Vol. 14/ Issue.1/ 2021 (No.46)
pp.77-92

10.22034/JSST.2020.1239

JSST
Journal of Space Science & Technology

Research Paper

Model-Free Predictive Fault-Tolerant Control for Spacecraft Roto-translational Relative Motion

M. Chiniforoushan[1], M. Mortazavi[2*] and K. Raissi[3]

1, 3.Department of Aerospace Engineering, Amir kabir University of Technology, Tehran, Iran

2. Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, University of Isfahan, Isfahan, Iran

***ma.mortazavi@eng.ui.ac.ir**

The problem of jointly controlling the relative attitude and position of spacecraft in the presence of actuator fault is investigated in this paper. Following a description of the drawbacks and limitations of the existing models and the control approaches based on them, a new formulation of the spacecraft's relative motion is provided. Subsequently, the subspace predictive control framework, which is a powerful model-free approach, is extended in several dimensions: adaptive nonlinear control, tolerance against abrupt faults and control allocation. Based on this generalized framework, three distinct data-driven fault-tolerant controllers for coupled, nonlinear and time-variant plants are developed. From the viewpoint of fault diagnosis, the only requirement of the control structure is to detect the occurrence time of faults. Furthermore, an internal data-driven fault diagnosis capability is introduced, which makes the control structure completely self-sufficient. The three controllers are then designed to solve the aforementioned problem, and their efficiency is verified via a multidimensional simulation scenario.

Keywords: Spacecraft 6-DOF relative motion, Model-free control, Subspace predictive control, Nonlinear control, Fault-tolerant control, Control allocation, Data-driven fault diagnosis

1. PhD Student
2. Associate Professor (Corresponding Author)
3. Assistant Professor

Received: 2019.11.23 / Accepted: 2020.10.14 / Publish Online: 2020.01.21/ Online ISSN: 2423-4516 / Print ISSN: 2008-4560

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی
دوره ۱۴ / شمارهٔ ۱/ بهار ۱۴۰۰ (شماره پیاپی ۴۶) 10.22034/JSST.2021.1239
ص. ص. ۹۲- ۷۷

مقاله علمی – پژوهشی

کنترل پیش‌بین بدون مدل و تحمل‌پذیر عیب برای حرکت نسبی وضعی– انتقالی فضاپیما

محمد چینی‌فروشان[۱]، مهدی مرتضوی[۲*] و کامران رئیسی[۳]

۱ و ۳- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

۲- گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران

*** ma.mortazavi@eng.ui.ac.ir**

در این مقاله، مسئله کنترل توامان وضعیت و موقعیت نسبی فضاپیما در حضور عیب عملگر، مورد بررسی قرار گرفته است. پس از تبیین ضعف و محدودیت مدل‌های موجود و رویکردهای کنترلی مبتنی بر آن‌ها، صورت‌بندی جدیدی از حرکت نسبی فضاپیما ارائه شده است. آن‌گاه چارچوب کنترل پیش‌بین زیرفضاپایه، که یک رویکرد بدون مدل قدرتمند است، در ابعاد چندی گسترش داده شده است، که عبارتند از: کنترل تطبیقی غیرخطی، تحمل‌پذیری نسبت به عیوب ناگهانی و تخصیص کنترل. بر این اساس، سه کنترل‌کننده داده‌محور تحمل‌پذیر عیب مجزا برای کنترل فرآیندهای جفت‌شده، غیرخطی و متغیر با زمان، توسعه داده شده است. از منظر تشخیص عیب، تنها الزام ساختار کنترلی ارائه شده، آشکارسازی زمان وقوع عیوب است. به‌علاوه، یک قابلیت درونی تشخیص عیب داده‌محور معرفی شده است که ساختار کنترلی را کاملاً خودبسنده خواهد نمود. کنترل‌کننده‌های سه‌گانه، سپس برای حل مسئله پیش‌گفته در ساختاری تمام–رانشگر، طراحی شده‌اند و کارایی آن‌ها در حضور شکست کامل عملگر از طریق یک سناریوی شبیه‌سازی چندبعدی، صحه‌گذاری شده است.

واژه‌های کلیدی: حرکت نسبی شش درجه آزادی فضاپیما، کنترل بدون مدل، کنترل پیش‌بین زیرفضاپایه، کنترل غیرخطی، کنترل تحمل‌پذیر عیب، تخصیص کنترل، تشخیص عیب داده محور

علائم و اختصارات

تخصیص کنترل	CA
کنترل پیش‌بین زیرفضاپایه توزیع‌شده	DPSPC
دستگاه مختصات اینرسی زمین‌مرکز	ECI
هارمونیک منطقه‌ای دوم زمین	J_2
رگولاتور خطی مربعی	LQR
خطی نامتغیر با زمان	LTI
دستگاه مختصات افق محلی-عمود محلی	LVLH
کنترل پیش‌بین مدل	MPC
کنترل پیش‌بین زیرفضاپایه برنامه‌دارشده	PSPC
کنترل پیش‌بین زیرفضاپایه برنامه‌دار و تخصیص کنترل	PSPCCA
کنترل پیش‌بین زیرفضاپایه	SPC
تخصیص کنترل پیش‌بین زیرفضاپایه	SPCA
ماتریس $n \times m$ تمام- صفر/ تمام- یک	$0_{n\times m}/1_{n\times m}$
نگاشت تخصیص کنترل	$\mathcal{A}$
باند تحریک در مود اضطراری/ نرمال	α_1/α_2
عملگر فاصله بین دو گام زمانی متوالی	Δ
بردار رانش	h, l
دستگاه مختصات/ قاب بدنی	B
دستگاه مختصات/ قاب بدنی پیرو	F
بردار نیرو	f
بردار فرمان مجموعه رانشگرها	$\mathbb{f}$
دستگاه مختصات/قاب اینرسی زمین‌مرکز	I

۱. دانشجوی دکتری
۲. دانشیار (نویسنده مخاطب)
۳. استادیار

دریافت مقاله: ۱۳۹۸/۰۹/۰۲ / پذیرش مقاله: ۱۳۹۹/۰۷/۲۳ / چاپ الکترونیکی: ۱۴۰۰/۰۱/۰۱ / شاپای الکترونیکی: ۴۵۱۶-۲۴۲۳ / شاپای چاپی: ۴۵۱۶-۲۰۰۸

افق پیش‌بینی	i
تابع هزینه	J
افق رو به عقب	j
دستگاه مختصات/قاب بدنی پیشرو	L
ضرایب تخمین زیرفضاپایه	
زمان‌های گذشته / آینده	p/f
ضرایب وزنی تابع هزینه	Q, R_Δ
دینامیک انتقالی/ وضعی	R/T
بردار موقعیت، بردار فرمان	r
ماتریس تبدیل مختصات	T
ماتریس هنکل ورودی	U
بردار ورودی سیستم	u
بردار سرعت خطی	v
ماتریس هنکل الحاق شده خروجی و ورودی	W
بردار الحاق شده خروجی و ورودی	w
ماتریس هنکل خروجی	Y
بردار خروجی سیستم	y
سیگنال مانده	δ
بردار پارامترهای رودریگوئز اصلاح شده	σ
بردار گشتاور، ثابت زمانی	τ
زوایای اویلر	φ, θ, ψ
بردار سرعت زاویه‌ای	ω
عملگر بازگشت به عقب به اندازه یک گام زمانی	z^{-1}
عملگر شبه وارون	$(.)^\dagger$

مقدمه

کنترل توامان وضعیت و موقعیت در حرکت نسبی فضاپیما، که یکی از الزامات مبنایی برای دست‌یابی به درجات بالای دقت و کارایی است [1]–[4]، به علت نقش کلیدی آن در حوزه نوظهور ماموریت‌های چندفضاپیمایی، اخیراً مورد توجه چشم‌گیر پژوهشگران قرار گرفته است [5]–[10]. جنبه‌های جفت‌شدگی[4]، غیرخطی‌بودن و تغییرپذیری با زمان، مسئله مورد اشاره را با چالش‌های نظری و عملی جذابی مواجه کرده است.

تحریک یک‌پارچه، به معنی مجموعه‌ای هماهنگ از عملگرها برای تولید هم‌زمان نیرو و گشتاور، یکی از الزامات کنترل شش درجه آزادی، به مفهوم دقیق کلمه، است. در این میان، ساختار تمام-رانشگر[5] به‌عنوان یک مفهوم نوین و ارزشمند، به علت سادگی، چابکی و کارایی، تلاش‌های تحقیقاتی قابل توجهی را به خود جلب نموده است [2]، [10]–[14].

از دیگر سو، کنترل تحمل‌پذیر عیب[6] فضاپیما به علت تاثیر بنیادین بر کاهش هزینه و پیچیدگی و افزایش قابلیت اطمینان و خودمختاری، به‌ویژه در سال‌های اخیر به یک زمینه پژوهشی پرطرفدار تبدیل شده است [15]–[18]. به این ترتیب، کنترل هم‌زمان وضعیت و مدار در حرکت نسبی فضاپیما و درحضور عیوب، در حقیقت فصل مشترک دو حوزه تحقیقاتی فعال است که واجد ارزشی مضاعف بوده و البته، به‌طور طبیعی، کمتر مورد مطالعه قرار گرفته است [10]، [19]، [20].

رویکرد غالب در کنترل، مبتنی است بر مدل ریاضی سیستم تحت کنترل که بر مبنای اصول فیزیکی به‌دست آمده است. در روش‌های مدل-مبنا[7]، مدل فرآیند به‌صورت صریح در ساختار کنترل‌کننده حضور دارد. کنترل مود لغزشی[8] و نیز نسخه‌های متداول کنترل پیش‌بین مدل[9] (MPC) مثال‌های معروفی از این دسته هستند. در سایر روش‌های رایج مانند PID نیز، اگرچه مدل فرآیند در بدنه کنترل‌کننده وجود ندارد، روند طراحی کنترل‌کننده و تعیین پارامترهای آن کاملاً وابسته به مدل سیستم است. مدل‌های ریاضی دقیق، درصورت وجود، بسیار پیچیده اند و درنتیجه، طراحی کنترل‌کننده بر مبنای آن‌ها، به لحاظ نظری دشوار است. علاوه بر این در کنترل‌کننده‌های مدل-مبنا، محاسبه قانون کنترل مبتنی بر مدل پیچیده فرآیند، واجد دشواری محاسباتی نیز هست. از سوی دیگر، طراحی کنترل‌کننده بر اساس مدل‌های ساده شده فرآیند، غالباً نمی‌تواند به کارایی کنترلی قابل قبولی منجر شود.

افزودن ویژگی تطبیق‌پذیری و تحمل‌پذیری عیب به روش‌های کنترلی پیش‌گفته نیز، خود، حوزه نظری مجزایی بوده و مستلزم تلاش مجزایی در مرحله پیاده‌سازی است.

نکته مهمی که باید برآن‌چه گفته شد افزوده شود، آن است که در زمینه حرکت نسبی دورانی-انتقالی فضاپیما، مدل مناسبی که قابلیت به‌کارگیری در طراحی یک کنترل‌کننده شش درجه آزادی به مفهوم واقعی کلمه را داشته باشد، اساساً در ادبیات پژوهشی وجود ندارد. این، موضوعی است که در بخش ۲ مقاله حاضر، تبیین شده است.

در اینجا، اهمیت و ارزش رویکردهای بدون مدل[10] یا داده محور[11]، روشن می‌شود [21]. به‌طور مشخص، کنترل پیش‌بین زیرفضاپایه[12] (SPC) [22] یک رویکرد کنترلی داده محور قدرتمند است که در آن، مزایای کنترل پیش‌بین مدل با قابلیت‌های شناسایی سیستم زیرفضاپایه[13] [23]، [24] تجمیع گردیده و ترکیبی هم‌افزا را به‌وجود آورده است.

