دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مهندسی مکانیک

پایان‌نامهٔ کارشناسی ارشد

گرایش مکانیک پرواز

طراحی سیستم هدایت و کنترل در بازگشت به جو بر مبنای تعقیب مسیرنامی

استاد راهنما: دکتر جعفر روشنیان

نگارش: نینا محمودیان

زمستان ۱۳۸۱

چکیده

در این پروژه به طراحی سیستم هدایت و کنترل متناسب با ساختار وسایل پرندهٔ بازگشتی با ساختار ساده و نسبت برآ به پسای پایین در مرحلهٔ بازگشت به جو پرداخته شده است.

مأموریت وسیلهٔ پرنده مرحلهٔ پرواز در جو بازگشت در نظرگرفته شده است و وسیله باید در کریدور بازگشت که با توجه به شرایط محدودیت‌های مرحلهٔ بازگشت تعیین شده است، حرکت کند.

به طورکلی، روش‌های هدایتی در بازگشت به جو از دو استراتژی پیروی می‌کنند:

۱ - هدایت با استفاده از قابلیت پیشگویی که در آن کنترلی مسیر رسیدن به هدف مورد نظر را از موقعیت متغیرهای حالت اندازه‌گیری شده لحظه‌ای محاسبه می‌کند.

۲ - هدایت با استفاده از مسیرنامی از پیش محاسبه شده و ذخیره شده در کامپیوتر آنبرد که در آن وظیفهٔ کنترلر به حداقل‌رساندن اختلاف متغیرهای حالت اندازه‌گیری شده لحظه‌ای و مقادیر ذخیره شده است.

در دو حالت محدوده‌های گرما و شتاب باید در محاسبات در نظر گرفته شود، در حالت اول این مسئله به مجموعه‌ای از قیدها در تعریف مسیر واقعی منجر می‌شود در حالی‌که در دومی محدوده‌ها در طی محاسبهٔ مسیر حرکت نامی در نظر گرفته شده است.

در انجام این پروژه از روش‌های هدایتی بر مبنای تعقیب مسیر نامی پیروی شده است و هدف دستیابی به الگوریتم هدایتی ساده، بدون استفاده از سیستم‌های پرهزینه برای وسایل بازگشتی نه چندان پیچیده بوده است. در این تحقیق سه الگوریتم هدایتی طراحی شده است که باعث می‌شوند نیروی آیرودینامیکی لازم برای بازگرداندن وسیلهٔ پرنده روی مسیر نامی مرجع و افزایش دقت فرود تأمین شود. الگوریتم هدایتی فرمان هدایتی را محاسبه می‌کند، سیستم کنترل وضعیت میزان انحراف ارگان‌های کنترلی لازم- برای برآورده شدن فرمان کنترلی و تأمین نیروی آیرودینامیکی که مسیر حرکت واقعی را نزدیک به مسیر نامی دلخواه نگه می‌دارد- مشخص می‌کند. را الگوریتم پیشنهادی اول به یک سیستم ناوبری کامل نیاز دارد. دومین الگوریتم سیستم ناوبری ساده‌تری دارد. سیستم ناوبری روش هدایتی سوم فقط یک شتاب‌سنج در راستای محور طولی بدنهٔ وسیله است که به شدت از قیمت وسیلهٔ پرنده برآ پایین می‌کاهد و برای چنین وسایل پرنده‌ای کاملاً مناسب است. نتایج شبیه‌سازی دو بعدی کارآیی روش‌های هدایتی پیشنهادی را به ازای تمامی شرایط غیرنامی نشان داده است. شبیه‌سازی موجود را می‌توان برای حالت سه بعدی نیز انجام داد.

این روش‌ها به آسانی قابل کاربرد برای وسایل ارزان قیمت و سبک هستند زیرا وسیلهٔ پرنده فقط نیاز به ذخیرهٔ یک سری بهرهٔ هدایتی، مسیر حرکت نامی مرجع در حافظهٔ آنبرد و یک سیستم ناوبری برای تشخیص متغیرهای لحظه‌ای مسیر دارد.

تشکر

از استاد ارجمند، جناب آقای دکتر جعفر روشنیان به سبب بذل توجه، صرف وقت و همراهی فراوان در اجرای این پایان‌نامه تشکر می‌کنم.

از ریاست پژوهشکده هوافضا آقای دکتر محسن بهرامی و سایر کارشناسان و کارکنان این پژوهشکده و تمام دوستان مشوق من در مراحل مختلف انجام این پروژه قدردانی می‌نمایم.

راهنمایی‌های مفید آقای مهندس نوین‌زاده را در زمینهٔ طراحی سیستم کنترل ارج می‌نهم.

از خانم محبوبه نژادفر به سبب یاری صمیمانه در زمینهٔ حروف‌چینی و صفحه‌آرایی متن سپاسگزارم.

تلاش خستگی ناپذیر همهٔ کارمندان دانشکدهٔ مهندسی مکانیک، به ویژه سرکار خانم معصومه غفوری قابل ستایش است.

شکیبایی و کمک‌های بی‌دریغ و تشویق‌های خانواده‌ام را سپاس فراوان دارم.

فهرست مطالب

عنوان **صفحه**

مقدمه ۱
فصل اول ۳
اصول دینامیک بازگشت به جو
۱-۱- انواع بازگشت به جو ۵
۱-۱-۱- بازگشت به جو بالستیکی با شیب تند ۵
۱-۱-۲- بازگشت به جو از مدار به شکل بالستیکی ۷
۱-۱-۳- بازگشت به جو پرشی ۸
۱-۱-۴- بازگشت به جو دو قوسه ۱۱
۱-۱-۵- بازگشت به جو با ترمز هوایی ۱۳
۱-۲- مسائل فنی به هنگام بازگشت به جو ۱۵
۱-۳- مدل‌سازی ریاضی حرکت RV در بازگشت به جو ۱۸
۱-۳-۱- دستگاه‌های مختصات ۱۹
۱-۳-۲- شکل زمین و میدان گرانش ۲۳
۱-۳-۳- مدل‌های اتمسفر زمین ۲۵
۱-۳-۴- نیروها و گشتاورها ۲۶
۱-۳-۵- معادلات حرکت ۳۲
فصل دوم ۳۷
هدایت بازگشت به جو
۲-۱- هدایت بازگشت به جو شاتل فضایی ۴۴
۲-۱-۱- مفهوم هدایت ۴۶
۲-۱-۲- منطق هدایت ۴۸
۲-۱-۳- تخمین برد ۴۸
۲-۱-۴- پارامترهای مسیر حرکت مرجع ۴۹
۲-۱-۵- روش تنظیم برد و معادلات برد ۵۰

