرگ فضانوردان را به همراه داشت. اینجا بود که سازمان فضایی آمریکا هم به توسعه سامانه‌های لغو پرتاب روی آورد، و همزمان با اعلام اینکه از سال ۲۰۱۱ به بعد دیگر شاتل پروازی نخواهد داشت، چند گروه دولتی و خصوصی را برای ساخت کپسول‌ها و در نتیجه سیستم‌های لغو پرتاب انتخاب کرد. در سال ۲۰۰۷، نشانه‌هایی از این سامانه جدید بروز پیدا کرد و تقریباً دو گروه درون سازمانی دو سامانه جدید را، که هر دو بر پایه کپسول اورایون و راکت حامل ارس-۱ بود، معرفی کردند. اینها آخرین تلاش‌ها برای توسعه نبود. آخرین نمونه سیستم‌های لغو پرتاب توسط شرکت خصوصی اسپیس ایکس^۴ طراحی و پایه‌ریزی شده است که تقریباً یک تحول شگرف در این زمینه به حساب می‌آید. زیرا که اساس کار تماماً تغییر داشته و دیگر با یک سامانه کشنده روبه‌رو نیستیم، بلکه سامانه جدید هل‌دهنده است.

تنها حادثه‌ای که در آن استفاده از سامانه لغو پرتاب گزارش شده است، مربوط به ۲۶ سپتامبر ۱۹۸۳ می‌شود که در پرتاب سایوز T-10a لحظاتی قبل از پرتاب راکت حامل کپسول دچار اشکال و در نتیجه آتش‌سوزی شده است. طبق گزارش‌ها پس از آنکه راکت‌های مربوط به سامانه خروج روشن شد، فضانوردان تا ۵ ثانیه شتابی بین ۱۴ تا ۱۷ برابر جاذبه زمین را تحمل کرده‌اند. کپسول پس از رسیدن به ارتفاع ۲ کیلومتری توانسته است دو فضانورد خود را ۴ کیلومتر دورتر از محل حادثه پیاده کند [۵].

در این مقاله ابتدا با شبیه‌سازی دینامیک سامانه لغو پرتاب، اقدام به جایگذاری نیروهای آیرودینامیکی و اعمال مسیر هدایت به مسئله می‌نماییم تا بتوانیم با شبیه‌سازی، ضرورت‌ها و الزامات مسئله را استخراج کنیم. آیرودینامیک سامانه لغو پرتاب از طریق پایگاه

آن، برج فرار یا سامانه لغو پرتاب^۴، به عنوان یکی از این راهکارها، به طور گسترده در فضایی‌ها مورد توجه قرار گرفته و درصد بالایی از بودجه مأموریت‌های فضایی را به خود اختصاص داده است.

ایده اولیه استفاده از راکت‌های متصل به کپسول برای نجات فضانوردان توسط ماکسیم فاگت در سال ۱۹۵۸ پایه‌گذاری شد. در این سیستم برای اتصال کپسول به راکت از یک برج خرپا شکل که در بالای کپسول قرار می‌گیرد، استفاده می‌شود. اولین ارزیابی این سامانه در پروژه کپسول مرکوری^۵ در ماه مارس سال ۱۹۵۹ انجام گرفت و پس از آن در آپولو^۶ استفاده شد [۱-۳]. در هر دو طراحی، از موتورهای سوخت جامد که در شرکت گرندهسترال راکت ساخته شده بود، استفاده شده است. پس از کشور آمریکا، این سامانه توسط روسیه و چین در سایوز و شزنو مورد استفاده قرار گرفت. این وسیله از چهار بخش مهم موتور کنترل وضعیت، موتور جدایش، موتور لغو پرتاب و یک ابزار کنترلی تشکیل شده است. با توجه به حساسیت انتقال کپسول فضانوردان به مکانی امن در شرایط بحرانی، عملگر کنترلی اهمیت زیاد و قابلیت اطمینان بالایی نیز باید داشته باشد، زیرا وظیفه حذف اغتشاشات، ایجاد پایداری و کمک به حرکت صحیح در مسیر هدایت را نیز بر عهده دارد.

از زمانی که روسیه در پروژه وستاک و آمریکا در جمینی از صندلی‌های نجات برای تأمین امنیت فضانوردان استفاده می‌کردند، سال‌های گذشت با پیشرفت تمام عیار سامانه‌های فضایی در قرن ۲۱، سیستم‌های لغو پرتاب نیز دستخوش تحولات بسیار زیادی شده است. پس از آنکه در پروژه سایوز^۷ T-10a عملکرد این سامانه مورد ارزیابی جدی قرار گرفت، و در حالی که در لحظه پرتاب با ایجاد اختلال در راکت حمل‌کننده کپسول و انفجار آن، برای اولین بار این فرصت فراهم شده بود تا این سامانه خودی نشان بدهد، سامانه لغو پرتاب توانست کپسول سرنشینان را به سرعت از محل حادثه دور کرده و پس از قرار گرفتن در ارتفاع مناسب، کپسول را جدا کرده، چتر را باز کند و سرانجام سرنشینان را نجات دهد. اما این پایان کار نبود، اتفاق نگران‌کننده زمانی افتاد که مشاهده شد عملکرد سامانه به صورت دستی بوده است. پس از وقوع اشکال در راکت حامل، مرکز هدایت این موضوع را به فضانوردان اطلاع داده و آنها به صورت دستی آن را از داخل کپسول فعال کرده‌اند. اگر در عملکرد فضانوردان برای راه‌اندازی سامانه تنها ۵ ثانیه تأخیر ایجاد می‌شد، دیگر این موضوع قابل کنترل نبوده و انفجار راکت، می‌توانست از بین رفتن فضانوردان به دنبال داشته باشد [۴].

4. Launch Abort System (LAS)
5. Mercury
6. Apollo
7. Soyuz

است، انجام و شرح داده می‌شود و در نهایت خلاصه و نتیجه‌گیری آمده است.

مقالات مرتبط

در سال ۱۹۷۳، در مرکز فضایی وایتسنزد، ناسا در جریان پرتاب چهارمین سری از فضایی‌های آپولو همراه با سامانه لغو پرتاب، آزمایش‌هایی را انجام داد و نتایج آن را منتشر کرد [۷]. این پرتاب تا ارتفاع ۱۱۲ هزار پایی پیش رفت و سپس با جدایش توسط سامانه لغو پرتاب کپسول به زمین بازگشت، موتور سامانه لغو پرتاب کپسول را تا ارتفاع ۱۷۵ هزار پایی بالا برد و در حدود ۱۱۰ مایلی محل پرتاب کپسول به زمین نشست. دو هدف در این مقاله دنبال شده است: هدف اول، اندازه‌گیری قدرت اجرایی سامانه لغو پرتاب در جدایش و ارتفاع تقریبی آن که با استفاده از بالک‌های کوچک مورد کنترل قرار می‌گرفته است. هدف دوم، توانایی سامانه در مانور تغییر جهت و پایداری پس از آن به هنگام فرود با استفاده از بالک‌ها بوده است. در این پرتاب آپولو دارای سه سرنشین بوده است که این سامانه برای نجات جان آنها در مواقع ضروری طراحی شده است. این سامانه به صورت غیرفعال (پسیو) کنترل می‌شود. در مقاله [۸] دیودسون و همکاران در سال ۲۰۰۷، به شناسایی الزامات سامانه لغو پرتاب اورایون^۱ در فاز صعود و الزامات طراحی از دیدگاه هدایت و کنترل پرداخته‌اند. آنها مبنای آنالیز خود را تغییرات در سرعت، ارتفاع، جو و ساختار سامانه لغو پرتاب در طول فاز صعود قرار داده‌اند. در انتها برای بالا بردن سطح عملکرد سامانه و قابلیت کنترلی آن، پیشنهادهایی را از جهت قوانین حاکم بر آن و در نظر گرفتن مسیرهای جایگزین و بهتر برای انجام مأموریت داده‌اند. سامانه لغو پرتاب آپولو به صورت غیرفعال بود که در آن یک زمان سنج به صورت حلقه باز ترتیب رخدادها را کنترل می‌کرد و یک کانارد آیرودینامیکی نیز به صورت غیرفعال تغییر جهت وسیله به سمت سپر حرارتی را انجام می‌دهد. هر چند این سامانه دارای مزیت سادگی و ریسک کم است ولی معایبی نیز دارد. این سامانه به حدود ۱۰۰۰ پوند نیرو نیاز دارد تا بتواند پایداری آیرودینامیکی را حفظ کند. به علاوه عملکرد غیرفعال کانارد ممکن است باعث غلت زدن سامانه در برخی موارد شود. سامانه لغو پرتاب فعال ممکن است هزینه بیشتر را تحمیل کند ولی در عوض در وزن صرفه جویی شده و ایمنی نیز افزایش می‌یابد.