4. Coupledness
5. All-thruster
6. Fault-tolerant control

7. Model-based approaches
8. Sliding-mode control
9. Model Predictive Control (MPC)
10. Model-free
11. Data-driven
12. Subspace Predictive Control
13. Subspace system identification

علی‌رغم ارزش شناخته شده SPC و کارهای قابل توجه صورت گرفته بر روی آن [25]–[27]، توسعه چارچوب به کنترل غیرخطی و اعمال دقیق آن بر سیستم‌های پیچیده معطوف به واقعیت، همچنان یک مسئله باز بوده و پژوهش‌های اندک انتشاریافته در این زمینه، به نظر فاقد دقت و کارایی کافی هستند. در [28] برای سیستم غیرخطی، یک مدل خطی ثابت به‌صورت غیربرخط و بااستفاده از شناسایی زیرفضاپایه تولید شده و سپس به ساختار پاسخ پله تبدیل گردیده و در یک ساختار MPC غیرخطی به‌کارگرفته شده است (جزییات MPC غیرخطی ارائه نگردیده است). در [29] یک مدل پیش‌بین برای فرآیند غیرخطی به روش زیرفضاپایه تخمین زده شده است، اما بازهم شناسایی به‌صورت غیربرخط و فاقد مکانیزمی برای به‌روزآوری بوده و تنها برای یک ناحیه عملکردی خاص معتبر است. همچنین شناسایی برمبنای اعمال ورودی شبه تصادفی به فرآیند صورت پذیرفته، که خود فرضی غیرعملی است. به‌طور مشابه در [30] یک فرآیند غیرخطی با یک مدل خطی ثابت غیربرخط به روش زیرفضاپایه تخمین زده شده و سپس بر اساس آن، یک کنترل‌کننده H_∞ با مرتبه کاهش-یافته طراحی گردیده است. رویکرد مشابهی در [31] با استفاده از روش کنترل LQR پیشنهاد شده است. در [32] سیستم غیرخطی به‌وسیله تعدادی زیرسیستم خطی در یک ساختار چندمدلی[14]، تخمین زده شده است.

در [33] و [34] یک مدل غیرخطی هواپیما توسط SPC از طریق کاهش تاثیر داده‌های قدیمی با یک عامل فراموشی[15] ثابت، کنترل گردیده است. عامل فراموشی ثابت یا متغیر با زمان، همچنین در [35]و [36] البته نه به‌منظور کنترل غیرخطی، بلکه برای مدیریت ویژگی‌های متغیر با زمان فرآیند، به‌کار برده شده است. این روش، درحقیقت عبارت است از دست‌کاری مصنوعی و غیرهوشمند ساختارهای داده مرتبط با شناسایی، که بهینگی آن قابل اثبات نیست.

از سوی دیگر، در زمینه به‌کارگیری SPC در حوزه کنترل فضاپیما، حتی به‌صورت منفرد، تا جایی که بررسی نویسندگان نشان می‌دهد، مطلقاً کاری صورت نگرفته است.

در این مقاله، ابتدا برای جبران خلأ موجود در مدل‌سازی سیستم‌های چندفضاپیمایی، یک راهبرد چندعاملی[16] کاملاً غیرمتمرکز[17] و مناسب برای کنترل بدون مدل شش درجه آزادی، پیشنهاد گردیده و فرمول‌بندی شده است.

از سوی دیگر، چارچوب SPC برای مقابله با ویژگی‌های غیرخطی و تغییرپذیری با زمان فرآیند، به‌نحو موثری توسعه داده شده است. برخلاف [34]–[36]، این ارتقا به روشی طبیعی و بدون دست‌کاری مصنوعی داده‌ها، ایجاد شده است. به‌علاوه، رویکردی برای تحمل‌پذیر نمودن ساختار SPC در مقابل عیوب ناگهانی و شدید در عملگر و فرآیند معرفی گردیده است. در این راستا، همچنین به مسئله چگونگی تحریک موثر فرآیند در شرایط عملیاتی به‌منظور شناسایی توجه شده و راه‌کاری عملی پیشنهاد گردیده است. افزون بر این‌ها، روشی به منظور بهره‌برداری از قابلیت‌های SPC در تخصیص کنترل نیز طرح شده است.

آن‌گاه بر اساس آن‌چه گفته شد، سه کنترل‌کننده متمایز بدون مدل و تحمل‌پذیر عیب برای سیستم‌های جفت‌شده، غیرخطی و متغیر با زمان توسعه داده شده است. روش‌های کنترل پیشنهادی علاوه بر تفاوت در ساختار مفهومی، از نظر انعطاف‌پذیری در طراحی و پیاده‌سازی با یکدیگر متفاوتند و این موضوع، از یک سو به سطوح متمایزی از کارایی کنترلی و از سوی دیگر به الزامات پردازشی مختلف منجر می‌گردد.

چارچوب معرفی شده، برخلاف اکثر روش‌های کنترل تحمل-پذیر عیب فعال[18][37]، تنها به معلوم بودن زمان وقوع عیوب نیازمند بوده و هیچ الزامی برای اطلاع از موقعیت و سایر مشخصات آن‌ها ندارد. به‌علاوه، برای ساختار کنترلی پیشنهادی یک قابلیت تشخیص عیب داده محور داخلی نیز معرفی گردیده است که آن را به رویکردی کاملاً خودبسنده تبدیل می‌کند.

کنترل‌کننده‌های توسعه‌یافته مبتنی بر SPC، سپس برای کنترل هم‌زمان وضعی- انتقالی حرکت نسبی فضاپیما در یک ساختار تمام- رانشگر نوعی، طراحی شده و براساس نتایج شبیه‌سازی، مورد صحه‌گذاری قرار گرفته‌اند.

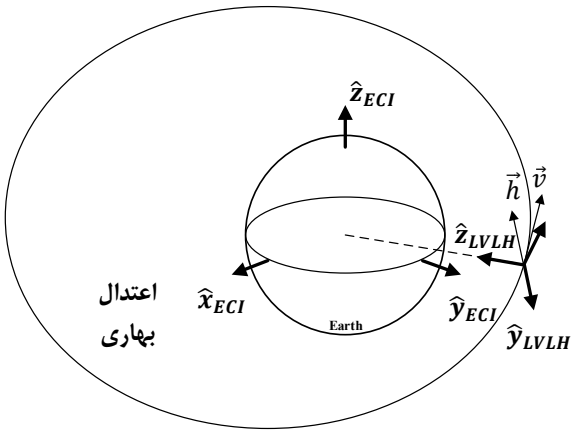
راهبرد چندعاملی و معادلات حرکت نسبی

به‌طور سنتی، برای دینامیک مطلق یک فضاپیمای منفرد، مدار در دستگاه مختصات اینرسی زمین‌مرکز[19] (ECI) فرمول‌بندی می‌شود [38] و وضعیت به‌صورت جهت‌گیری قاب بدنی نسبت به قاب افق محلی- عمود محلی[20] (LVLH) توصیف می‌شود [39] (تعریف دستگاه‌های مختصات ECI و LVLH در قالب شکل ۱ ارائه شده است.) در ادبیات پژوهشی مرتبط با حرکت نسبی فضاپیما، دینامیک انتقالی نسبی همواره در دستگاه LVLH پیشرو[21] (و گاهی پیرو[22]) و یا دستگاه ECI توسعه داده شده است [40]–[42]. همچنین دینامیک دورانی نسبی در قالب جهت‌گیری قاب LVLH پیرو نسبت به قاب LVLH پیشرو مدل‌سازی شده است [3]، [43]، با

14. Multi-model
15. Forgetting factor
16. Multi-agent strategy
17. Fuly decentralized

18. Active Fault-Tolerant Control (AFTC)
19. Earth-Centered Inertial
20. Local Vertical / Local Horizontal
21. Leader
22. Follower

این فرض که هر دو قاب اشاره شده بر قاب‌های بدنی متناظرشان منطبق‌اند. فرض مذکور، به نوبه خود، مبتنی بر این پیش‌فرض است که کنترل‌کننده وضعیت جداگانه‌ای، همواره نشانه‌روی سمت‌القدم[۲۳] را تامین می‌کند [40]. رویکردهای مدل‌سازی کاملاً شناخته شده فوق، منجر به فرمول‌بندی‌های متوازنی می‌شوند که برای طراحی و توسعه کنترل‌کننده‌های مدل- مبنا مناسب‌اند و به‌علاوه، در شرایط خاصی حتی دارای حل بسته بوده و زمینه مساعدی برای اهداف تحلیلی فراهم می‌آورند.



شکل ۱- دستگاه‌های مختصات ECI و LVLH ($\vec{v}$ و $\vec{h}$ به ترتیب عبارتند از بردارهای سرعت خطی و ممنتوم زاویه‌ای مداری)

با این حال، مدل‌های موجود برای توسعه و طراحی کنترل توامان شش درجه آزادی حرکت نسبی، اساساً مناسب نیستند. روشن است که عملگرها در قاب بدنی جانمایی می‌شوند و بنابراین، به منظور کنترل هم‌زمان دینامیک‌های انتقالی و دورانی از طریق مجموعه یک‌پارچه‌ای از عملگرها، قانون کنترل نهایتاً می‌بایست در دستگاه بدنی تحقق یابد، حال آن‌که هیچ‌یک از مدل‌های ارائه شده در دستگاه بدنی توسعه نیافته‌اند. مسئله در مورد مدل وضعیت نسبی، پیچیده‌تر نیز هست چراکه جهت‌گیری نسبی قاب‌های LVLH در عمل واجد هیچ ارزشی نیست، مگر با لحاظ پیش‌فرض مذکور (این‌همانی قاب‌های LVLH و بدنی) که آن نیز فرضی غیرعملی بوده و دست کم، برای یک روش کنترل جامع، نامناسب است. توجه به بحث مختصر فوق، ارزش و اهمیت رویکردهای کنترل بدون مدل را به‌ویژه برای کنترل هم‌زمان وضعی-انتقالی حرکت نسبی فضاپیما، روشن می‌کند.

در این بخش، صورت‌بندی جدیدی از حرکت نسبی فضاپیما پیشنهاد می‌شود که برای یک رویکرد کنترلی شش درجه آزادی بدون مدل یا داده محور، کاملاً مناسب بوده و نسبت به مدل‌های موجود دارای امتیازات قابل توجهی است. در این بیان، حالت‌های نسبی در دستگاه بدنی محلی که عملگرها در آن جانمایی شده‌اند، توصیف می‌شوند. به‌علاوه، وضعیت نسبی در قالب جهت گیری قاب بدنی محلی نسبت به قاب بدنی فضاپیمای همسایه بیان می‌شود. همچنین حالت‌های نسبی بر مبنای حالت‌های مطلق عوامل، که از طریق حسگرهای متنوع و روش‌های تعیین شناخته شده در دسترس قرار دارند، محاسبه می‌گردند. افزون بر این، چارچوب پیشنهادی هم از نظر کنترل و هم از منظر ناوبری، کاملاً غیرمتمرکز است و این ویژگی، برتری‌های شناخته شده و مهمی نسبت به رویکردهای متمرکز دارد که در ادبیات پژوهشی مورد گفتگو واقع شده است [44].

بردار حالت وضعی- انتقالی مطلق یک عامل را به‌صورت زیر درنظر بگیرید:

$$x \triangleq \begin{bmatrix} r_{BI}^{I} \\ v_{BI}^{I} \\ \sigma_{BI} \\ \omega_{BI}^{B} \end{bmatrix} \qquad (۱)$$

در این نشانه‌گذاری، بالا/ پایین‌نویس‌های B و I به‌ترتیب برای دستگاه‌های مختصات/ قاب‌های بدنی و ECI به‌کار رفته‌اند و ترتیب چپ به راست به معنای«نسبت به» استفاده شده است. همچنین r، v، σ و ω به ترتیب نماد بردارهای موقعیت، سرعت خطی، پارامترهای رودریگوئز اصلاح شده[۲۴] و سرعت زاویه‌ای هستند. معادلات حاکم بر متغیرهای حالت (۱) به‌طور گسترده در ادبیات پژوهشی مورد گفتگو قرار گرفته است [38].

شایان ذکر است که هر توصیفی از وضعیت می‌تواند در بردار حالت فوق، به‌کارگیری شود. در اینجا، پارامترهای رودریگوئز اصلاح شده، به علت مزایایی که واجد آن هستند، انتخاب شده‌اند.