عنوان **صفحه**

۶-۱-۲- پارامترهای پروفیل مرجع ۵۲
۷-۱-۲- قانون کنترل ۵۲
۸-۱-۲- معادلات فرمان کنترلی ۵۴
۹-۱-۲- منطق کنترل جانبی ۵۵
۱۰-۱-۲- آنالیز کارآیی ۵۶
۲-۲- هدایت بازگشت به جو برای وسایل با نسبت برآ به پسای پایین ۵۸
۱-۲-۲- مدلی برای کنترل مسیر حرکت ۵۹
۲-۲-۲- طراحی کنترلر مسیر حرکت ۶۲
۳-۲- روش‌های هدایتی پیشنهادی ۶۵
۱-۳-۲- روش پیشنهادی اول ۶۷
۲-۳-۲- روش پیشنهاد دوم ۶۷
۳-۳-۲- روش پیشنهاد سوم ۶۸
۴-۲- شبیه‌سازی ۷۰
۱-۴-۲- روش پیشنهادی اول ۷۵
۲-۴-۲- روش پیشنهادی دوم ۷۸
۳-۴-۲- روش پیشنهادی سوم ۷۹

فصل سوم ۸۱
کنترل بازگشت به جو
۱-۳- محاسبهٔ تابع تبدیل دینامیک وسیلهٔ پرنده ۸۴
۲-۳- نکاتی در طراحی سیستم کنترل وضعیت ۸۸
۳-۳- طراحی سیستم کنترل ۹۰
۱-۳-۳- روش پاسخ فرکانسی برای طراحی سیستم‌های کنترل ۹۱
۲-۳-۳- مشخصات پایداری جبران‌سازی پیش‌فاز، پس‌فاز و پس‌فاز - پیش‌فاز ۹۲
۳-۳- روش‌های جبران‌سازی پیش‌فاز براساس روش پاسخ فرکانسی ۹۳
فهرست مراجع ۹۹

مقدمه

امروزه توجه فراوانی به فعالیت‌های فضایی معطوف شده است و در تمام کشورهای دنیا برنامه‌ریزی‌ها و سرمایه‌گذاری‌ها در جهت همراه شدن با مسیر پرتکاپوی رشد فعالیت‌های فضایی است. در چنین شرایطی انتخاب پروژه‌ای در زمینهٔ مکانیک پرواز وسایل پرندهٔ فضایی مناسب به نظر رسید. طراحی و ساخت وسایل پرنده بازگشتی به جو زمینه‌های تحقیقاتی جدیدی را مطرح کرده است که از آن جمله می‌توان از هدایت و کنترل بازگشت به جو نام برد.

هدف از هدایت و کنترل ماهواره‌های بازگشتی ایجاد شرایط ایمن برای خدمه و تأمین دقت فرود در ناحیهٔ انتظار است.

ولی تأمین حداکثر دقت ممکنه نقطهٔ اصابت هدف اصلی هدایت و کنترل سرجنگی موشک‌های بالستیک است. در این میان وسایل پرنده بازگشتی با ضریب برآی پایین (وسیله‌ای شبیه آپولو یا نسبت برآ به پسای ۰/۳) در رسیدن به تکنولوژی فضایی به سبب سادگی ساختار و ارزان قیمت بودن از اهمیت ویژه‌ای برخوردار هستند.

در این پروژه به طراحی سیستم هدایت و کنترل وسایل پرنده با ضریب برآی پایین در طی فاز بازگشت به جو پرداخته شده است.

از آنجا که این نوع وسایل پرنده بازگشتی به جو ساختار ساده و ضریب برآی پایین دارند، روش‌های هدایتی مصطلح برای وسایلی از ردهٔ شاتل برای هدایت آنها قابل استفاده نیست و هدف یافتن روش هدایتی متناسب با این نوع وسایل پرنده بازگشتی با ساده‌ترین سیستم ناوبری است.

در این تحقیق پس از مطالعهٔ فیزیک مسئله و براساس منابع و مراجع، سه الگوریتم هدایتی بر مبنای تعقیب مسیر نامی پیشنهاد شده است و تحقیقات کارا بودن روش‌های پیشنهادی را برای وسایل با ضریب برآی پایین در شرایط حضور اغتشاش‌ها نشان داده است. آنچه در ترتیب الگوریتم‌های هدایتی پیشنهادی مهم است، ساده‌تر شدن ساختار سیستم ناوبری است. پس از اثبات کارآیی الگوریتم‌های هدایتی پیشنهاد شده به طراحی سیستم کنترل براساس روش‌های کنترل کلاسیک برای اجرای فرامین هدایتی پرداخته شد.

در این پروژه، فصل ۱ مروری کوتاه بر انواع بازگشت به جو، مشکلات فنی در هنگام بازگشت به جو و نحوهٔ مدل‌سازی ریاضی حرکت وسیلهٔ پرندهٔ بازگشتی وارد، در فصل ۲ سیستم هدایت وسیلهٔ پرنده به

صورت مختصر توضیح داده شده، به نمونه‌هایی از نحوهٔ هدایت بازگشت به جو مثل شاتل فضایی و وسایل با نسبت برآ به پسا پایین پرداخته می‌شود. روش‌های هدایتی پیشنهادی و چگونگی شبیه‌سازی و نتایج حاصل در ادامهٔ این فصل آورده شده‌اند. فصل ۳ به طراحی سیستم کنترل وضعیت مناسب دینامیک وسیلهٔ پرندهٔ بازگشتی اختصاص یافته است.

