مجله کنترل
ISSN (print) 2008-8345
ISSN (online) 2538-3752
مقاله پژوهشی
جلد۱۶، شماره ۱، بهار ۱۴۰۱، صفحه ۸۷-۷۳

کنترل چند جسمی میکرو پرنده‌های بال‌زن

مهدی خسروی سامانی [۱]، علی‌رضا باصحبت نوین‌زاده [۲]

[۱] فارغ التحصیل دکتری هوافضا، دینامیک پرواز و کنترل، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی،تهران، ایران، mahdi.kh65@yahoo.com

[۲] دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران، novinzadeh@kntu.ac.ir

دریافت: ۱۳۹۹/۰۳/۰۸ ویرایش: ۱۳۹۹/۱۱/۰۴ پذیرش: ۱۳۹۹/۱۲/۱۸

چکیده: میکرو پرنده بال‌زن یک دینامیک چند پیکره متناوب است که تحت تاثیر آیرودینامیک ناپایا قرار دارد. این ویژگی‌ها کنترل وسیله پرنده را دشوار می‌کند. صرفنظر کردن از لختی بال، میانگین‌گیری از دینامیک بدنه و استفاده از مدل آیرودینامیک ساده، فرضیات ساده‌شونده‌ای است که در روش‌های کنترل بر مبنای مدل مورد استفاده قرار می‌گیرد، اگرچه کنترل دقیق وسیله پرنده با این ملاحظات دشوار است. جهت غلبه بر این مشکلات یک رویکرد کنترل چند جسمی بر اساس روش کنترل تطبیقی مدل آزاد با ساختار متغیر ارائه شده‌است. این روش اولین چارچوب ارائه شده برای کنترل پرنده بال‌زن است که ماهیت چندجسمی، غیرخطی و متغیر با زمان بودن آن را در کنار مشخصات آیرودینامیکی اصلی آن به شکل یکپارچه در نظر میگیرد و فرایند کنترل را انجام می‌دهد. این روش یک روش داده محور از جنس ورودی-خروجی است در حالیکه شامل هیچ اطلاعات صریحی از مدل پرنده نیست. در این رویکرد ابتدا به کمک مفهوم جدیدی به نام مشتق شبه جزئی، دینامیک غیرخطی پرنده بال‌زن به یک دینامیک خطی معادل تبدیل می‌شود، و بعد از تخمین آن قانون کنترل تطبیقی مدل آزاد بر اساس معیار بهینه طراحی می‌شود. سپس کنترل‌کننده با افزودن یک جمله کنترلی ساختار متغیر از نوع مود لغزشی تقویت شده‌است تا پایداری و همچنین افزایش سرعت همگرایی را تضمین کند. در نهایت نتایج شبیه‌سازی کارایی روش ارائه شده را جهت کنترل چند جسمی مسیر پرنده بال‌زن با دینامیک متغیر بازمان متناوب تایید می‌کند.

کلمات کلیدی: پرنده بال‌زن، کنترل تطبیقی مدل آزاد، دینامیک چند پیکره، کنترل ساختار متغیر.

A Multi-body Control Approach for Flapping Wing Micro Aerial Vehicles

Mahdi Khosravi Samani, Alireza Basohbat Novinzadeh

Abstract: Flapping wing micro aerial vehicle (FWMAV) has a multi-body and periodic dynamics, which is influenced by unsteady aerodynamics. These features make it more difficult to control. Ignoring of the wing inertia, dynamics averaging, and using a simple aerodynamic model are the simplifying assumptions for conventional model-based control, although they may result in inaccurate control. To overcome these difficulties, a multi-body control is proposed based on a model-free adaptive variable structure control (MFAVSC) approach. This is one of the first frameworks for multi-body control of FWMAV. This is the first proposed method for the FWMAV control, which considers multi-body, nonlinear and time-varying dynamics as well as main aerodynamic characteristics in an integrated framework. MFAVSC takes advantage of input/output data, while not including any explicit model information. At first, the nonlinear FWMAV dynamics is transformed into an equivalent dynamic linearization description with a concept called pseudo-partial derivative (PPD). After estimating the PPD matrix, model-free adaptive control law is designed based on the

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.1.7.9]
[DOI: 10.52547/joc.16.1.73]

optimal criteria. Then, it is augmented by a variable structure control term to guarantee the stability, as well as speeding up its convergence. Finally, simulation results demonstrate the effectiveness of the proposed scheme to trajectory control of the FWMAV.

Keywords: Flapping wing, Model-free adaptive control, Multi-body dynamics, Variable structure control.