برای یک سیستم پیشرو- پیرو، بردار حالت وضعی-انتقالی نسبی را به‌صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$x_{FL} \triangleq \begin{bmatrix} r_{FL}^{F} \\ v_{FL}^{F} \\ \sigma_{FL} \\ \omega_{FL}^{F} \end{bmatrix} \qquad (۲)$$

که در آن، L و F به‌ترتیب برای پیشرو و پیرو، متناظر B هستند. پس از آن‌که هر یک از دو عامل، حالت‌های مطلق خود را مطابق (۱) تعیین نموده و پیرو، حالت‌های پیشرو را از طریق مسیر ارتباطی دریافت کرد، بردار حالت نسبی (۲) می‌تواند بر اساس روابط ذیل، توسط پیرو محاسبه شود:

23. Nadir

24. Modified Rodrigues Parameters (MRP)

$$r_{FL}^{F} = T^{FI}(r_{FI}^{I} - r_{LI}^{I}) \quad (۳)$$

$$T^{FI} = I_3 + \frac{1}{(1+\sigma_{FI}^{T}\sigma_{FI})^2}[8\Sigma_{FI}^2 - 4(1-\sigma_{FI}^{T}\sigma_{FI})\Sigma_{FI}] \quad (۴)$$

$$\sigma_{IL} = -\sigma_{LI} \quad (۵)$$

$$\sigma_{FL} = \frac{(1-\sigma_{FI}^{T}\sigma_{FI})\sigma_{IL} + (1-\sigma_{IL}^{T}\sigma_{IL})\sigma_{FI} - 2\sigma_{FI}\times\sigma_{IL}}{1+\sigma_{FI}^{T}\sigma_{FI}\sigma_{IL}^{T}\sigma_{IL} - 2\sigma_{FI}\cdot\sigma_{IL}} \quad (۶)$$

$$v_{FL}^{F} = T^{FI}(v_{FI}^{I} - v_{LI}^{I}) - (T^{FL}\Omega_{LI}^{L}T^{LF})r_{FL}^{F} \quad (۷)$$

$$\omega_{FL}^{F} = \omega_{FI}^{F} - T^{FL}\omega_{LI}^{L} \quad (۸)$$

ساختار تحریک

همان‌گونه که گذشت، ساختار تحریک یکپارچه درحقیقت یکی از الزامات تحقق کنترل شش درجه آزادی است. در این مقاله، با الهام از [45]، یک پیکربندی تمام–رانشگر نوعی متشکل از ۱۶ رانشگر، به عنوان بستری جهت پیاده‌سازی ایده‌ها درنظر گرفته شده است. این ساختار تحریک در شکل ۲ نمایش داده شده است. در عین حال لازم است تاکید شود که روش‌ها و فرمول‌بندی‌های ارائه شده در بخش‌های آتی، محدود به پیکربندی خاصی نیستند.

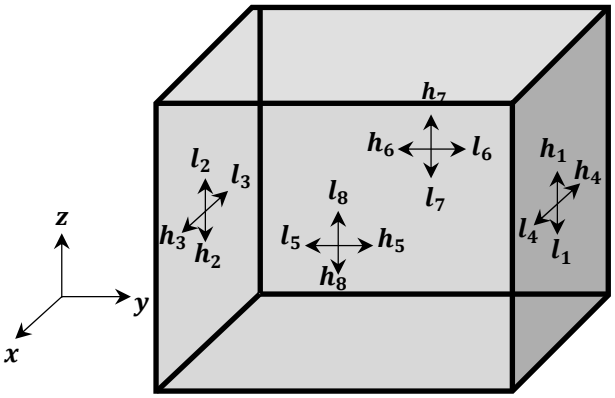
در شکل ۲، پیکان‌ها معرف جهت رانش هستند. رانشگرها در هشت زوج $h_i, l_i \geq 0\,, i = 1, \dots, 8$ مرتب شده اند که هر یک، نیرویی دوطرفه را مطابق $f_i \triangleq h_i - l_i$ تولید می‌کند. تحریک برآیند، به‌صورت زیر به رانش‌های منفرد مرتبط خواهد بود:

$$\begin{bmatrix} f_{con}^{F} \\ \tau_{con}^{F} \end{bmatrix} = \mathcal{A}\,\mathbb{f} \quad (۹)$$

در عبارت فوق، f_{con}^{F} و τ_{con}^{F} به ترتیب بردارهای نیرو و گشتاور کنترلی هستند، $\mathbb{f} \triangleq [f_1^T \quad f_2^T \quad \dots \quad f_8^T]^T$ رانش‌های دوطرفه را به‌صورت بسته‌بندی شده نمایش می‌دهد و $\mathcal{A}$ نماد نگاشت مربوطه است. نگاشت مرتبط با شکل ۲ به‌صورت زیر داده می‌شود:

$$\mathcal{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 & 0 & 0 \\ 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 \\ \frac{d_y}{2} & \frac{d_y}{2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{d_x}{2} & \frac{d_x}{2} \\ 0 & 0 & \frac{d_y}{2} & \frac{d_y}{2} & \frac{d_x}{2} & \frac{d_x}{2} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (۱۰)$$

که در آن، d_x و d_y (و نیز d_z) عبارتند از ابعاد فضاپیما متناظر با محورهای بدنی.



شکل ۲- پیکربندی ۱۶ رانشگری درنظرگرفته شده

برای یک ساختار تحریک یکپارچه، به‌طورکلی دو راهبرد کنترلی متصور است. نخست آن‌که $\mathbb{f}$ مستقیماً از قانون کنترل محاسبه و توسط رانشگرها اعمال شود. در راهبرد دوم، نیرو و گشتاور کنترلی مطلوب محاسبه شده و سپس از طریق بلوک عملکردی تخصیص کنترل[25] (CA) به رانشگرها تخصیص می‌یابد. تخصیص کنترل، در حقیقت، یک نگاشت معکوس بین $[[f_{con}^{F}]^T \quad [\tau_{con}^{F}]^T]^T$ و $\mathbb{f}$ است. در شرایط بدون عیب، نگاشت CA به‌سادگی به‌صورت زیر قابل محاسبه است:

$$\mathbb{f} = \mathcal{A}^{\dagger}\begin{bmatrix} f_{con}^{F} \\ \tau_{con}^{F} \end{bmatrix} \quad (۱۱)$$

که در آن، $(.)^{\dagger}$ نشان‌دهنده عملگر شبه وارون[26] است (توجه کنید که در پیکربندی درنظرگرفته شده، $\mathcal{A}$ دارای رتبه کامل است). ترکیب (۱) با (۹) به‌روشنی نشان می‌دهد که نیرو و گشتاوری که فضاپیما تجربه می‌کند برابر با خروجی قانون کنترل خواهد بود. اما در شرایط وقوع عیب، (۱۱) به‌درستی قانون کنترل را به بردار فرمان رانشگرها نخواهد نگاشت. توجه به انواع عیوب متصور و تعدد موقعیت آن‌ها، اهمیت یک CA تطبیق‌پذیر را روشن می‌کند.

روش‌های کنترل مبتنی بر SPC که پس از این ارائه خواهند شد، هر دو راهبرد مورد اشاره را پوشش می‌دهند.

روش‌های کنترل بدون مدل توسعه یافته

مروری بر SPC

برای آن‌که مباحث آتی برای خواننده قابل تعقیب باشند، مروری گذرا بر ایده‌های مبنایی و فرمول‌بندی SPC اجتناب‌ناپذیر می‌نماید. جزییات بیشتر در [22]، [23] و [34] قابل دست‌یابی است.

یک سیستم زمان–گسسته را که ورودی و خروجی آن در لحظه τ به ترتیب با $u_\tau \in \mathbb{R}^m$ و $y_\tau \in \mathbb{R}^l$ نمایش داده می‌شوند در نظر بگیرید. زمان جاری کنترل با t نشان داده می‌شود. بنابراین

25. Control Allocation
26. Pseudo-inverse

$t-k$ و $t+k$ برای $k>0$ به ترتیب نشان‌دهنده زمان‌های گذشته و آینده خواهند بود. بدون کاسته شدن از کلیت مسئله، فرض می‌شود که بازه‌های زمانی نمونه‌برداری، شناسایی و کنترل یکسان هستند. به عبارت روشن‌تر در هر بازه زمانی، ورودی و خروجی سیستم نمونه‌برداری می‌شوند و نمونه‌های جدید به همراه تاریخچه‌ای از نمونه‌های گذشته برای شناسایی یک مدل پیش‌بین روزآمد از سیستم، مورد استفاده قرار گرفته و در نهایت، قانون کنترل پیش‌بین بر اساس مدل اخیر محاسبه می‌شود. شناسایی زیرفضاپایه مبتنی است بر ساختارهایی از داده‌های ورودی-خروجی گذشته سیستم، که ماتریس‌های بلوکی هنکل[۲۷] نامیده می‌شوند. ماتریس هنکل ورودی، بر اساس یک روش نشانه‌گذاری مناسب‌تر نسبت به منابع اصلی، به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$U_{t-2i|t-1} \triangleq \begin{bmatrix} u_{t-2i-j+1} & u_{t-2i-j+2} & \dots & u_{t-2i} \\ u_{t-2i-j+2} & u_{t-2i-j+3} & \dots & u_{t-2i+1} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ u_{t-i-j} & u_{t-i-j+1} & \dots & u_{t-i-1} \\ u_{t-i-j+1} & u_{t-i-j+2} & \dots & u_{t-i} \\ u_{t-i-j+2} & u_{t-i-j+3} & \dots & u_{t-i+1} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ u_{t-j} & u_{t-j+1} & \dots & u_{t-1} \end{bmatrix} \triangleq \begin{bmatrix} U_{t-2i|t-i-1} \\ U_{t-i|t-1} \end{bmatrix} \triangleq \begin{bmatrix} U_p \\ U_f \end{bmatrix} \quad (۱۲)$$

زیرنویس $U_{t-2i|t-1}$ نشان‌دهنده محدوده اندیس عناصر ستون آخر ماتریس است. همچنین زیرنویس‌های p و f به ترتیب نماد گذشته و آینده‌اند. البته باید یادآوری شود که همه عناصر ماتریس فوق مربوط به نمونه‌های زمانی گذشته هستند و فلسفه تقسیم‌بندی آن‌ها به U_p و U_f به زودی مشخص می‌شود. ماتریس هنکل خروجی $Y_{t-2i|t-1}$ و زیرماتریس‌های Y_p و Y_f نیز به‌نحو مشابه تعریف می‌شوند. همچنین تعریف زیر درنظرگرفته می‌شود:

$$W_p \triangleq \begin{bmatrix} Y_p \\ U_p \end{bmatrix} \quad (۱۳)$$

مدل پیش‌بین خطی و نامتغیر با زمان[۲۸] (LTI) محلی که از طریق شناسایی زیرفضاپایه به‌دست می‌آید، دارای شکل زیر است:

$$\hat{y}_f = L_w w_p + L_u u_f \quad (۱۴)$$

که در آن، $\hat{y}_f$ تخمین خروجی‌های آینده، u_f ورودی‌های آینده، w_p مشتمل بر ورودی-خروجی‌های گذشته و $L = [L_w \quad L_u]$ نمایش‌دهنده ضرایب تخمین است که به روش زیرفضاپایه و بر اساس ورودی-خروجی‌های گذشته سیستم محاسبه می‌شود. به‌طور مشخص، برای افق پیش‌بینی و کنترل برابر با i داریم:

$$L \triangleq Y_f \begin{bmatrix} W_p \\ U_f \end{bmatrix}^{\dagger} \quad (۱۵)$$

و L_w و L_u به ترتیب عبارتند از ستون‌های ۱ تا $i(m+l)$ و $i(m+l)+1$ تا انتهای ماتریس فوق.

همچنین:

$$\hat{y}_f \triangleq \begin{bmatrix} \hat{y}_t \\ \hat{y}_{t+1} \\ \vdots \\ \hat{y}_{t+i-1} \end{bmatrix}, u_f \triangleq \begin{bmatrix} u_t \\ u_{t+1} \\ \vdots \\ u_{t+i-1} \end{bmatrix}, y_p \triangleq \begin{bmatrix} y_{t-i} \\ \vdots \\ y_{t-2} \\ y_{t-1} \end{bmatrix}, \quad (۱۶)$$
$$u_p \triangleq \begin{bmatrix} u_{t-i} \\ \vdots \\ u_{t-2} \\ u_{t-1} \end{bmatrix}, w_p \triangleq \begin{bmatrix} y_p \\ u_p \end{bmatrix}$$

لازم است اشاره شود که تعداد نمونه‌های ورودی-خروجی گذشته مورد استفاده برای محاسبه L، که با عنوان افق رو به عقب[۲۹] مورد اشاره قرار گرفته و عبارت است از $j \cong j+2i-1$، باید از افق پیش‌بینی بسیار بزرگ‌تر باشد، یعنی $j \gg i$.

