بسم الله الرحمن الرحیم

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی (ره)
دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه دوره کارشناسی ارشد در گرایش دینامیک پرواز و کنترل

روش هدایتی شبه‌طیفی در تدوین سناریوی یک جسم بازگشت‌پذیر

دانشجو:

سید ایمان کسائی

استاد راهنما:

دکتر جعفر روشنی یان

استاد مشاور:

مهندس علیرضا عالمی نائینی

تابستان ۱۳۹۱

تشکر و قدردانی

خداوند متعال را سپاس که در تمامی مراحل زندگی بنده حقیر خود را یاری نمود و به آنچه استحقاق آن را نداشت رهنمون ساخت. به قول سعدی علیه‌الرحمه: «منت خدای را عزّوجلّ که طاعتش موجب قربت است و به‌شکر اندرش مزید نعمت. هر نفسی که فرو می‌رود ممد حیات است و چون بر می‌آید مفرح ذات؛ پس در هر نفس دو نعمت موجود است و بر هر نعمت شکری واجب.

از دست و زبان که برآید کز عهده شکرش به‌در آید».

و درود خداوند بر سید مُرسَلین، خضرت محمد مصطفی صلّ‌الله علیه و آله و سید اولیاء و اوصیاء حضرت اَمیرالمُؤمنین علی‌ابن ابی‌طالب علیه السّلام و اولاد طاهرینش، خصوصاً حضرت ولی‌عصر روحی و ارواح‌العالمین لتراب مَقدَمه‌الفداء، که هر چه بوده و هست و خواهد بود، به برکت وجود نوری ایشان می‌باشد، چنانکه مولوی خوب فهمیده و فهمانده است:

تا صورت و پیوند جهان بود، علی بود تا نقش زمین بود و زمان بود، علی بود.

شاهی که وصی بود و ولی بود، علی بود سلطان سخاء و کرم و جود، علی بود

مسجود ملائک که شد آدم ز علی شد عالم چو یکی قبله و مقصود، علی بود

هم آدم و هم شیث و هم ایوب هم ادریس هم یوسف و هم یونس و هم هود، علی بود

هم موسی و هم عیسی و هم خضر و هم الیاس هم صالح پیغمبر و داوود، علی بود

آن شیر دلاور که ز بهر طمع نفس در خوان جهان پنجه نیالود، علی بود

آن کاشف قرآن، که خدا در همه قرآن کردش صفت عصمت و بستود، علی بود

آن عارف سجاد که خاک درش از قدر از کنگره‌ی عرش برافزود، علی بود

آن شاه سرافراز که اندر ره اسلام تا کار نشد راست، نیاسود، علی بود

آن قلعه‌گشایی که در قلعه خیبر برکند به یک حمله و بگشود، علی بود

چندان که در آفاق نظر کردم و دیدم از روی جلی در همه موجود، علی بود

این کفر نباشد، سخن کفر نه این است تا هست علی باشد و تا بود علی بود

سرِّ دو جهان جمله زپیدا و ز پنهان شمس‌الحق تبریز چو بنمود، علی بود

اما بر مبنای «من لم یشکر مخلوق لم یشکر الخالق» و با رعایت سلسله‌مراتب، بر خود می‌دانم که ابتدا از مادر عزیزم که در تمام طول عمر، با راهنمایی‌ها و دعاهای خود مرا یاری رسانده‌اند کمال تشکر و قدردانی را داشته‌باشم. همچنین از خداوند متعال برای مرحوم پدرم، مغفرت و ترفیع درجه را خواستارم.

از همسر مؤمن و مهربانم سرکار خانم نرگس‌سادات علم‌الهداء که در تمام دوران تحصیل مشکلات و سختی‌ها را تحمل کرده و در این راه مرا یاری نمودند تشکر و قدردانی می‌کنم. همچنین از پدر و مادر عزیز همسرم، آقای سید محمود علم‌الهداء و سرکار خانم سوسن امامزاده که پشتیبان من و همسرم بوده‌اند، سپاسگذارم.

در اینجا لازم است از زحمات و راهنمایی‌های بی دریغ استاد مشاور پایان‌نامه، جناب آقای مهندس علیرضا عالمی نائینی که قبول زحمت فرمودند و اینجانب را یاری کردند، کمال تشکر را داشته‌باشم و برای ایشان و خانواده محترم‌شان توفیقات معنوی روزافزون را از خداوند متعال خواستارم.

همچنین از جناب آقای دکتر جعفر روشنی‌یان، استاد راهنمای بنده که در طی دو سال تحصیل در دانشکده مهندسی هوافضا، از راهنمایی‌ها و تجربیات ایشان بسیار بهره بردم، کمال تشکر و قدردانی را دارم و از خداوند متعال عمری با برکت و توأم با معنویت را برای ایشان خواستارم.

همچنین از اساتید محترم دانشکده، جناب آقای دکتر علیرضا باصحبت نوین‌زاده، دکتر امیرعلی نیکخواه، دکتر علی محمودی و دکتر عبدالمجید خوشنود، که با ایشان درس‌های مختلف را گذرانده و مطالب بسیاری را فراگرفته‌ام، تشکر و قدردانی می‌نمایم.

سید ایمان کسائی
دانشجوی کارشناسی ارشد دینامیک پرواز و کنترل،
دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه خواجه‌نصیر،
شهریورماه ۱۳۹۱.

چکیده

در این پژوهش روش هدایت شبه‌طیفی پس‌خور برای هدایت یک جسم بازگشت‌پذیر توسعه داده شده‌است. روش‌های شبه‌طیفی توانایی حل سریع مسائل کنترل بهینه با مدل‌های نسبتاً پیچیده و با قیود متعدد را دارا می‌باشند. نتایج استخراج شده نشان می‌دهد که روش‌های شبه‌طیفی قابلیت استخراج مسیر بهینه را برای مسئله جسم بازگشت‌پذیر با قیود فشار دینامیکی، انتقال حرارت و ضریب بار سازه‌ای در زمانی کمتر از چند ثانیه دارا می‌باشد. با استفاده از این قابلیت، در روش هدایت شبه‌طیفی پس‌خور می‌توان به‌صورت زمان‌حقیقی و برخط به محاسبه و به‌روزرسانی مسیر بهینه پرداخت. نتایج شبیه‌سازی به‌دست آمده نشان می‌دهد که این روش نسبت به عوامل اغتشاش خارجی و عدم‌قطعیت‌ها مقاوم می‌باشد. همچنین، در این روش نیازی به طراحی و محاسبه توابع تبدیل یا طراحی و تنظیم بهره‌های کنترلی وجود ندارد. به‌علاوه محدودیت‌هایی مانند خطی‌سازی مدل، ساده‌سازی مدل حرکت و دینامیک وسیله، استخراج روابط تحلیلی ساده حلقه‌بسته و دنبال‌کردن مسیر طراحی شده به‌صورت برون‌خط که در روش‌های سنتی وجود دارد در این روش مشاهده نمی‌شود. همچنین، در این روش نیازی به طراحی مسیرهای مرجع بسیار زیاد به‌صورت برون‌خط و بارگذاری آن بر روی کامپیوتر پرواز وجود ندارد و مسیرهای بهینه به‌صورت برخط و با توجه به شرایط لحظه‌ای تولید می‌شود.