در حین انجام این پایان‌نامه ۵ مقاله به کنفرانس‌های داخلی و خارجی ارائه شد، که همگی آنها پذیرفته و عناوین این مقاله‌ها و کنفرانس‌ها به صورت زیر هستند:

1. J. Roshanian and N. Mahmoudian, A Simplified Reentry Guidance Method for Low Cost Vehicles, accepted in 3rd International Symposium of Atmospheric Reentry Vehicles and Systems, Arcachon, France, 2003.
2. J. Roshanian and N. Mahmoudian, Design of a Simple Nominal Trajectory Based, Reentry Guidance Algorithm, accepted in 3rd International Symposium of Atmospheric Reentry Vehicles and Systems, Arcachon, France, 2003.

۲. ن. محمودیان و ج. روشنیان، طراحی یک الگوریتم هدایتی کاربردی درفاز بازگشت به جو برمبنای بازگشت به مسیر نامی، مجموعه مقالات دهمین کنفرانس سالانه مهندسی مکانیک، خرداد ۸۱.

۳. ج. روشنیان و ن. محمودیان، روشی در هدایت بازگشت به جو به منظور ساده سازی سیستم ناوبری، پذیرفته شده در چهارمین کنفرانس سالانه مهندسی هوافضا، بهمن ۸۱.

۴. ج. روشنیان و ن. محمودیان، روشی در هدایت بازگشت به جو برمبنای بازگشت به مسیر نامی، پذیرفته شده در دومین کنفرانس سازمان صنایع هوافضا، بهمن ۸۱.

فصل ۱
اصول دینامیک بازگشت به جو

بشر همواره به هنگام مشاهدهٔ آسمان نظاره‌گر سقوط شهاب‌سنگ‌ها به جو بوده و همین مشاهدات شاید ، زمینه‌های اولیهٔ مطالعهٔ پدیدهٔ بازگشت به جو را فراهم آورده است. انسان به هنگام مشاهدهٔ نقاط روشنی که به سرعت با ورود به جو ناپدید می‌شدند به بررسی علل و ویژگی‌های این پدیدهٔ طبیعی پرداخت.

یکی از مسائل جالب و پیچیده در حوزهٔ هوافضا، مسئلهٔ بازگشت به جو است. بسیاری از وسائل پرنده پدیدهٔ بازگشت به جو را تجربه نمی‌کنند. مطالعهٔ این پدیده تنها در خصوص آن دسته از وسائل پرنده موضوعیت دارد که از جو خارج شده و بازگشت به جو آنها به دلایلی حائز اهمیت است.

وسایل پرنده دست ساز انسان که برای اولین بار ورود به جو را تجربه نمودند سر جنگی موشک‌های بالستیک بودند که در زمان جنگ جهانی دوم وارد عرصهٔ نبرد شدند. اولین وسیله پرندهٔ بازگشتی RV[1] دست‌ساز بشر راکتی بود که باید قابلیت حمل یک تن محموله به مسافت ۳۰۰ کیلومتر را می‌داشت و درسال ۱۹۳۷ در پنه موند واقع در شرق آلمان پرتاب شد. درآن زمان حتی کسانی چون کنرادوندربرگ و ورنر فون براون که طراحان این موشک بودند، نمی‌دانستند که پرواز V-2 در ۳ اکتبر ۱۹۴۲ عصر فضا را آغاز خواهدکرد. البته در آن زمان هنوز تکنولوژی جدایش سر جنگی از موشک‌ها ابداع نگردیده بود. موشک‌های بالستیک پس از طی بخش فعال مسیر[2] و خاموشی موتور به صورت یک پرتابهٔ آزاد مسیر خود را روی یک کمان بیضوی ادامه می‌دادند تا مجدداً به اتمسفر زمین وارد شوند. بدین ترتیب مسیر حرکت موشک‌های بالستیک از سه بخش اصلی شامل مسیر فعال، مسیر حرکت آزاد در فضای ماورای جو و بخش بازگشت به جو تشکیل می‌گردید.

از آنجا که در آن دوران اولین تجربه‌های بازگشت وسائل پرنده به جو مورد مطالعه قرار می‌گرفت و اطلاعات بسیار ناقص بود، گاهاً موشک‌های V-2 به علت بروز گرمایش در برخورد با جو منفجر می‌شدند.

1)Reenty Vehicle
2) Powered flight

پس از پایان جنگ جهانی دوم مطالعهٔ بازگشت سرجنگی موشک‌های بالستیک به جو وارد مرحله‌ای جدید گردید و روز به روز کامل‌تر شد، از سوی دیگر اندیشهٔ سفر انسان به فضای ماورا جو نیز به گونه‌ای دیگر با مسئله بازگشت به جو پیوند خورده بود.

با پرتاب اولین ماهواره اسپوتنیک-۱ به مدار زمین و فضای ماورا جو، اندیشهٔ بازیافت ماهواره و در صورت امکان بازگشت انسان به جو همراه ماهواره‌ها متولد گردید.

اولین بار در دهم اوت ۱۹۶۰ فضاپیمای دیسکاوری[3]-۱۳ پس از ۱۷ دور گردش در مدار زمین واردجو گردید. یک رادار مستقر در هاوایی مسیر بازگشت به جو این ماهواره را تا برخورد به سطح اقیانوس ردگیری نمود. جمع‌آوری بقایای این فضاپیما که سفری دور و دراز را پشت سر نهاده بود، توسط غواصان نیروی دریایی آمریکا انجام شد، البته این فضاپیما طوری طراحی نشده بود تا به هنگام بازگشت به جو و برخورد با اقیانوس یکپارچگی خود را حفظ نماید.

با بازگشت اولین فضاپیمای ساخت بشر به زمین فصلی نو در مطالعات علوم فضایی آغاز گردید. امروزه با احتساب بارهای وارده در بازگشت به جو RV را به گونه‌ای طراحی می‌کنند که یکپارچگی خود را حفظ نماید، علاوه برآن می‌توان به RV قابلیت کنترل و مانور را اضافه نمود و با طراحی یک وسیله بازگشتی مانورپذیر[4](MRV) دقت فرود را به شکل قابل ملاحظه‌ای افزایش داد.

وسایل پرنده بازگشتی به جو تنوع قابل ملاحظه‌ای هم از لحاظ ساختار و هم از لحاظ ظاهر دارند، همین طور مسیرهای حرکت بازگشت به جو، بسته به شرایط ورود بسیار متفاوت هستند. در بازگشت به جو فازهای پروازی مختلفی مطرح است، همچنین مسئله بازگشت به جو با مشکلات فنی خاص خود مواجه بوده که یکی از مهم‌ترین این مشکلات مهار حرارت کسب شده به هنگام ورود به جو است.