تابع هزینه‌ای که در قانون کنترل پیش‌بین، کمینه‌سازی می‌شود غالباً به‌صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$J \triangleq \left(\hat{y}_f - r_f\right)^T Q \left(\hat{y}_f - r_f\right) + \Delta u_f^T R_\Delta \Delta u_f \quad (۱۷)$$

که در آن:

$$r_f \triangleq \begin{bmatrix} r_t \\ r_{t+1} \\ \vdots \\ r_{t+i-1} \end{bmatrix} \quad (۱۸)$$

فرمان مرجع برای زمان حال و گام‌های زمانی آینده است. به‌علاوه، Q و R_Δ ماتریس‌های قطری وزن‌دهی با ابعاد متناسب هستند و $\Delta \triangleq (1-z^{-1})$ که در آن z^{-1} عملگر بازگشت به عقب به اندازه یک گام زمانی است. برای عبارت پایانی تابع هزینه (۱۷) که به‌طور مشخص به سیستم حلقه-بسته یک انتگرال‌گیر اضافه کرده و به این ترتیب نوع سیستم را یک واحد افزایش می‌دهد، داریم:

$$\Delta u_f = \begin{bmatrix} \Delta u_t \\ \vdots \\ \Delta u_{t+i-1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_t - u_{t-1} \\ \vdots \\ u_{t+i-1} - u_{t+i-2} \end{bmatrix} \quad (۱۹)$$
$$= S_f u_f - S_p w_p$$

که در آن:

$$S_f = \begin{bmatrix} I_m & 0 & 0 & \dots & 0 \\ -I_m & I_m & 0 & \dots & 0 \\ 0 & -I_m & I_m & \ddots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & \ddots & 0 \\ 0 & \dots & 0 & -I_m & I_m \end{bmatrix}, \quad (۲۰)$$
$$S_p = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \dots & I_m \\ 0 & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 \end{bmatrix}$$

27. Hankel block matrices
28. Linear Time-Invariant
29. Backward horizon

بر این اساس، تابع هزینه در قالب یک تابع مربعی از ورودی‌های آینده به‌شکل زیر داده می‌شود:

$$J(u_f) \triangleq u_f^T\left(L_u^T Q L_u + S_f^T R_\Delta S_f\right)u_f + 2\left(\left(w_p^T L_w^T - r_f^T\right)QL_u - w_p^T S_p^T R_\Delta S_f\right)u_f \quad (۲۱)$$

مسئله بهینه‌سازی شامل قیود مربوط به ورودی‌های کنترلی، به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\min_{\text{s.t. } u_{\min,f}\le u_f\le u_{\max,f}} \quad u_f \quad J \quad (۲۲)$$

که در آن، $u_{\min,f} = [u_{\min}^T \ \dots \ u_{\min}^T]^T$ و $u_{\max,f} = [u_{max}^T \ \dots \ u_{max}^T]^T$. پس از محاسبه مقدار بهینه u_f، معمولاً نخستین عنصر بلوکی آن یعنی u_tبه سیستم اعمال می‌گردد.

کنترل تطبیقی غیرخطی از طریق SPC

برای اینکه فرآیند شناسایی زیرفضاپایه تعبیه شده در SPC بتواند نقطه کار جاری سیستم غیرخطی و متغیر با زمان را با یک مدل LTI محلی مناسب تخمین بزند، لازم است گذار حالت سیستم به اندازه کافی آهسته باشد، به‌گونه‌ای که تاریخچه نمونه‌های زمانی گذشته مورد استفاده در تخمین مدل پیش‌بین را بتوان با دقت خوبی، نمونه‌هایی از یک سیستم LTI تلقی نمود. بنابراین، یک روش کارا و سرراست برای تعمیم کاربرد SPC به حوزه کنترل غیرخطی و تطبیقی، کندکردن گذار حالت مطلوب است. این هدف، به‌وسیله هموارکردن فرمان مرجع، به‌خوبی قابل دست‌یابی است. از این پس، این رویکرد را SPC برنامه‌دارشده[۳۰] (PSPC) می‌نامیم[۳۱]. در PSPC، بردار مرجع برای زمان‌های حال و آینده به‌صورت زیر درنظر گرفته می‌شود:

$$r_f = \begin{bmatrix}\gamma I_l\\ \gamma^2 I_l\\ \vdots\\ \gamma^i I_l\end{bmatrix} y_{t-1} + \begin{bmatrix}(1-\gamma) I_l\\ (1-\gamma^2) I_l\\ \vdots\\ (1-\gamma^i) I_l\end{bmatrix} r_t \quad (۲۳)$$

که در آن، $\gamma \in [0,1)$ و r_tورودی مرجع جاری است که از بلوک هدایت دریافت شده است. یک γ غیرصفر منجر به نسخه فیلتر شده‌ای از r_t می‌شود. به‌طور خاص برای یک γ نزدیک به ۱، فرمان مربوط به لحظه حال تقریباً برابر خواهد بود با خروجی سیستم در گام زمانی قبل و از سوی دیگر، آخرین سطر بلوکی r_f که مرتبط با انتهای افق پیش‌بینی است، نزدیک به ورودی مرجع جاری خواهد بود. به این ترتیب، از طرفی از گذار حالت ناگهانی جلوگیری شده است و از دیگر سو، رهگیری فرمان تضمین شده است.

برای کنترل هم‌زمان وضعی–انتقالی حرکت نسبی فضاپیما، PSPC می‌تواند به این صورت پیکربندی شود:

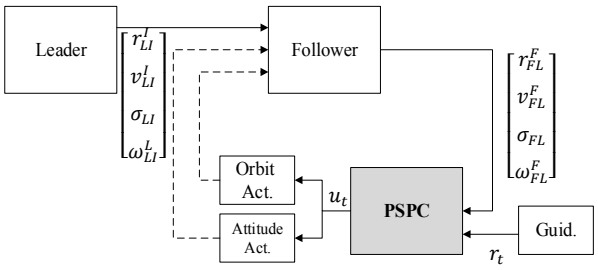
30. Programmed SPC

۳۱. در ادبیات حوزه MPC، وصف «برنامه‌دارشده» معمولاً به مفهومی دلالت دارد که اندکی با آن‌چه در این مقاله از آن اراده شده، متفاوت است.

$$u_t = \begin{bmatrix} f_t^F \\ \tau_t^F \end{bmatrix} \quad (۲۴)$$

$$y_t = \begin{bmatrix} r_{FL}^F \\ v_{FL}^F \\ \sigma_{FL} \\ \omega_{FL}^F \end{bmatrix} \quad (۲۵)$$

این پیکربندی در شکل ۳ ترسیم شده است. در این شکل و اشکال آتی، خطوط پر و خط‌چین به ترتیب نمایش‌دهنده سیگنال‌ها و تحریک‌های فیزیکی هستند. باید توجه شود که در این پیکربندی، عملگرهای مجزایی برای موقعیت و وضعیت فرض شده‌اند. به عبارت روشن‌تر، f_t^F و τ_t^F به‌صورت یک‌پارچه توسط PSPC محاسبه می‌شوند اما به‌صورت مستقل به سیستم اعمال می‌شوند. این ویژگی، که مفهوم کنترل توامان شش درجه آزادی را تا اندازه‌ای نقض می‌کند، ناشی از نحوه تعریف خروجی PSPC مطابق (۲۴) است. در ادامه، پیکربندی‌های مبتنی بر PSPC دیگری ارائه می‌شوند که در آن‌ها نقص مورد اشاره مرتفع شده است.



شکل ۳- پیکربندی PSPC برای کنترل وضعی– انتقالی حرکت نسبی فضاپیما

کنترل تحمل‌پذیر عیب از طریق SPC

روشی که در بخش قبل تشریح شد، تغییرات تدریجی در رفتار سیستم ناشی از طبیعت غیرخطی و یا متغیر با زمان را به‌خوبی پوشش می‌دهد. این معنی، همچنین برای عیوب تدریجی[۳۲] صادق است [46]. با این حال بخش عمده‌ای از عیوب به‌صورت ناگهانی بروز می‌کنند. عیوب ناگهانی[۳۳] در مورد فرآیند یا عملگرها به معنی تغییرات دفعی و قابل توجه در ساختار فرآیند یا پیکربندی تحریک است. شکست[۳۴] کامل یا کاهش اثربخشی[۳۵] یک عملگر، نمونه‌های رایجی از این عیوب هستند. در شرایط وقوع چنین عیبی، تاریخچه موجود از نمونه‌های گذشته سیستم، دیگر برای شناسایی قابل استفاده نبوده و مجموعه جدیدی از نمونه‌های غنی مورد نیاز خواهد بود. شرایط مشابهی در مرحله آغازین کنترل نیز وجود دارد، هنگامی که هیچ اطلاعات قبلی از رفتار سیستم در دسترس نیست.

32. Incipient faults
33. Abrupt faults
34. Failure
35. Loss of effectiveness

معمولاً به این مسئله عملی توجه درخوری نشده است. راه حلی که در مقاله حاضر درنظرگرفته شده، تعریف یک مود اضطراری برای کنترل‌کننده مبتنی بر SPC است که در آن، دامنه ورودی کنترلی به شدت محدود می‌شود. این محدودیت، البته نمی‌تواند از حداقل تحریک قابل تولید توسط عملگرها فراتر باشد. به این ترتیب، دنباله ظاهراً تصادفی ورودی‌های کنترلی که به علت فقدان شناسایی کافی توسط کنترل‌کننده تولید می‌شود، به‌صورت یک دنباله ورودی شبه محرک پایا[36] [47] عمل کرده و سیستم را به‌نحو موثری تحریک می‌نماید. از سوی دیگر، چنین دنباله‌ای از ورودی به علت دامنه محدود، غیرمخرب بوده و سیستم را از حالت اولیه‌اش دور نمی‌کند. دربرگیری صریح قیود در قانون کنترل، که یکی از ویژگی‌های مهم کنترل پیش‌بین مدل بوده و در رابطه (۲۲) نشان داده شده است، راه حل مذکور را کاملاً دست‌یافتنی می‌نماید.

با وقوع یک عیب، کنترل‌کننده به مود اضطراری وارد می‌شود. بنابراین، آشکارسازی عیب[37] به معنای تعیین زمان وقوع آن، برای تحمل‌پذیر نمودن روش‌های کنترل پیشنهادی، لازم است. با این حال، نیازی به پردازش‌های بعدی مربوط به تشخیص عیب[38] مانند جداسازی عیب[39] و شناسایی عیب[40] [48] وجود ندارد. این ویژگی، که در نقطه مقابل قریب به اتفاق روش‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال قرار دارد [49]، اولاً چارچوب کلی را بسیار ساده می‌کند و ثانیاً ایراد سنتی موجود در روش‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب مبنی بر عدم هماهنگی مطلوب میان کنترل و تشخیص عیب را از اساس منتفی می‌نماید.

به‌علاوه، رویکرد کنترلی توسعه داده شده دارای یک قابلیت درونی تشخیص عیب است که می‌تواند آن را به چارچوبی کاملاً خودبسنده تبدیل کند. این موضوع در ادامه به‌صورت مقدماتی معرفی خواهد شد.

با جمع‌آوری تعداد نمونه کافی، کیفیت شناسایی به سطح قابل قبولی می‌رسد و از آن پس، فرآیند عادی شناسایی و کنترل، چنانکه در بخش قبل تشریح گردید، به‌خوبی کار خواهد کرد. شرط ورود به مود عادی می‌تواند زمان- مبنا بوده و از آزمون‌های دقیق قبلی استخراج گردد، و یا بر اساس معیاری از کیفیت شناسایی باشد. چنین معیاری در ادامه به منظور آشکارسازی و شناسایی عیب، پیشنهاد خواهد شد.

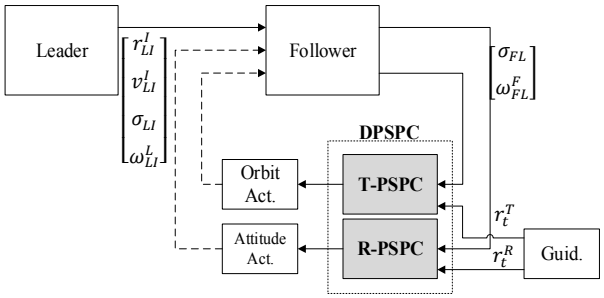
SPC توزیع‌شده

برای مسئله‌ای نظیر کنترل شش درجه آزادی حرکت نسبی فضاپیما که شامل دینامیک‌های جفت‌شده و در عین حال ذاتاً متفاوت است، پیکربندی مبتنی بر PSPC دیگری قابل ارائه است که قابلیت انعطاف بیشتری را در طراحی و پیاده‌سازی کنترل‌کننده فراهم می‌آورد. در این ساختار، که در شکل ۴ ترسیم شده است، برای هریک از دو حرکت انتقالی و دورانی، کنترل‌کننده PSPC مجزایی اختصاص داده شده است. از مجموعه این کنترل‌کننده تحت عنوان PSPC توزیع‌شده[41] (DPSPC) یاد خواهد شد. خروجی کنترل و ورودی حالت برای هریک از کنترل‌کننده‌ها به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$u_t^T = f_t^F, u_t^R = \tau_t^F \quad (۲۶)$$

$$y_t^T = \begin{bmatrix} r_{FL}^F \\ v_{FL}^F \end{bmatrix}, y_t^R = \begin{bmatrix} \sigma_{FL} \\ \omega_{FL}^F \end{bmatrix} \quad (۲۷)$$

در این عبارات، بالانویس‌های T و R به ترتیب بر دینامیک‌های انتقالی و وضعی دلالت دارند. در پیکربندی DPSPC پارامترهای دو کنترل‌کننده مجزا می‌توانند به‌صورت مستقل و بر اساس مشخصات دینامیک مربوطه، تعیین شوند. بر این اساس، این ساختار درجات آزادی بیشتری برای طراحی کنترل‌کننده ایجاد می‌کند. همچنین از نقطه نظر پیاده‌سازی، دو الگوریتم PSPC می‌توانند به وسیله واحدهای پردازشی مجزایی تحقق یابند.