۱- مقدمه

میکرو پرنده بال‌زن (FWMAV) از مزیت‌های پرنده بال ثابت و دوار بطور همزمان بهره می‌برد. به جهت ارتقای نیروی برآ و همچنین کاهش مصرف انرژی، این وسایل پرنده از آیرودینامیک ناپایا استفاده می‌کند. آنها قابلیت برخاست و فرود عمودی، پرواز ایستا و اجرای مانورهای چابک را در سرعت‌های کم دارند، از این‌رو قادر به انجام انواع مختلف ماموریت‌های شناسایی و مراقبت بخصوص در فضاهای محدود هستند. بنابراین پرنده‌های بال‌زن در دهه اخیر توجهات بسیاری را به سمت خود جلب کرده‌اند و تحقیقات فراوانی بر روی آنها انجام گرفته‌است. با این وجود به علت وجود پیچیدگی‌های مختلف در آیرودینامیک، سازه، دینامیک پرواز و کنترل این پرنده‌ها هنوز چالش‌ها و سوالات بسیاری در این حوزه‌ها وجود دارد. از دیدگاه کنترل، ساختار چند جسمی، دینامیک غیرخطی متناوب متغیر با زمان و مشخصه‌های آیرودینامیک ناپایا جزو چالش‌های اساسی است که کنترل این وسائل پرنده را سخت می‌کند.

در ادبیات و مراجع دینامیک پرواز و کنترل پرنده بال‌زن، به جهت ساده‌سازی، دو فرض سوال برانگیز به‌صورت فراگیر به کار می‌رود. این فرضیات ساده‌شونده عبارتند از: صرفنظر کردن از اثرات لختی بال و میانگین‌گیری از دینامیک بدنه. اورلوسفکی و همکارش نشان داده اند این ساده‌سازی می‌تواند با تغییر رفتار پرنده باعث بروز مشکلات اساسی در تحلیل دینامیک و کنترل FWMAV شود [۱]. بولندر ادعا می‌کند برای توسعه مناسب مطالعات کنترلی اثرات لختی بال پرنده بال‌زن می‌بایست در نظر گرفته شود [۲]. گراور و همکارانش این پیچیدگی مدل‌سازی را به دلیل تغییرات زیاد و سریع در خصوصیات جرمی توجیه کردند که در انجام مانورهای چابک و پوش‌های پروازی بزرگ رخ می دهد [۳]. با این وجود تعداد اندکی از مطالعات دینامیکی و پایداری پرنده بال‌زن را به صورت یک سیستم چند جسمی مدلسازی کرده‌اند [۴]. از طرفی دیگر به جهت بدست آوردن یک مدل خودگردان، با میانگین‌گیری از دینامیک بدنه در طی یک سیکل بال‌زدن، از اثرات رفتار تناوبی دینامیک پرنده صرفنظر می‌شود. دقت این تقریب شدیداً وابسته به فرکانس بال‌زدن است [۵] و [۶]. علاوه بر این کاربرد نظری میانگین‌گیری برای FWMAV می‌تواند منجر به نتایج نادرست دینامیکی و کنترلی شود [۷] تا [۹].

تا کنون تعداد زیادی از الگوریتم‌های کنترلی بر مبنای مدل (Model-Based Control) جهت کنترل FWMAV توسعه پیدا کرده‌اند که از مهمترین آنها می‌توان به مراجع روبرو اشاره کرد: کنترل PID [۱۰] و [۱۱]، روش LQG [۵]، فرکانس مدولاسیون [۱۲]، تکنیک پس‌خور حالت [۱۳] و [۱۴]، کنترل غیرخطی [۱۵] تا [۱۹]، کنترل مقاوم [۲۰] تا [۲۲] ، کنترل تطبیقی [۲۳] تا [۲۵] و کنترل هوشمند [۲۶]. اگرچه در تمامی مراجع کنترلی فوق، دو فرض ساده‌شونده ذکر شده مورد استفاده قرار گرفته است. به عبارتی دیگر مشابه مدل‌سازی هواپیماهای متعارف بال ثابت، از اثرات لختی بال چشم‌پوشی شده و دینامیک آن نامتغیر با زمان در نظر گرفته شده است.

