

هدایت صریح مبتنی بر همواری دیفرانسیلی در بازگشت به جو

رضا اسماعیلزاده^{*۱}

۱- مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

*تهران، کد پستی ۱۶۷۸۸۱۵۶۱۱

esmaelzadeh@aut.ac.ir

در این مقاله، قانون هدایت صریح مبتنی بر همواری دیفرانسیلی برای وسایل بازگشتی به جو توسعه داده می‌شود. مسیر حرکت، به یک منحنی بی‌زویه سه‌بعدی درجه سه مقید شده و فرمان‌های کنترلی با حل مسئله معکوس ترکیب شده با رویکرد همواری دیفرانسیلی و ارتباط با پارامترهای منحنی بی‌زویه، حاصل می‌شوند. مقایسه این روش با روش هدایت تناسبی خالص، دقت یکسانی را نشان می‌دهد اگرچه روش پیشنهادی زمینه و قابلیت مناسب‌تری را برای بهینه‌سازی مسیر ارائه می‌دهد. مزایای دیگری نظیر تولید مسیر با حداقل پارامترها، قابلیت استفاده در انواع وسایل بازگشتی به جو با مکانیزم‌های کنترلی متفاوت و استقلال از زمان اصابت، این رویکرد را متمایز کرده‌اند.

واژه‌های کلیدی: هدایت صریح، همواری دیفرانسیلی، ورود به جو، منحنی بی‌زویه

علائم و اختصارات

Φ	تابع یکنواخت		فرمان شتاب
γ	زاویه مسیر پرواز		فرمان شتاب افقی
η	برد یا انحراف سمتی	a_c	حداکثر شتاب مجاز
μ	پارامتر جاذبه	a_{hc}	فرمان شتاب قائم
ξ	برد	a_{max}	نقاط کنترلی بی‌زویه
τ	ثابت زمانی	a_{vc}	ارتفاع
σ	زاویه غلت	B_i	نیروی برای آیرودینامیکی
ψ	زاویه سمت	h	جرم
Ψ	تابع یکنواخت	L	فاصله شعاعی مرکز ثقل جسم از مرکز زمین
(\cdot)	مشتق نسبت به زمان	m	زمان
$(\cdot)'$	مشتق نسبت به برد	r	برددار ورودی، پارامتر مستقل منحنی بی‌زویه
0	زیرنویس	t	سرعت
f	شرایط اولیه	u	کمیت‌های ناوبری
	شرایط نهایی	V	برددار خروجی
		X	خروجی هموار
		y	زاویه حمله
		z	
		α	

مقدمه

به‌طور کلی، طراحی الگوریتم‌های هدایت را می‌توان به‌عنوان هنریافتن فرمان‌های صحیح برای حرکت بین دو نقطه تعریف کرد.

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)

نسبتاً دشوار و وابستگی دقت به تعداد بخش‌های مورد استفاده در تقریب روبه‌روست.

این مقاله، توسعه کار قبلی مؤلف [۱۷] در حداکثرسازی سرعت فرود است. با استفاده از رویکردهای مسئله معکوس و همواری دیفرانسیلی، برای هدایت یک وسیله بازگرداننده به جو (RV)^۳، مافوق صوت بدون پیشران به سمت نقطه‌ای ثابت روی سطح زمین قانون هدایت صریحی ارائه خواهد شد. شکل هندسی مسیر توسط ارتفاع و انحراف سمت به‌عنوان توابعی از برد با استفاده از منحنی بی‌زیه^۴ [۱۸] مشخص می‌شود. قانون هدایت مبتنی بر شتاب‌های نرمال و جانبی است. این مقاله روش هدایتی جدید و ساده‌ای را بیان کرده که مسیرهای فضایی را به صورت تحلیلی و با کمترین پارامتر تولید می‌کند. این روش مزایای روش‌های مراجع [۱۳ و ۹] را شامل می‌شود. اگرچه این روش هدایتی برای یک RV طراحی شده ولیکن برای هر نوع وسیله پرنده در هر فاز پروازی قابل استفاده خواهد بود.

ادامه مقاله بدین‌صورت سازماندهی شده که در بخش دوم مسئله هدایت به همراه دینامیک RV تعریف شده، در بخش سوم، الگوریتم محاسباتی مورد استفاده و به‌عبارتی ترکیب رویکردهای مسئله معکوس و همواری دیفرانسیلی، در بخش چهارم روش تولید مسیر و در بخش پنجم نتایج شبیه‌سازی آورده شده‌است.

تعریف مسئله

با فرض زمین کروی غیردوار با میدان جاذبه $g = \mu/r^2$ و با توجه به شکل (۱) معادلات حرکت سه‌بعدی RV عبارتند از:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= dV/dt = (mg \sin \gamma - D)/m \\ \dot{\gamma} &= d\gamma/dt = (a_{vc} + (g - V^2/r) \cos \gamma)/V \\ \dot{\psi} &= d\psi/dt = a_{hc}/V \cos \gamma \\ \dot{\xi} &= d\xi/dt = -V \cos \gamma \cos \psi \\ \dot{\eta} &= d\eta/dt = -V \cos \gamma \sin \psi \\ \dot{h} &= dh/dt = -V \sin \gamma \end{aligned} \quad (1)$$

برای وسایل BTT (Bank-To-Turn):

$$a_{vc} = L \cos \sigma / m, \quad a_{hc} = L \sin \sigma / m \quad (2)$$

در اینجا مسئله هدایت عبارت است از یافتن فرمان‌های شتاب (یا زوایای حمله و غلت برای BTT) به نحوی که RV را به سمت هدف رهنمون ساخته درحالی‌که در مجموعه معادلات (۱) الف- شرایط اولیه $V_0, \gamma_0, \xi_0, \psi_0, \eta_0$ و معلوم h_0 و ب- شرایط نهایی ξ_f, η_f و معلوم (معادل با هدف ثابت) بوده و قید زیر را ارضا کند:

روش‌های مختلف زیادی برای طراحی الگوریتم‌های هدایت پیشنهاد شده‌اند. این روش‌ها طیف گسترده‌ای را از الگوریتم‌های نخستین استخراجی از رؤیت فیزیکی نظیر هدایت تعقیب، هدایت تناسی (PN) و انواع آن تا روش‌هایی که از کاربرد روش‌هایی ریاضی حاصل شده‌اند، دربرمی‌گیرد. اغلب روش‌های هدایتی را در دو دسته اصلی می‌توان قرار داد [۱]: الف- روش‌های مبتنی بر مسیر نامی، ب- روش‌های تولید، بازسازی و پیش‌بینی آنی مسیر. در رویکرد اول، قبل از عملیات یک مسیر مرجع (بهینه) تعریف و حین پرواز، کنترل‌کننده وظیفه دارد وسیله را روی این مسیر نگاه دارد. رویکردهای پیش‌بینی یا بازسازی، مسیر آنی را براساس وضعیت جاری وسیله توسط محاسبات کامپیوتر پرواز ایجاد کرده تا ورودی کنترل برای ادامه مسیر محاسبه شود.

روش‌های هدایت صریح مثال خوبی از دسته دوم هستند. مرجع [۲] با مروری بر آنها، مزایای آنها را نسبت به سایر روش‌ها نشان داده است. این روش‌ها، که از مسیرهای خارجی از قبل مشخص شده استفاده می‌کنند، مزیت محاسباتی زیادی دارند و می‌توانند حل‌های نزدیک بهینه‌ای را با دقتی مطلوب تولید کنند. این روش‌ها به سیستم‌هایی قابل اعمالند که نسبت به شتاب، خطی بوده و قرار است دینامیک مطلوبی داشته باشند، به‌عبارتی حل یک مسئله معکوس برای آن سیستم. اگرچه به‌دلیل پارامترهای کنترلی ضمنی بعضی از محققان [۴ و ۳] مسئله معکوس را به‌عنوان یک روش مستقیم در نظر گرفته‌اند، بهتر است این روش در یک دسته متفاوت دیگری بررسی شود. در یک روش مستقیم، اگر شرایط اولیه و تاریخچه زمانی کنترل‌ها داده شده باشند باید مسیر جسم پرنده پیش‌بینی شود؛ یعنی عمل کوشی^۲، درحالی‌که در یک مسئله معکوس باید کنترل‌های همخوان با یک مسیر مطلوب پیش‌بینی شوند [۵]. روش‌های معکوس در حوزه طراحی اتوپیلوت‌های غیرخطی [۸-۶] و الگوریتم‌های هدایت بسیار مورد توجه‌اند [۹-۱۳]. مرجع [۳] مرور کاملی از پژوهش‌های انجام یافته در روسیه و ایالات متحده در حوزه کاربرد رویکرد مسئله معکوس در تولید مسیر بهینه ارائه داده است. در کاربردهای هدایت، بهره‌های هدایت با شکل هندسی مسیری که دنبال خواهد شد و قیودی را که قرار است ارضا کند مرتبط می‌شوند. اگرچه استفاده از این رویکرد در الگوریتم‌های هدایتی توسط مراجع [۹ و ۳] با بسط روش‌های ارائه شده در [۱۵-۱۳] توسعه یافته ولی هنوز با مشکلات جدی از قبیل تعداد نسبتاً زیاد پارامترهای بهینه‌سازی (مرجع [۱۳] ۲۰ عدد، مرجع [۱۶] ۱۲ و مرجع [۹] ۸ عدد)، وابستگی به بردار سرعت وسیله، محاسبات

که Φ و Ψ توابعی یکنواخت، $z^{(a)}(t)$ و $z^{(b)}(t)$ مشتقات مراتب a و b تابع $z(t)$ هستند.

در حالتی که به تولید مسیر صریح نیاز است، رویکرد همواری دیفرانسیلی می‌تواند بسیار مفید باشد زیرا رفتار سیستم‌های همواره فقط با خروجی‌های هموار تعیین شده‌است، بنابراین مسیرها را می‌توان در فضای خروجی طراحی کرد و سپس به ورودی‌های متناظر انتقال داد. پژوهشگران زیادی این رویکرد را برای مسئله هدایت ورود به جو مورد استفاده قرار داده‌اند [۲۰-۲۳]. از آنجاکه نیکل و همکاران [۲۴] در مطالعه خود نشان داده‌اند اگر متغیرهای h ، ξ و η به‌عنوان خروجی‌های هموار در نظر گرفته شوند سیستم غیرخطی (۱) هموار نخواهد بود، تمام پژوهشگران برای حل این معضل، دینامیک طولی و عرضی جسم پرنده را مستقل فرض کرده و فقط در دینامیک طولی، رویکرد همواری دیفرانسیلی را به کار برده‌اند و فرض کرده‌اند دینامیک عرضی توسط یک نوع روش معکوس کردن زاویه غلت کنترل شود [به‌عنوان مثال ۲۱]. واضح است فرض استقلال کانال‌ها با محدودیت‌هایی همراه است. در این مقاله برای غلبه بر این مشکل، پیشنهاد می‌شود متغیرهای ψ و γ به‌عنوان خروجی‌های هموار در نظر گرفته شوند و سپس از رویکرد دینامیک معکوس برای حل مسئله استفاده شود.