کلید واژه: بازگشت به جو، کنترل بهینه، روش شبه‌طیفی پس‌خور، اصل بلمن، کنترل حلقه‌بسته.

فهرست مطالب

عنوان **صفحه**

فهرست علایم و نشانه‌ها ..... د
فهرست جدول‌ها ..... ه
فهرست شکل‌ها ..... و

فصل ۱- مقدمه ۱
۱-۱- پیشگفتار ۱
۱-۲- تاریخچه ۲
۱-۲-۱- پیشینه سامانه‌های بازگشت‌پذیر ۲
۱-۲-۲- مسئله بازگشت به جو ۳
۱-۲-۳- نیازمندی‌های هدایت و کنترل سامانه‌های بازگشت‌پذیر ۵
۱-۳- روش‌های هدایت و کنترل سامانه‌های بازگشت‌پذیر ۷
۱-۳-۱- هدایت بر مبنای مسیر مرجع ۷
۱-۳-۲- هدایت بر مبنای پیش‌بینی ۹
۱-۴- روش جدید هدایت و کنترل ۹
۱-۵- هدف و انگیزه ۱۰
۱-۶- ساختار پایان‌نامه ۱۰

فصل ۲- چارچوب لازم برای هدایت و کنترل بهینه ۱۲
۲-۱- پیشگفتار ۱۲
۲-۲- مفاهیم و مقدمات ریاضی ۱۴
۲-۲-۱- درون‌یابی به‌وسیله چند جمله‌ای‌ها ۱۵
۲-۲-۲- روش‌های تخمین انتگرال ۱۵
۲-۲-۳- چندجمله‌ای‌های متعامد ۱۷
۲-۲-۴- بهینه‌سازی استاتیک ۱۸
۲-۲-۴-۱- بهینه‌سازی نا مقید ۱۸
۲-۲-۴-۲- بهینه‌سازی مقید با قیود تساوی ۱۹
۲-۲-۴-۳- بهینه‌سازی مقید با قیود نامساوی ۲۰
۲-۳- مسئله کنترل بهینه به شکل بولزا ۲۱
۲-۴- رویکر غیرمستقیم در حل مسائل کنترل بهینه ۲۳
۲-۴-۱- روش شلیک غیرمستقیم ۲۵
۲-۴-۲- روش شلیک متعدد غیرمستقیم ۲۵
۲-۴-۳- روش هم‌گذاری غیرمستقیم ۲۶

۲-۵- رویکرد مستقیم در حل مسئله کنترل بهینه ۲۶
۲-۵-۱- روش‌های پارامتری‌سازی کنترل ۲۸
۲-۵-۲- روش‌های پارامتری‌سازی کنترل و حالت ۲۹
۲-۶- روش‌های شبه‌طیفی ۳۰
۲-۶-۱- روش شبه‌طیفی لژاندر-گاوس-لوباتو ۳۰
۲-۶-۲- روش شبه‌طیفی لژاندر-گاوس ۳۱
۲-۶-۳- روش شبه‌طیفی لژاندر-گاوس-رادو ۳۲

فصل ۳- مدل‌سازی حرکت بازگشت به جو ۳۴
۳-۱- معادلات دستگاه مختصات دوار ۳۴
۳-۲- استخراج معادله حرکت ۳۵

فصل ۴- هدایت پس‌خور بهینه با استفاده از روش شبه‌طیفی ۴۰
۴-۱- پیشگفتار ۴۰
۴-۲- روش شبه‌طیفی رادو ۴۰
۴-۲-۱- فرآیند گسسته‌سازی مسئله کنترل بهینه پیوسته ۴۲
۴-۲-۲- حل مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی (NLP) ۴۲
۴-۲-۳- مزایای روش شبه‌طیفی ۴۲
۴-۳- روش شبه‌طیفی پس‌خور ۴۳
۴-۳-۱- تئوری Caratheodory-π ۴۳
۴-۳-۲- الگوریتم استخراج مسیر ۴۴
۴-۳-۳- مزیت‌های روش شبه‌طیفی پس‌خور ۴۴
۴-۴- نرم‌افزار حل شبه‌طیفی ۴۵

فصل ۵- استخراج مسیر بهینه (کنترل حلقه‌باز) ۴۶
۵-۱- پیشگفتار ۴۶
۵-۲- مدل ریاضی مسئله بازگشت به جو ۴۶
۵-۲-۱- قیدهای حاکم بر مسئله ۴۷
۵-۲-۲- شاخص بهینگی ۴۸
۵-۲-۳- استخراج شرایط لازم بهینگی ۴۹
۵-۳- استخراج مسیر بهینه (مدل زمین غیرچرخان) ۵۱
۵-۳-۱- صحت‌سنجی نتایج و بررسی بهینگی مسیر ۵۹
۵-۳-۲- بررسی حساسیت نسبت به تغییرات شرایط اولیه و محیطی ۶۶
۵-۳-۳- اثر تغییر قیود مسیر بر جواب بهینه ۶۹
۵-۴- استخراج مسیر بهینه (مدل زمین چرخان) ۷۵
۵-۴-۱- صحت‌سنجی نتایج و بررسی بهینگی مسیر ۸۳
۵-۴-۲- بررسی حساسیت نسبت به تغییرات شرایط اولیه و محیطی ۸۶