راهبردهای کنترل بر مبنای مدل در حوزه‌های مختلفی می‌تواند استفاده شود به خصوص زمانیکه یک شناسایی قوی از دینامیک سیستم و دانش فرآیندها بدست آمده باشد. اما عموماً به دلیل شناخت ناکافی از مدل‌های فیزیکی، این تکنیک‌ها برای دینامیک‌های پیچیده با مشخصات غیرخطی و پارامترهای متغیر با زمان، عملکرد و قوام قابل قبولی ثمر نمی‌دهد [۲۷] تا [۲۹]. برای حل این مشکل اجتناب ناپذیر، در دهه‌های اخیر، بر اساس شبکه عصبی و قوانین فازی، روش‌های تطبیقی برای سیستم‌های غیرخطی توسعه داده شده است [۳۰] تا [۳۴]. اگرچه معایبی از قبیل تضمین سرعت همگرایی بالا، فرآیند آموزش کافی و بار محاسباتی سنگین همچنان در این روش‌ها وجود دارد. که دلیل آن دشواری انتخاب قوانین براساس کنترل فازی در منطق فازی یا تصمیم‌گیری برای انتخاب واحدهای پنهان در کنترل شبکه عصبی است [۳۵]. از طرفی در تخمین توسط شبکه عصبی اطلاعاتی از سیستم مانند مرتبه آن نیز لازم است [۳۶]. گذشته از این در بسیاری از سیستم‌های چند ورودی-چند خروجی (MIMO) ماتریس دکوپله‌سازی می‌بایست قابل محاسبه باشد تا ورودی‌های کنترل دکوپله شود. در بعضی از سیستم‌ها تحقق کنترل دکوپله بسیار سخت است و عملکرد آن قابل قبول نمی‌باشد. لذا به‌دلیل مشکل اجتناب ناپذیر تداخل ورودی‌ها، بسیاری از روش‌های کنترلی مخصوص سیستم‌های SISO را نمی‌توان به سیستم‌های MIMO اعمال نمود [۳۷].

با وجود چالش‌های ذکر شده، کنترل دقیق دینامیک چند جسمی پیچیده یک FWMAV با استفاده از روش‌های کنترلی بر مبنای مدل سخت است. جهت غلبه بر این معضلات، روش کنترل داده-محور (DDC) یک رویکرد ایده‌آل برای سیستم کنترل FWMAV است. روش DDC به این معنی است که طراحی کنترل‌کننده تنها وابسته به داده‌های اندازه‌گیری ورودی-خروجی سیستم کنترل‌شده است و نیازی به استفاده صریح از مدل سیستم ندارد اگرچه می‌تواند از اطلاعات ضمنی دینامیک یا ساختار سیستم بهره بگیرد [۳۸]. از آنجا که کنترل‌کننده داده-محور فقط با استفاده از

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.1.7.9]
[DOI: 10.52547/joc.16.1.73]

اندازه‌گیری ورودی-خروجی طراحی می‌شود، دینامیک‌های مدل‌نشده، فرضیات ساده‌شونده و دقت مدل‌سازی کمترین اثر را در عملکرد سیستم کنترل دارد. در نتیجه این روش توجهات زیادی را در سالیان اخیر به خود جلب کرده‌است و در زمینه‌های متعددی مانند تشخیص خطا [۳۹]، کنترل ربات [۴۰]، و حوزه‌های هوافضایی و هوانوردی [۴۱] استفاده شده‌است. امروزه راهبردهای مختلف DDC از جمله تنظیم پس‌خور برگشتی [۴۲]، تنظیم پس‌خور مرجع مجازی [۴۳]، روش آموزش لیزی [۴۴] و کنترل تطبیقی مدل آزاد (MFAC) [۴۵]توسعه داده شده‌است.

روش MFAC یکی از روش‌های پرکاربرد DDC است که در شکل برگشتی اعمال می‌شود و در مقایسه با سایر الگوریتم‌های DDC، ساده‌تر و از لحاظ پیاده‌سازی آسان‌تر است [۴۶]. این روش توسط آقای هوو در سه دسته ارائه شده‌است: خطی‌سازی دینامیک فرم فشرده (CFDL)، خطی‌سازی دینامیک فرم جزیی (PFDL) و خطی‌سازی دینامیک فرم کامل (FFDL) [۴۷]. بجای شناسایی مدل غیرخطی سامانه، ایشان یک مفهوم جدید خطی‌سازی دینامیکی با تعریف پارامتری متغیر با زمان به نام مشتق شبه جزیی (PPD) معرفی کرد تا سیستم حلقه بسته را به یک توالی معادل از مدل‌های دینامیکی خطی‌شده محلی تبدیل کند [۴۸]. سپس کنترل‌کننده براساس داده‌های اندازه‌گیری شده ورودی- خروجی بدون نیاز صریح یا ضمنی به اطلاعات ساختار سامانه طراحی می‌شود [۴۹] و [۵۰]. از آنجا که در فرآیند روش داده محور MFAC به مدل سامانه نیازی نیست، هیچ نگرانی بابت فرایند مدل‌سازی و پارامترهای متغیر با زمان وجود ندارد و در نتیجه عملکرد کنترل‌کننده تحت تاثیر دینامیک‌های مدل‌نشده قرار نمی‌گیرد [۵۱]. روش MFAC یک چارچوب خطی‌سازی دینامیکی سیستماتیک برای سیستم‌های غیرخطی SISO و MIMO است که پایداری ورودی- خروجی محدود و همگرایی خطای ردگیری را تضمین می‌کند [۴۶]. در این روش اگر نرخ همگرایی خطای ردگیری کند باشد، یک الگوریتم بازنشانی موردنیاز است تا الگوریتم تخمین پارامتر نسبت به ردگیری پارامتر متغیر با زمان موثرتر باشد.