شکل ۴- پیکربندی DPSPC برای کنترل وضعی- انتقالی حرکت نسبی فضاپیما

تخصیص کنترل از طریق SPC

همان‌گونه که پیش از این بیان شد، یک راهبرد برای به‌کارگیری ساختار تحریک یک‌پارچه، نگاشت قانون کنترل به فرمان عملگرها از طریق یک بلوک عملکردی تخصیص کنترل یا CA است. ظرفیت SPC می‌تواند برای تحقق CA تطبیقی نیز مورد بهره‌برداری قرار گیرد. روش پیشنهادی در شکل ۵ ترسیم شده است. در این پیکربندی، ورودی و خروجی PSPC به‌صورت (۲۴) و (۲۵) درنظرگرفته می‌شوند. نیرو و گشتاور کنترلی محاسبه شده، سپس از طریق بلوک SPC دیگری به بردار فرمان دوطرفه رانشگرها نگاشته می‌شود. برای دومین SPC، که آن را تخصیص کنترل پیش‌بین زیرفضاپایه[42] (SPCA) می‌نامیم، ورودی، خروجی و فرمان مرجع به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$u_t = \mathbb{f}_t \quad (۲۸)$$

$$y_t = \mathcal{A}\mathbb{f}_t \quad (۲۹)$$

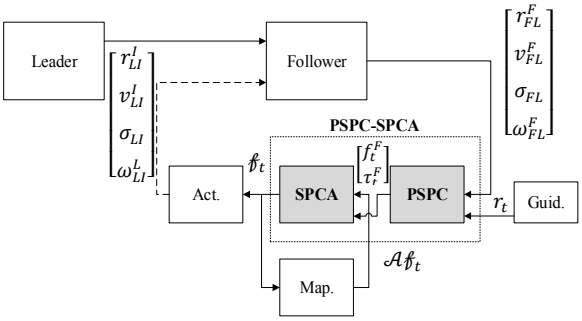
36. Persistently Exciting (PE)
37. Fault detection
38. Fault diagnosis
39. Fault isolation
40. Fault identification

41. Distributed PSPC
42. Subspace Predictive Control Allocation

$$r_t = \begin{bmatrix} f_t^F \\ \tau_t^F \end{bmatrix} \quad (۳۰)$$

یادآوری می‌شود که $\mathbb{f}$ بردار فرمان دوطرفه رانشگرهاست و $\mathcal{A}$ نگاشت متناظر با پیکربندی تحریک است، که برای چینش تمام‌–رانشگر شکل ۲ با رابطه (۱۰) داده شده است.

بر این اساس، SPCA در هر گام زمانی، ساختار تحریک را شناسایی می‌کند و آن‌گاه فرمان رانشگرها، $\mathbb{f}_t$، را به‌گونه‌ای محاسبه می‌کند که نسخه بازنگاشته شده آن، $\mathcal{A}\mathbb{f}_t$، بردار نیرو و گشتاور مطلوب را که قبلاً توسط PSPC محاسبه شده است، یعنی $[[f_t^F]^T \quad [\tau_t^F]^T]^T$، دنبال کند (رابطه ۹ ملاحظه شود).

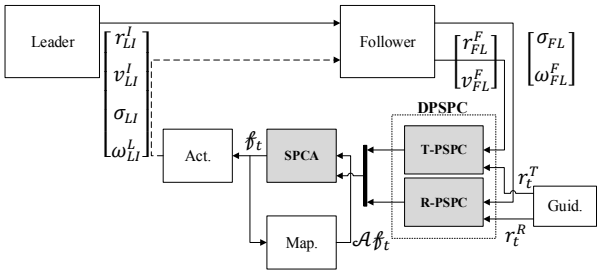


شکل ۵– پیکربندی PSPC-SPCA برای کنترل وضعی– انتقالی حرکت نسبی فضاپیما

از دیدگاهی دیگر، بلوک SPCA در کنار بلوک نگاشت تحریک می‌توانند به‌عنوان یک بلوک عملکردی تلقی شوند که $[[f_t^F]^T \quad [\tau_t^F]^T]^T$ را به $\mathbb{f}_t$ می‌نگارد. این تبدیل برآیند، درواقع نگاشت تخصیص کنترل است. در شرایط سلامت، یعنی بدون وقوع عیب، نگاشت CA بهینه که توسط بلوک SPCA محاسبه می‌شود، معادل $\mathcal{A}^\dagger$ خواهد بود. با وقوع هر نوع عیب، ساختار تحریک جدید در مود اضطراری شناسایی گردیده و به‌صورت مستقیم در قانون SPCA دخالت داده می‌شود. بر این اساس، نگاشت CA به‌گونه‌ای تغییر می‌کند که عیب را جبران کرده و نیرو و گشتاور مطلوب توسط عملگرها به درستی تولید شوند. البته روشن است که توانایی هرگونه روش تخصیص کنترل، شامل SPCA، در جبران عیوب از حیث تعداد و نوع، محدود به ظرفیت ذاتی ساختار تحریک است.

بنا بر آنچه گفته شد، ترکیب PSPC و SPCA یک کنترل‌کننده کامل تحمل‌پذیر عیب فرآیند–عملگر را برای سیستم‌های غیرخطی متغیر با زمان فراهم می‌آورد. پارامترهای طراحی SPCA می‌توانند به‌کلی مستقل از PSPC تعیین شوند. به‌طور مشخص، برخلاف رفتار غیرخطی سیستم که مدل LTI محلی را به‌صورت پیوسته تغییر می‌دهد، تغییرات ساختار تحریک بر اثر عیوب ناگهانی، ناپیوسته هستند. بنابراین، افق‌های پیش‌بینی و رو به عقب در SPCA نسبت به PSPC می‌توانند بسیار کوچک‌تر انتخاب شوند که این امر، بار پردازشی بلوک CA را به نحو قابل ملاحظه‌ای کاهش خواهد داد.

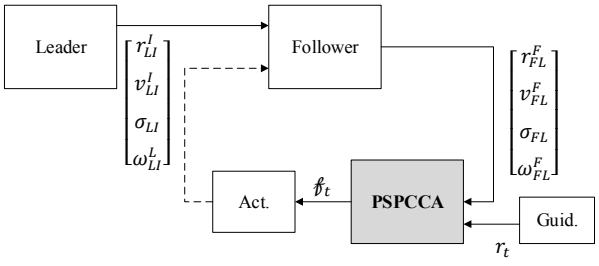
بلوک SPCA می‌تواند با DPSPC نیز ترکیب شود و به این ترتیب، درجات آزادی طراحی بازهم افزایش یابد. چنین ساختاری در شکل ۶ ترسیم شده است. همان‌گونه که شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهند، انعطاف‌پذیری این ساختار منجر به افزایش کارایی کنترلی می‌شود.



شکل ۶– پیکربندی DPSPC-SPCA برای کنترل وضعی–انتقالی حرکت نسبی فضاپیما

SPC فراگیر

کنترل هم‌زمان شش درجه آزادی تحمل‌پذیر عیب با ساختار تحریک یک‌پارچه می‌تواند از طریق یک بلوک PSPC منفرد نیز حاصل شود. در این روش، که در شکل ۷ ترسیم شده است، PSPC مستقیماً بردار فرمان عملگرها را محاسبه می‌کند. به‌طور مشخص، در این شیوه یک الگوریتم PSPC عهده‌دار شناسایی سیستم، شناسایی ساختار تحریک، کنترل پیش‌بین و تخصیص کنترل است. به این علت، از این روش تحت عنوان کنترل پیش‌بین زیرفضاپایه برنامه‌دار و تخصیص کنترل[۴۳] (PSPCCA) یاد می‌کنیم. این روش درحقیقت فرآیند کنترل را بسیار ساده نموده و الزامات محاسباتی آن را به‌صورت قابل ملاحظه‌ای کاهش می‌دهد. از سوی دیگر، این شیوه انعطاف طراحی محدودی را نسبت به PSPC-SPCA و DPSPC-SPCA در اختیار قرار می‌دهد.



شکل ۷– پیکربندی PSPCCA برای کنترل وضعی– انتقالی حرکت نسبی فضاپیما

تشخیص عیب از طریق SPC

رویکرد کنترلی پیشنهادی نه تنها به فرآیندهای جداسازی و شناسایی عیب نیازی ندارد، بلکه می‌تواند در درون خود نوعی

43. Programmed Subspace Predictive Control and Control Allocation

تشخیص عیب فراهم آورده و به این ترتیب، مجموعه چارچوب را کاملاً خودبسنده نماید. در این بخش، مسئله مورد اشاره به‌صورت مقدماتی طرح می‌شود.

رده‌ای از رویکردهای تشخیص عیب مدل-مبنا به‌طور مشخص مبتنی بر شناسایی سیستم هستند [46]. این رویکرد در مورد عیب رانشگر در فضاپیما نیز مورد استفاده قرار گرفته است [50]. شناسایی زیرفضاپایه نیز به منظور تشخیص عیب به‌کارگیری شده است [51]. همان‌گونه که تشریح گردید، یک عملکرد شناسایی سیستم زیرفضاپایه مداوم و کارا در SPC تعبیه شده است که می‌تواند برای تشخیص عیب نیز مورد بهره‌برداری قرار گیرد. این قابلیت، در وهله نخست می‌تواند توسط کنترل‌کننده‌های توسعه داده شده به منظور تعیین زمان وقوع عیب به‌کارگیری شود. به این ترتیب، چارچوب فراهم شده علاوه بر جداسازی و شناسایی عیب، از آشکارسازی عیب مستقل نیز بی‌نیاز خواهد بود. این توانایی، همچنین می‌تواند در فرآیندهای تصمیم‌گیری در سطح سیستم فضاپیما نیز به‌کار رود تا، به عنوان مثال، در شرایط وقوع عیب معیارهای کنترلی و یا حتی اهداف ماموریتی تنزل داده شوند.

یک فرآیند تشخیص عیب مبتنی بر شناسایی سیستم، اساساً به دو مرحله تولید مانده[44] و ارزیابی مانده تقسیم می‌شود [48]. در حوزه تشخیص عیب مدل- مبنا، مانده عبارت است از معیاری از ناهم‌خوانی مدل شناسایی شده نسبت به سیستم تحت شناسایی. آشکارسازی وقوع عیب و تعیین مشخصات آن از طریق پردازش مانده محقق می‌شود.

پس از محاسبه ورودی‌های کنترلی بهینه برای گام‌های زمانی آینده مطابق (۲۲)، خروجی‌های سیستم براساس (۱۴) قابل پیش‌بینی خواهند بود که در آن، نخستین عنصر بلوکی عبارت است از $\hat{y}_t$. از سوی دیگر، با اعمال u_t به سیستم، y_t واقعی توسط بلوک ناوبری اندازه‌گیری می‌شود. بر این اساس، مانده به‌صورت زیر قابل تعریف است:

$$\delta_t \triangleq y_t - \hat{y}_t \qquad (۳۱)$$

در ادبیات پژوهشی مربوطه، روش‌های متنوعی برای ارزیابی مانده پیشنهاد شده است. ساده‌ترین و پرکاربردترین شیوه، مقایسه مستقیم مانده یا تابعی از آن با یک آستانه[45] است [46]. در اینجا، روش ساده‌ای که در دسته روش‌های هندسی قرار می‌گیرد، معرفی می‌گردد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که حتی چنین روش ارزیابی مانده ساده‌ای در متن کنترل‌کننده‌های SPC توسعه داده شده، می‌تواند عیوب را در حضور رفتار غیرخطی و متغیر با زمان سیستم و نویز اندازه‌گیری، به‌طور موثری آشکار نماید.