در مقاله [۹] مکامین و همکاران در سال ۲۰۰۷ به توسعه محیط شبیه‌سازی برای سامانه لغو پرتاب با تمرکز مطالعه روی طراحی بلوک کنترلی اقدام کرده‌اند. ابتدا با شناسایی ابزار و

داده [۵] و روابط موجود در مقالات [۶] و اطلاعات منتشر شده در یکی از سامانه‌های لغو پرتاب مورد استفاده قرار می‌گیرد و همچنین مسیر هدایت نیز برای سامانه لغو پرتاب بر اساس مقاله [۶] طراحی شده و به صورت ورودی به سیستم اعمال می‌شود. اهم حرکت وسیله در فازهای تعقیب و قرارگیری پیاده‌سازی می‌شود که برای این دو بخش احتیاج به طراحی کنترلر فراز و سمت با توجه به محدودیت‌ها و الزامات سیستم است.

دینامیک سامانه لغو پرتاب شبیه دینامیک یک راکت به صورت عمومی است که مدل دینامیک شش درجه آزادی از نوع غیرخطی بر آن حاکم است. یکی از مسائلی که در این مقاله مورد توجه قرار گرفته است، طراحی کنترلر با استفاده از روش غیرخطی دینامیک واورن است. الگوریتم کنترلی در این سامانه به ما خواهد گفت که کنترلر چه مقدار تراست و در کدام جهت نیاز دارد تا بتواند الزامات مسئله را پوشش دهد. سامانه لغو پرتاب در شرایط مختلف ممکن است ناپایدار باشد. این موضوع یکی از چالش‌های طراحی کنترلر بوده و ایجاد کنترل در منطقه گذر صوت و بیشینه حالت فشار دینامیکی در صعود، به دلیل حساسیت بالای آن دشوار خواهد بود. همان‌طور که قبلاً گفته شد کنترل این وسیله در دو کانال فراز و سمت اتفاق می‌افتد. در کانال فراز هدف به حداقل رساندن خطای زاویه حمله در مسیر حرکت سامانه و مسیر هدایت مطلوب بوده و در کانال سمت هدف به حداقل رساندن خطای زاویه سرش جانبی در مسیر حرکت سامانه و مسیر هدایت مطلوب است. یک مکانیزم کنترلی با فیدبک طراحی شده است تا بتواند از طریق فرامین کنترلی برای موتورهای کنترل وضعیت، سامانه لغو پرتاب را پایدار کرده و تغییر جهت^۹ مطلوب را انجام دهد. عملکرد سامانه لغو پرتاب به سه رژیم مختلف بر حسب ارتفاع تقسیم می‌شود:

- ارتفاع پایین بین ۰ تا ۷/۵ کیلومتر:
- ارتفاع متوسط بین ۷/۵ تا ۴۵/۵ کیلومتر:
- ارتفاع بالا بین ۴۵/۵ کیلومتر تا ارتفاع نامی برای جدایش کابین خدمه

ترتیب و رخدادهای تعریف شده برای سامانه لغو پرتاب وابسته به ارتفاع شروع فرایند لغو پرتاب، زمان سپری شده، فشار دینامیکی و عدد ماخ است.

در ادامه و در بخش بعدی، مقالات و کارهای مرتبط با کنترل وضعیت سامانه لغو پرتاب شرح داده می‌شود. سپس کنترل‌کننده مشتعل بر مدل دینامیکی، هدف کنترلی و طراحی کنترل‌کننده ارائه می‌شود. در بخش بعد، ارزیابی کنترل‌کننده از طریق شبیه‌سازی و بر اساس سناریوهایی که از مقالات مرتبط و مرجع استخراج شده

تنظیم بهره یک نوع برهم‌نهی بین دسته‌بندی‌ها به وجود آورده و یک جدول بهره سه‌بعدی را توسعه دهند. این مقاله نتوانسته جواب‌های کنترلی خوبی در سیستم غیرخطی واقعی ایجاد کند. همچنین با توجه به توضیحات نویسندگان ادعای پوشش کنترلی برای تمام سامانه‌های لغو پرتاب نیز در حاله‌ای از ابهام است. در مقاله [۱۴] آقای سیدحسین ساداتی و همکاران در سال ۱۳۸۶، ساختار کنترل تعقیب تطبیقی مستقیم با استفاده از شبکه عصبی را ارائه و بر روی کاربرد شبکه‌های عصبی در ساختار کنترل پرواز بر اساس خطی‌سازی پستورد دینامیک پرند تاکید کرده است. به‌کارگیری شبکه‌های عصبی که قابل یادگیری همزمان باشند، برای جبران خطای معکوس‌سازی ناشی از مدل‌سازی ناقص، تخمین معکوس یا تغییرات ناگهانی در دینامیک مفید است. قانون سازگاری وزن‌های پایدار برای شبکه عصبی همزمان به‌دست می‌آید. بر اساس فرضیات متعارف در مورد غیرخطی‌سازی، که حاکی از خطای معکوس است، از سازگاری الگوریتم اطمینان حاصل می‌شود، به طوری که تمام سیگنال‌ها در حلقه به‌طور یکنواخت محدود می‌شوند و وزن‌های شبکه عصبی همزمان به مقادیر ثابت همگرا می‌شود. در انتها نتایج شبیه‌سازی با معادلات شش درجه آزادی غیرخطی نشان داده شده است تا تأثیر قانون کنترل اثبات شود.

سامانه لغو پرتاب به طور ذاتی دارای مانور با دینامیک بالاست که باید به صورت ایمن و خیلی سریع خود را از یک موتور معیوبی که ممکن است دارای چرخش‌های زیاد خارج از وضعیت نامی باشد دور کند [۱۰]. روش برنامه‌ریزی بهره کاستی‌های جدی برای سامانه‌های با قدرت مانور بالا دارد [۱۵]. با توجه به کاستی‌های روش برنامه‌ریزی بهره برای کنترل وسایل با دینامیک و مانور بالا، روش غیرخطی وارون دینامیک [۱۸، ۱۹] برای کنترل وضعیت سامانه لغو پرتاب در این مقاله ارائه شده است.

طراحی کنترلر

سامانه لغو پرتاب باید به گونه‌ای طراحی شود که بتواند در مواقع بحرانی و شرایط اضطراری روی سکوی پرتاب یا مراحل اولیه پرواز (صعود اولیه) در مدت زمانی بسیار کوتاه (حدود میلی ثانیه) فعال شده و کپسول حامل سرشنین فضاپیما را به سرعت از محل حادثه دور نماید. برای انجام این مأموریت، سامانه لغو پرتاب دارای سه موتور به شرح زیر است [۱۶، ۱۷].

- موتور لغو پرتاب (فرار اضطراری): این موتور نیروی پیشرانش بسیار زیادی در حدود ۵۰۰۰۰۰ پوند-نیرو (۲۲۴۰۰۰ نیوتن) را در مدت زمانی کوتاه تولید می‌کند تا بتواند در شرایط اضطراری به سرعت کابین خدمه را از موشک یا پرتاب‌کننده

بلوک‌های زیرسیستمی لازم در کنترلر به معرفی آنها و بازگرددن جایگاه و نقش هر یک پرداخته‌اند. سپس سعی به همخوان کردن آنها با قوانین کنترلی حاکم بر وسیله کرده‌اند تا از این طریق به ایجاد کتابخانه‌های مختلف در بخش آیرودینامیکی و ضرایب پایداری اقدام کنند. در مقاله [۹] اسپارکز و همکاران در سال ۲۰۰۹ به بررسی عملکرد سیستم کنترلی در کاوشگرهای حامل انسان پرداخته‌اند. در این مقاله وی توان و عملکرد کنترلرها برای رسیدن به الزامات پرواز در شرایط مختلف را ارزیابی کرده است. البته وی از طراحی هیبریدی برای کنترل استفاده کرده و در نهایت آن را در فاز رهگیری و فرود برای یک دینامیک ۶ درجه آزادی با اعمال روش مونتکارلو انجام داده است. هدف او از این کار شناسایی وضعیت‌های بحرانی در پرواز از دید توان کنترلی بوده است. در مقاله [۱۱] اونز و همکاران در سال ۲۰۱۱ به بررسی پایداری دینامیکی در سامانه لغو پرتاب اورایون پرداخته‌اند. آنها ابتدا به تشریح اهمیت المان‌های پایداری دینامیکی در طراحی مسیر هدایت و کنترل وسیله پرداخته و سپس با بیان وضعیت پروازی، مانند در نظر گرفتن ماخ ۲ برای وسیله به هنگام بازگشت از ارتفاعات بالاتر، کار خود را آغاز کرده است. یکی از بخش‌هایی که وی در آن صحبت از عدم تعادل نیروها و ناپایداری سامانه کرده است، بخش تغییر جهت است. تست‌های پایداری آن در تونل باد فراصوت ناسا انجام شده است.