در مجموع می‌توان مزایای MFAC را به‌صورت زیر بیان کرد.

- فرایند طراحی فقط وابسته به اطلاعات داده‌های ورودی- خروجی است که در آن نه به صورت صریح از مدل سیستم استفاده می‌شود و نه دینامیک‌های مدل‌نشده تعریف می‌شود.
- بر خلاف کنترل شبکه عصبی تطبیقی، روش MFAC یک کنترل‌کننده کم هزینه است زیرا هیچ نیازی به سیگنال آزمون و فرآیند آموزش ندارد.
- به دلیل الگوریتم ساده و قوام زیاد در کاربردهای عملی به‌خوبی قابلیت استفاده دارد.

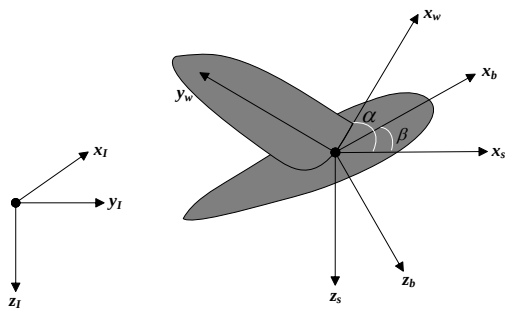
از این‌رو جهت غلبه بر تمامی مشکلات ذکر شده و کنترل دقیق FWMAV، در این مطالعه نویسندگان از ایده کنترل تطبیقی مدل آزاد (MFAC) بهره برده‌اند. بر این اساس کنترل موقعیت و وضعیت پرنده بال‌زن با لحاظ کردن ساختار چند جسمی، دینامیک متغیر با زمان و مشخصات اصلی آیرودینامیکی انجام گرفته است که تا کنون در فعالیت‌های منتشر شده ارائه نشده‌است. علاوه بر این، این روش با کمک نظریه ساختار متغیر مود لغزشی ارتقا یافته است تا پایداری الگوریتم و افزایش سرعت همگرایی آن تضمین شود. لذا رویکرد ارائه شده روش "کنترل تطبیقی مدل آزاد ساختار متغیر" (MFAVSC) نامیده شده است که شامل چهار الگوریتم است: تخمین پارامتر، قانون کنترل، قانون بازنشانی و افزایش همگرایی. در فرآیند مدل‌سازی و کنترل FWMAV از فرضیات زیر استفاده شده است:

- پرنده به‌صورت سه جسمی صلب (بدنه مرکزی و دو بال) است.
- جرم پرنده ثابت است.
- سینماتیک بال‌ها متقارن و برای حرکت صفحه‌ای تعریف شده‌است.
- دینامیک پرنده به صورت شش درجه آزادی مدلسازی شده است و در فرآیند کنترل از حرکت عرضی چشم‌پوشی شده‌است.
- دینامیک حسگر و عملگر ایده‌آل است.

ادامه این مقاله به این صورت سازماندهی شده‌است: مدل‌سازی چند پیکره دینامیک پرواز و استخراج معادلات حرکت FWMAV در قسمت دو ارائه شده‌است. قسمت سه مدل آیرودینامیک و سینماتیک بال را تشریح می‌کند. در قسمت چهار دینامیک میکرو پرنده بال‌زن به فرم خطی معادل تبدیل شده‌است و قانون کنترل MFAVSC طراحی شده‌است. نتایج شبیه‌سازی در قسمت پنج نشان داده شده‌است و در نهایت در قسمت شش نتیجه‌گیری انجام شده‌است.

۲- دینامیک پرنده بال‌زن

در این مقاله مدل چند جسمی پرنده بال‌زن به‌صورت سه جسمی در نظر گرفته شده‌است که شامل بدنه مرکزی و دو بال می‌باشد. در این مدل هر بال از طریق یک مفصل به بدنه مرکزی متصل است و نسبت به آن سه درجه آزادی دارد. از طرفی فرض می‌شود که هیچ تداخل آیرودینامیکی مابین بال‌ها و همچنین بین بال و بدنه وجود ندارد. اگر بخواهیم توصیف دقیقی برای پرواز پرنده بال‌زن داشته باشیم به چهار چارچوب مرجع نیاز است که در شکل ۱ نشان داده شده‌است.