ابتدا سیگنال مانده به یک شاخص اسکالر بی بعد با دامنه محدود، تبدیل می‌شود:

$$\rho_t \triangleq \frac{1}{1+\lambda\|\delta_t\|} \qquad (۳۲)$$

که در آن، λ یک ضریب اسکالر است. روشن است که $\rho_t \in (0,1]$ و داریم $\rho_t \to 1$ برای $\|\delta_t\| \to 0$؛ و $\rho_t \to 0$ برای $\|\delta_t\| \to \infty$. در مود نرمال، ρ_t در غالب زمان‌ها حتی در حال رهگیری فرمان-های بزرگ، به علت به‌کارگیری روش معرفی شده در بخش ۴-۲، نزدیک ۱ باقی می‌ماند؛ اما مقدار لحظه‌ای آن بلافاصله پس از دریافت فرمان جدید ممکن است به‌طور موقت افت کند و به این ترتیب منجر به یک اخطار غلط[46] گردد. به‌علاوه، ρ_t از نویز اندازه‌گیری نیز تأثیر می‌پذیرد. برای رفع این موارد، از ρ_t به‌صورت زیر میانگین متحرک گرفته می‌شود:

$$\bar{\rho}_t \triangleq \kappa\rho_t + \sum_{k=t-L}^{t-1}\rho_k \qquad (۳۳)$$

که در آن، κ یک ضریب وزن‌دهی جهت افزایش تاثیر مقدار جاری بوده و L افق رو به عقب است که طول پنجره متحرک را تعیین می‌کند. در نهایت، آزمون آستانه بر روی $\bar{\rho}_t$ به‌صورت زیر انجام می‌شود:

$$\begin{cases} \bar{\rho}_t \geq \varepsilon \rightarrow \text{عیب جدید رخ نداده است} \\ \bar{\rho}_t < \varepsilon \rightarrow \text{عیب جدید رخ داده است} \end{cases} \qquad (۳۴)$$

که در آن، ε مشخص‌کننده آستانه است.

انتخاب مناسب λ، κ، L و ε منجر به آشکارسازی قابل قبول عیب گردیده و از سوی دیگر، از اخطار غلط جلوگیری می‌نماید. همچنین اندازه $\bar{\rho}_t$ می‌تواند به عنوان معیاری از شدت عیب تلقی شود.

نتایج شبیه‌سازی

روش‌های کنترل بدون مدل و تحمل‌پذیر عیب توسعه یافته و تبیین شده در بخش ۴، در این بخش برای پیکربندی پیشرو-پیرو معرفی شده در بخش ۲ طراحی می‌شوند و از طریق شبیه‌سازی، مورد صحه‌گذاری قرار می‌گیرند. برای این منظور، یک سناریوی عملیاتی چندبعدی درنظرگرفته شده است تا قابلیت‌های روش‌های کنترل توسعه داده شده، به‌خوبی مورد ارزیابی قرار گیرند. در ادامه، ابتدا سناریوی شبیه‌سازی تشریح می‌گردد و سپس پارامترهای طراحی شده برای سه کنترل‌کننده، ارائه می‌شوند. آن‌گاه نتایج شبیه‌سازی ارائه گردیده و مورد بحث قرار خواهند گرفت.

در سناریوی نوعی درنظرگرفته شده، پیشرو در مداری دایروی با ارتفاع ۵۰۰ km و شیب ۳۰°[47] پرواز می‌کند، درحالیکه سایر زوایای کلاسیک مداری آن صفر انتخاب شده اند. مدار اولیه پیرو، مداری

44. Residual
45. Threshold
46. False alarm
47. Inclination

تقریباً مشابه با خروج از مرکز[48] ۰.۰۰۱، شیب 30.1° و ناهنجاری واقعی[49] 0.05° است. این انتخاب، به‌گونه‌ای صورت گرفته است که هر سه عنصر بردار موقعیت نسبی اولیه، غیرصفر باشند. از نظر وضعیت، پیشرو همواره به سوی سمت‌القدم نشانه‌روی شده است (یعنی قاب‌های بدنی و LVLH مربوطه برهم منطبق اند) و جهت گیری اولیه پیرو با $[\varphi_0 \ \ \theta_0 \ \ \psi_0] = [4^\circ \ \ -4^\circ \ \ -6^\circ]$ به عنوان زوایای اویلر قاب بدنی نسبت به قاب LVLH متناظر، توصیف می‌شود. این گزینش نیز به‌نحوی است که هر سه زاویه اویلر بیان‌کننده جهت گیری قاب بدنی پیرو نسبت به قاب بدنی پیشرو، مقدار اولیه غیرصفر داشته باشند.

پیرو ماهواره‌ای به جرم ۱۰۰ kg، ابعاد $57 \times 48 \times 52$ cm^3 و ممان اینرسی ($\mathrm{diag}([2.1 \ \ 1.7 \ \ 2]\mathrm{kg.m^2})$ است (مشابه یک میکروماهواره پرتاب شده) و پیکربندی تمام–رانشگر توصیف شده در بخش ۳ برای آن درنظرگرفته شده است. اغتشاشات غالب برای مدارهای زمین–پایین[50] یعنی J_2، پسای جو[51] و گرادیان جاذبه در سناریو ملاحظه شده اند. در مورد اثرات آیرودینامیکی، ضریب پسا[52] برابر با ۲.۲ درنظرگرفته شده و سطح موثر به‌صورت دینامیک محاسبه می‌شود. نویزهای ناوبری واقع‌بینانه‌ای نیز در شبیه‌سازی اعمال شده است.

در ادامه، حالت‌های نسبی مطابق (۲) نمایش داده شده‌اند، به‌استثنای جهت‌گیری نسبی که با هدف گویایی بیشتر، به‌صورت زوایای اویلر (با ترتیب ZYX) به جای پارامترهای رودریگوئز اصلاح شده توصیف شده است.

بلوک هدایت، دو فرمان مرجع را در ثانیه‌های ۰ و ۱۵۰۰ صادر می‌کند. فرمان اول عبارت است از صفرکردن همه حالت‌های نسبی، به عنوان نمایشی از عملیات‌های تقربی[53] مانند میعاد[54] و الحاق[55]. فرمان دوم دست‌یابی به موقعیت نسبی $\mathrm{km}[2 \ \ 1 \ \ -2]^T$ و در همان حال، نگه داشتن سایر حالت‌های نسبی در مبدأ است، به مثابه یک پیکربندی پرواز آرایش‌مند[56] نوعی. در ثانیه ۱۵۵۰، یعنی اندکی پس از آغاز رهگیری فرمان دوم، یک شکست کامل در رانشگر h_4روی می‌دهد. پس از وقوع عیب، و نیز در ابتدا سناریو، یک بازه زمانی ۴۰۰ ثانیه‌ای به مود اضطراری اختصاص داده شده است.

پارامترهای طراحی DPSPC-SPCA، PSPC-SPCA و PSPCCA در جداول ۱ تا ۳ فهرست شده‌اند. در این جداول q_r، q_v، q_σ و q_ω عناصر قطری متناظر از ماتریس Q هستند. تعاریف مشابهی نیز برای $r_{\Delta f}$ و $r_{\Delta\tau}$ درنظرگرفته شده است. به‌علاوه، α_1 و α_2 عبارتند از مقادیر مطلق قید تحریک، به ترتیب برای مودهای اضطراری و نرمال، و τ مقدار ثابت زمانی درنظرگرفته شده برای هموارکردن گذار از مود اضطراری به مود نرمال است. همچنین $0_{n\times m}$ و $1_{n\times m}$ به ترتیب نشان‌دهنده ماتریس‌های $n \times m$ تمام–صفر و تمام– یک هستند.

جدول ۱– پارامترهای طراحی DPSPC-SPCA

	T-PSPC	**R-PSPC**	**SPCA**
i	10	10	1
j	1000	1000	50
Q	$q_r = 100 \times 1_{3\times1}$	$q_\sigma = 100 \times 1_{3\times1}$	I_6
	$q_v = 1_{3\times1}$	$q_\omega = 1_{3\times1}$	
R_Δ	I_{30}	$100 \times I_{30}$	$10^{-2} \times I_8$
α_1	$10^{-4} \times 1_{30\times1}$ [N]	$10^{-8} \times 1_{30\times1}$ [Nm]	$10^{-4} \times 1_{8\times1}$ [N]
α_2	$10^{-1} \times 1_{30\times1}$ [N]	$5 \times 10^{-4} \times 1_{30\times1}$ [Nm]	$10^{-1} \times 1_{8\times1}$ [N]
τ	0.01 [s]	0.01 [s]	0.01 [s]
γ	0.999	0.999	-

جدول ۲– پارامترهای طراحی PSPC-SPCA

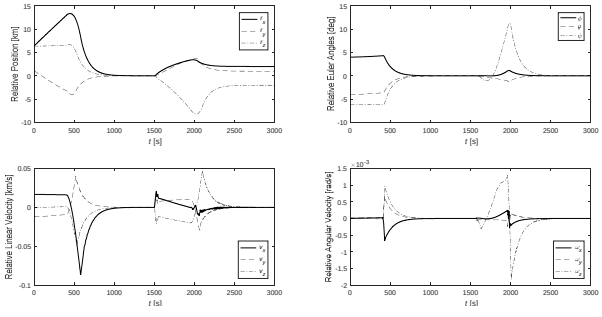
	PSPC	**SPCA**
i	10	1
j	1000	50
Q	$q_r = 100 \times 1_{3\times1}$	I_6
	$q_v = 1_{3\times1}$	
	$q_\sigma = 1000 \times 1_{3\times1}$	
	$q_\omega = 1_{3\times1}$	
R_Δ	$r_{\Delta f} = 1_{3\times1}$	$10^{-2} \times I_8$
	$r_{\Delta\tau} = 100 \times 1_{3\times1}$	
α_1	Force:$10^{-4} \times 1_{30\times1}$ [N] Torque: $10^{-8} \times 1_{30\times1}$ [Nm]	$10^{-4} \times 1_{8\times1}$ [N]
α_2	Force: $10^{-1} \times 1_{30\times1}$ [N] Torque: $5 \times 10^{-4} \times 1_{30\times1}$ [Nm]	$10^{-1} \times 1_{8\times1}$ [N]
τ	0.01 [s]	0.01 [s]
γ	0.999	-

جدول ۳– پارامترهای طراحی PSPCCA

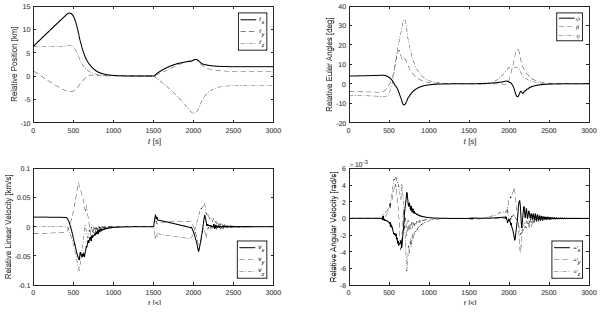
	PSPC
i	10
j	1000
Q	$q_r = 100 \times 1_{3\times1}$
	$q_v = 1_{3\times1}$
	$q_\sigma = 1000 \times 1_{3\times1}$
	$q_\omega = 1_{3\times1}$
R_Δ	I_{80}
α_1	$10^{-5} \times 1_{8\times1}$ [N]
α_2	$10^{-1} \times 1_{8\times1}$ [N]
τ	0.01 [s]
γ	0.999

48.Eccentricity
49.True anomaly
50.Low-Earth Orbits
51.Atmospheric drag
52.Drag coefficient
53.Proximity operations
54.Rendezvous
55.Docking
56.Formation flying

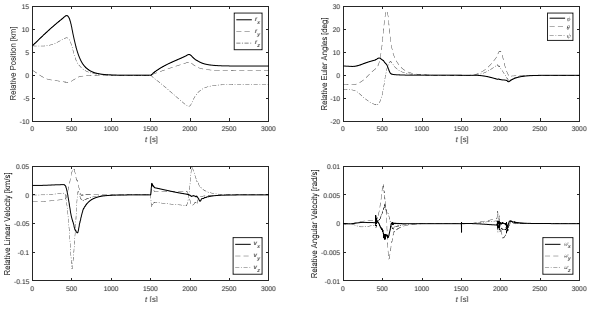
مسیرهای حالت کنترل‌شده به‌صورت تحمل‌پذیر عیب در شکل‌های ۸ تا ۱۰ ارائه شده اند. مشاهده می‌شود که هر سه کنترل‌کننده در زمان قابل قبول و علی‌رغم عیب عملگر و نیز اغتشاشات و نویز، به اهداف ماموریت دست یافته‌اند. همان‌گونه که پیش‌بینی می‌شد، DPSPC-SPCA به علت انعطاف‌پذیری بیشتر در طراحی، بهترین کارایی را نشان داده است. در شرایط بدون عیب، DPSPC-SPCA رهگیری فرمان را بلافاصله بعد از مود اضطراری و بدون انحراف مقطعی، آغاز کرده است. در مورد PSPC-SPCA و PSPCCA، انحرافات موقت در حدود ۳۰ درجه در زوایای اویلر نسبی دیده می‌شود، که البته در عمل قابل چشم‌پوشی است. همچنین پس از وقوع عیب، DPSPC-SPCA با کمترین انحراف گذرا، به‌ویژه در وضعیت نسبی، همراه بوده است. از منظر زمان رسیدن به فرمان نیز DPSPC-SPCA بهترین عملکرد را ارائه داده است.