در مقاله [۱۲] استیلواتر در سال ۲۰۱۰، اقدام به بهینه‌سازی مسیر هدایت در کانال پیچ کرده است. سعی مؤلف بر این بوده که بتواند با استفاده از ابزار آنالیز مونتکارلو تمام حالات ممکن جدایش سامانه از راکت اصلی را در نظر گرفته و با استفاده از روش بهینه‌سازی بهره بتواند یک حالت کنترلی بهینه را توسعه دهد. در این مقاله، فقط کانال پیچ در نظر گرفته شده و در ضمن بهینه‌سازی فقط در فاز رهگیری انجام گرفته است. در مقاله [۵] آقای کریستوفر هارتمن در سال ۲۰۱۰ به بررسی آیرودینامیک سامانه لغو پرتاب در محیط آزمایشگاهی و برای رژیم جریان زیرصوت اقدام کرده است. جریان تراکم‌ناپذیر تونل ۲۰ پای ناسا در این آزمایش استفاده شده است. در این مقاله، مرکز جرم و زوایای اوپلر با استفاده از تصویربرداری زمانی مورد محاسبه قرار گرفته است. همچنین دو مانور غلت و سمت مورد تست و ارزیابی قرار گرفته است. مدل استفاده شده دارای تقارن محوری در سمت X است و اندازه آن یک بیستم طول واقعی آن بوده است، که در نتیجه آن روابط آیرودینامیکی حاکم بر سامانه به صورت راضی‌کننده به‌دست آمده است. در مقاله [۱۳] مکنامارا و همکاران در سال ۲۰۱۱ سعی کرده‌اند تا به خطی‌سازی سیستم و اعمال کنترل خطی بر روی آن در دو کانال پیچ و گشت اقدام کنند و سپس با استفاده از روش

- فاز تغییر جهت از ثانیه ۱۰ تا ۲۱ پرواز را در بر می‌گیرد. در این فاز فرامین زاویه حمله و سرش جانبی برای تولید فرامین پیچ و یاو استفاده می‌شود.

با توجه به مأموریت تعیین شده برای سامانه لغو پرتاب، کنترل وضعیت براساس مسیر هدایت در دو کانال فراز و سمت انجام می‌شود. اهم عملکرد کنترل‌کننده در فاز سریدن و سپس فاز تغییر جهت است که باید بر اساس پروفایل تعیین شده، وضعیت وسیله را کنترل نماید.

هدف کنترلر

اهداف کنترلی و معیارهای ارزیابی براساس مقالات مرتبط تنظیم شده است. بر این اساس مأموریت یک سامانه لغو پرتاب وقتی موفقیت‌آمیز است که شرایط زیر را فراهم نماید [۱۰]:

- تغییر وضعیت سامانه به نحوی که شرایط برای جدا شدن کابین خدمه و باز شدن چتر نجات فراهم باشد.
 - محدود شدن بارهای آیرودینامیکی به نحوی که به سلامت و یکپارچگی سازه آسیبی نرسد.
 - فاصله گرفتن به اندازه کافی سامانه لغو پرتاب از موشک یا پرتابگر به نحوی که کابین خدمه بتواند به صورت ایمن فرود آید.
- با توجه به توضیحات ارائه شده و به منظور فراهم شدن شرایط موفقیت‌آمیز، سناریوی پرواز مطابق شکل (۱) و بر اساس آن پروفایل زاویه حمله مطابق شکل (۲) برای سامانه لغو پرتاب تعیین شده است [۱۰].

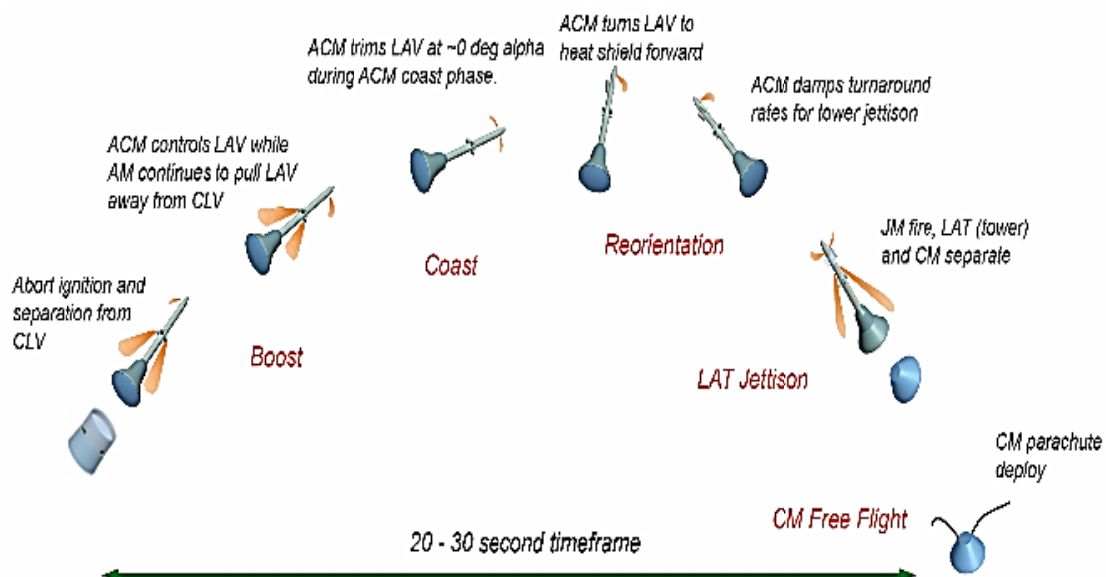
دور نماید. این موتور حدود ۳۴۶۰ کیلوگرم وزن دارد.

- موتورهای کنترل وضعیت: این موتورها با تولید نیروی پیشران حدود ۷۰۰۰ پوندی (۳۱۱۳۷ نیوتن) امکان کنترل سریع وضعیت فضاپیما را در طول پرواز فراهم می‌کنند. موتور کنترل وضعیت یک موتور سوخت جامد با ۸ نازل است که با زاویه ۴۵ درجه قرار گرفته‌اند. این موتورها در ۷ ثانیه اول حدود ۷۰۰۰ پوند-نیرو تولید می‌کنند و سپس از ثانیه ۷ تا ثانیه ۲۷، نیروی پیشران آنها به حدود ۲۵۰۰ پوند-نیرو می‌رسد.

- موتور استقرار: این موتور در مراحل نهایی پرواز سامانه لغو پرتاب، کابین خدمه را جدا می‌کند تا پس از باز شدن چتر امکان بازیابی سالم آن فراهم شود. این موتور نیرویی معادل ۱۷۸ کیلو نیوتن را تولید می‌کند.

سه مرحله کنترلی برای سامانه لغو پرتاب وجود دارد: مرحله جدایش، مرحله ردگیری و مرحله استقرار. در مرحله ردگیری، هدف اولیه کنترلر صفر نگه داشتن زاویه حمله و زاویه سرش جانبی و هدف ثانویه نیز جلوگیری از چرخش وسیله است (در واقع صفر کردن نرخ‌های زاویه‌ای است). مرحله ردگیری به سه فاز مختلف تقسیم می‌شود:

- فاز هدایت (فرمان) در دو ثانیه اول پرواز قرار می‌گیرد. در این فاز فرامین پیچ و یاو از طریق یک جدول هدایت برای سامانه تعیین می‌شود.
- فاز بعدی را فاز سریدن یا سرش می‌گویند و بازه زمانی آن بین ثانیه ۲ تا ثانیه ۱۰ است. در این فاز از طریق زاویه حمله و زاویه سرش جانبی، فرامین پیچ و یاو تولید می‌شوند.



شکل ۱- سناریوی لغو پرتاب [۶] و [۱۷]

$$140^\circ \leq \alpha_{reorientation} \leq 220^\circ$$

$$-40^\circ \leq \beta \leq 40^\circ$$

$$-80^\circ/sec \leq p \leq 80^\circ/sec$$

$$-40^\circ/sec \leq q \leq 40^\circ/sec$$

$$-40^\circ/sec \leq r \leq 40^\circ/sec$$

$$0 \leq M \leq 0.9$$

برای حفظ ایمنی خدمه پرواز، سامانه لغو پرتاب باید کابین خدمه را به اندازه کافی از محل حادثه و انفجارهای احتمالی دور نگه دارد. برای این منظور کمینه ارتفاع و فاصله کافی برای دور شدن از محل حادثه به صورت روابط زیر تعیین شده است [۱۰]:

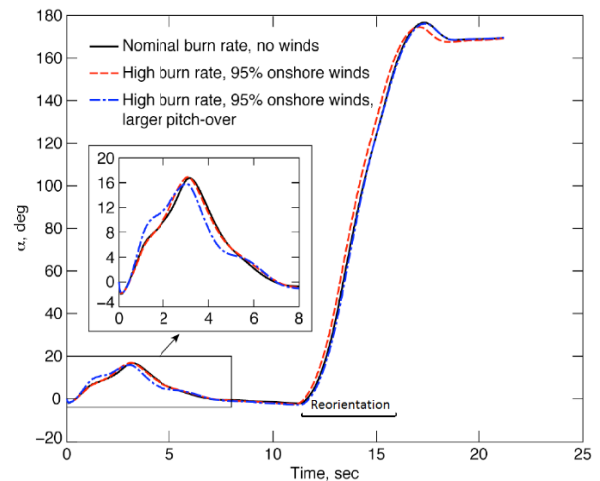
$$\text{ارتفاع} \geq 1700 \text{ m}$$

$$\text{فاصله} \geq 1100 \text{ m}$$

با این توضیحات ویژگی‌های مطلوب برای کنترلر و فرمان ورودی کنترلی تعیین شده است. مشابه مقالات مرتبط با سامانه لغو پرتاب [۱۰]، در این مقاله نیز، این ویژگی‌های مطلوب در ارزیابی‌ها و شبیه‌سازی‌های کنترلی مورد بررسی قرار گرفته و با نتایج سامانه لغو پرتاب ناسا [۱۰] مقایسه می‌شوند.