فصل ۶- پیاده‌سازی هدایت بهینه حلقه بسته ۸۷
۶-۱- مدل‌سازی حرکت وسیله بازگشت‌پذیر ۸۷
۶-۲- مدل‌سازی باد ۸۷
۶-۳- تعریف مسئله ۸۸
۶-۴- به‌کارگیری کنترل بهینه پس‌خور ۸۸
۶-۵- نتایج و تحلیل ۸۹
۶-۵-۱- نتایج حلقه‌باز ۸۹
۶-۵-۲- نتایج حلقه‌بسته ۹۲
۶-۵-۳- زمان محاسبات زمان‌حقیقی ۹۸
۶-۶- جمع‌بندی و نکات ۹۹
فصل ۷- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری ۱۰۰
۷-۱- خلاصه کارها و نتایج ۱۰۰
۷-۲- پیشنهادها ۱۰۱
فهرست مراجع ۱۰۲
واژه نامه فارسی به انگلیسی ۱۰۵

فهرست علایم و نشانه‌ها

عنوان	علامت اختصاری
موقعیت شعاعی	r
طول جغرافیایی	ϕ
عرض جغرافیایی/ متغیرشبه‌حالت	λ
اندازه سرعت حرکت	V
زاویه مسیر حرکت	γ
زاویه سمت حرکت	χ
زاویه حمله	α
زاویه چرخش	σ
متغیر شبه‌حالت	P
ضرایب لاگرانژ	μ,υ
چگالی هوا	ρ
فشار دینامیکی	q
ضریب نیروی برآ	C_L
ضریب نیروی پسا	C_D
نرخ انتقال حرارت	$\dot{Q}$

فهرست جدول‌ها

عنوان **صفحه**

جدول ۵-۱: مقادیر پارامترهای مسئله ۴۷
جدول ۵-۲: مقادیر ثابت‌های قید انتقال حرارت ۴۸
جدول ۵-۳: تعداد گره‌ها و زمان حل مسئله بهینه‌سازی ۵۹
جدول ۵-۴: مقادیر انحراف معیار شبیه‌سازی تصادفی ۶۶
جدول ۵-۵: شعاع دایره خطا ۶۶
جدول ۵-۶: تعداد گره‌ها و زمان پردازش حل مسئله (مدل زمین چرخان) ۸۲
جدول ۵-۷: شعاع دایره خطا برای شبیه‌سازی تصادفی (مدل زمین چرخان) ۸۶
جدول ۶-۱: مقادیر مؤلفه‌های مدل باد ۸۸

فهرست شکل‌ها

عنوان **صفحه**

شکل ۱-۱: شماتیک پروفیل بازگشت به جو. ۴
شکل ۱-۲: شماتیک پروفیل بازگشت به جو. ۵
شکل ۲-۱: نمایش شماتیک روش شلیک [۳۶]. ۲۵
شکل ۲-۲: نمایش شماتیک روش شلیک متعدد [۳۶]. ۲۶
شکل ۲-۳: دسته‌بندی روش‌های مستقیم. ۲۹
شکل ۳-۱: دستگاه مختصات اینرسی و دوار. ۳۴
شکل ۳-۲: دستگاه‌های مختصات. ۳۶
شکل ۴-۱: الگوریتم هدایت بهینه پس‌خور. ۴۴
شکل ۵-۱: ارتفاع وسیله از سطح زمین بر حسب زمان. ۵۲
شکل ۵-۲: طول جغرافیایی بر حسب زمان. ۵۲
شکل ۵-۳: عرض جغرافیایی بر حسب زمان. ۵۳
شکل ۵-۴: سرعت جسم بر حسب زمان. ۵۳
شکل ۵-۵: زاویه مسیر پرواز بر حسب زمان. ۵۴
شکل ۵-۶: زاویه سمت پرواز بر حسب زمان. ۵۴
شکل ۵-۷: تاریخچه زمانی کنترل (زاویه حمله و بنک) بر حسب زمان. ۵۵
شکل ۵-۸: مسیر پرواز وسیله بازگشت‌پذیر. ۵۶
شکل ۵-۹: رد زمینی وسیله بازگشت‌پذیر. ۵۶
شکل ۵-۱۰: فشار دینامیکی وارد بر وسیله در طول پرواز. ۵۷
شکل ۵-۱۱: نرخ انتقال حرارت وارد بر وسیله در طول پرواز. ۵۸
شکل ۵-۱۲: ضریب بار وارد بر وسیله در طول پرواز. ۵۸
شکل ۵-۱۳: مقایسه درون‌یابی داده‌های کنترلی با نتایج بهینه‌سازی. ۶۰
شکل ۵-۱۴: مقایسه نتایج شبیه‌سازی سه درجه آزادی با نتایج بهینه‌سازی شبه‌طیفی. ۶۱
شکل ۵-۱۵: برقراری شرایط کمینه‌سازی همیلتونین (HMC). ۶۲
شکل ۵-۱۶: نتایج حل عددی برای متغیر شبه‌حالت متناظر با طول جغرافیایی. ۶۳
شکل ۵-۱۷: نتایج حل عددی برای همیلتونین. ۶۳
شکل ۵-۱۸: بررسی بهینگی مسیر استخراج شده با استفاده از اصل بلمن. ۶۴
شکل ۵-۱۹: بررسی بهینگی مسیر استخراج شده با استفاده از اصل بلمن (ادامه). ۶۵
شکل ۵-۲۰: نتایج شبیه‌سازی تصادفی برای ۱۰۰ اجرا. ۶۷
شکل ۵-۲۱: فشار دینامیکی وارد بر وسیله در طول پرواز در شبیه‌سازی مونت‌کارلو. ۶۸
شکل ۵-۲۲: نرخ انتقال حرارت وارد بر وسیله در طول پرواز در شبیه‌سازی مونت‌کارلو. ۶۸