به منظور کاربرد این رویکرد، ابتدا در معادلات حرکت، متغیر مستقل از t به ξ تغییر داده می‌شود (متغیر مستقل هر متغیر یکنوایی می‌تواند انتخاب شود مرجع [۲۵] در انتخاب متغیر مستقل در هدایت RV می‌تواند مفید باشد). بعد از آن معادلات (۱) برای حصول فرامین شتاب حل می‌شوند:

$$\begin{aligned} a_{vc} &= (V^2/r - g)\cos\gamma - V^2\cos\gamma\cos\psi\gamma' \\ a_{hc} &= -V^2\cos^2\gamma\cos\psi\psi' \end{aligned} \quad (7)$$

به طوری که علامت پریم بیانگر مشتق نسبت به ξ است. از طرف دیگر باتوجه به هندسه مسیر (شکل ۱) زوایای γ و ψ را می‌توان به‌دست آورد:

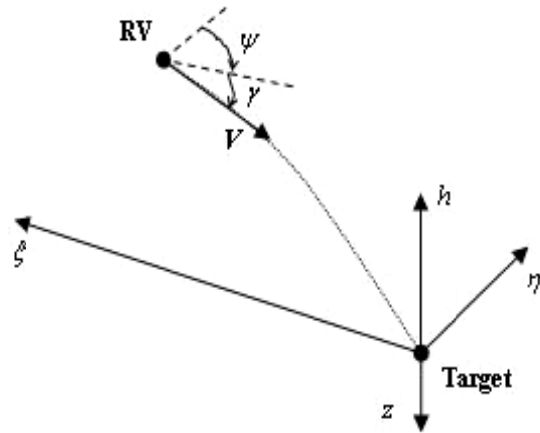
$$\tan\gamma = \cos\psi dh/d\xi, \quad \tan\psi = d\eta/d\xi \quad (8)$$

در روابط (۷) مسیر دلخواه توسط پارامترهای هموار γ' و ψ' وارد شده است؛ به عبارتی مسیر فضایی روی صفحه دوبعدی γ و ψ انتقال یافته است. این دو پارامتر هموار، با مشتق‌گیری از معادله (۸) نسبت به ξ حاصل می‌شوند:

$$\begin{aligned} \gamma' &= (h''\cos\psi - h'\psi'\sin\psi)\cos^2\gamma \\ \psi' &= \cos^2\psi\eta'' \end{aligned} \quad (9)$$

واضح است در رابطه فوق با حضور h'' و η'' فرامین شتاب به شکل مسیر مرتبط می‌شوند. مسیر مجاز، رابطه (۲) را باید ارضا کند.

$$a_c = \sqrt{a_{vc}^2 + a_{hc}^2} \leq a_{\max} \quad (3)$$



شکل ۱- هندسه مسیر

واضح است a_{\max} با محدودیت‌هایی نظیر زاویه حمله، فشار دینامیکی، گرمایش، بار و غیره می‌تواند مرتبط شود.

همواری دیفرانسیلی و مسئله معکوس

همواری دیفرانسیلی بحثی نسبتاً جدید است که نخستین بار توسط فلایس و همکاران [۱۹] در یک مبحث جبر دیفرانسیلی مطرح شد و به سرعت در حوزه‌های وسیعی از علوم مهندسی به کار برده شد. مهم‌ترین ویژگی سیستم‌های هموار این است که می‌توان تعدادی متغیر (برابر با تعداد ورودی‌ها) یافت به نحوی که ورودی‌ها و متغیرهای حالت را بتوان برحسب آنها و مشتقاتشان بدون نیاز به هرگونه فرایند انتگرال‌گیری بیان کرد. به بیان دقیق‌تر، یک سیستم دینامیکی به شکل عمومی زیر را در نظر بگیرید [۲۰]:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= f(x(t), u(t)) \\ y(t) &= h(x(t), u(t)) \end{aligned} \quad (4)$$

به طوری که x بردار n بعدی متغیر حالت، u بردار m بعدی ورودی، y بردار m بعدی خروجی، $h(\cdot)$ و $f(\cdot)$ توابعی غیرخطی هستند. این سیستم هموار دیفرانسیلی خواهد بود اگر بتوان مجموعه‌ای از متغیرهای مستقل $z(t) \in \mathcal{R}^m$ تحت عنوان خروجی‌های هموار به شکل

$$z(t) = \Phi(x(t), u(t), \dot{u}(t), \dots, u^{(a)}(t)) \quad (5)$$

را یافت. به طوری که

$$\begin{aligned} x(t) &= \Psi_x(z(t), \dot{z}(t), \dots, z^{(b)}(t)) \\ u(t) &= \Psi_u(z(t), \dot{z}(t), \dots, z^{(b+1)}(t)) \end{aligned} \quad (6)$$

در این مسئله پارامتر u برابر با برد نرمالیزه $\bar{\xi} = (\xi_f - \xi_0) / (\xi_f - \xi_0)$ بوده و توسط مختصات (h_i, η_i) به عنوان نقاط کنترلی B_i تقریب بیضیه مسیر انجام می شود. با فرض قابل قبول $n=3$ برای مسیرهای بازگشتی، نقاط ابتدا $B_0 = (h_0, \eta_0)$ و انتها $B_3 = (h_f, \eta_f)$ معلوم بوده حال باید نقاط میانی $B_1 = (h_1, \eta_1)$ و $B_2 = (h_2, \eta_2)$ را مشخص کرد. در ابتدای مسیر با استفاده از روابط (۸) و (۱۵) می توان نقطه کنترلی B_1 را تعیین کرد:

$$\begin{aligned} \eta_1 &= \eta_0 + \lambda \tan \psi_0 / 3 \\ h_1 &= h_0 + \lambda \tan \gamma_0 \sec \psi_0 / 3 \end{aligned} \quad (16)$$