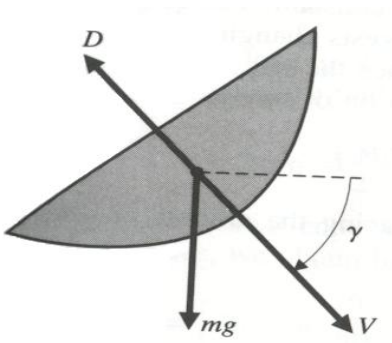
توضیح انواع بازگشت به جو و مشکلات فنی در هنگام آن به اختصار بخش‌هایی از این فصل را به خود اختصاص داده‌اند، سپس مدل‌سازی ریاضی حرکت وسیله پرنده تشریح شده است.

۱-۱- انواع بازگشت به جو

۱-۱-۱- بازگشت به جو بالستیکی با شیب تند[5]

بازگشت موشک‌های بالستیک بدون نیروی برآ و با شیب‌های ورود تند صورت می‌گیرد، در شکل(۱) نیروهای جاذبه و پسای وارد به وسیلهٔ بازگشتی بالستیکی BRV[6] نشان داده شده است.

3) Discovery
4) Maneuvering Reentry Vehicle
5) Steep Ballistic Reentry
6) Ballistic Reentry Vehicle



شکل (۱) نیروهای وارد بر وسیلهٔ بازگشتی بالستیک BRV

معادلات حرکت ساده شده برای بازگشت به جو بالستیکی به صورت زیر بیان می شوند:

$$\begin{cases} \dfrac{dX}{dt} = V\cos\gamma \\ \dfrac{dH}{dt} = V\sin\gamma \\ m\dfrac{dV}{dt} = -D - mg\sin\gamma \\ mV\dfrac{d\gamma}{dt} = -mg\cos\gamma \end{cases} \qquad (۱)$$

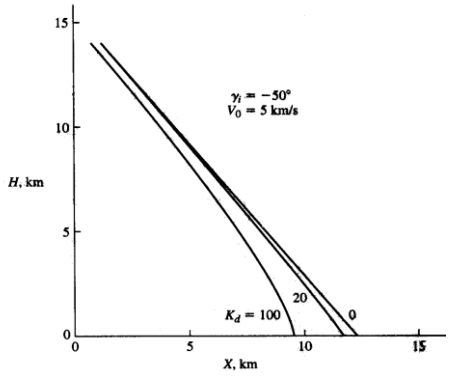
دو معادلهٔ اول روابط سینماتیکی تعیین‌کنندهٔ برد و ارتفاع بوده و دو معادلهٔ نهایی مؤلفه‌های قانون دوم نیوتن در دو راستای سرعت و عمود برآن را بیان می‌نماید.

اگر در این معادلات ارتفاع را به عنوان متغیر مستقل در نظر بگیریم، معادلات حرکت ساده‌تر می‌شوند و این امکان فراهم می‌شود که معادله مسیر حرکت به صورت تابعی از ارتفاع حل گردد.

در این صورت خواهیم داشت:

$$\begin{cases} \dfrac{dX}{DH} = \cot\gamma \\ mV\dfrac{dV}{dH} = -\dfrac{D}{\sin\gamma} - mg \\ \dfrac{d\gamma}{dH} = -\dfrac{g\cot\gamma}{V^2} \end{cases} \qquad (۲)$$

در حالت ورود با زوایای شیب تند، کتانژانت γ کوچک و تقریباً در بیشتر مسیر حرکت سرعت زیاد است، پس می‌توان تغییرات γ را کوچک فرض نموده و بدین ترتیب مسیر حرکت نزدیک به یک خط راست است.



شکل (۲) نمونه مسیرهای ورود بالستیکی

۲-۱-۱- بازگشت به جو از مدار به شکل بالستیکی[۷]

در این نوع بازگشت، بازگشت به جو با سرعت مداری دایروی مورد توجه قرار می‌گیرد، پس از اولین پرواز مداری و بازگشت به جو یوری گاگارین، و.آ.یاروشفسکی[۸] در سال ۱۹۶۴ نظریه‌ای شبه تحلیلی در مورد این نوع پروازها ارائه کرد. معادلات حرکت RV ازمداربه شکل بالستیکی با در نظر گرفتن شتاب جانب مرکز و نیروی پسا به صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned}
\frac{dH}{dt} &= V\sin\gamma \\
\frac{dV}{dt} &= -\frac{1}{2}\frac{C_D A}{m}\rho V^2 - \left(g - \frac{V^2\cos^2\gamma}{R_\oplus + H}\right)\sin\gamma \\
V\frac{d\gamma}{dt} &= -\left(g - \frac{V^2\cos^2\gamma}{R_\oplus + H}\right)\cos\gamma
\end{aligned} \qquad (۳)$$

مسیر پرواز بازگشت RV سرنشین‌دار از مدار دایره‌ای ارتفاع پایین، دست کم در طی ناحیهٔ سرعت بالا از مسیرحرکت، زاویهٔ γ کوچکی خواهد داشت، به این ترتیب $\cos\gamma \approx 1$ و $\sin\gamma \approx \gamma$. به علاوه، ارتفاع H بسیارکوچکتر از $R_\oplus$ (شعاع زمین) است، بنابراین می‌توان از H نسبت به $R_\oplus$ صرف‌نظر کرد و همچنین می‌توان از مؤلفهٔ جاذبه در مقایسه با نیروی پسای بزرگ در لایهٔ غلیظ اتمسفر چشم‌پوشی نمود. این فرض‌ها معادلات فوق را به فرم زیر ساده خواهد نمود:

7) Ballistic Orbital Reentry
8) V.A.Yaroshevski

$$\frac{dH}{dt} \approx V\gamma$$
$$\frac{dH}{dt} \approx -\frac{1}{2}\frac{C_D A}{m}\rho V^2 \qquad (۴)$$
$$V\frac{d\gamma}{dt} \approx -g + \frac{V^2}{R_\oplus}$$

اگر در معادلات فوق به جای زمان متغیر مستقل را سرعت فرض نمائیم:

$$\frac{dH}{dV} = -\frac{2m\gamma}{C_D A\rho V}$$
$$V\frac{d\gamma}{dV} = \frac{2m}{C_D A\rho V^2}\left(g - \frac{V^2}{R_\oplus}\right) \qquad (۵)$$

چه پسای RV بالا باشد و چه پایین در طول بازگشت به جو وسیله در سرعت اولیهٔ ورود یکسان، ماکزیمم شتاب یکسانی را تجربه خواهد کرد، تنها با تغییر ضریب پسا RV ارتفاع رخداد ماکزیمم شتاب تغییر خواهد نمود.