مدل دینامیکی

دینامیک سامانه لغو پرتاب شبیه دینامیک یک راکت به صورت عمومی است که مدل دینامیکی شش درجه آزادی از نوع غیرخطی بر آن حاکم است. با انجام برخی محاسبات و استفاده از قانون دوم نیوتن، حرکت پرنده از ترکیب نیروهای آیرودینامیکی، نیروی جاذبه و نیروی پیشران به دست می‌آید [۱۴، ۱۵] و [۲۰، ۲۱]. بردارهای سرعت، نیرو و ممان در سامانه لغو پرتاب در شکل (۳) نشان داده شده است که بر اساس آن معادلات شش درجه آزادی سامانه لغو پرتاب به صورت زیر بیان می‌شوند [۱۴، ۱۵] و [۲۰، ۲۱].

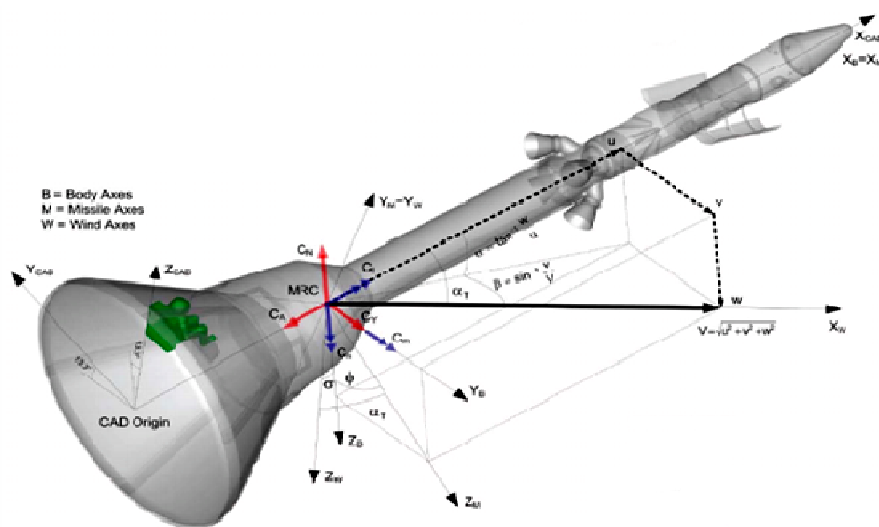


شکل ۲- پروفایل زاویه حمله برای یک سامانه لغو پرتاب [۱۷]

فرمان‌های ورودی کنترلی براساس مسیر هدایت مطلوب (شکل‌های ۱ و ۲) و با استفاده از زاویه حمله و زاویه سرش جانبی به سامانه داده می‌شود. زاویه حمله در ابتدای پرواز حدود صفر درجه است ولی از ثانیه ۱۰ به بعد و در مانور تغییر جهت، باید حدود ۱۸۰ درجه تغییر کند تا بتواند وسیله را تغییر جهت داده و یک سپر حرارتی برای باز شدن چترها ایجاد کند. محدوده مجاز زاویه حمله در مانور تغییر جهت به صورت رابطه زیر تعیین شده است [۱۰].

$$140^\circ \leq \alpha_{reorientation} \leq 220^\circ$$

پس از آن زاویه حمله ثابت می‌ماند تا اینکه شرایط برای جدایش کابین خدمه و سپس جدایش چتر آماده شود. در این مدت زاویه سرش جانبی تغییرات بسیار کمی دارد و چرخش‌های وسیله نیز باید کنترل شود. شرایط مطلوب برای جدا شدن چتر نجات و فرود به صورت روابط زیر تعیین شده است [۱۰]:



شکل ۳- بردارهای سرعت، نیرو و ممان‌ها در سامانه لغو پرتاب [۱۶]

$$\dot{y}_1 = u \cos \theta \sin \psi + v (\sin \phi \sin \theta \sin \psi - \cos \phi \cos \psi) + w (\cos \phi \sin \theta \sin \psi + \sin \phi \cos \psi) \quad (14)$$

$$\dot{z}_1 = -u \sin \theta + v \sin \phi \cos \theta + w \cos \phi \cos \theta \quad (15)$$

معادلات حرکت با موتور کنترلی

در معادلات مربوط به موتور کنترلی با توجه به اینکه برای کنترل وسیله از تراستر استفاده می‌شود، پس معادلات آن نیز متفاوت است. برای بسط معادلات از قانون نیوتن استفاده می‌کنیم که معادلات انتقالی و دورانی آن به صورت معادلات (۱۶) و (۱۷) است:

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = - \begin{pmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \begin{pmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{pmatrix} \quad (16)$$

$$\begin{pmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = - \begin{pmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} L \\ M \\ N \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & l_y \\ 0 & l_y & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{pmatrix} \quad (17)$$

در این معادلات، المان‌های T_x و T_y فرامین کنترلی هستند که برای کنترل وضعیت مورد استفاده قرار می‌گیرند و T نیز نیروی تراستر موتور فرار است. آیرودینامیک حاکم بر سیستم هم با استفاده از مقالات موجود [۵، ۶] استخراج شده است. همین طور ضرایب آیرودینامیک نیز از مقاله [۶] مربوط به C_l ، C_d ، C_m ، C_y ، C_n است، استخراج شده است. ضرایب آیرودینامیکی بر اساس دو عامل زاویه حمله یا زاویه سرش جانبی و عددماخ تغییر می‌کند.

طراحی کنترلر

روش وارون دینامیک، نمونه خاصی از خطی‌سازی پس‌خورده است. امروزه، روش وارون دینامیک غیرخطی به عنوان یک روش مناسب و شناخته شده برای محدوده وسیعی از سیستم‌های غیرخطی به‌خصوص با مانور بالا به‌کارگرفته می‌شود. پایه این روش تبدیل یک سیستم غیرخطی به یک سیستم خطی جزئی یا کامل و سپس استفاده از روش‌های کنترل خطی کاملاً شناخته شده و قدرتمند برای کامل کردن سیستم کنترل است. دو فرض اصلی در روش وارون دینامیک در نظر گرفته می‌شود:

- دینامیک سیستم کاملاً مدل شده است.

- حالت‌های سیستم به دقت اندازه‌گیری یا تخمین زده می‌شوند.

$$\dot{p} = \frac{I_x I_z a_{aero} + I_{xz} (n_{aero} + n_T)}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{I_{xz} (I_x - I_y + I_z) p q + [I_z (I_y - I_z) - I_{xz}^2] q r}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (1)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_y} [m_{aero} + m_T + p r (I_z - I_x) + I_{xz} (r^2 - p^2)] \quad (2)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xz} a_{aero} + I_x (n_{aero} + n_T)}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{I_{xz} (I_x - I_y) + I_{xz}^2 p q - I_{xz} (I_x - I_y + I_z) q r}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (3)$$

$$\dot{\beta} = p \sin \alpha - r \cos \alpha + \frac{1}{m v} [m g \sin \gamma \sin \mu] + \frac{1}{m v} [Y \cos \beta - T \sin \beta \cos \alpha] \quad (4)$$

$$\dot{\alpha} = q - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \tan \beta + \frac{1}{m v \cos \beta} [-L + m g \cos \gamma \cos \mu] + \frac{1}{m v \cos \beta} [-T \sin \alpha] \quad (5)$$

$$\dot{\mu} = \frac{1}{\cos \beta} (p \cos \alpha + r \sin \alpha) - \frac{q}{v} \tan \beta \cos \mu \cos \gamma + \frac{L + T \sin \alpha}{m v} [\tan \gamma \sin \mu + \tan \beta] + \frac{Y}{m v} \tan \gamma \cos \mu \cos \beta \quad (6)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{m v} [L \cos \mu - m g \cos \gamma - Y \sin \mu \cos \beta] + \frac{T}{m v} [\sin \mu \sin \beta \cos \alpha + \cos \mu \sin \alpha] \quad (7)$$

$$\dot{\chi} = \frac{1}{m v \cos \gamma} \{ [L \sin \mu + Y \cos \mu \cos \beta] + T [\sin \mu \sin \alpha - \cos \mu \sin \beta \cos \alpha] \} \quad (8)$$

$$\dot{V} = \frac{1}{m} [-D + Y \sin \beta - m g \sin \gamma + T \cos \beta \cos \alpha] \quad (9)$$

سه رابطه (۱) تا (۳)، معادلات حاکم بر وضعیت پرنده است که در آن به ترتیب نرخ غلت، پیچ و یاو در مختصات بدنه هستند. سه رابطه (۴) تا (۶)، معادلات حاکم بر حرکت پرنده نسبت به بردار سرعت هستند که عبارتند از: زاویه سرش جانبی، زاویه حمله و زاویه چرخش حول بردار سرعت. دو رابطه (۷) و (۸) چرخش بردار سرعت نسبت به فضای اینرسی را شرح می‌دهد. در اینجا γ زاویه مسیر پرواز، χ زاویه سرعت با شمال و V سرعت هواپیماست. همچنین L نیروی برآ، D نیروی پسا و Y نیروی جانبی هستند.