به طوری که $\lambda = \xi_f - \xi_0$ از طرف دیگر با توجه به روابط (۷)، (۹) و (۱۵) می توان نوشت:

$$\begin{aligned} a_{hc} &= f_1(\eta_2, \eta_1, \eta_0, X_0) \\ a_{vc} &= f_2(h_2, h_1, h_0, \eta_2, \eta_1, \eta_0, X_0) \end{aligned} \quad (17)$$

به طوری که

$$\begin{aligned} f_1 &= -6V_0^2 \cos^2 \gamma_0 \cos^3 \psi_0 (\eta_2 - 2\eta_1 + \eta_0) / \lambda^2 \\ f_2 &= (V_0^2 / r_0 - g_0) \cos \gamma_0 - V_0^2 \cos^3 \gamma_0 \cos^2 \psi_0 \\ &\quad * [6(h_2 - 2h_1 + h_0) - 9 \sin 2\psi_0 (\eta_2 \\ &\quad - 2\eta_1 + \eta_0)(h_1 - h_0) / \lambda] / \lambda^2 \end{aligned} \quad (18)$$

که X_0 کمیت های ناوبری در آغاز پروازست. با توجه به اینکه می دانیم:

$$|a_{hc}| \leq a_{max} \quad (19)$$

از (۷)، (۹) و (۱۵) داریم:

$$g_1(\eta_1, \eta_0, X_0) \leq \eta_2 \leq g_2(\eta_1, \eta_0, X_0) \quad (20)$$

به طوری که

$$g_1 = \frac{a_{max} \lambda^2}{6V_0^2 \cos^2 \gamma_0 \cos^3 \psi_0} + 2\eta_1 - \eta_0 \quad (21)$$

$$g_2 = \frac{a_{max} \lambda^2}{6V_0^2 \cos^2 \gamma_0 \cos^3 \psi_0} + 2\eta_1 - \eta_0$$

با یک مقدار انتخابی در این محدوده، a_{hc} را می توان با استفاده از روابط (۱۳) و (۱۷) به دست آورد:

$$\begin{aligned} g_3(h_1, h_0, \eta_2, \eta_1, \eta_0, X_0) &\leq h_2 \\ &\leq g_4(h_1, h_0, \eta_2, \eta_1, \eta_0, X_0) \end{aligned} \quad (22)$$

به طوری که

$$\begin{aligned} g_3 &= \left[\frac{\sqrt{(a_{max}^2 - a_{hc}^2) + (V_0^2 / r_0 - g_0) \cos \gamma_0}}{V_0^2 \cos^3 \gamma_0 \cos^2 \psi_0} \right. \\ &\quad \left. + 9 \sin 2\psi_0 (\eta_2 - 2\eta_1 + \eta_0)(h_1 - h_0) / \lambda^3 \right] \lambda^2 / 6 + 2h_1 - h_0 \end{aligned} \quad (23)$$

برای شبیه سازی های سه درجه آزادی (3DOF) اختلاف زمانی شتاب واقعی a نسبت به فرمان شتاب a_c را می توان با یک تأخیر مرتبه اول مدل کرد:

$$da/dt + a/\tau = a_c/\tau \quad (10)$$

به طوری که ثابت زمانی τ قطب های غالب حلقه بسته اتوپایلوت و عملگر را تقریب می زند. با توجه به اینکه در مباحث هدایت فرض پاسخ لحظه ای ($\tau \rightarrow 0$) برای سیستم کنترل پذیرفتنی است، از این به بعد فرض می شود فرمان شتاب همان شتاب واقعی RV است یعنی ($a = a_c$).

تولید مسیر

تاکنون برای تولید مسیر روش های زیادی مورد استفاده قرار داده شده اند [۲۷ و ۲۶، ۱۴، ۹] که تمامی آنها دارای پارامترهای زیاد بوده و به شرایط خاصی نیاز دارند. در این مقاله استفاده از منحنی های بیضیه برای تولید مسیر پیشنهاد می شود.

این منحنی ها به دلیل خواصشان در حوزه های مختلفی نظیر گرافیک کامپیوتری [۱۸]، هدایت ربات ها [۲۹ و ۲۸]، طراحی ایرفویل [۳۱ و ۳۰] و بهینه سازی مسیر [۳۲] استفاده شده اند. یک منحنی بیضیه از درجه n بدین صورت تعریف می شود:

$$P(u) = \sum_{i=0}^n B_i J_{n,i}(u) \quad (11)$$

به طوری که

$$J_{n,i}(u) = C_N^i t^i (1-u)^{n-i}, \quad C_N^i = n! / [i!(n-i)!] \quad (12)$$

u پارامتر مستقل منحنی است که مقادیری بین [۰ و ۱] می گیرد و B_i نقاط کنترلی هستند. بنابراین همان طور که از رابطه (۱۱) دیده می شود منحنی بیضیه توسط مختصات نقاط کنترلی کاملاً مشخص می شود. مشتق مرتبه r یک منحنی بیضیه را بدین صورت می توان تعیین کرد:

$$\frac{d^r}{du^r} P(u) = \frac{n!}{(n-r)!} \sum_{i=0}^{n-r} \Delta^r B_i J_{n-r,i} \quad (13)$$

به طوری که برای $i=0, \dots, n$:

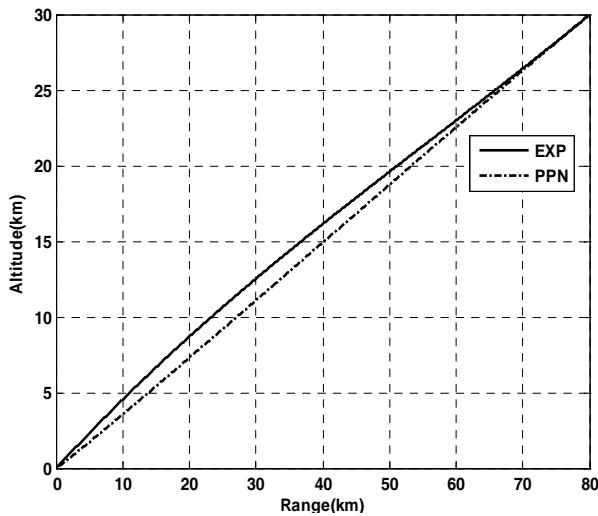
$$\Delta^0 B_i = B_i, \quad (14)$$

$$\Delta^k B_i = \Delta^{k-1} B_{i+1} - \Delta^{k-1} B_i \quad \text{for } k=0, \dots, r$$

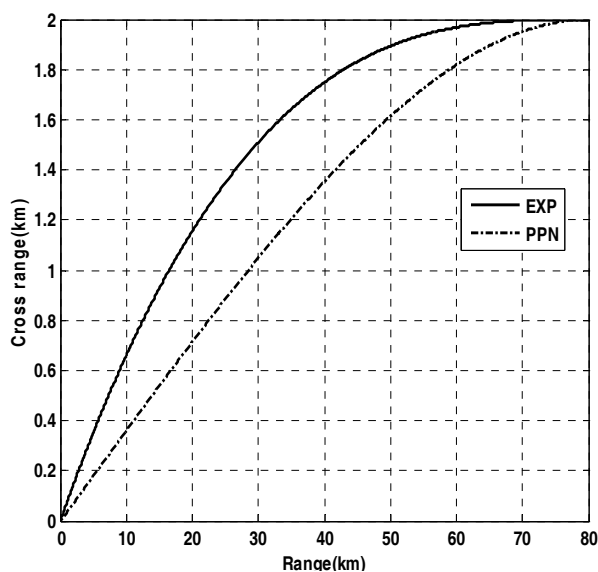
واضح است مشتق r ام بیضیه در ابتدا یا انتهایش، فقط به $r+1$ نقطه کنترلی نزدیک آن (شامل خودش) وابسته است. بنابراین در $u=0$:

$$\begin{aligned} P'(0) &= n(B_1 - B_0) \\ P''(0) &= n(n-1)(B_2 - 2B_1 + B_0) \end{aligned} \quad (15)$$

شکل‌های (۲) و (۳) مسیرهای پرواز را برای هر دو روش نشان می‌دهند. روش PPN سعی در همراستا نگه داشتن مسیر در یک خط مستقیم به سمت هدف داشته درحالی‌که روش EXP، (با فرضی که برای انتخاب h_2 و η_2 صورت گرفت) RV را به ارتفاعات تا حد امکان بالاتر که نیروی پسا کمتر است هدایت می‌کند؛ بنابراین اختلافات در مسیر و فرمان شتاب افقی (شکل ۴) تأثیر کمی در تغییرات سرعت از خود نشان می‌دهد (شکل ۶). این رفتار نخستین بار توسط ایسلر و همکارش [۳۶] تأیید شد.



شکل ۲- تغییرات ارتفاع بر حسب برد در هر دو روش



شکل ۳- تغییرات انحراف سمت بر حسب برد در هر دو روش

$$g_4 = \left[\frac{\sqrt{(a_{\max}^2 - a_{hc}^2) + (V_0^2 / r_0 - g_0) \cos \gamma_0}}{V_0^2 \cos^3 \gamma_0 \cos^2 \psi_0} + 9 \sin 2\psi_0 (\eta_2 - 2\eta_1 + \eta_0) (h_1 - h_0) / \lambda^3 \right] \lambda^2 / 6 + 2h_1 - h_0$$

با انتخاب سومین نقطه کنترلی، B_2 ، مسیر اولیه تولید و RV آن را دنبال خواهد کرد، مادامی‌که قیود ارضا شوند. هرگاه فرمان‌های شتاب از حداکثر مجاز تجاوز کنند مقادیر h ، η ، ψ و γ از مقادیر مطلوب در مسیر اولیه انحراف خواهند یافت. با ثابت نگه داشتن شرایط نهایی و با استفاده از مقدار لحظه‌ای λ و شرایط پیوستگی C_0 (موقعیت)، C_1 (زاویه) و C_2 (شتاب) نقاط کنترلی مسیر جدید به‌طور خودکار به‌دست می‌آیند. بنابراین برای هدایت RV تنها کار لازم انتخاب نقطه کنترلی B_2 برای مسیر بیزیه اولیه است. باید توجه کرد تمام مقادیر محدوده‌های روابط (۱۱) و (۱۲) رسیدن RV به هدف را با ارضای قیود تضمین می‌کنند.