ماکزیمم شتاب g ۸ بالاترین حدی است که ارگانیزم انسان قابلیت تحمل آنرا دارد، این مسئله همچنین ملزومات سازه‌ای مربوط به خود را به RV تحمیل می‌کند. این ماکزیمم شتاب را می‌توان فقط با افزودن نیروی برآ به RV کاهش داد. با به کاربردن برآ و بیشتر باقی‌ماندن در اتمسفر، پسای وارده کم شده و زمان بازگشت به جو بیشتر می‌شود در نتیجه حرارت و شتاب حاصله در طول بازگشت کاهش می‌یابد.

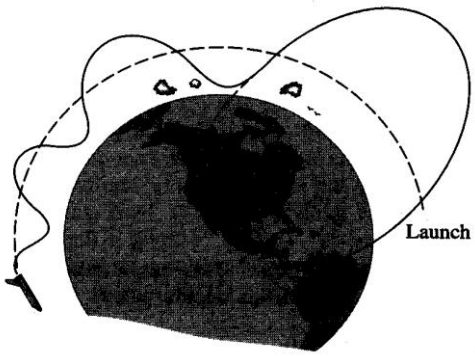
اولین RVهای مداری، "واستوک"[۹] روسی و "مرکوری"[۱۰] آمریکایی، دارای مسیر بازگشت به جو بالستیکی بودند که جانشین‌های بلافصل آنها قابلیت ایجاد برآ داشته و وسایل بالستیکی خالص محسوب نمی‌شدند.

۳-۱-۱- بازگشت به جو پرشی[۱۱]

این نوع بازگشت، برای ایده بازگشت RV هواپیما شکل با دقت بسیار زیاد مطرح شد. اوگن زنگر[۱۲]، مهندسی سوئیسی در طی جنگ جهانی دوم یک طرح عملی برای یک بمب‌افکن بین قاره‌ای ارائه داد. این وسیله باید در یک مسیر حرکت شبیه ICBM از آلمان تا آمریکا صعود می‌کرد و در حین اولین برخوردش با جو بمب

9) Vostok
10) Mercory
11) Skip Reentry
12) Eagen Sanger

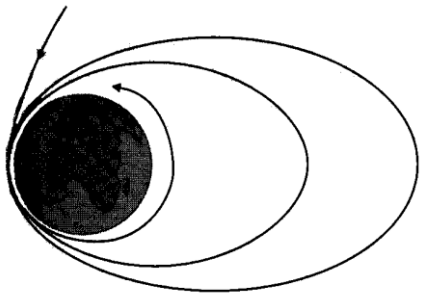
خود را به سوی هدف رها می‌کرد و سپس برای صعود و پرش مجدد به جو، روی مسیر حرکت بالستیکی دیگری در ادامهٔ مسیر قبلی از بال‌های خود بهره می‌جست، شکل (۳).



شکل (۳) مسیر حرکت بمب‌افکن زنگر

با یک طراحی ایرودینامیکی مؤثر، این انتظار می‌رفت که وسیله قادر به پرش در تمام مسیرهای اطراف زمین باشد و به نقطهٔ پرتاب اولیه خود برای مأموریت‌های بعدی بازگردد.

مفهومی مشابه، توسط والتر هوهمن[۱۳] برای بازگشت از ماه یا سیاره‌های دیگر به زمین ارائه شده بود. یک فضاپیمای بازگشتی در یک مسیر حرکت هذلولی درارتفاع بالا با جو زمین برخورد می‌کند. در طی اولین گذر از جو فضاپیما باید به سبب پسای هوا به اندازهٔ کافی سرعت ازدست بدهد تا جو را روی یک مدار بیضوی ترک کند. به همین ترتیب دربارهٔ بازگشت مجدد پس از یک پرید، که مدار بیضوی بعدی باید حضیض یکسان، اما اساساً اوج پایین‌تری داشته باشد، شکل (۴)، پس از انجام چند گذر با چنین شرایطی، فضاپیما به اندازهٔ کافی سرعت از دست داده و می‌توان بازگشت نهایی و فرود ایمن را برنامه‌ریزی نمود.



شکل (۴) ترمز بیضوی هوهمن

نیروی گرانشی ظاهری RV تقریباً با رابطهٔ زیر داده شده است:

$$F_g = \frac{GM_{\oplus}m}{r^2} - \frac{mv^2 \cos^2 \gamma}{r} \qquad (۶)$$

13) Walter Hohmann

نیروی گرانشی ظاهری در بمب‌افکن زنگر وقتی با سرعت زیرمداری بالا حرکت می‌کند، کوچک است و برای ترمز بیضوی هوهمن در نقطهٔ حضیض، منفی (به سمت بالا) می‌باشد. در هر دو صورت، نیروی گرانشی ظاهری در مقایسه با نیروهای ایرودینامیکی وارد به RV در طی بازگشت ناچیز خواهد بود. بنابراین، می‌توان در فاصلهٔ حرکت در جو زمین را تخت و نیروی گرانشی ظاهری را صفر در نظرگرفت.

$$\frac{dH}{dt} = V\cos\gamma$$

$$\frac{dH}{dt} = V\sin\gamma \qquad (۷)$$

$$m\,\frac{dV}{dt} = -D$$

$$mV\frac{d\gamma}{dt} = L$$

در صورتی‌که دانسیتهٔ جو را تابع نمایی و پرواز را مافوق صوت در نظر بگیریم، نیروهای برآ و پسا به صورت زیر قابل بیان خواهند بود.