با تعریف دوران حول محور z بدنه به عنوان زاویه سمت، دوران حول محور y بدنه به عنوان زاویه پیچ و دوران حول محور x بدنه به عنوان زاویه غلت، می‌توان نرخ‌های زوایای اویلر روابط (۱۰) تا (۱۲) را برحسب مؤلفه‌هایی از سرعت زاویه‌ای به‌دست آورد [۱۳]:

$$\dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \quad (10)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (11)$$

$$\dot{\psi} = (q \sin \phi + r \cos \phi) / \cos \theta \quad (12)$$

در این صورت سرعت مطلق در ترم‌هایی از زوایای اویلر و مؤلفه‌های سرعت در دستگاه بدنه روابط (۱۳) تا (۱۵) به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\dot{x}_1 = u \cos \theta \cos \psi + v (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) + w (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \quad (13)$$

$$\begin{bmatrix} f_p(\bar{x}) \\ f_q(\bar{x}) \\ f_r(\bar{x}) \end{bmatrix} = I^{-1} \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} I \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + I^{-1} \begin{bmatrix} \hat{l}_{aero} \\ \hat{m}_{aero} \\ \hat{n}_{aero} \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$g(\bar{x}) = I^{-1} \begin{bmatrix} l_y & 0 & 0 \\ 0 & 0 & l_x \\ 0 & l_x & 0 \end{bmatrix}$$

که I ماتریس ممان اینرسی است. در این صورت گشتاورهای آیرودینامیکی از مشخصه‌های خطی کنترل و پایداری پرنده که تابع هموار زاویه حمله هستند، به صورت روابط (۲۱) تا (۲۳) به دست می‌آیند:

$$\hat{l}_{aero} = 1/2 \rho V^2 S b [C_{l\beta}(\alpha) \beta + C_{lp}(\alpha) \frac{pb}{2V} + C_{l1r}(\alpha) \frac{rb}{2V}] \quad (21)$$

$$\hat{m}_{aero} = 1/2 \rho V^2 S c [C_{m\alpha}(\alpha) \beta + C_{mq}(\alpha) \frac{cq}{2V}] \quad (22)$$

$$\hat{n}_{aero} = 1/2 \rho V^2 S c [C_{n\beta}(\alpha) \beta + C_{nr}(\alpha) \frac{rb}{2V} + C_{nr} \frac{rb}{2V}] \quad (23)$$

دینامیک مطلوب برای حالت‌های سریع سیستم در رابطه (۲۴) نشان داده شده است که در آن p_c ، q_c و r_c فرمان‌های نرخ رول، پیچ و یاو هستند که از حلقه خارجی یا بخش دینامیک کند سیستم به دست می‌آیند.

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{p}_c + K_p(p_c - p) \\ \dot{q}_c + K_q(q_c - q) \\ \dot{r}_c + K_r(r_c - r) \end{bmatrix} \quad (24)$$

با جایگذاری رابطه (۲۴) در رابطه (۱۸)، کنترلر u به دست می‌آید:

$$u = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = g^{-1}(x) \left\{ \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f_p(\bar{x}) \\ f_q(\bar{x}) \\ f_r(\bar{x}) \end{bmatrix} \right\} \quad (25)$$

بنابراین، با جایگذاری روابط، اندازه خروجی موتور کنترلی به ازای فرمان سرعت‌های زاویه‌ای تعیین می‌شود.

کنترل کننده حلقه خارجی برای حالت‌های آهسته پرنده با نازل

در این حلقه، کنترل کننده به منظور کنترل حالت‌های آهسته با استفاده از حالت‌های سریع به عنوان ورودی کنترل، طراحی می‌شود. برای طراحی کنترلر حلقه خارجی، ابتدا روابط (۴) تا (۶) برای حالت‌های آهسته به صورت ترکیبی از عبارت‌های خطی و غیرخطی به صورت (۲۶) بازنویسی می‌شود:

در روش وارون دینامیک نیاز است که به اندازه وضعیت‌های سیستم، ورودی وجود داشته باشد. با توجه به اینکه این حالت برای سامانه لغو پرتاب وجود ندارد، با تقسیم مسئله به دو مقیاس زمانی مشکل برطرف می‌شود [۱۵]. این روش در معکوس‌های حلقه داخلی و خارجی جداگانه بر اساس تخمین دو مقیاس زمانی که عموماً در دینامیک‌های جسم پرنده تفکیک پذیر است، به کار می‌رود. فرایند طراحی در این روش را می‌توان به دو مرحله با دو حلقه کنترلی تقسیم کرد: در حلقه بیرونی کنترل کننده‌ای برای کنترل حالت‌های آهسته سیستم یعنی زاویه حمله، زاویه سرش جانبی و زاویه غلت (α ، β و μ) طراحی می‌شود و فرض بر این است که حالت‌های سریع یعنی سرعت‌های زاویه‌ای p ، q و r مقادیر ورودی کنترل هستند. بعد از طراحی کنترل کننده حالت‌های آهسته در حلقه بیرونی، کنترل کننده حلقه درونی به طور مجزا طراحی می‌شود تا حالت‌های سریع p ، q و r مسیرهای ورودی کنترل حلقه بیرونی را با به کارگیری ورودی‌های کنترل واقعی، یعنی موتور کنترلی دنبال کنند. این روش در صورتی قابل توجیه است که دو مقیاس زمانی متفاوت بین دینامیک‌های حلقه درونی و بیرونی وجود داشته باشد، بنابراین حالت‌های p ، q و r در حلقه درونی باید خیلی سریع تر از حالت‌های α ، β و μ در حلقه بیرونی باشند.

کنترل کننده حلقه داخلی برای حالت‌های سریع پرنده با نازل

هدف از کنترل کننده داخلی حلقه کنترل حالت‌های سریع سیستم است. با توجه به مدل دینامیکی حرکت پرنده، مشتق مرتبه اول حالت‌های سریع سیستم (مشتق سرعت‌های زاویه‌ای) را می‌توان به صورت ترکیبی از عبارت‌های خطی و غیرخطیبه صورت رابطه (۱۸) نوشت:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_p(\bar{x}) \\ f_q(\bar{x}) \\ f_r(\bar{x}) \end{bmatrix} + g(\bar{x}) \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} \quad (18)$$

که $\bar{x} = [V, \beta, \alpha, p, q, r, \mu, \gamma]$ بردار وضعیت سیستم است. با اعمال تغییراتی عبارت (۱۹) و (۲۰) برای $f(\bar{x})$ و $g(\bar{x})$ به دست می‌آید:

$$\begin{bmatrix} f_p(\bar{x}) \\ f_q(\bar{x}) \\ f_r(\bar{x}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{I_z \hat{l}_{aero} + I_{xz} \hat{n}_{aero}}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{I_{xz}(I_x - I_y + I_z)pq + [I_z(I_y - I_z) - I_{xz}^2]qr}{I_x I_z - I_{xz}^2} \\ \frac{1}{I_y} [\hat{m}_{aero} + pr(I_z - I_x) + I_{xz}(r^2 - p^2)] \\ \frac{I_z \hat{l}_{aero} + I_x \hat{n}_{aero}}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2}{I_x I_z - I_{xz}^2} [pq - I_{xz}(I_x - I_y + I_z)qr] \end{bmatrix} \quad (19)$$

کوچک $g_{s_2}(\bar{x}_2)$ در معادله بالا صرف نظر شده [۱۵] و روابط به شکل رابطه (۳۱) ساده می شوند:

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\mu} \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} f_{\beta}(\bar{x}) \\ f_{\alpha}(\bar{x}) \\ f_{\mu}(\bar{x}) \end{bmatrix} + g_{s_1}(\bar{x}_{s_1}) \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (31)$$

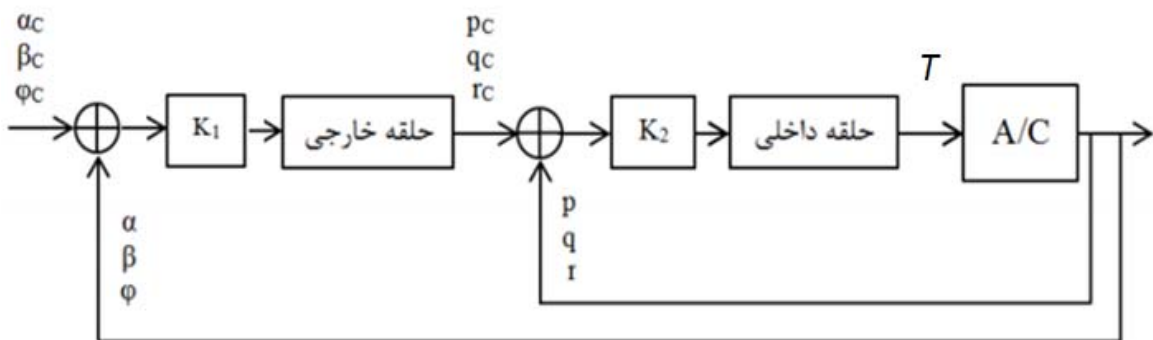
همچنین، دینامیک مطلوب برای حالت های آهسته سیستم در رابطه (۳۲) نشان داده شده است. در این معادله، β_c ، α_c و μ_c فرمان های ورودی هستند که بر اساس مسیر مطلوب برای هدایت تعیین می شوند.