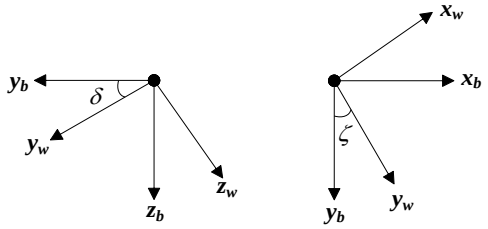


شکل ۱: چهارچوب‌های مرجع و زوایای پیچش و صفحه ضربه

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.1.7.9]
[DOI: 10.52547/joc.16.1.73]

ابتدا یک چارچوب مرجع لخت تعریف می‌شود که محور (X_I) آن در راستای شمال، محور (Y_I) در راستای شرق و محور (Z_I) به سمت داخل زمین می‌باشد. چارچوب دوم، چارچوب بدنی است که به بدنه مرکزی چسبیده است و مبدا آن در مرکز جرم پرنده قرار دارد. چارچوب بدنی به صورتی در نظر گرفته شده که محور X_b بیانگر محور طولی پرنده در جهت مثبت، محور Y_b به طرف راست بدنه و محور Z_b عمود بر صفحه X-Y و به سمت پایین می‌باشد. به طور مشابه چارچوب صفحه ضربه با محورهای (X_s, Y_s, Z_s) در جهت موازی با چارچوب بدنی تعریف می‌شود در حالیکه در طول پرواز به میزان زاویه β حول محور y بدنی چرخیده می‌شود. صفحه ضربه معرف حرکت میانگین بال است. زاویه صفحه ضربه جهت صفحه ضربه را نسبت به محور طولی بدنه مرکزی تعریف میکند. آخرین چارچوب موردنیاز، چارچوب بال (X_w, Y_w, Z_w) است که به بال چسبیده و با بال حرکت میکند. در این چارچوب محور Y_w در راستای دهانه (Span) به سمت نوک بال قرار دارد. جهت اولیه چارچوب بال نیز موازی با چارچوب صفحه ضربه می‌باشد. مبدا هر دو چارچوب صفحه ضربه و بال بر مفصل بال منطبق است.

هر بال سه درجه آزادی دارد: زاویه انحراف (δ)، زاویه پیچش (α) و زاویه فلپینگ (ζ) که در شکل زیر نشان داده شده‌است.



شکل ۲: زوایای بال‌زدن و انحراف

لازم به ذکر است به دلیل یکسانی روابط ریاضی، در این مقاله استخراج روابط فقط برای بال راست انجام می‌شود.

حرکت طولی و چرخشی پرنده بال‌زن نسبت به چارچوب مرجع لخت از طریق معادلات دینامیکی بیان می‌شود. این حرکت نتیجه نیروهای لختی بال و نیروهای خارجی از جمله آیرودینامیک و جاذبه است. در این مقاله مدلسازی دینامیکی با استفاده از قانون کار مجازی دالامبر برای سیستم‌های چند جسمی انجام شده‌است. از مزیت‌های این روش اینست که از نیروهای قیدی بین بال و بدنه مرکزی صرف نظر می‌شود زیرا نیروی قیدی کار مجازی انجام نمی‌دهد. همچنین لختی دورانی برای هر جسم نسبت به نقطه مرجع آن محاسبه می‌شود و نیازی به محاسبه آن نسبت به مرکز جرم متغیر با زمان سیستم نیست. جزییات آن به تفصیل در مراجع [۵۲] تا [۵۴] آمده‌است.

$$\sum_{i=1}^{3}\left[m_i(\dot{\mathbf{v}}_i+\ddot{\boldsymbol{\rho}}_{ci})\cdot\boldsymbol{\gamma}_{ij}+(\dot{\mathbf{H}}_i+m_i\boldsymbol{\rho}_{ci}\times\dot{\mathbf{v}}_i)\cdot\boldsymbol{\beta}_{ij}\right]=Q_j \qquad (۱)$$

$$\dot{\mathbf{H}}_i=\mathbf{I}_i\cdot\dot{\boldsymbol{\omega}}_i+\boldsymbol{\omega}_i\times\mathbf{I}_i\cdot\boldsymbol{\omega}_i \qquad (۲)$$

Q_j نیروی تعمیم‌یافته مرتبط با شبه سرعت u_j است که مطابق زیر محاسبه می‌شود.

$$Q_j=\sum_{i=1}^{3}\left[\mathbf{F}_i\cdot\boldsymbol{\gamma}_{ij}+\mathbf{M}_i\cdot\boldsymbol{\beta}_{ij}\right] \qquad (۳)$$