شکل ۵-۲۳: ضریب بار وارد بر وسیله در طول پرواز در شبیه‌سازی مونت‌کارلو..... ۶۹
شکل ۵-۲۴: نتایج بهینه‌سازی برای قیدهای فشار دینامیکی مختلف..... ۷۰
شکل ۵-۲۵: نتایج قیدهای مسیر برای مسیر بهینه با قید فشار دینامیکی ۱۲۵۰۰ پاسکال..... ۷۱
شکل ۵-۲۶: نتایج بهینه‌سازی برای قیدهای نرخ انتقال حرارت مختلف..... ۷۲
شکل ۵-۲۷: نتایج قیدهای مسیر برای مسیر بهینه با قید انتقال حرارت ۹۰۰ کیلووات مترمربع..... ۷۳
شکل ۵-۲۸: نتایج بهینه‌سازی برای قیدهای ضریب بار مختلف..... ۷۴
شکل ۵-۲۹: نتایج قیدهای مسیر برای مسیر بهینه با قید ضریب بار ۱/۲۵..... ۷۵
شکل ۵-۳۰: تاریخچه زمانی ارتفاع جسم بازگشت‌پذیر..... ۷۶
شکل ۵-۳۱: تاریخچه زمانی موقعیت طول جغرافیایی جسم بازگشت‌پذیر..... ۷۶
شکل ۵-۳۲: تاریخچه زمانی موقعیت عرض جغرافیایی جسم بازگشت‌پذیر..... ۷۷
شکل ۵-۳۳: تاریخچه زمانی سرعت جسم بازگشت‌پذیر..... ۷۷
شکل ۵-۳۴: تاریخچه زاویه مسیر پرواز جسم بازگشت‌پذیر..... ۷۸
شکل ۵-۳۵: تاریخچه زاویه سمت پرواز جسم بازگشت‌پذیر..... ۷۸
شکل ۵-۳۶: تاریخچه زوایای کنترلی (حمله و بنک) جسم بازگشت‌پذیر..... ۷۹
شکل ۵-۳۷: تغییرات فشار دینامیکی در مسیر بهینه..... ۸۰
شکل ۵-۳۸: تغییرات نرخ انتقال حرارت در مسیر بهینه..... ۸۰
شکل ۵-۳۹: تغییرات ضریب بارهای آیرودینامیکی در مسیر بهینه..... ۸۱
شکل ۵-۴۰: رد زمینی وسیله بازگشت‌پذیر..... ۸۱
شکل ۵-۴۱: مسیر بهینه وسیله بازگشت‌پذیر..... ۸۲
شکل ۵-۴۲: صحت‌سنجی مسیر بهینه (مدل زمین چرخان)..... ۸۳
شکل ۵-۴۳: صحت‌سنجی مسیر بهینه (مدل زمین چرخان) (ادامه)..... ۸۴
شکل ۵-۴۴: بررسی بهینگی مسیر استخراج شده با استفاده از اصل بلمن..... ۸۵
شکل ۵-۴۵: بررسی بهینگی مسیر استخراج شده با استفاده از اصل بلمن (ادامه)..... ۸۶
شکل ۶-۱: مدل تندباد برای شبیه‌سازی وسیله پرنده..... ۸۷
شکل ۶-۲: حل حلقه‌باز به‌دست آمده از روش شبه‌طیفی (موقعیت)..... ۸۹
شکل ۶-۳: حل حلقه‌باز به‌دست آمده از روش شبه‌طیفی (سرعت)..... ۹۰
شکل ۶-۴: حل حلقه‌باز به‌دست آمده از روش شبه‌طیفی (کنترل)..... ۹۱
شکل ۶-۵: مسیر بهینه سه‌بعدی محاسبه شده از روش شبه‌طیفی..... ۹۱
شکل ۶-۶: اثر باد بر روی ارتفاع در سیستم حلقه‌باز..... ۹۲
شکل ۶-۷: اثر باد بر روی سرعت در سیستم حلقه‌باز..... ۹۳
شکل ۶-۸: اثر باد بر روی رد زمینی در سیستم حلقه‌باز..... ۹۳
شکل ۶-۹: اثر باد بر روی قید فشار دینامیکی در سیستم حلقه‌باز..... ۹۴
شکل ۶-۱۰: اثر باد بر روی ارتفاع در سیستم حلقه‌بسته..... ۹۵
شکل ۶-۱۱: اثر باد بر روی رد زمینی در سیستم حلقه‌بسته..... ۹۵

شکل ۶-۱۲: اثر باد بر روی سرعت در سیستم حلقه‌بسته..... ۹۶
شکل ۶-۱۳: مقایسه کنترل حلقه‌بسته و حلقه‌باز برای حالت تندباد..... ۹۶
شکل ۶-۱۴: فشار دینامیکی در طول زمان برای سیستم حلقه‌بسته..... ۹۷
شکل ۶-۱۵: نرخ انتقال حرات در طول زمان برای سیستم حلقه‌بسته..... ۹۷
شکل ۶-۱۶: فشار دینامیکی در طول زمان برای سیستم حلقه‌بسته..... ۹۸
شکل ۶-۱۷: زمان محاسباتی برای حل سیستم حلقه‌بسته در حضور تندباد..... ۹۹

فصل ۱- مقدمه

۱-۱- پیشگفتار

کشور ایران طی سالیان گذشته موفقیت‌های روبه‌رشدی از خود در عرصه فضا به نمایش گذاشته است. ماهواره امید یکی از نخستین پیشرفت‌های فضایی ایران محسوب می‌شود. روند توسعه فناوری‌های فضایی کشور با ساخت ماهواره‌های مختلف با مأموریت‌های گوناگون و نیز ماهواره‌برهای سیمرغ، سفیر، سفیر امید، کاوشگر ۱ و ۲ تا کنون ادامه داشته‌است. در این میان، پروژه ارسال انسان به فضا، یکی از پروژه‌های راهبردی سازمان صنایع هوافضا، در دستیابی به سند چشم‌انداز بیست‌ساله ایران در سال ۱۴۰۴ شمسی می‌باشد. در این راستا، نخستین نمونه زیستی، در سال ۱۳۸۸ به‌صورت آزمایشی به فضا پرتاب گردید. در حال حاضر، طراحی، ساخت و آزمون، کپسول زیستی برای ارسال نمونه‌های زیستی به فضا می‌باشند.

یکی از نیازمندی‌های کارکردی مهم برای کپسول‌های زیستی، بازگشت‌پذیر بودن آنها به زمین، پس از اتمام مأموریت فضایی می‌باشد. از این رو، توجه زیادی در سراسر جهان، برای توسعه سفینه‌های پرتاب قابل استفاده مجدد[1]، وجود دارد که با تکرار پرتاب‌ها بتوان هزینه‌های کاوش در فضا را به‌صورت قابل ملاحظه ای پایین آورد [۷]. از اواخر دهه ۱۹۹۰ میلادی، سازمان ملی هوانوردی و فضایی آمریکا (NASA) و نیز نیروی هوایی آمریکا، منابع و بودجه قابل توجهی را به سمت پروژه‌های توسعه فناوری وسایل نقلیه فضایی سوق داده‌اند؛ این پروژه‌ها به‌منظور کاهش هزینه‌های پرتاب و زمان بازگشت، نسبت به سفینه فضایی بازگشت‌پذیر شاتل، تعریف شده‌است [۱۱]. در این میان، سامانه هدایت و کنترل، نقش مهمی را در هدایت ایمن وسیله پرنده در محیط مغشوش و پراکنده پرواز و ارضا نمودن نیازمندی‌های عملیاتی، بر عهده دارد [۷].