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\mu} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\beta}_c + K_{\beta}(\beta_c - \beta) \\ \dot{\alpha}_c + K_{\alpha}(\alpha_c - \alpha) \\ \dot{\mu}_c + K_{\mu}(\mu_c - \mu) \end{bmatrix} \quad (32)$$

در این صورت، فرمان های کنترلی p_c ، q_c و r_c با معکوس کردن رابطه (۳۲) بالا به صورت زیر به دست می آید:

$$\begin{bmatrix} p_c \\ q_c \\ r_c \end{bmatrix} = g_{s_1}^{-1}(\bar{x}_{s_1}) \left(\begin{bmatrix} \dot{\beta}_c + K_{\beta}(\beta_c - \beta) \\ \dot{\alpha}_c + K_{\alpha}(\alpha_c - \alpha) \\ \dot{\mu}_c + K_{\mu}(\mu_c - \mu) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f_{\beta}(\bar{x}) \\ f_{\alpha}(\bar{x}) \\ f_{\mu}(\bar{x}) \end{bmatrix} \right) \quad (33)$$

در این روابط از اثرات حالت پایدار ورودی های کنترلی روی دینامیک آهسته پرنده صرف نظر شده است. نمودار بلوکی کنترل کننده در شکل (۴) نشان داده شده است.



شکل ۴- نمودار بلوکی کنترل کننده

یا برابر با پهنای باند دینامیک پرنده انتخاب می شود. پهنای باند بهره های حلقه داخلی k_2 نیز باید به اندازه کافی بزرگ تر از پهنای باند بهره های حلقه خارجی باشد تا از اثرات توزیع بین دینامیک حلقه های داخلی و خارجی پرنده اجتناب شود. بهره های کنترلی بر اساس پهنای

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\mu} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_{\beta}(\bar{x}) \\ f_{\alpha}(\bar{x}) \\ f_{\mu}(\bar{x}) \end{bmatrix} + g_{s_1}(\bar{x}_{s_1}) \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + g_{s_2}(\bar{x}_{s_2}) \bar{u} \quad (26)$$

بر این اساس عبارتهای زیر روابط (۲۷) تا (۳۰) برای f و g به دست می آیند:

$$f_{\beta}(\bar{x}) = \frac{1}{mV} Y \cos \beta + \quad (27)$$

$$\frac{1}{MV} [M g \sin \gamma \sin \mu - T \sin \beta \cos \alpha]$$

$$f_{\alpha}(\bar{x}) = \frac{-L}{mV \cos \beta} + \quad (28)$$

$$\frac{1}{mV \cos \beta} [m g \cos \gamma \cos \mu - T \sin \alpha]$$

$$f_{\mu}(\bar{x}) = -\frac{g}{V} \tan \beta \cos \mu \cos \gamma + \quad (29)$$

$$\frac{L + T \sin \alpha}{mV} \left[\frac{Y}{mV} \tan \gamma \cos \mu \cos \beta \right]$$

$$g_{s_1}(\bar{x}_{s_1}) = \begin{bmatrix} \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ -\tan \beta \cos \alpha & 1 & -\tan \beta \sin \alpha \\ \cos \alpha / \cos \beta & 0 & \sin \alpha / \cos \beta \end{bmatrix} \quad (30)$$

تابع غیرخطی حاصل از تداخل ژيروسکوپی حالت پایدار ورودی های کنترلی و حالت های سریع را ارتباط می دهد. این ارتباط محاسبه دلخواه p_c ، q_c و r_c را جهت به کارگیری ورودی های مذکور برای معادلات حالت آهسته دشوار می سازد. به همین دلیل از ترم

که بهره های کنترلی عبارتند از:

$$k_1 = [K_{\alpha} \quad K_{\beta} \quad K_{\mu}]^T \quad (34)$$

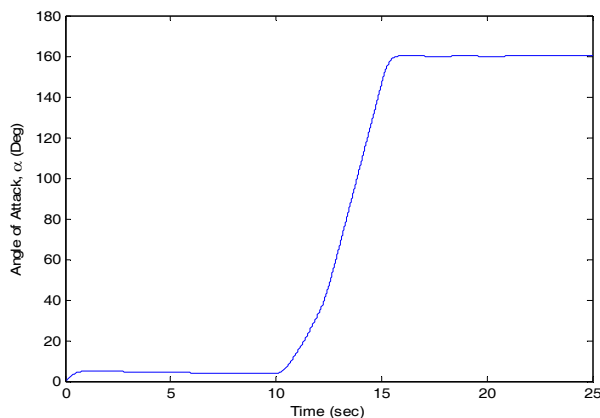
$$k_2 = [K_p \quad K_q \quad K_r]^T$$

فرمان‌های ورودی کنترلی براساس مسیر هدایت مطلوب است که در بخش‌های قبل توضیح داده شد، و با استفاده از زاویه حمله و زاویه سرش جانبی به سامانه داده می‌شود. زاویه حمله در ابتدای پرواز حدود صفر درجه است ولی از ثانیه ۱۰ به بعد زاویه حمله باید حدود ۱۸۰ درجه تغییر کند تا بتواند وسیله را تغییر جهت داده و یک سبب حرارتی برای باز شدن چترها ایجاد کند. پس از آن زاویه حمله ثابت می‌ماند تا اینکه شرایط برای جدایش کابین خدومه و سپس جدایش چتر آماده شود. در این مدت زاویه سرش جانبی تغییرات بسیار کمی دارد و چرخش‌های وسیله نیز باید کنترل شود. برای حفظ ایمنی خدمه پرواز، سامانه لغو پرتاب باید کابین خدمه را به اندازه کافی از محل حادثه و انفجارهای احتمالی دور نگه دارد. برای این منظور کمینه ارتفاع و فاصله کافی برای دور شدن از محل حادثه به صورت زیر تعیین شده است:

$$1700 m \geq \text{ارتفاع}$$

$$1100 m \geq \text{فاصله}$$

بر این اساس پروفایل زاویه حمله استخراج می‌شود که در شکل (۵) نشان داده شده است.



شکل ۵- پروفایل زاویه حمله به عنوان ورودی کنترلی

کنترل‌کننده باید با استفاده از موتورهای کنترلی، مسیر مطلوب را که براساس زاویه حمله و زاویه سرش جانبی تعیین شده است، تعقیب نماید. پس از مشخص شدن مسیر مطلوب و معرفی آن به عنوان ورودی کنترلی، ارزیابی کنترل‌کننده بر اساس مقایسه بین ورودی کنترلی و توانایی تعقیب آن توسط کنترل‌کننده انجام می‌شود. شکل (۶) ورودی کنترلی به همراه پاسخ کنترل‌کننده را نشان می‌دهد. همان گونه که در شکل مشخص است، کنترلر به خوبی توانسته است ورودی کنترلی را تعقیب کند، ضمن اینکه محدودیت‌های عملگرهای کنترلی (موتورهای کنترلی) نیز در آن لحاظ شده است. تغییر شدید زاویه حمله در فاصله زمانی ۱۰ تا ۱۵ ثانیه، باعث شده است تا کنترلر برای تعقیب آن دچار یک جهش در تعقیب مسیر تعیین شده

باند عملگرهای کنترلی (موتورهای کنترلی) تعیین می‌شوند. با رعایت مقیاس زمانی بین حلقه داخلی و حلقه خارجی، در مقاله نشان داده شده است که سیستم حلقه بسته پایدار است.

شبیه‌سازی و ارزیابی

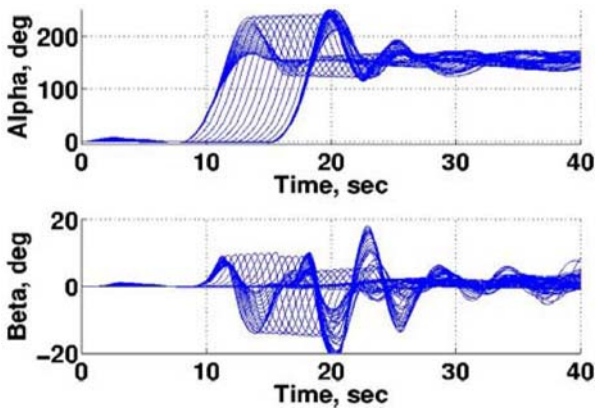
این بخش به شبیه‌سازی شش درجه آزادی سیستم کنترل پرواز پرنده با نازل و بررسی نتایج عملکرد آن اختصاص دارد. برای این منظور از یک مدل نمونه پرنده استفاده می‌شود. برحسب ارتفاعی که به دلیل خرابی موشک یا پرتابگر، سامانه لغو پرتاب شروع به فعالیت می‌کند، سه رژیم مختلف برای آن تعریف می‌شود که عبارتند از: ارتفاع پایین از ارتفاع صفر تا ارتفاع ۷۶۲۰ متری، ارتفاع متوسط از ارتفاع ۷۶۲۰ متری تا ۴۵۷۲۰ متری و ارتفاع بالا از ارتفاع ۴۵۷۲۰ متری تا ارتفاع تعیین شده برای جدایش [۱۰]. رخدادها و ترتیب آنها بر حسب ارتفاع شروع لغو پرتاب، مدت زمان سپری شده، فشار دینامیکی و عدد ماخ تنظیم می‌شوند. بنابراین فرامین کنترلی که بر حسب زاویه حمله و زاویه سرش جانبی تعیین می‌شوند، برای هر یک از رژیم‌های پروازی ممکن است با هم تفاوت داشته باشند. در این شبیه‌سازی فرامین کنترلی در یک رژیم نوعی تعریف شده و برای شبیه‌سازی پیاده‌سازی می‌شوند.