که F_i و M_i نیروها و گشتاورهای خارجی اعمال شده بر روی هر جسم نسبت به نقطه مرجعش است. γ_{ij} و β_{ij} بردارهای ضرایب سرعت خطی و زاویه‌ای است که به‌صورت زیر تعریف می‌شود.

$$\boldsymbol{\gamma}_{ij}=\frac{\partial\mathbf{v}_i}{\partial\mathbf{u}_j}$$
$$\boldsymbol{\beta}_{ij}=\frac{\partial\boldsymbol{\omega}_i}{\partial\mathbf{u}_j} \qquad (۴)$$

یک پرنده بال‌زن شش درجه آزادی دارد که شامل سه درجه انتقالی و سه درجه دورانی است. هر بال نیز نسبت به بدنه مرکزی سه درجه آزادی دارد. در مجموع ۱۲ درجه آزادی می‌توان در نظر گرفت. بنابراین به ۱۲ مختصات تعمیم‌یافته و شبه سرعت‌های متناظر زیر نیاز است تا بتوان معادلات حرکت جسم صلب را توصیف نمود.

$$\mathbf{q}=\left[X\ Y\ Z\ \varphi\ \theta\ \psi\ \delta_R\ \alpha_R\ \zeta_R\ \delta_L\ \alpha_L\ \zeta_L\right] \qquad (۵)$$

$$\mathbf{u}=\left[u\ v\ w\ p\ q\ r\ p_{rw}\ q_{rw}\ r_{rw}\ p_{lw}\ q_{lw}\ r_{lw}\right] \qquad (۶)$$

متغیرهای u ، v و w سرعت انتقالی بدنه مرکزی در چارچوب بدنی را نشان می‌دهد و متغیرهای p ، q و r بیانگر سرعت زاویه‌ای بدنه مرکزی در چارچوب بدنی است. شش شبه سرعت پایانی نیز مولفه‌های سرعت زاویه‌ای بال‌های چپ و راست در صفحه ضربه است.

بردار مرجع $\boldsymbol{\rho}_{c1}$ مبین فاصله مرکز جرم بدنه مرکزی تا بردار مرجع است. از آنجاکه مرکز جرم بدنه مرکزی به‌عنوان نقطه مرجع انتخاب می‌شود لذا $\boldsymbol{\rho}_{c1}=0$ سرعت انتقالی و زاویه ای بدنه مرکزی نسبت به چارچوب مرجع لخت که در چارچوب بدنی بیان می‌شود به ترتیب به صورت زیر تعریف می‌شود.

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.1.7.9]
[DOI: 10.52547/joc.16.1.73]

$$\mathbf{v}_1 = u\boldsymbol{i}_b + v\boldsymbol{j}_b + w\boldsymbol{k}_b \quad (۷)$$

$$\boldsymbol{\omega}_1 = p\boldsymbol{i}_b + q\boldsymbol{j}_b + r\boldsymbol{k}_b \quad (۸)$$

نیروهای Q_1، Q_2 و Q_3 نیروهای برآیند اعمال شده بر بدنه مرکزی هست که شامل آیرودینامیک و جاذبه است. در اینجا فرض می‌شود نیروها و گشتاورهای تولید شده توسط بال تماماً بر روی هر سه جسم به‌صورت کلی وارد می‌شود. به عبارت دیگر نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی اعمال شده بر بدنه مرکزی برآیند نیروها و گشتاورهای تولید شده توسط هر کدام از بال‌ها است [۱]. بنابراین خواهیم داشت

$$\begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \\ Q_3 \end{bmatrix} = \mathbf{F}_{aero} + \mathbf{F}_g \quad (۹)$$

متعاقباً Q_4، Q_5 و Q_6 گشتاورهای اثرگذار بر چرخش بدنه مرکزی هستند

$$\begin{bmatrix} Q_4 \\ Q_5 \\ Q_6 \end{bmatrix} = \mathbf{M}_{aero} + \mathbf{M}_g \quad (۱۰)$$

در این مدل‌سازی مفاصل بال به عنوان نقاط مرجع انتخاب شده است، لذا بردار مرجع $\boldsymbol{\rho}_{ci,w}$ بر فاصله مرکز جرم بال تا نقطه مرجع آن دلالت دارد که در چارچوب بال بیان می‌شود. جهت بیان کردن بردارهای مرجع در چارچوب بدنی، بردارها به صورت زیر از چارچوب بال منتقل می‌شود.

$$\boldsymbol{\rho}_{c2} = \mathbf{R}_{\beta_R}^T \mathbf{R}_R^T \boldsymbol{\rho}_{c2,w} \quad (۱۱)$$

با توجه به تعاریف بالا با مشتق‌گیری از رابطه (۱۱) بردارهای سرعت مرجع و شتاب مرجع قابل محاسبه است که جزییات استخراج آن در مرجع [۵۴] آورده شده‌است.