یکی از نیازمندی‌های اساسی سامانه هدایت و کنترل، دستیابی به سامانه‌ای هوشمند می‌باشد که بتواند تا حد امکان عملکردی مستقل از سایت زمینی و دخالت انسانی داشته باشد. هدایت و کنترل هوشمند وسیله بازگشت‌پذیر بایستی قابلیت و توانایی تطبیق خود به شرایط محیطی متغیر، مقابله با اغتشاشات بزرگ خارجی و عدم قطعیت در پارامترهای پروازی، بازسازی و تصحیح مسیر و نیز تنظیم مجدد تلاش کنترلی در صورت بروز خرابی پیش‌بینی نشده در کنترل را داشته باشد [۵].

این فصل با تاریخچه مختصری از مسئله بازگشت به جو به‌همراه بیان پیشینه تاریخی سفینه‌های پرتاب قابل استفاده مجدد و چالش‌های پیش‌روی صنعت هوافضا در این زمینه، آغاز می‌شود. سپس، به بررسی مختصر و گذرا به پژوهش‌های اخیر صورت گرفته در زمینه هدایت اجسام بازگشت‌پذیر پرداخته

[1] Reusable Launch Vehicle (RLV)

می‌شود. در ادامه، به اختصار انگیزه انجام این پژوهش بیان می‌گردد و در خاتمه مروری بر سرفصل مطالب در فصل‌های آینده انجام خواهد شد.

۱-۲- تاریخچه

بازگشت به جو، اصطلاحاً به حرکت یک شیء طبیعی یا ساخته شده توسط انسان، از خارج از جو به داخل جو غلیظ یک سیاره (مثلاً زمین) اطلاق می‌شود. در این پژوهش، اصطلاح بازگشت به جو، به فرآیند بازگشت وسایل (سامانه‌های) بازگشت‌پذیر کنترل‌شونده که قرار است به نقطه خاصی از سیاره هدایت شود، اشاره خواهد داشت.

۱-۲-۱- پیشینه سامانه‌های بازگشت‌پذیر

وسایلی که در فرآیند بازگشت به جو قرار می‌گیرند، شامل اجسام مداری (مانند سفینه‌های فضایی) و اجسامی که دارای مسیری شبه مداری یا پرتابه‌ای (مانند موشک‌های قاره‌پیما) هستند، می‌باشند. هدایت و کنترل اشیاء بازگشت‌پذیر، از زمان ظهور موشک‌های بالستیک بین‌قاره‌ای، به سال ۱۹۵۰ میلادی، یکی از موضوعات مورد توجه توسط برخی قدرت‌های جهان بوده‌است [۱۱]. در آن زمان، پاسخ سریع، یکی از عوامل بازدارنده راهبردی در مقابل اهداف دشمن به‌حساب می‌آمد به طوریکه در سال ۱۹۶۵ دو ابرقدرت بزرگ ایالات متحده آمریکا و شوروی سابق، قادر به تهدید هر نقطه از کره زمین با سرجنگی‌های هسته‌ای خود در کمتر از ۴۰ دقیقه بودند. ساخت یک سرجنگی و حمل آن توسط یک موشک بالستیک به نقطه‌ای در طرف دیگر کره زمین کار آسانی نبوده‌است. تاکنون نیز این مسئله یکی از مسائل مشکل و چالش‌برانگیز می‌باشد. برای بهبود دقت اصابت این موشک‌ها، قابلیت مانور وسیله بازگشت‌پذیر، تبدیل به یکی از الزامات و نیازمندی‌های حیاتی و در نتیجه منجر به طراحی اجسام بازگشت‌پذیر هدایت‌شونده شده است [۳۱].

نیروی هوایی ایالات متحده آمریکا، در سال ۱۹۵۰ پروژه موشک بالستیک بین‌قاره‌ای را آغاز نمود [۳۱]. در اوایل دهه ۱۹۶۰، در جریان جنگ سرد میان آمریکا و شوروی سابق، رئیس جمهور وقت آمریکا، دستور شروع پروژه فرستادن انسان به کره ماه را به‌صورت عمومی صادر کرد [۳۳]. با ادامه یافتن مسابقه فضایی در طول دهه ۱۹۶۰، هزینه‌های روبه افزایش طراحی، ساخت و عملیات سفینه ساترن وی[1] و دیگر وسایل پرتاب مورد استفاده، تأثیر منفی بر اقتصاد این کشورها گذارده بود. بنابراین، پروژه شاتل فضایی، به منظور توسعه فناوری وسایل بازگشت‌پذیر به‌گونه‌ای که قابلیت سفر انسان به تعداد دفعات امکان‌پذیر باشد، راه‌اندازی گردید [۵]. در این راستا، بخش سامانه‌های حمل‌ونقل فضایی به عنوان پیمان‌کار اصلی و یکپارچه‌ساز سیستم فضایی شاتل تأسیس و راه‌اندازی گردید [۳۴].

[1] Saturn V

در ادامه سیاست‌گذاری‌های فضایی آمریکا، پروژه حمل‌ونقل فضایی پیشرفته ناسا[1] در دهه ۱۹۹۰ توسط این سازمان آغاز گردید و هدف آن جایگزینی سامانه‌ای جدید به‌جای سفینه فضایی شاتل به دلیل فرسودگی و هزینه‌بر بودن آن گردید. در راستای این پروژه، طرح‌های گوناگونی با هدف دستیابی به فضا و با کمترین هزینه و بیشترین بازدهی و اثربخشی، پیشنهاد گردید [۵].