به منظور ارزیابی کارایی کنترل‌کننده، مجموعه‌ای از معیارهای ارزیابی بر اساس الزامات عملکردی سامانه لغو پرتاب تعیین می‌شوند. برای این که مأموریت‌سازی موفقیت‌آمیز باشد الزامات زیر باید برآورده شوند: تغییر جهت سامانه و باقی‌ماندن در محدوده قابل قبول شرایط پروازی برای جدایش کابین خدمه و باز شدن چتر، رعایت محدوده بار و تنش آیرودینامیکی به منظور حفظ سلامت سازه و ساختار آن، دور شدن سریع کابین خدمه از محل حادثه بر حسب فاصله و ارتفاع به منظور حفظ سلامت خدمه و فرود ایمن روی آب. مقادیر اولیه سیستم برای اجرای شبیه‌سازی در جدول (۱) نشان داده شده است.

جدول ۱- مقادیر اولیه سامانه لغو پرتاب

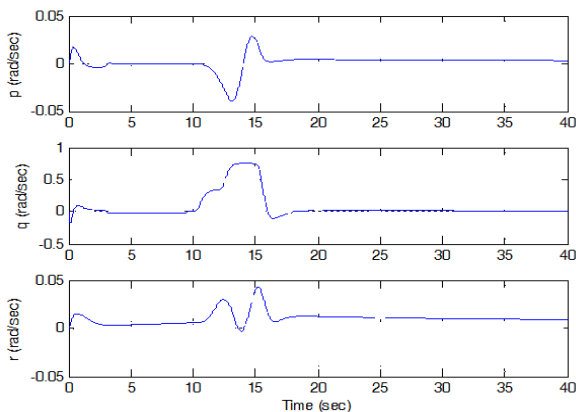
متغیر	مقدار	واحد
m	۲۴۰۰۰	kg
u	۸۰	m/s
v	-۰/۹۵	m/s
w	۲۰	m/s
X	۰	m
Y	۰	m
Z	۰	m
p	$۳/۴۹e-۵$	rad/s
q	$۶/۴e-۵$	rad/s
r	۰	rad/s
φ	۰	rad
θ	$۱/۴۸۳۵$	rad
ψ	۰	rad

در ادامه نتایج به‌دست آمده برای کنترل زاویه حمله و زاویه سرش جانبی با نتایج حاصل از ارزیابی سامانه لغو پرتاب ناسا [۱۰] مقایسه می‌شود. همان گونه که در شکل (۸) نشان داده شده است، پروفایل زاویه حمله و زاویه سرش جانبی در هر دو سامانه تقریباً یک روند را دنبال می‌کنند و فقط دینامیک فرکانس بالای آنها با هم متفاوت است که آن هم به دلیل متفاوت بودن روش استفاده شده برای طراحی و پیاده‌سازی کنترل‌کننده است.



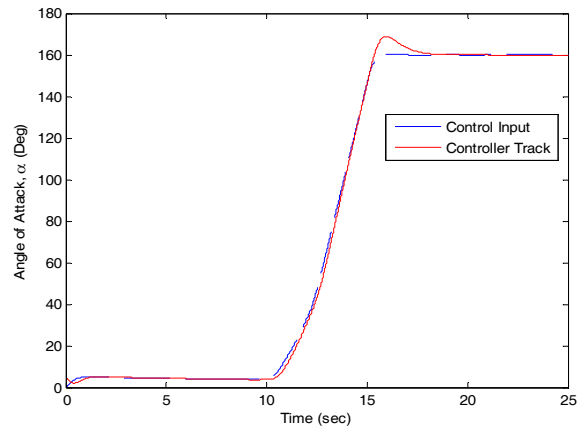
شکل ۸- تغییرات زاویه حمله و زاویه سرش جانبی نسبت به زمان در سامانه لغو پرتاب ناسا [۱۰]

کنترل‌کننده باید بتواند چرخش‌های سامانه لغو پرتاب را نیز کنترل نماید. با توجه به وضعیت مطلوب تعیین شده در طول پرواز، در فاز تغییر جهت و به‌منظور تغییر حدود ۱۸۰ درجه زاویه حمله، نرخ‌های زاویه‌ای تغییر خواهند کرد. همان گونه که در شکل (۹) مشخص است، چرخش‌های سامانه لغو پرتاب به جز در مرحله تغییر جهت سامانه، تقریباً صفر شده است. هر چند در فاز تغییر جهت، نرخ‌های زاویه‌ای برای قرارگرفتن در وضعیت مطلوب تغییر می‌کنند ولی بعد از آن، مجدداً نرخ‌های زاویه‌ای کنترل شده‌اند.



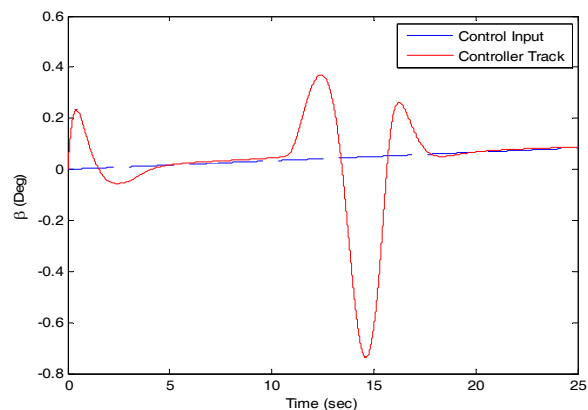
شکل ۹- تغییرات نرخ‌های زاویه‌ای نسبت به زمان

شود. مقدار جهش بستگی زیادی به مقدار خطای قابل قبول، پهنای باند موتور کنترلی و خطای مدل‌سازی دارد. اگر خطای قابل قبول در تعقیب مسیر را بیشتر کنیم، می‌توان مقدار این جهش را نیز کاهش داد. البته نتایج آزمایش‌های انجام شده مربوط به سامانه لغو پرتاب ناسا در شکل (۸) نیز این جهش را نشان می‌دهد.



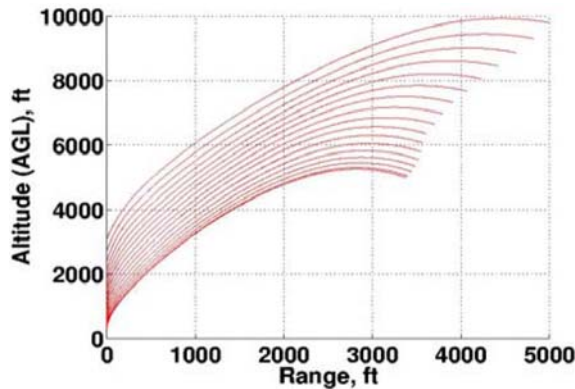
شکل ۶- ورودی کنترلی و پاسخ کنترلر

زاویه سرش جانبی نیز در شکل (۷) داده شده است. همان گونه که در شکل نشان داده شده است، کنترل‌کننده به خوبی زاویه سرش جانبی را نیز دنبال کرده است. درفاصله زمانی ۱۰ تا ۱۵ ثانیه، کنترلر باید از طریق موتورهای کنترلی، زاویه حمله را حدود ۱۸۰ درجه تغییر دهد که این باعث ایجاد اغتشاش در زاویه سرش جانبی نیز می‌شود. به همین دلیل نیز کنترلر سعی می‌کند تا آن را مجدداً به مقدار مطلوب برگرداند که البته با نتایج آزمایش‌های انجام شده در شکل (۸) نیز تطابق دارد. شایان ذکر است، همان گونه که در شکل (۷) مشخص است تغییرات زاویه سرش جانبی در مقایسه با نتایجی که در شکل (۸) نشان داده شده است، ناچیز است.



شکل ۷- زاویه سرش جانبی

مقایسه تغییرات ارتفاع نسبت به زمان در سامانه لغو پرتاب نسبت به سامانه لغو پرتاب ناسا (شکل ۱۲) نشان می‌دهد که هر دو شکل یک روند یکسان در افزایش ارتفاع را نشان می‌دهند.