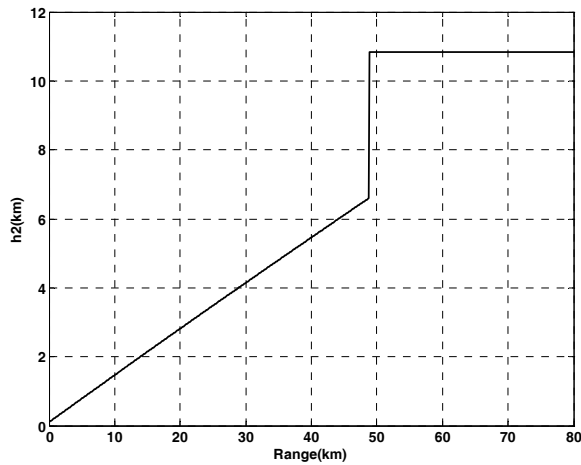
در حالتی‌که جهت بردار نهایی سرعت مقید باشد، منحنی بیزیه درجه چهار توصیه می‌شود یعنی اگر بردار نهایی سرعت مقید به γ_f و ψ_f شود، نقاط B_0 ، B_1 ، B_2 و B_4 به‌طریق مشابهی تعیین و نقطه B_3 را می‌توان مثل B_1 مشخص کرد (به‌عنوان مثال مرجع [۳۳]):

$$\eta_3 = \eta_4 - \lambda \tan \psi_f / 3, \quad h_3 = h_4 - \lambda \tan \gamma_f \sec \psi_f / 3 \quad (24)$$

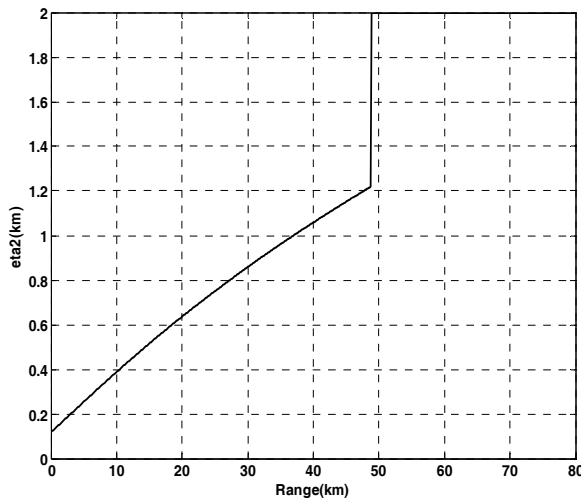
شبیه‌سازی و تحلیل نتایج

برای نمایش کارایی این قانون هدایتی، با شرایط مرزی جدول (۱)، برای یک RV با مشخصات ارائه شده در مرجع [۳۴] شبیه‌سازی جرم نقطه‌ای سه‌درجه آزادی با مدل اتمسفر استاندارد و جداول ضرایب آیرودینامیکی به‌صورت تابعی از زاویه حمله و اعداد ماخ و رینولدز انجام گرفت.

بفرض $\eta_2 = 2\eta_1 - \eta_0$ در معادله (۲۰) و $h_2 = g_4$ در معادله (۲۱) به‌عبارتی انتخاب h_2 و η_2 به‌نحوی‌که در ابتدای پرواز $a_{vc} = a_{\max} = g$ و $a_{hc} = 0$ باشد (برای حالت BTT معادل با $L_c = L_{\max}$ و $\sigma = 180^\circ$) نتایج این فرض (Explicit (EXP)) با عملکرد هدایت تناسبی خالص (PPN^۵) با ضریب [۳۵N=3] که یکی از متعارف‌ترین روش‌های هدایت ورود به جو است، سنجیده شده و نتایج در شکل‌های (۲) الی (۶) آورده شده‌اند. در تمام شبیه‌سازی‌ها از انتگرال‌گیر رانگ-کوتا مرتبه چهار با قدم‌های ثابت $\Delta t = 0.01$ sec استفاده شده است. مشاهده می‌شود هر دو روش دارای دقتی مشابه ولی با عملکردی متفاوت هستند.



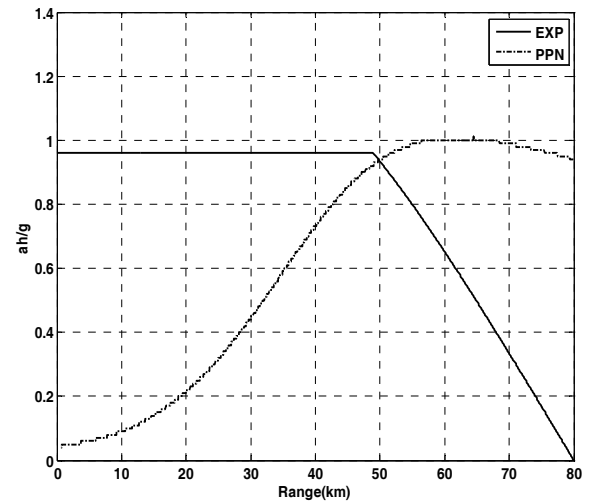
شکل ۷- تغییرات نقطه کنترلی h_2



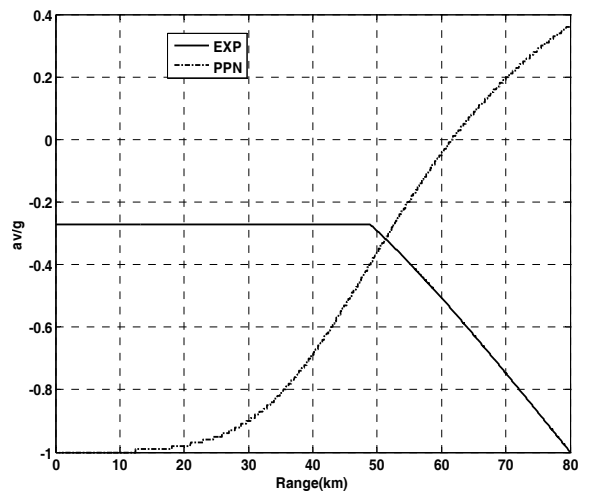
شکل ۸- تغییرات نقطه کنترلی η_2

شکل (۵) فرمان شتاب قائم را در هر دو روش نشان می‌دهد. هر دو روش قید شتاب حداکثر را ارضا کرده‌اند درحالی‌که این شکل نشان می‌دهد روش PPN با نزدیک شدن به هدف برای همراستا شدن با هدف تلاش زیادی از خود بروز می‌دهد درحالی‌که روش پیشنهادی برعکس عمل می‌کند. تغییرات نقاط کنترلی روش پیشنهادی نیز در شکل‌های (۷) و (۸) نشان داده شده است. با توجه به شکل (۶) سرعت