$$D = \frac{1}{2}C_D A\rho_0 V^2 e^{-H/H_0} \qquad (۸)$$

$$L = \frac{1}{2}C_L A\rho_0 V^2 e^{-H/H_0} \qquad (۹)$$

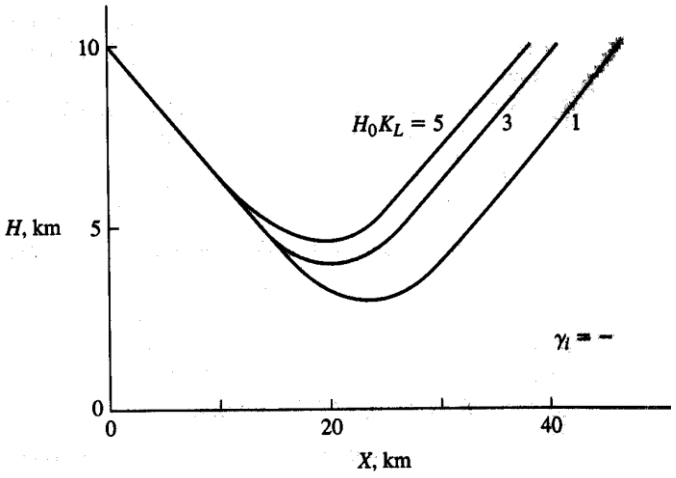
ρ_0 ,H_0 مقادیر اولیه دانسیته و ارتفاع هستند. با فرض ثابت بودن ضرایب برآ (C_L) و پسا (C_D) و سطح مرجع RV در بازگشت به جو، نیروهای آیرودینامیکی را وارد معادلات (V) می‌کنیم. این معادلات با تغییر متغیر مستقل به زاویهٔ مسیر پرواز γ قابل انتگرال‌گیری خواهند بود. البته در نظر می‌گیریم زاویهٔ مسیر پرواز γ تابعی صعودی از زمان در طول پرش است، که این فرض یک متغیر مستقل قابل قبول می‌سازد. معادلات حرکت جدید به صورت زیر در می‌آیند:

$$\frac{dX}{d\gamma} = \frac{1}{K_L}\cos\gamma\, e^{H/H0} \qquad (۱۰)$$

$$\frac{dH}{d\gamma} = \frac{1}{K_L}\sin\gamma\, e^{H/H0} \qquad (۱۱)$$

$$\frac{dV}{d\gamma} = -\frac{C_D}{C_L}V \qquad (۱۲)$$

$$K_L = \frac{C_L A\rho_0}{2m} \qquad (۱۳)$$



شکل (۵) مسیر حرکت بازگشت پرشی

شکل (۵)، سه مسیر حرکت پرشی برای مقادیر۵ و۳ و۱=$K_L.H_0$ را نشان می‌دهد. همانطور که انتظار می‌رفت، مسیرهای حرکت پرواز RV با برآی بالاتر سریعتر صعود می‌کند. با توجه به شکل می‌توان دریافت که زاویهٔ خروج مسیر پرواز با زاویهٔ ورود مسیر پرواز تنظیم می‌گردد، پس در مسیر حرکت بمب‌افکن زنگر، همهٔ پرش‌ها با یک زاویهٔ معین مسیر پرواز شروع و تمام می‌شود.

هر زمان وسیلهٔ اتمسفر را ترک کند، باید با توجه به مسئلهٔ دو جسم، یک مدار بیضوی جدید برای قوسی از مسیر حرکت که خارج از اتمسفر است، محاسبه کرد.

هر پرش متوالی برد کوتاهتری نسبت به پرش پیشین خود خواهد داشت، زیرا که پس از هر خروج از اتمسفر متعاقب هر پرش، سرعت وسیله افت پیدا می‌کند. یکی ازمشکلات عملی مسیر حرکت پرشی زنگر این است که تخمین بیش از یک یا دو پرش در بهترین حالت، تقریباً غیرممکن است و بنابراین تعیین نقطهٔ فرود نهایی وسیله درچنین مسیر حرکتی نیز غیرممکن می‌شود.

۴-۱-۱- بازگشت به جو دو - قوسه[۱۴]

RVهای "آپولو"ی[۱۵] آمریکایی و "زند"[۱۶] روسی در طول بازگشت از ماه از یک نسخه بسیار تغییریافته از بازگشت پرشی بهره جستند. مرکز جرم کپسول آپولو روی محور طولی آن نبوده و سبب پرواز با زاویهٔ حمله جزئی و ایجاد برآ می‌شود. اولین فاز بازگشت به جو آن در یک مسیر حرکت پرشی در حالی‌که بردار برآ به

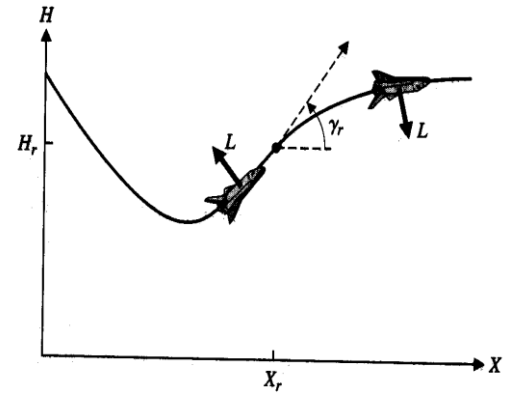
14) Double-Dip Reentry
15) Apollo
16) Zond

سمت بالا است، می‌باشد. به این ترتیب اگر آپولو تا تکمیل پرش پرواز کند، اتمسفر را با سرعتی بالای سرعت فرارترک خواهد کرد که این مسئله باعث از دست رفتن جان فضانوردان خواهد شد. راه حل این مشکل، چرخ غلت وسیله به گونه‌ای است که بردار برآ به سمت پایین بیفتد. در این حالت برآ به نگه‌داشتن وسیله در اتمسفر تا زمان تکمیل کاهش شتاب کمک می‌کند. چنانچه در شکل (۶) نشان داده شده است باید تلنگری به بخش صعود مسیر حرکت پرشی وارد شود، چون حرکت عمودی به سمت زمین مدنظر نیست. پس از غلت تنها تغییر، تعویض جهت بردار برآ است. با توجه به اینکه وسیله در مسیر حرکت وارون سرعت کم می‌کند، $\frac{d\gamma}{dt} < 0$ بوده و معادلات حرکت به این صورت خواهند بود:

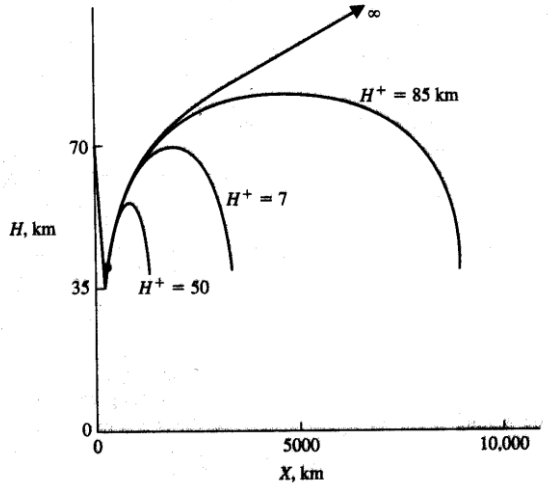
$$\frac{dX}{d\gamma} = -\frac{1}{K_L} cos\,\gamma\, e^{-H/H_0} \qquad (۱۴)$$

$$\frac{dH}{d\gamma} = -\frac{1}{K_L} sin\,\gamma\, e^{-H/H_0} \qquad (۱۵)$$

$$\frac{dV}{d\gamma} = +\frac{C_D}{C_L} V \qquad (۱۶)$$



شکل(۶) مانور چرخ روی مسیر حرکت بازگشت به جو پرشی



شکل(۷) مسیر حرکت‌های بازگشت به جو دو قوسه

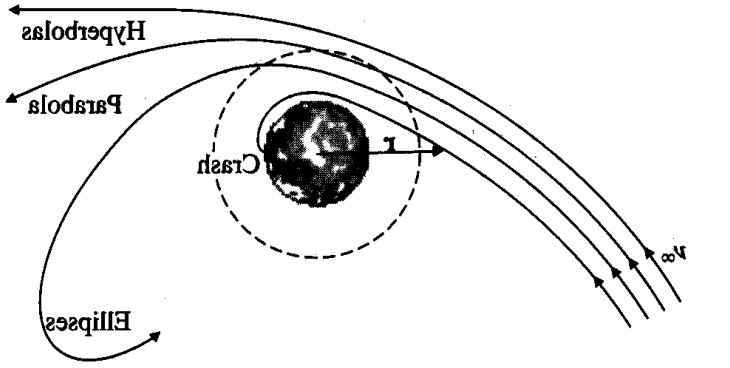
با حل معادلات، مسیر حرکت‌های رول در زاویه ورود $\gamma_i = -10^\circ$ و $K_L.H_0$=۲ و ارتفاع ورود ۷۰ کیلومتر در شکل (۷) مشاهده می‌شود. زمان زیاد حضور RV در ارتفاعات بالا و دانسیتهٔ پایین اتمسفر شرایط حرارتی نسبتاً مساعدی را در این نوع بازگشت مهیا می‌نماید. در نزدیکی انتهای مسیر حرکت وارون سرعت عمودی وسیله به اندازه‌ای پایین است که می‌توان از جاذبه در معادلات حرکت صرفنظر نمود. این مسئله باعث

می‌شود که وسیله همهٔ برآی خود را برای باقی‌ماندن در اتمسفر صرف نکند و این امکان وجود داشته باشد که برآ برای ایجاد برد عرضی لازمه توسط زاویهٔ رول مناسب و یا پایین آوردن وسیله درست روی نقطهٔ پیش‌بینی فرود، استفاده شود.

از آنجا که آپولو نمی‌توانست زاویهٔ حمله خود را تغییر دهد، نیروی برآ همیشه ایجاد می‌شد. بنابراین، وقتی نقطهٔ فرود دقیقا هدف‌گیری می‌گردد، لازم بود که کپسول در یک رول آرام در بردار سرعتی که لیفت غیر دلخواه را تعدیل می‌کند، قرار گیرد.

۵-۱-۱- بازگشت به جو با ترمز هوایی[۱۷]

بدنهٔ برآدار، بازگشت به جو پرشی را با استفاده از برآی خود برای خروج از اتمسفر انجام می‌دهد و بدیهی است که برای این نوع بازگشت برآ لازم نیست. یکی از اولین طرح‌های پیشنهادی برای مسیر حرکت بازگشت به جو، ترمز بیضوی هوهمن است. در این نوع بازگشت به جو با چند بار ورود به اتمسفر سرعت RV تقلیل پیدا کرده تا به حد سرعت دایروی می‌رسد. در ادامه می‌توان مسیر نزول RV و فرود امن آن را برنامه‌ریزی نمود.



شکل (۸) بازگشت به جو با ترمز هوایی

فرم برداری معادلات حرکت به صورت زیر است:

$$\ddot{r} = -\mu \frac{r}{r^3} - \frac{1}{2} \frac{e_D A}{m} \rho \vartheta V \qquad (۱۷)$$

با فرض یک اتمسفر نمایی و نمایش R برای شعاع سیاره خواهیم داشت:

$$\ddot{r} = -\mu \frac{r}{r^3} - \frac{1}{2} B^* \rho_0 e - e^{(r-R)/H_0} \vartheta V \qquad (۱۸)$$

17) Aerobraking Reentry

ترم $C_D.A/m$ در B^* خلاصه شده است.

در تقرب به یک سیاره از یک فاصلهٔ دور (یا بازگشت به زمین از یک فاصلهٔ دور)، سرعت نهایی هذلولی V_∞ به صورت ذاتی ثابت می‌ماند، با یک مانور کوچک طولانی مدت پیش از برخورد، می‌توان شعاع Periapse را در محدودهٔ قابل قبول نگه داشت.

منظور از «محدودهٔ قابل قبول» از سطح سیاره R مقداری بالاتر از اتمسفر آن است. اگر r-R به اندازهٔ کافی بزرگ باشد، ترم پسا قابل صرفنظر است و فضاپیما در نزدیک سیاره روی مدار هذلولی غیر مغشوش حرکت می‌کند.