شکل ۸- مسیرهای حالت کنترل‌شده با DPSPC-SPCA

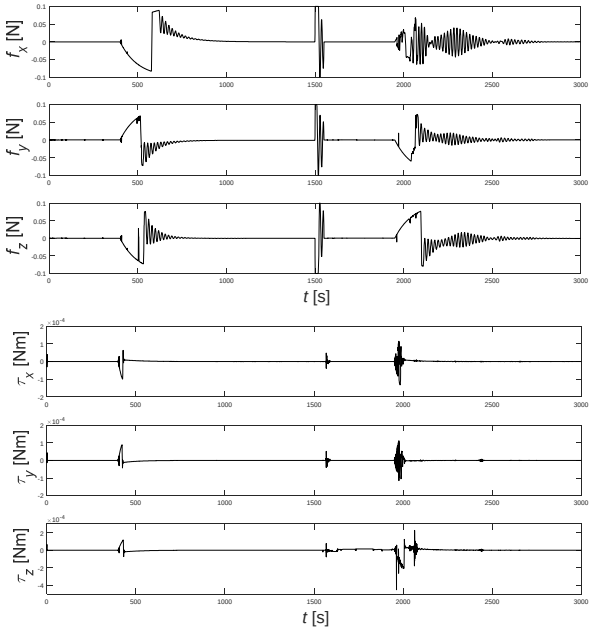


شکل ۹- مسیرهای حالت کنترل‌شده با PSPC-SPCA

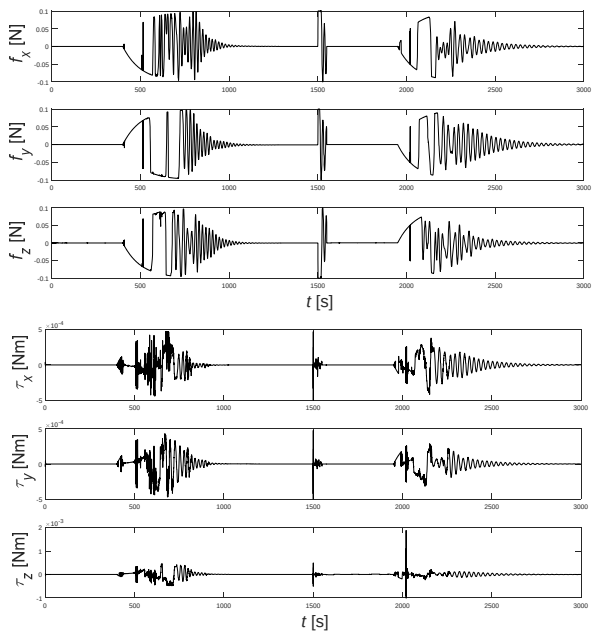


شکل ۱۰- مسیرهای حالت کنترل‌شده با PSPCCA

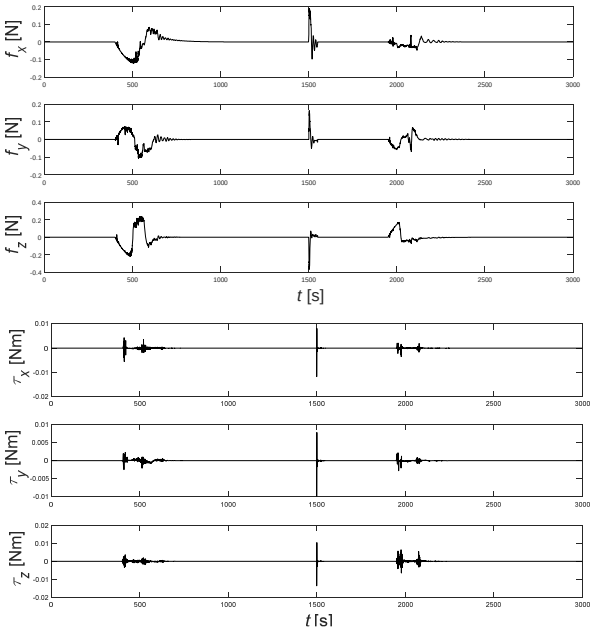
نیرو و گشتاور برآیند تولید شده، در شکل‌های ۱۱ تا ۱۳ نمایش داده شده اند. همچنین رانش تولید شده توسط هر رانشگر در شکل‌های ۱۴ تا ۱۶ ارائه گردیده اند که در آن‌ها، شکست رانشگر h_4 در ثانیه ۱۵۵۰ به‌روشنی دیده می‌شود. از این شکل‌ها واضح است که DPSPC-SPCA از نظر تلاش کنترلی نیز کاراترین روش است. از این منظر، PSPC-SPCA نیز کاراتر از PSPCCA است. این مقایسه بار دیگر تاثیر انعطاف در طراحی را در عملکرد کنترل‌کننده نشان می‌دهد.



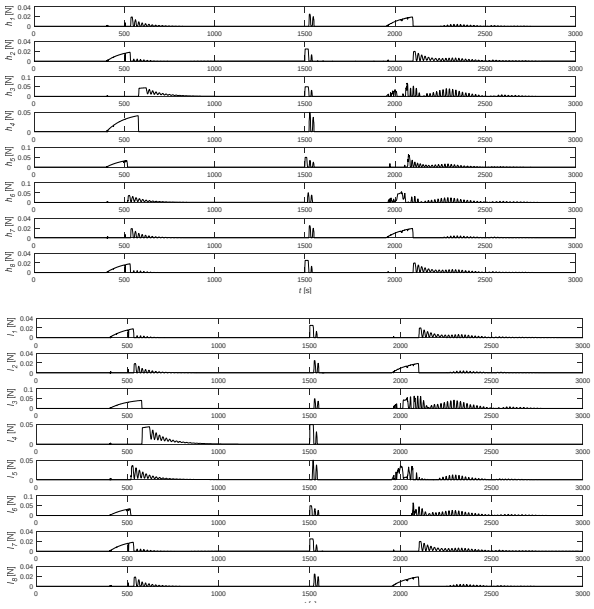
شکل ۱۱- نیرو و گشتاور برآیند تولید شده توسط DPSPC-SPCA



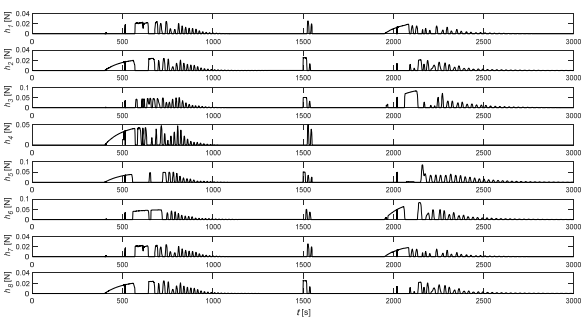
شکل ۱۲- نیرو و گشتاور برآیند تولید شده توسط PSPC-SPCA



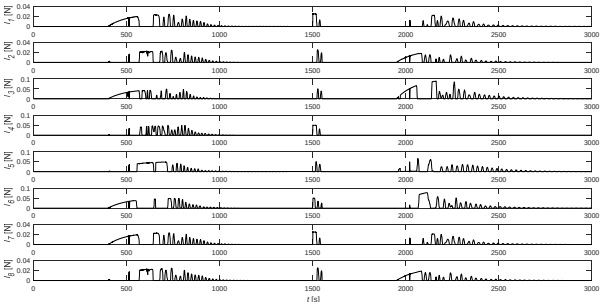
شکل ۱۳- نیرو و گشتاور برآیند تولید شده توسط PSPCCA



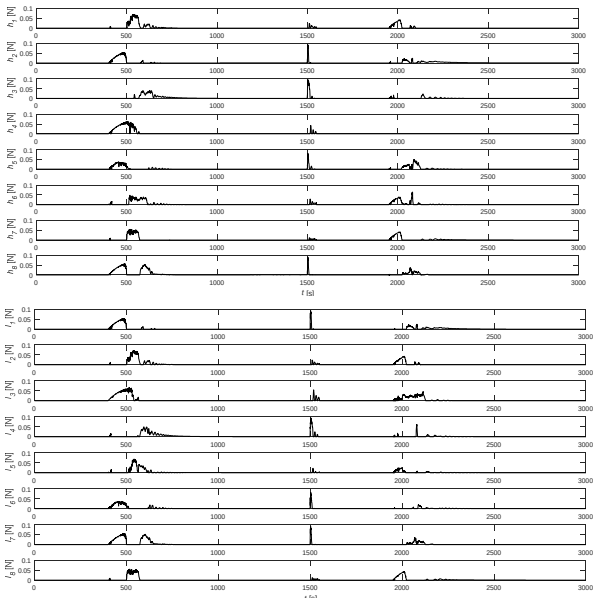
شکل ۱۴- رانش تولید شده توسط هر رانشگر در DPSPC-SPCA



شکل ۱۵- رانش تولید شده توسط هر رانشگر در PSPC-SPCA



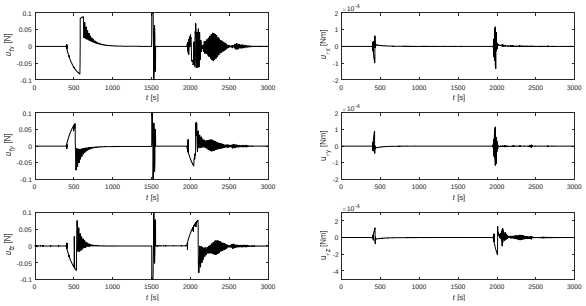
ادامه شکل ۱۵- رانش تولید شده توسط هر رانشگر در PSPC-SPCA



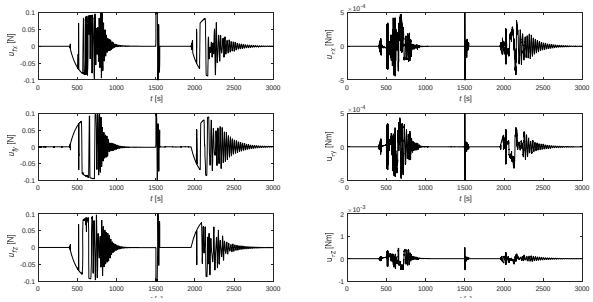
شکل ۱۶- رانش تولید شده توسط هر رانشگر در PSPCCA

همچنین به‌منظور نمایش اثربخشی فرآیند تخصیص کنترل مبتنی بر SPC، نیرو و گشتاور مطلوب محاسبه‌شده توسط بلوک‌های PSPC داخلی در DPSPC-SPCA و PSPC-SPCA، به ترتیب در شکل‌های ۱۷ و ۱۸ ترسیم شده‌اند. همان‌گونه که دیده می‌شود، این نمودارها بسیار شبیه نمودارهای تحریک تولید شده متناظرشان، یعنی شکل‌های ۱۱ و ۱۲، هستند که به‌وضوح از موثر بودن بلوک SPCA در هر دو پیکربندی حکایت می‌کند. البته در شروع رهگیری فرمان پس از وقوع عیب، عدم تطابق موقت بین گشتاورهای مطلوب و تولیدی، به‌ویژه در یکی از محورهای بدنی، مشاهده می‌شود.

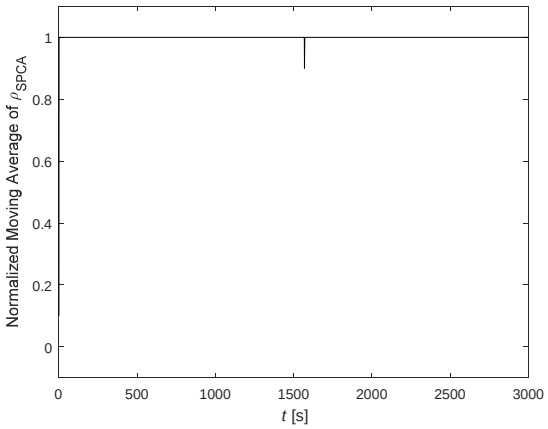
در پایان این بخش، با هدف نمایش ظرفیت چارچوب کنترلی پیشنهادی در فراهم آوردن عملکرد تشخیص عیب، میانگین متحرک نرمال‌سازی شده سیگنال مانده تولید شده توسط بلوک SPCA در پیکربندی DPSPC-SPCA با ضرایب $\lambda = \kappa = 1$ و $L = 10$ در شکل ۱۹ ارائه شده است. همان‌گونه که دیده می‌شود، عیب رخ داده در ثانیه ۱۵۰۰ کاملاً شناسایی شده است. همچنین ملاحظه می‌شود که رفتار غیرخطی و متغیر با زمان سیستم و اغتشاشات و نویز تاثیری بر مانده پردازش شده ندارند.