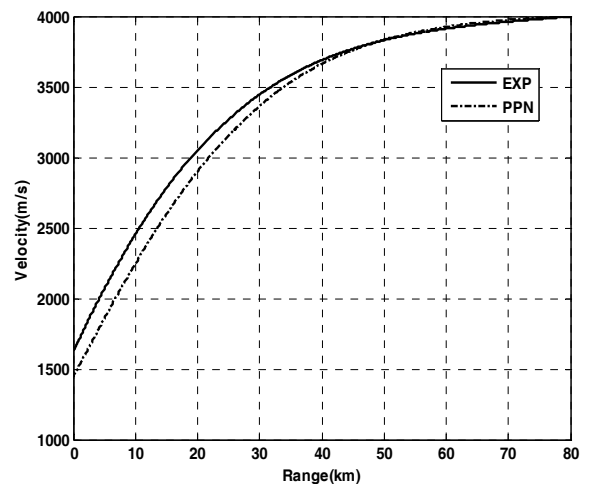
نهایی ایجاد شده در روش پیشنهادی EXP، ۱۶۲۰ متر بر ثانیه و روش PPN، ۱۴۱۰ متر بر ثانیه است. به عبارتی روش پیشنهادی EXP نسبت به روش متعارف تناسبی ۱۳٪ افزایش در سرعت نهایی را نشان می‌دهد. این افزایش در سرعت نهایی یا کاهش در تلفات انرژی جنبشی دارای مزایای چشمگیری است که در برخی مأموریت‌ها مفید خواهند بود. این روش می‌تواند با حل عددی نقطه



شکل ۴- تغییرات فرمان شتاب افقی بر حسب برد در هر دو روش



شکل ۵- تغییرات فرمان شتاب قائم بر حسب برد در هر دو روش



شکل ۶- تغییرات سرعت بر حسب برد در هر دو روش

- [7] Lane, S. H. and Stengel, R. S., "Flight Control Design Using Non-Linear Inverse Dynamics," *Journal of Automatica*, Vol. 24, No. 4, 1988, pp. 471-483.
- [8] Sentoh, E. and Bryson, A. E., "Inverse and Optimal Control for Desired Outputs," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 15, No. 3, 1992, pp. 687-691.
- [9] Hough, M. E., "Explicit Guidance Along an Optimal Space Curve," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 12, No. 4, 1982, pp. 495-504.
- [10] Leng, G., "Guidance Algorithm Design: a Nonlinear Inverse Approach," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 21, No. 5, 1998, pp. 742-746.
- [11] Lin, C. F. and Tsai, L. L., "Analytical Solution of Optimal Trajectory-Shaping Guidance," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 10, No. 4, 1987, pp. 61-66.
- [12] Sinha, S. K. and Shrivastava, S. K., "Optimal Explicit Guidance of Multistage Launch Vehicle Along Three-Dimensional Trajectory," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 13, No. 3, 1990, pp. 394-403.
- [13] Taranenko, V. T. and Momdzh, V. G., *Direct Method of Modification in Flight Dynamic Problems*, Mashinostroenie, Moscow, Press, 1986 (In Russian).
- [14] Cameron, J. D. M., "Explicit Guidance Equations for Maneuvering Re-Entry Vehicles," *IEEE Conference on Decision and Control*, USA, 1977.
- [15] Page, J. and Rogers, R., "Guidance and Control of Maneuvering Reentry Vehicles," *IEEE Conference on Decision and Control*, USA, 1977.
- [16] Mortazavi, M., *Trajectory Determination Using Inverse Dynamics and Reentry Trajectory Optimization*, (PhD Thesis), Moscow Aviation Institute, 2000.
- [17] Esmaelzadeh, R., Naghash, A., Mortazavi, M., "Explicit Reentry Guidance Law Using Bezier Curves", *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 50. No. 170, 2008, pp. 225-230.
- [18] Rogers, D. F. and Adams, J. A., *Mathematical Elements for Computer Graphics*, New York, McGraw-Hill, 1990.
- [19] Fliess, M., L'evine, J., Martin, P. and Rouchon, P., "Flatness and Defect of Nonlinearsystems: Introduction Theory and Examples", *International Journal of Control*, Vol. 61, No. 1, 1995, pp. 1327-1361.
- [20] Zerar, M., Cazaurang, F. and Zolghadri, A., "LPV Modeling of Atmospheric Re-entry Demonstrator for Guidance Reentry Problem", *Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control*, Seville, Spain, December 12-15, 2005.
- [21] Morio, V., Cazaurang, F. and Vernis, P., "Flatness-Based Hypersonic Reentry Guidance of a Lifting-Body Vehicle," *Control Engineering Practice*, Vol. 17, No. 5, 2009, pp. 588-596.
- [22] Sira-Ramirez, H., "Soft Landing on a Planet: A Trajectory Planning Approach for the Liouvillian Model", *Proceedings of the American Control Conference*, San Diego, 1999.