ایده استفاده از سامانه‌های پرتاب قابل استفاده مجدد، به دلیل چالش‌های متعددی که پیش روی صنایع فضایی قرار داده‌است، یکی از گزینه‌های بحث‌برانگیز برای آینده سامانه‌های حمل‌ونقل فضایی می‌باشد. چالش‌های بزرگ و عمده پیش رو در این سامانه‌های شامل موارد زیر می‌باشد:

- فرآیند یکپارچه‌سازی آخرین فناوری‌های روز و سامانه‌های پیچیده مختلف در یک وسیله با عملکردی مقاوم و هزینه‌ای مقرون به صرفه؛
- سرمایه‌گذاری در توسعه فناوری‌های مورد نیاز برای کاهش هزینه‌های ساخت؛

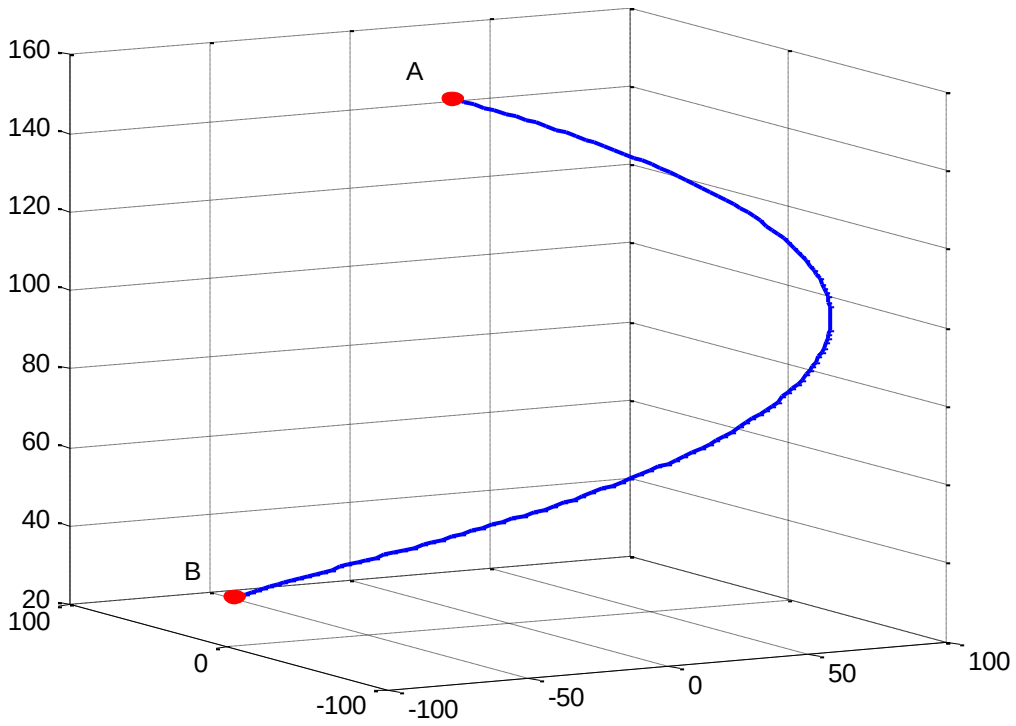
بدون سرمایه‌گذاری کنگره آمریکا و یا سرمایه‌گذاران خصوصی دستیابی به اهداف چنین پروژه‌ای قابل دستیابی نمی‌باشد [۵]. در حال حاضر پروژه توسعه سامانه نفربر اکتشاف[2] فضایی (CEV)، به عنوان جایگزینی برای سامانه پرتاب شاتل و با مأموریت ارسال و بازگرداندن انسان به مدار زمین، ماه و مریخ یکی از پروژه‌های راهبردی و فعال این سازمان می‌باشد [۳۵].

۱-۲-۲- مسئله بازگشت به جو

فرض اولیه در مسئله بازگشت به جو این است که سامانه بازگشت‌پذیر به‌صورت مستقل و ایمن از نقطه‌ای مانند A، با شرایط اولیه مفروض، به نقطه‌ای مانند B، با شرایط نهایی، پرواز نماید (شکل ۱-۱). این فرآیند شامل تعیین یک مسیر پروازی مطلوب (بهینه‌سازی یا استخراج مسیر) و یک سیستم هدایتی برای دنبال کردن مسیر استخراج شده در حضور اغتشاشات و خطاهای موجود در مدل‌سازی مورد استفاده برای استخراج مسیر، محاسبات و کنترل مناسب برای اجرای قوانین هدایت می‌باشد [۵].

برای یک سامانه که از جو زمین خارج شده‌است و دوباره می‌خواهد به جو بازگشت کند، نقطه A می‌تواند شرایط مداری لئو (LEO)[3] باشد. با توجه به اینکه «بازگشت به جو»، در اغلب موارد، ورود به اتمسفر زمین را می‌رساند، شرایط اولیه مناسب‌تر برای نقطه A، شرایط برخورد وسیله با جو غلیظ می‌باشد.

[1] National Aeronautic ans Space Administration (NASA)
[2] Crew Exploration System
[3] Low Earth Orbit



شکل ۱-۱: شماتیک پروفیل بازگشت به جو.

مسیر سامانه‌های بازگشت‌پذیر در بازگشت به جو، بر مبنای نسبت نیروی برآ به پسا به سه دسته مسیر پرتابه‌ای، مسیر شبه‌پرتابه‌ای و مسیر برآزا تقسیم می‌شوند [۷].

عمده وسایل فضایی بدون سرنشین که به جو زمین باز می‌گردند، مسیری پرتابه‌ای را طی می‌کنند به این معنی که جسم بازگشت کننده نیروی برآی قابل توجهی را در فرآیند بازگشت به جو تولید نمی‌کند و تحت تأثیر جاذبه زمین و نیروی پسای آیرودینامیکی، یک مسیر پرتابه‌ای (بالستیک) را می‌پیماید. در این مورد نقطه فرود، توسط شرایط اولیه ورود به جو تعیین می‌شود و به محض شروع مسیر پرتابه‌ای، هیچ کنترلی بر روی جسم بازگشتی وجود ندارد. با توجه به اینکه جسم بازگشتی با زاویه بسیار بالایی به جو برخورد می‌نماید، رد زمینی آن، از نقطه ورود به جو تا نقطه برخورد به زمین، نسبت به وسایلی که دارای مسیر بازگشت شبه‌پرتابه‌ای و برآزا هستند، کوچک‌تر است [۷].