بردار سرعت هر بال برابر است با سرعت مفصل متناظر با آن که به صورت زیر می‌توان در دستگاه بدنی بیان نمود.

$$\mathbf{v}_2 = \mathbf{v}_1 + \boldsymbol{\omega}_1 \times \mathbf{r}_R \quad (۱۲)$$

که $\mathbf{r}_R$ بردار مرکز جرم جسم تا مفصل بال است. با توجه به زوایای اویلر انتخاب شده، سرعت زاویه‌ای بال نسبت به صفحه ضربه که در دستگاه بال محاسبه شده‌است مطابق زیر تعریف می‌شود.

$$\boldsymbol{\omega}_{2,sp} = \begin{bmatrix} p_{rw} \\ q_{rw} \\ r_{rw} \end{bmatrix} = \mathbf{R}_R \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\dot{\zeta}_R \end{bmatrix} + \mathbf{R}_{\alpha_R} \mathbf{R}_{\delta_R} \begin{bmatrix} \dot{\delta}_R \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{R}_{\alpha_R} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\alpha}_R \\ 0 \end{bmatrix} \quad (۱۳)$$

بنابراین سرعت زاویه‌ای بال نسبت به چارچوب مرجع لخت که در چارچوب بدنی بیان می‌شود به‌صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$\boldsymbol{\omega}_2 = \boldsymbol{\omega}_1 + \mathbf{R}_{\beta_R}^T \mathbf{R}_R^T \tilde{\boldsymbol{\omega}}_{2,sp} \quad (۱۴)$$

از این‌رو با توجه به رابطه (۴) بردارهای ضرایب سرعت خطی و انتقالی برای بدنه مرکزی و بال قابل محاسبه است. [۵۴]

شش نیروی تعمیم‌یافته آخر Q_7 تا Q_{12} گشتاورهای کنترلی موردنیاز جهت تامین شتاب زاویه‌ای هر بال است که در واقع همان گشتاور موتور موردنیاز برای غلبه بر بارهای ایرودینامیکی بال می‌باشد.

با جاگذاری معادلات فوق در معادله (۱) و (۲)، و بعد از انجام محاسبات جبری، معادلات نهایی حرکت پرنده بال‌زن به فرم زیر بدست می‌آید. این معادلات به‌ترتیب حرکات انتقالی و دورانی بدنه مرکزی و حرکات انتقالی بال چپ و راست را بیان می‌کند.

$$\sum_{i=1}^{3} \left[m_i (\dot{\mathbf{v}}_i + \ddot{\boldsymbol{\rho}}_{ci}) \right] = \begin{bmatrix} Q_1 & Q_2 & Q_3 \end{bmatrix}^T \quad (۱۵)$$

$$m_2 \mathbf{r}_R \times (\dot{\mathbf{v}}_2 + \ddot{\boldsymbol{\rho}}_{c2}) + m_3 \mathbf{r}_L \times (\dot{\mathbf{v}}_3 + \ddot{\boldsymbol{\rho}}_{c3}) + \sum_{i=1}^{3} \left[(\dot{\mathbf{H}}_i + m_i \boldsymbol{\rho}_{ci} \times \dot{\mathbf{v}}_i) \right] = \begin{bmatrix} Q_4 & Q_5 & Q_6 \end{bmatrix}^T \quad (۱۶)$$

$$\mathbf{R}_R \mathbf{R}_{\beta_R} (\mathbf{I}_2 \dot{\boldsymbol{\omega}}_2 + \boldsymbol{\omega}_2 \times \mathbf{I}_2 \boldsymbol{\omega}_2 + m_2 \boldsymbol{\rho}_{c2} \times \dot{\mathbf{v}}_2) = \begin{bmatrix} Q_7 & Q_8 & Q_9 \end{bmatrix}^T \quad (۱۷)$$

$$\mathbf{R}_L \mathbf{R}_{\beta_L} (\mathbf{I}_3 \dot{\boldsymbol{\omega}}_3 + \boldsymbol{\omega}_3 \times \mathbf{I}_3 \boldsymbol{\omega}_3 + m_3 \boldsymbol{\rho}_{c3} \times \dot{\mathbf{v}}_3) = \begin{bmatrix} Q_{10} & Q_{11} & Q_{12} \end{bmatrix}^T \quad (۱۸)$$