شکل ۱۷- نیرو و گشتاور مطلوب در DPSPC-SPCA



شکل ۱۸- نیرو و گشتاور مطلوب در PSPC-SPCA



شکل ۱۹- سیگنال مانده پردازش شده در DPSPC-SPCA

نتیجه‌گیری

در این مقاله تعمیم‌های نوآورانه‌ای از روش SPC به حوزه‌های کنترل تطبیقی غیرخطی، کنترل تحمل‌پذیر عیب و تخصیص کنترل، پیشنهاد شده‌اند. آن‌گاه رویکردهای کنترلی بدون مدل سه-گانه‌ای به نام‌های DPSPC-SPCA، PSPC-SPCA و PSPCCA برای کنترل سیستم‌های غیرخطی و متغیر با زمان در حضور عیوب ناگهانی عملگر و فرآیند، توسعه داده شده اند. آشکارسازی عیب به معنای تعیین زمان وقوع آن، تنها الزام چارچوب توسعه داده شده است که آن نیز با استفاده از قابلیت داخلی تشخیص عیب که برای روش‌های مذکور معرفی گردیده، قابل حذف خواهد بود.

همچنین یک راهبرد چندعاملی کاملاً غیرمتمرکز، که برخلاف روش‌های رایج، برای کنترل هم‌زمان شش درجه آزادی داده محور بسیار مناسب است، پیشنهاد و فرمول‌بندی گردیده است.

سه کنترل‌کننده توسعه‌یافته، سپس برای به‌کارگیری در کنترل توامان وضعی- انتقالی حرکت نسبی یک فضاپیمای تمام- رانشگر نوعی طراحی شده‌اند. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که چارچوب ارائه‌شده برای طیف وسیعی از ماموریت‌های چندماهواره‌ای، از میعاد تا پرواز آرایش‌مند، کاملاً اثربخش است. همچنین نشان داده شده است که از میان سه روش معرفی شده، DPSPC-SPCA از منظر رفتار گذرا و تلاش کنترلی، کارآمدی بالاتری دارد. در نقطه مقابل، PSPCCA به‌رغم کارایی محاسباتی بالاتر، انعطاف‌پذیری طراحی و کارایی کنترلی پایین‌تری را نسبت به دو روش دیگر نشان می‌دهد.

مراجع

[1] L. Sun, W. Huo and Z. Jiao, "Disturbance-Observer-Based Robust Relative Pose Control for Spacecraft Rendezvous and Proximity Operations Under Input Saturation," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,* vol. 54, no. 4, pp. 1605-1617, Aug. 2018.

[2] P. C. Calhoun, A.-M. Novo-Gradac and N. Shah, "Spacecraft alignment determination and control for dual spacecraft precision formation flying," *Acta Astronautica,* vol. 153, pp. 349-356, December 2018.

[3] B. Shasti, A. Alasty and N. Assadian, "Robust distributed control of spacecraft formation flying with adaptive network topology," *Acta Astronautica,* vol. 136, pp. 281-296, 2017.

[4] F. Zhang and G. Duan, "Integrated translational and rotational finite-time maneuver of a rigid spacecraft with actuator misalignment," *IET Control Theory and Applications ,* vol. 6, no. 9, pp. 1192-1204, 2012.

[5] "Adaptive Fixed-Time Six-DOF Tracking Control for Noncooperative Spacecraft Fly-Around Mission," *IEEE Transactions on Control Systems Technology ,* vol. 27, no. 4, pp. 1796-1804, July 2019.

[6] V. Muralidharan and M. R. Emami, "Concurrent rendezvous control of underactuated spacecraft," *Acta Astronautica,* vol. 138, pp. 28-42, September 2017.

[7] R. Sun, J. Wang, D. Zhang, Q. Jia and X. Shao, "Roto-Translational Spacecraft Formation Control Using Aerodynamic Forces," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics,* vol. 40, no. 10, pp. 2556-2568, 2017.

[8] H. Dong, Q. Hu and M. R. Akella, "Dual-Quaternion-Based Spacecraft Autonomous Rendezvous and Docking Under Six-Degree-of-Freedom Motion Constraints," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics,* vol. 41, no. 5, pp. 1150-1162, 2017.

[9] Y. Yang, "Coupled orbital and attitude control in spacecraft rendezvous and soft docking," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering,* pp. 1 - 11, 2018.

[10] M. Tavakoli and N. Assadian, "Actuator failure-tolerant control of an all-thruster satellite in coupled translational and rotational motion using neural networks," *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing,* pp. 1-16, 2018.

[11] M. Leomanni, A. Garulli, A. Giannitrapani, F. Farina and F. Scortecci, "Minimum Switching Thruster Control for Spacecraft Precision Pointing," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,* vol. 53, no. 2, pp. 683-697, April 2017.

[12] B. Jiang, Q. Hu and M. I. Friswell, "Fixed-time rendezvous control of spacecraft with a tumbling target under loss of actuator effectiveness," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,* vol. 52, no. 4, pp. 1576-1586, August 2016.

[13] F. Curti, M. Romano and R. Bevilacqua, "Lyapunov-Based Thrusters' Selection for Spacecraft Control: Analysis and Experimentation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics,* vol. 33, no. 4, pp. 1143-1160, 2010.

[14] P. A. Servidia and R. S. Peña, "Spacecraft Thruster Control Allocation Problems," *IEEE Transactions on Automatic Control,* vol. 50, no. 2, pp. 245-249, 2005.

[15] D. Bustan, S. K. HosseiniSani and N. Pariz, "Nonlinear Dynamic Inversion Fault Tolerant Control for Spacecraft," *Journal of Space Science & Technology ,* vol. 8, no. 2, pp. 11 - 17, 2015.

[16] S. Yin, B. Xiao, S. X. Ding and D. Zhou, "A Review on Recent Development of Spacecraft Attitude Fault Tolerant Control System," *IEEE Transactions on Industrial Electronics,* vol. 63, no. 5, pp. 3311-3320, May 2016.

[17] Q. Shen, C. Yue, C. H. Goh and D. Wang, "Active Fault-Tolerant Control System Design for Spacecraft Attitude Maneuvers with Actuator Saturation and Faults," *IEEE Transactions on Industrial Electronics,* vol. 66, no. 5, pp. 3763-3772, May 2019.

[18] Q. Hu, X. Shao and L. Guo, "Adaptive Fault-Tolerant Attitude Tracking Control of Spacecraft With Prescribed Performance," *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics,* vol. 23, no. 1, pp. 331-341, Feb. 2018.

[19] H. Gui and A. H. J. d. Ruiter, "Adaptive Fault-Tolerant Spacecraft Pose Tracking With Control Allocation," *IEEE Transactions on Control Systems Technology,* vol. 27, no. 2, pp. 479-494, March 2019.

[20] Q. Hu, X. Shao and W.-H. Chen, "Robust Fault-Tolerant Tracking Control for Spacecraft Proximity Operations Using Time-Varying Sliding Mode," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems ,* vol. 54, no. 1, pp. 2-17, Feb. 2018 .

[21] F. T. Hervi and A. Novinzadeh, "Designing Spacecraft Attitude Control Using Model-free Optimal Control Theory," *Journal of Space Science & Technology,* vol. 10, no. 3, pp. 41 - 57, 2017.

[22] W. Favoreel, B. De Moor and M. Gevers, "SPC: Subspace Predictive Control," in *Proceedings of IFAC World Congress*, Beijing, China, 1999.

[23] P. Van Overschee and B. De Moor, Subspace Identification for Linear Systems: Theory, Implementation, Applications, Kluwer Academic Publishers, 1996.

[24] A. Chiuso, "The role of vector autoregressive modeling in predictor-based subspace identification," *Automatica,* vol. 43, no. 6, pp. 1034-1048, 2007.

[25] R. Kadali, B. Huang and A. Rossiter, "A data driven subspace approach to predictive controller design," *Control Engineering Practice,* vol. 11, pp. 261-278, 2003.

[26] Z. Li and G.-H. Yang, "Integrated Design of Event-triggered Closed-loop Subspace Predictive Control Scheme," *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics,* vol. 23, no. 1, pp. 80-88, 2018.

[27] S. Sedghizadeh and S. Beheshti, "Particle swarm optimization based fuzzy gain scheduled subspace predictive control," *Engineering Applications of Artificial Intelligence,* vol. 67, pp. 331-344, 2018.

[28] C. Jia, S. Rohani and A. Jutan, "FCC unit modeling, identification and model predictive control, a simulation study," *Chemical Engineering and Processing,* vol. 42, pp. 311-325, 2003.

[29] I.-H. Song, S.-B. Lee, H.-K. Rhee and M. Mazzotti, "Identification and predictive control of a simulated moving bed process: Purity control," *Chemical Engineering Science,* vol. 61, pp. 1973-1986, 2006.

[30] H. Balini, I. Houtzager, J. Witte and C. W. Scherer, "Subspace identification and robust control of an AMB system," in *Proceedings of American Control Conference*, Marriott Waterfront, Baltimore, MD, USA, June 30-July 02, 2010.

[31] R. Dunia, G. T. Rochelle and S. J. Qin, "Modeling CO2 Recovery for Optimal Dynamic Operations," in *Proceedings of IEEE Conference on Decision and Control*, Orlando, FL, USA, December 12-15, 2011.

[32] X. Wu, J. Shen, Y. Li and K. Y. Lee, "Data-Driven Modeling and Predictive Control for Boiler–Turbine Unit," *IEEE Transactions on Energy Conversion,* vol. 28, no. 3, pp. 470-481, September 2013.

[33] R. Hallouzi and M. Verhaegen, "Fault-Tolerant Subspace Predictive Control Applied to a Boeing 747 Model," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics,* vol. 31, no. 4, pp. 873-883, 2008.

[34] R. Hallouzi and M. Verhaegen, "Subspace Predictive Control Applied to Fault-Tolerant Control," in *Fault Tolerant Flight Control, A Benchmark Challenge*, Berlin, Springer, 2010, pp. 293-317.

[35] G. J. V. D. Veen, Identification of wind energy systems, PhD. thesis, Delft University of Technology, 2013.

[36] L. Zhang, S. Z. Xu and H. T. Zhao, "Adaptive Subspace Predictive Control with Time-varying Forgetting Factor," *International Journal of Automation and Computing,* vol. 11, no. 2, pp. 205-209, April, 2014.

[37] J. Jiang and X. Yu, "Fault-tolerant control systems: A comparative study between active and passive approaches," *Annual Reviews in Control,* vol. 36, pp. 60-72, 2012.

[38] D. A. Vallado, Fundamentals of Astrodynamics and Applications, Fourth Edition, Hawthorne, CA: Microcosm Press, 2013.

[39] F. L. Markley and J. L. Crassidis, Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control, New York: Springer, 2014.

[40] K. T. Alfriend, S. R. Vadali, P. Gurfil, J. P. How and L. S. Breger, Spacecraft Formation Flying - Dynamics, control and navigation, Butterworth-Heinemann, Elsevier, 2010.

[41] H. Schaub and J. L. Junkins, Analytical Mechanics of Space Systems, Reston, VA: AIAA Education Series, 2003.

[42] M. Navabi and M. Barati, "Dynamics Modeling of Spacecraft Formation Flying and Evaluating the Models Accuracy under the Effects of Relative Distance, Eccentricity and Earth Gravitational Perturbation," *Journal of Space Science & Technology,* vol. 5, no. 1, pp. 51 - 59, 2012.

[43] M. Navabi and M. R. Akhlomadi, "Nonlinear Optimal Control of Space Docking and Rendezvous Problem," *Journal of Space Science & Technology ,* vol. 8, no. 3, pp. 27 - 40, 2015.

[44] W. Ren and R. W. Beard, Distributed Consensus in Multi-vehicle Cooperative Control; Theory and Applications, Springer, 2008.

[45] C. Duan, S. Zhang, Y. Zhao and X. Kong, "Robust Control Allocation among Overactuated Spacecraft Thrusters under Ellipsoidal Uncertainty," *Abstract and Applied Analysis,* 2014.

[46] S. Simani, C. Fantuzzi and R. J. Patton, Model-based fault diagnosis in dynamic systems using identification techniques, Berlin: Springer, 2002.

[47] O. Nelles, Nonlinear System Identification - From Classical Approaches to Neural Networks and Fuzzy Models, Springer, 2001.

[48] J. Chen and R. J. Patton, Robust Model-Based Fault Diagnosis For Dynamic Systems, Kluwer Academic Publishers , 1999.

[49] Y. Zhang and J. Jiang, "Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems," *Annual Reviews in Control,* vol. 32, pp. 229-252, 2008.

[50] R. J. Patton, F. J. Uppal, S. Simani and B. Polle, "Robust FDI applied to thruster faults of a satellite system," *Control Engineering Practice,* vol. 18, pp. 1093-1109, 2010.

[51] W. Li, H. Raghavan and S. Shah, "Subspace identification of continuous time models for process fault detection and isolation," *Journal of Process Control,* vol. 13, no. 5, pp. 407-421, 2003.