برخی از وسایل بازگشت کننده به جو دارای مسیر شبه‌پرتابه‌ای می‌باشند. در این مورد، جسم پس از ورود به جو تا جایی که قابلیت کنترل آیرودینامیکی پیدا کند پایین می‌آید و پس از آن روش‌های کنترلی مطلوب به‌منظور نگهداری وسیله در محدوده بارهای دینامیکی و گرمایی مجاز به‌کار گرفته می‌شود. به تدریج با اعمال پروفیل برآی کنترلی، سرعت وسیله کاهش پیدا کرده و در زمان مناسب بر روی زمین فرود می‌آید. کپسول‌های سرنشین‌دار مانند آپولو[1] مسیری شبه‌پرتابه‌ای را تا فرود در دریا طی می‌کند.

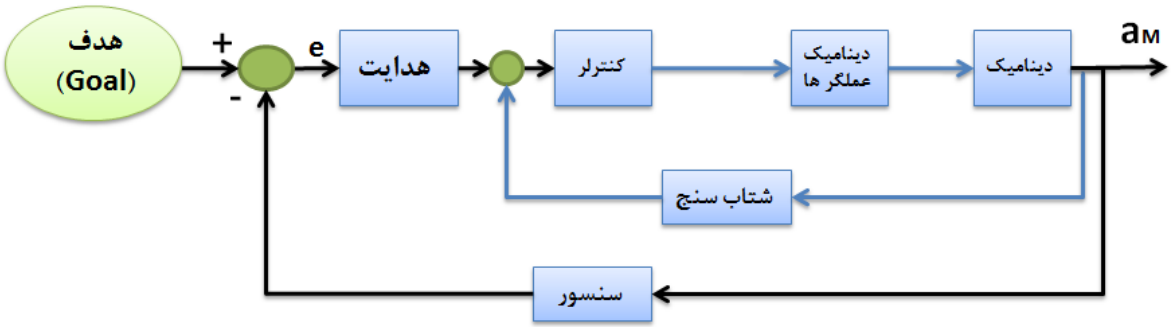
[1] Apollo

همچنین سفینه فضایی روسی سایوز[1] و کپسول شِنزو[2] نیز از مسیر شبه‌پرتابه‌ای به منظور بازگشت به جو استفاده می‌کنند [۷].

رویکرد دیگر، پیمودن یک مسیر کاملاً برآزا می‌باشد که در آن وسیله بازگشت‌پذیر مانند یک هواپیما در اتمسفر پرواز می‌نماید. وسیله فضایی با ورود به اتمسفر دارای زاویه حمله زیادی می‌باشد که باعث می‌شود رد زمینی بیشتری را نسبت به نوع شبه‌پرتابه‌ای طی کند. مزیت دیگر این رویکرد این است که وسیله فضایی پس از بازگشت به جو می‌تواند مانند یک هواپیما در یک فرودگاه فرود بیاید و در نتیجه قابلیت استفاده چندباره وسیله محقق می‌گردد. تنها سفینه فضایی که در حال حاضر از یک مسیر برآزا برای ورود به جو و فرود استفاده می‌کند، سفیه فضایی شاتل می باشد [۷].

۱-۲-۳- نیازمندی‌های هدایت و کنترل سامانه‌های بازگشت‌پذیر

هدف سامانه هدایت، استخراج مجموعه‌ای از فرامین کنترلی است که سامانه را از حالت (موقعیت و وضعیت) اولیه مشخص به حالت نهایی مطلوب می‌رساند [۲۷]. در شماتیک هدایت و کنترل به‌صورت مفهومی نمایش داده شده‌است. به‌طور کلی می‌توان گفت که هدایت و کنترل شامل دو حلقه داخلی و خارجی می‌باشد. بیرونی‌ترین حلقه، اصطلاحاً حلقه هدایت می‌باشد، که با توجه به سناریوی مورد نیاز وظیفه طراحی یا برنامه‌ریزی مسیر را برعهده دارد. حلقه داخلی، حلقه کنترلی می‌باشد که نقش دنبال کردن مسیر برنامه‌ریزی شده از طریق اعمال فرمان‌های مطلوب به سطوح کنترلی سامانه را دارد.



شکل ۱-۲: شماتیک پروفیل بازگشت به جو.

علاوه بر دینامیک پیچیده حاکم بر معادلات حرکت وسیله ماوراء صوت، عوامل دیگری وجود دارد که باعث می‌شود مسئله هدایت سامانه بازگشت‌پذیر، جزء مسائل سخت و پرچالش قرار گیرد. در این میان می‌توان عواملی چون اثرات محیطی، قیود کنترلی و عملکردی موجود ناشی از محدودیت‌های سامانه، قیود زمانی به دلیل ذات پرواز در سرعت‌های بسیار بالا و نیازمندی‌های محاسباتی برخط را عنوان کرد [۵].

[1] Soyuz
[2] Shenzhou

عمده مشکلات موجود در هدایت و کنترل بازگشت به جو، از شرایط محیطی پیش‌روی جسم بازگشت کننده ناشی می‌شود. وسیله بازگشت‌پذیر در طول مسیر بازگشت به جو تا فرود بر روی زمین، شرایط محیطی گوناگونی را تجربه می‌کند. تغییرات فشار، دما، چگالی و یونیزاسیون از جمله این موارد می‌باشد. تغییرات میدان جاذبه بر روی وسیله، شرایط جوی مختلف (باد، ریزش‌های جوی و ...) و حرکت محل نقطه فرود (به دلیل گردش زمین به دور خود)، نیز از جمله شرایطی هستند که وسیله بازگشت کننده به جو باید با آنها روبه‌رو شود. از نقطه‌نظر هدایت و کنترل، بزرگ‌ترین مشکل، مربوط به محدودیت‌های موجود در سامانه و عدم قطعیت‌هایی است که حین پرواز در چنین شرایط متغیری به‌وجود می‌آید [۵].

سرعت‌های بالایی که در حین بازگشت به جو وجود دارد باعث به‌وجود آمدن بارهای حرارتی و آیرودینامیکی بر روی سامانه بازگشت‌پذیر می‌شود که باید توسط سیستم حفاظت حرارتی و سازه سامانه تحمل گردد [۲۵].