شکل ۱۲- تغییرات ارتفاع نسبت به فاصله در سامانه لغو پرتاب ناسا [۱۰]

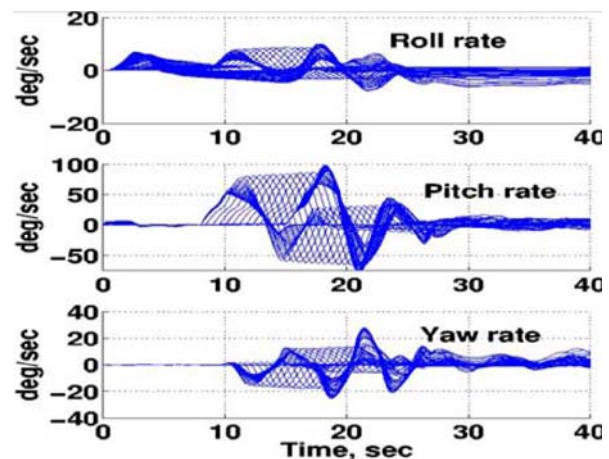
نتیجه‌گیری

سامانه لغو پرتاب بر اساس الزامات تعیین شده باید بتواند کابین خدمه پرواز را به سرعت از محل حادثه دور کند. علاوه بر نیاز به یک موتور فرار قدرتمند که بتواند نیروی لازم برای فرار سریع را فراهم نماید، وضعیت سامانه نیز باید به کمک موتورهای کنترلی در طول مسیر در وضعیت مطلوب و پایدار نگه داشته شود. روش وارون دینامیک توانسته است با فرمان‌های کنترلی، وسیله را طبق پروفایل تعیین شده برای زاویه حمله و زاویه سرش جانبی هدایت نموده و در نهایت آن را برای باز شدن چترها و سپس فرود آماده کند. با توجه به مانور بالای سامانه لغو پرتاب به خصوص در فاز تغییر جهت، روش‌های خطی مثل زمان‌بندی بهره با مشکل مواجه می‌شوند، درحالی‌که روش وارون دینامیک به خوبی الزامات تعیین شده را برآورده می‌کند. هر چند در روش‌های غیرخطی نیز مدل دینامیکی باید دقیق باشد و عدم قطعیت‌های مدل‌سازی می‌تواند مشکل‌ساز باشد. در ادامه این کار، سعی بر این است تا با استفاده از روش‌های کنترل مقاوم [۲۳]، تطبیقی [۲۴] یا شبکه عصبی [۲۲]، [۲۵-۲۷]، کنترلر طراحی شده مقاوم‌سازی شود تا نسبت به عدم قطعیت‌ها به خصوص عدم قطعیت‌های مدل‌سازی پایدار بماند.

مراجع

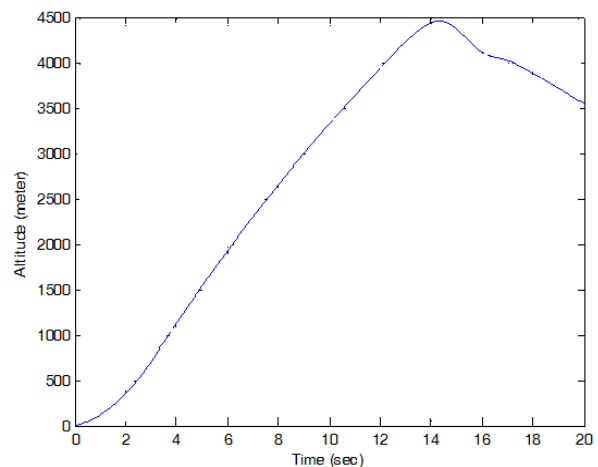
- [1] Townsend, Neil, A., "Apollo Experience Report: Launch Escape Propulsion Subsystem," NASA Technical Report, Washington, United States, 1973.
- [2] Available: [On Line], "A Brief History of Launch Aborts," Drew Ex Machina, 18 November, 2014.
- [3] Apolloabort Modes, Available: [On Line], <https://>

به‌منظور اعتبارسنجی، نتایج حاصل با تغییرات نرخ‌های زوایه‌ای در سامانه لغو پرتاب ناسا [۱۰] که در شکل (۱۰) نشان داده شده است، مقایسه می‌شود. همان‌گونه که مشخص است، در سامانه لغو پرتاب ناسا نیز نرخ‌های زوایه‌ای کنترل شده است و در فاز تغییر جهت نرخ‌های زوایه‌ای برای رسیدن به وضعیت مطلوب تغییر می‌کنند.



شکل ۱۰- تغییرات نرخ‌های زوایه‌ای نسبت به زمان در سامانه لغو پرتاب ناسا [۱۰]

طبق الزامات تعیین شده، سامانه لغو پرتاب باید بتواند در مدت زمان کوتاهی کابین خدمه را از محل حادثه دور نماید. این الزامات برحسب ارتفاع و فاصله نسبت به موشک یا پرتابگر تعیین شده است. بر اساس الزامات تعیین شده برای سامانه لغو پرتاب در مرجع [۱۰]، سامانه باید در مدت تعیین شده در فاصله‌ای حدود ۱۷۰۰ متر و ارتفاعی حدود ۱۱۰۰ متر از پرتابگر یا موشک معیوب دور شود. همان‌گونه که در شکل (۱۱) نشان داده شده است، سامانه لغو پرتاب توانسته است براساس الزامات تعیین‌شده، کابین خدمه پرواز را از محل حادثه دور نماید.



شکل ۱۱- تغییرات ارتفاع نسبت به زمان

- Inversion Flight Control for a Supermaneuverable Aircraft," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol, 15, No 4, 1992, pp 976-984.
- [16] Kelly, M. and et al., "Orion Launch Abort Vehicle Attitude Control Motor Testing," *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2011.
- [17] Jinu, I. and et al. "A Flight Dynamics Perspective of the Orion Pad Abort One Flight Test," *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2009.
- [18] Nelson, R.C., *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill, Second Edition, 1998.
- [19] Roskam, J., *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control – Part I*, DAR Corporation, 2001.
- [20] Lin, Ch.F., *Modern Navigation, Guidance and Control Processing*, American GNC Corporation, Prentice Hall, 1991.
- [21] Blakelock, J.H., *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, John Wiley & Sons Inc. , 1991.
- [22] Lee, T. and Kim, Y., "Nonlinear Adaptive Flight Control Using Back-Stepping and Neural Networks Controller," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 24, No. 4, 2001.
- [23] Hu, Sh., Chang, B.C., Yeh, H.H. and Kwatny, H.G., "Robust Nonlinear Controller Design For a Longitudinal Flight Control Problem," *Asian Journal of Control*, Vol. 2, 2000.
- [24] Astrom, K.J., "Adaptive Control, Wiley," *International Journal of Control*, Vol. 70, No. 7, 1995, pp. 1110–1140.
- [25] Kim, N., Improved Methods in Neural Network Based Adaptive Output Feedback Control, With Application To Flight Control, (Thesis PhD), *School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology*, November 2003.
- [26] Singh, S.N., Yim, W. and Wells, W.R., "Direct Adaptive and Neural Control of Wing-Rock Motion of Slender Delta Wings," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol, 18, No 1, 1995, pp 25-30.
- [27] Kim, B.S. and Calise, A.J., "Nonlinear Flight Control Using Neural Networks," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol, 20, No 1, 1997, pp 26-33.
- en.wikipedia.org/wiki/Apollo_abort_modes, Accessed on March 2017.
- [4] Emergency Escape Rocket: The Ultimate Lifeboat for Spacecraft, Available: [On Line], [http://www. Russian spaceweb.com/soyuz_sas.html](http://www.Russian.spaceweb.com/soyuz_sas.html), Accessed on Feb 2017.
- [5] Hartman, C.L., Modeling The Launch Abort Vehicle Subsonic Aerodynamics from Free Flight Testing, *National Institute of Technology*, Nasa, Feb 2010.
- [6] Chan, D. and et al. "Modeling Powered Aerodynamics for the Orion Launch Abort Vehicle Aerodynamic Database." *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2011.
- [7] At WSMR Next Week, Apollo Launch Escape System Test Scheduled, White Sands Missile Range, The Fourth in a Series of Apollo Spacecraft Launch Escape System, June 1965.
- [8] Davidson, J., Kim, S., Raney, D., "Orion Crew Exploration Vehicle Launch Abort System Guidance and Control Analysis Overview," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, August 2008.
- [9] McMinn, D. and Jackson, E., "Simulation Environment for Orion Launch Abort System Control Design Studies," *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, August 2007.
- [10] Sparks, D., Raney D., "Crew Exploration Vehicle Launch Abort Controller Performance Analysis," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, August 2009.
- [11] Bruce Owens, D. and Aubuchon, V., "Overview of Orion Crew Module and Launch Abort Vehicle Dynamic Stability," *AIAA Applied Aerodynamics Conference*, June 2011.
- [12] Stillwater, R.A., "Pitch Guidance Optimization for the Orion Abort Flight Tests," *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, August 2010.
- [13] McNamara, S., Restrepo, C. Medina, E. Whitley, R. "Gain Scheduling for The Orion Launch Abort Vehicle Controller," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, August 2011.
- [14] Sadati, S.H., Menhaj, M.B., Sabzehparvar, M., "Nonlinear Adaptive Flight Control Using Dynamic Inversion and Neural Networks Controller," *Journal of Amirkabir*, Vol. 18, N. 60/1, 2007, pp 63-71.
- [15] Snell, S.A., Enns, D.F. and Garrard, W.L. Jr., "Nonlinear