نتیجهٔ مورد نظر، کاربرد نیروی پسا برای کندکردن سرعت به اندازه کافی است به طوریکه مجاورت سیاره ترک نشود. کاهش شعاع Priapse طوری در نظرگرفته‌می‌شود تا پسا به آرامی سرعت فضاپیما را کند کند. زمانی‌که وسیله در تقرب عمیق و عمیق‌تر در اتمسفر می‌افتد، نیروی پسا سرعت را بیشتر و بیشتر کند می‌کند، تا دستیابی به مسیر حرکتی که در آن فضاپیما با سرعت فرار سیاره از اتمسفر خارج شود. این اولین مسیر حرکت بحرانی برای چنین مسئله‌ای است. اگر یک مسیر تقرب پایین‌تر آرام در نظر گرفته شود، خروج از اتمسفر روی یک مدار بیضوی نسبت به سیاره خواهد بود. افتادن در فاصلهٔ نزدیکترین تقرب مسیر حرکت‌های بیشتری برای خروج از اتمسفر با خروج از مرکزهای پایین و پایین‌تری ایجاد می‌کند. نهایتا، با دومین مسیر حرکت بحرانی برخورد می‌شود، زمانی‌که سرعت پایین‌تر از سرعت مداری دایروی است وقتی فضاپیما از اتمسفر خارج می‌شود. این مسیر حرکت روی سطح سیاره پایان می‌پذیرد و به فضا باز نمی‌گردد. زیر این مسیر حرکت، مسیرهای حرکت بازگشت به جو مستقیم معمول هستند. هر دو مسیر حرکت بحرانی بر مبنای میانگین عددی، سرعت تقرب V_∞ داده شده‌اند.

اگر بخواهیم ترمز هوایی را به کارگیریم و در همسایگی سیاره باقی بمانیم، لازم است که اولین تقرب به سیاره در طول مسیر حرکتی که بین دو مسیر حرکت بحرانی قرار دارد، باشد. اگر از اتمسفر روی یک مدار بیضوی خارج شویم، فاصلهٔ نزدیک مقدار اولیه می‌ماند و این بدان معنی است که به غیر از مانور، گذر دوم از اتمسفر هم سرعت را می‌کاهد. مانورهای کوچک
در نقطهٔ اوج به کنترل فاصلهٔ نزدیک‌ترین تقرب در گذرهای دوم و بعدی منجر می‌شود و بدین ترتیب به حالت ترمز بیضوی هوهمن نزدیک می‌گردد.

یکی از مشکلات ترمز هوایی این است که گذراول، بالاترین حـرارت را ایجاد می‌کند، در طول این گذر فضاپیما باید به اندازهٔ کافی سرعت برای ترک اتمسفر زیر سرعت فرار از دست دهد ولی در گذر دوم و گذرهای بعدی برای انجام این کار تقریبا فرصت کافی خواهد داشت. مسئلهٔ بعدی کمبود اطلاعات از اتمسفر فوقانی سیارات دیگری که فضاپیما به آنها نزدیک خواهد شد، است با

توجه به اینکه لایه‌های بیرونی اتمسفر سیاره‌ای کاملا دینامیکی هستند و در مسیر حرکت بحرانی معمولا بسیار به هم نزدیک می‌باشند. خطایی به اندازهٔ ۵ تا ۱۰ کیلومتر در ارتفاع اولیه H_0 مصیبتی را به دنبال خواهد داشت، چراکه فضاپیما با دانسیته‌هایی پایین‌تر از آنچه طراحی شده بود، برخورد می‌کند و اتمسفر را در سرعتی بالاتر از سرعت فرار ترک می‌کند، بنابراین افزودن برآ به وسیله برای کنترل لازم به نظر می‌رسد.

در هر حال، ترمز هوایی چنان در سوخت مأموریت سیاره صرفه‌جویی می‌کند که بدون شک در قرن حاضر مورد توجه ویژه قرار خواهد گرفت." دایروی‌کردن "[۱۸] مدار از طریق ترمز هوایی توسط ناسا برای فضاپیما "ماژلان"[۱۹] در ونوس به کار گرفته شد.

تجربه برای بازگرداندن یک وسیلهٔ فضایی با قابلیت استفادهٔ مجدد به مدار پایین زمین از شاتل فضایی آغاز شده‌است که چنین فرودی هرگز از یاد نخواهد رفت. در بخش‌های بعد به منطق هدایت کنترلی شاتل مطرح خواهد شد.

۲-۱- مسائل فنی به هنگام بازگشت به جو

مسائلی که در بازگشت به جو وجود دارد در هر مأموریت فضایی رخ نمی‌دهد. بیشتر ماهواره های زمین سفر یکطرفه‌ای به خارج از جو زمین دارند، مدارهای آنها به صورتی است که بازگشت به جو مدت زیادی پس از پایان عمر مفید ماهواره رخ می‌دهد و یا در مواردی که ارتفاع مدار بسیار زیاد است. بازگشت به جو هرگز رخ نمی‌دهد. در هر یک از این موارد، فضاپیما برای تحمل نیروها و بارهای گرمایی بازگشت به جو طراحی نشده است.

به هر حال، در سه حالت گذراندن مطالعهٔ بازگشت به جو از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است.

مورد اول موشک بالستیک است. مسائل بازگشت به جو در این مقوله اولین بار در برنامهٔ V-2 آلمانها پیدا شد. زمانی‌که راکت‌ها در هنگام برخورد با جو منفجر می شدند. اولین RV که برای آزمایش واقعی طراحی شد سرجنگی‌های موشک بالستیک بود. دومین نمونه، بازگشت سیاره‌ای فضاپیماهای اکتشاف فضایی هستند، این وسایل از نظر طراحی شبیه سرجنگی موشک‌های بالستیک هستند اما محتویات آنها بی‌خطر یا به عبارتی غیر جنگی است. سومین، اما شاید در اذهان عمومی اولین مورد، فضاپیماهای سرنشین‌دار هستند. در این وسایل همیشه باید گذراندن خطرات بازگشت به جو، پیش‌بینی گردد.

مسئلهٔ اصلی در بازگشت به جو میزان انرژی جنبشی در واحد جرمی است که فضاپیما دارد، اگر سرعت مداری را در نظر بگیریم، میزان انرژی جنبشی فضاپیما به حدی زیاد است که هر نوع ماده‌ای را ذوب و یا بخار می‌کند.

18) Circularization
19) Magellan