به‌دلیل اینکه سامانه‌های فضایی اغلب از نظر ابعاد، مقاومت مصالح و وزن به‌طور قابل توجهی محدود می‌باشند، مسیر سامانه باید به‌گونه‌ای طراحی شود که بارهای وارد بر سازه کمینه شوند و یا حداقل از محدودیت‌های طراحی سامانه فراتر نرود [۵]. به‌عنوان مثال، به دلیل سطح فناوری‌های در دسترس در زمان طراحی سفینه فضایی شاتل، هدف، طراحی مسیر به‌گونه‌ای بود که بارهای حرارتی و آیرودینامیکی وارد بر سامانه کمینه گردد تا کمترین وزن سازه و سیستم حفاظت حرارتی را نیاز داشته باشد [۲۵]. در ارتباط با محدودیت وزنی، سامانه‌های بازگشت‌پذیر، اغلب دارای نسبت برآ به پسای (L/D) پایین می‌باشند که باعث کاهش مانورپذیری و برد آنها می‌شود.

در ارتباط با عدم قطعیت‌ها، در فرآیند بازگشت به جو، جریان‌های جوی پیچیده و گوناگونی وجود دارد که بر مشخصات آیرودینامیکی جسم بازگشت‌پذیر تأثیر می‌گذارد. به‌عنوان مثال، جریان گاز منبسط و یونیزاسیونی که در لایه‌های جوی بالا و در سرعت‌های بالا اتفاق می‌افتد، به آسانی قابل پیش‌بینی و مدل‌سازی نمی‌باشد. این محدودیت‌ها اغلب با اعمال قیود بر متغیرهای حالت و قیدهای مسیر مدل می‌شوند [۵].

علاوه بر محدودیت‌های عنوان شده بر روی مسیر و متغیرهای حالت، برخی محدودیت‌های الکترومکانیکی نیز در ارتباط با طراحی سامانه وجود دارد. به‌عنوان مثال، نرخ عملگرها و نیز میزان انحراف سطوح کنترلی دارای محدودیت می‌باشد. این محدودیت‌ها با اعمال قید بر روی متغیرهای کنترلی مدل‌سازی می‌شوند.

آخرین موضوع از چالش‌های پیش‌رو در مسائل بازگشت به جو، موضوع زمان می‌باشد. مقدار زمانی که وسیله بازگشت‌پذیر در جو حرکت می‌کند، دارای اهمیت می‌باشد. با توجه به اینکه نمی‌توان این زمان را با اعمال نیروی تراست کنترل نمود، تنها عاملی که در این زمان دخیل می‌باشد، مشخصات برآ و پسای جسم بازگشت‌پذیر می‌باشد. هر چه میزان ماندگاری سامانه در جو با سرعت‌های بالا بیشتر باشد، میزان بارهای حرارتی وارد بر جسم افزایش می‌یابد. در چنین مواقعی لازم است سرعت جسم هرچه سریع‌تر کاهش یابد و یک راه‌حل برای این امر، افزایش پسا می‌باشد. از طرفی، افزایش نیروی پسا، نسبت L/D را

کاهش می‌دهد که در نتیجه برد وسیله نیز کاهش پیدا خواهد کرد؛ بنابراین باید در این میان تعادلی صورت پذیرد. به‌غیر از زمانی که بار حرارتی به جسم وارد می‌شود و نیز ملاحظات راهبردی، نیازمندی دیگری در خصوص زمان لازم برای فرود وسیله بازگشت‌پذیر وجود ندارد. البته نیازمندی دیگری در خصوص زمان محاسباتی رایانه پرواز قابل بیان می‌باشد.

برای یک وسیله بازگشتی که با سرعتی حدود پنج برابر سرعت صوت حرکت می‌کند، زمان بسیار کمی برای محاسبات برخط وجود خواهد داشت. از نقطه‌نظر کنترل، سامانه کنترلی باید دارای نرخ به‌روزرسانی و نمونه‌برداری نسبتاً بالایی باشد. سامانه‌های بازگشت‌پذیری که در حال حاضر وجود دارند، نظیر سامانه X-37 و X-40، نیازمند عملکرد حلقه هدایت در محدوده ۱۰ هرتز و حلقه کنترلی در محدوده ۵۰ هرتز می‌باشد. به‌طور کلی زمان می‌تواند بر قابلیت سامانه در محاسبه فرامین جدید هدایتی، در صورتیکه مسیر جدیدی باید طراحی و استخراج گردد، تأثیر به‌سزایی داشته باشد. در مجموع قیود موجود بر زمان محاسباتی رایانه پرواز، بر روی کل سیستم هدایت، کنترل و ناوبری تاثیر دارد [۵].

۱-۳- روش‌های هدایت و کنترل سامانه‌های بازگشت‌پذیر

هدف سامانه هدایت و کنترل در یک وسیله بازگشت‌پذیر، تنظیم و کنترل نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی به‌گونه‌ای است که قیدهای موجود در مسئله ارضا گردند و سامانه به‌صورت ایمن در مقصد مورد نظر فرود آید. روش‌های هدایت و کنترل سامانه‌های بازگشت‌پذیر در مسئله بازگشت به جو را می‌توان در دو دسته جای داد [۹،۴،۱۴،۲]:

۱. روش‌های هدایتی بر مبنای مسیر مرجع (نامی)؛

۲. روش‌های هدایتی بر مبنای پیش‌بینی.

۱-۳-۱- هدایت بر مبنای مسیر مرجع

الگوریتم‌های هدایتی که بر اساس دنبال کردن یک مسیر نامی می‌باشند، یکی از روش‌های آسان و پرکاربرد در بسیاری از سامانه‌ها می‌باشد. در این روش، متغیرهای حالت با استفاده از روش‌های بهینه‌سازی، برای یک مسیر نامی محاسبه و بر روی رایانه‌پرواز وسیله پرنده ذخیره‌سازی می‌شود. در حین پرواز، هرگونه انحراف متغیرهای اندازه‌گیری شده از مسیر نامی (مرجع) ذخیره‌سازی شده، محاسبه می‌شود و برای تولید فرامین هدایت و کنترل به‌کار گرفته می‌شود در این روش طراحی مسیر نامی و انتخاب مسیر نامی مطلوب قبل از ورود به جو اهمیت دارد [۳۱].

همان‌طور که اشاره شد، روش‌های هدایتی بر مبنای مسیر مرجع، در واقع شامل دو بخش طراحی مسیرهای نامی به‌صورت برون‌خط[1] و ردگیری مسیر نامی به‌صورت برخط[1] می‌باشد. در سال‌های اخیر،

[1] off-line