کنترلی B_2 برای بهینه‌سازی سرعت نهایی، تلاش کنترلی، فشار دینامیکی، انتقال حرارت و غیره توسعه یابد.

نتیجه‌گیری

در این مقاله با استفاده از ترکیب روش‌های همواری دیفرانسیلی و حل مسئله معکوس، یک روش هدایتی صریح برای حصول مسیرهای بازگشتی به سمت هدفی مشخص و ثابت حاصل شد. فرمان‌های هدایتی به شکل مسیری مرتبط شد که با منحنی بیزیه تعریف می‌شود. حین اشباع فرامین، نقاط کنترلی لحظه‌ای منحنی بیزیه آنقدر تغییر می‌کنند که نیروی کنترلی مجاز و کافی در تعقیب مسیر ایجاد شود. نقاط کنترلی بیزیه را می‌توان با استفاده از فرضیاتی به دست آورد. روش پیشنهادی دارای مزایای زیادی است: ۱- ارضای قبلی شرایط مرزی ۲- نبود مسیرهای پرت حین تولید مسیر، ۳- بیان تحلیلی مسیر مرجع با حداقل پارامترها ۴- قابل کاربرد در RVهایی با ساختار متفاوت صرف‌نظر از مقدار نسبت برآ به پسا یا محدوده‌ی ماک پروازی آن ۵- قابل کاربرد در RVهایی با ساختار متفاوت کنترلی BTT یا STT (Skid-To-Turn) ۶- مستقل از مسیر نامی و زمان اصابت. مقایسه نتایج این روش با روش تناسبی عملکرد بسیار عالی و انعطاف‌پذیری خوبی را نشان می‌دهد.

مراجع

- [1] Gräßlin, M. H., Telaar J. and Schottle U. M., "Ascent and Reentry Guidance Concept Based on NLP-Methods," *Acta Astronautica*, Vol. 55, No. 3-9, 2004, pp. 461-471.
- [2] Shrivastava, S. K., Bhat, M. S., and Sinha, S. K., "Closed-loop Guidance of Satellite Launch Vehicle- An Overview," *Journal of the Institute of Engineers*, Vol. 66, No.2, 1986, pp. 62-76.
- [3] Yakimenko, O. A., "Direct Method for Rapid Prototyping of Near-Optimal Aircraft Trajectories," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 23, No. 5, 2000, pp. 865-875.
- [4] Lu, P., "Inverse Dynamics Approach to Trajectory Optimization for an Aerospace Plane," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 16, No. 4, 1993, pp. 726-731.
- [5] Borri, M., Bottasso, C. L. and Montelaghi, F., "Numerical Approach to Flight Dynamics," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 20, No. 4, 1997, pp.742-747.
- [6] Kato, O. and Sugiura, I., "An Interpretation of Airplane General Motion and Control as Inverse Problem," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 9, No. 2, 1986, pp. 198-204.

- [30] Myong, H. S. and Kyu, J. L., "Bezier Curve Application in the Shape Optimization for Transonic Airfoils," *the 18th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, USA, 2000, pp. 884-894.
- [31] Venkataraman P., "Unique Solution for Optimal Airfoil Design," *the 15th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, USA, 1997, pp. 205-215.
- [32] Desideri, J. A., Peigin, S. and Timchenko, S., *Application of Genetic Algorithms to the Solution of the Space Vehicle Reentry Trajectory Optimization Problem*, INRIA Sophia Antipolice Research Report, No. 3843, 1999.
- [33] Rahman, T., Zhou, H., Chen, W., "Bézier Approximation Based Inverse Dynamic Guidance for Entry Glide Trajectory," *9th Asian Control Conference (ASCC)*, 2013.
- [34] Lin, T. F., et al., "Novel Approach for Maneuvering Reentry Vehicle Design," *Journal of Spacecraft and Rocket*, Vol. 40, No. 5, 2003, pp. 605-614.
- [35] Shneydor, N. A., *Missile Guidance and Pursuit; Kinematics, Dynamics, and Control*, Chichester, Horwood Publishing Ltd., 1998.
- [36] Eisler, G. R. and Hull, D. G., "Guidance Law for Planar Hypersonic Descent to a Point," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 16, No. 2, 1993, pp. 400-402.
- [23] Sun, L. G. W., Zheng, Z., "Trajectory Optimization for Guided Bombs Based on Differential Flatness", *Proceedings of the Chinese Control and Decision Conference*, 2009.
- [24] Neckel, T., Talbot, C. and Petit, N., "Collocation and Inversion for a Reentry Optimal Control Problem," *Proceedings of the 5th International Conference on Launcher Technology*, 2003.
- [25] Rogers, D. F. and Adams, J. A., *Mathematical Elements for Computer Graphics*, New York, McGraw-Hill, 1990.
- [26] Judd, K. B. and McLain, T. W., "Spline Based Path Planning for Unmanned Air Vehicles," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, Canada, 2001.
- [27] Shen, Z., On-Board Three-Dimensional Constrained Entry Flight Trajectory Generation, (PhD Thesis), Iowa State University, 2002.
- [28] Nagatani, K., Yosuke, I. and Yutaka, T., "Sensor-Based Navigation for Car-Like Mobile Robots Based on a Generalized Voronoigraph," *Advanced Robotics*, Vol. 17, No. 5, 2003, pp. 385-401.
- [29] Zhang, J., Raczowsky, J. and Herp, A., "Emulation of Spline Curves and its Applications in Robot Motion Control," *IEEE Conference on Fuzzy Systems*, Orlando, FL, USA, 1994, pp. 831-836.