۳- مدل آیرودینامیکی و سینماتیک بال

۳-۱ نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی

با توجه به اینکه در پرنده‌های بال‌زن، برخلاف سایر پرنده‌های مرسوم هوافضایی، وظیفه تولید برآ و نیروی پیشران به عهده آیرودینامیک است، نحوه مدل‌سازی و بکارگیری آن از اهمیت بسیار زیادی برخوردار است. از دیدگاهی دیگر بررسی جریان هوا بر روی هواپیماهای مرسوم بر اساس مدل آیرودینامیک پایا قابل تحلیل است درحالیکه آیرودینامیک پرنده بال‌زن توسط جریان بسیار پیچیده ناپایا تعریف می‌شود که مشخصه‌های آن وابسته به زمان است و اثرات آن بر دینامیک وسیله پرنده به‌قدری پیچیده است که توصیف آن به‌صورت تحلیلی ناممکن است[۵۵]. بنابراین مهندسان آیرودینامیک بر مبنای فرضیات شبه پایا مدل‌های ساده‌شده‌ای

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.1.7.9]
[DOI: 10.52547/joc.16.1.73]

توسعه دادند تا بتوانند به‌صورت تحلیلی راه‌حل‌هایی تقریبی را ارائه کنند. در این فصل چهار قسم از مهم‌ترین سازوکارهای آیرودینامیکی پرواز پرنده بال‌زن بطور مختصر تشریح می‌شود.

واماندگی تاخیریافته (Delayed Stall): این پدیده که به گردابه لبه حمله (LEV) نیز معروف است یکی از سازوکارهای افزایش برآست که برای بال‌های دارای زاویه سوئیپ زیاد یک عامل بحرانی محسوب می‌شود. این پدیده مانند پدیده استال است که در زوایای حمله بالا اتفاق می‌افتد اما با مشخصه‌های پایدار. با افزایش زاویه حمله، جریان سیال در هنگام عبور از لبه حمله جدا شده اما براساس شرط کوتا جریان قبل از رسیدن به لبه فرار دوباره بر روی بال می‌نشیند. در نتیجه تکانه‌ای به سمت پایین بر روی بال ایجاد شده که منجر به افزایش شدید نیروی برآ می‌شود[۵۶]. به عبارت دیگر اگر ایرفویل در زوایای حمله بیش از زاویه استال شروع به حرکت کند در این

صورت گردابه‌ای بزرگ و گذرا در بالای لبه حمله تشکیل خواهد شد که به صورت چشمگیری باعث افزایش نیرو برا می‌شود. همانطور که در مرجع [۵۷] نشان داده شده‌است، بیشینه نیروی برآ در زاویه حمله ۴۵ درجه اتفاق می‌افتد. سازوکار افزایش برا ناشی از گردابه‌های زاویه حمله مهمترین ویژگی است که در حرکت انتقالی رخ می‌دهد. ولی اضافه بر آن یک چرخش سریع بال در انتهای مسیر رخ می‌دهد که خود باعث افزایش نیروی برآ است. این نیرو به‌صورت زیر محاسبه می‌شود

$$F_{tr,N} = \frac{1}{2}\rho A_w C_N(\alpha) U_{cp}^2$$
$$F_{tr,T} = \frac{1}{2}\rho A_w C_T(\alpha) U_{cp}^2 \qquad (۱۹)$$

که A_w مساحت بال، U_{cp} سرعت بال در مرکز فشار است و ضرایب آیرودینامیک به شکل زیر تعریف می‌شود.

$$C_N = 3.4\sin\alpha$$
$$C_T = \begin{cases} 0.4\cos^2(2\alpha) & 0 \le \alpha \le 45^\circ \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases} \qquad (۲۰)$$

برآی چرخشی (Rotational Lift): در پرواز با بال‌زدن حشرات بال‌هایشان را در انتهای ضربه به‌نحوی میچرخانند که زاویه حمله را در ضربه بعدی نیز مثبت نگه دارند. بنابراین وابسته به جهت چرخش، یک نیروی چرخشی تولید می‌شود. در واقع در شروع هر نصف دوره، حرکت معکوس قبلی به پایان خود می‌رسد و بال به سمت پایین پیچ می‌خورد که این باعث کاهش برآ می‌شود. به همین ترتیب افزایش زاویه حمله در پایان نصف دوره وقتی که حرکت معکوس شروع می‌شود، به افزایش برا منجر خواهد شد. به این اتفاق، اثر کرامر نیز گفته می‌شود [۵۸] و[۵۹]. نیروی برآی چرخشی است به‌صورت زیر حساب می‌شود

$$F_{rot,N} = \frac{1}{2}\rho A_w C_{rot}\hat{c}c_m\dot{\alpha}U_{cp} \qquad (۲۱)$$

که $C_{rot} = 2\pi(0.75 - \hat{x}_0)$ ضریب نیروی چرخشی، $\hat{x}_0$ فاصله بی‌بعد شده محور چرخش طولی از لبه حمله، $\hat{c}$ وتر نرمالایز شده و c_m ماکزیمم پهنای وتر بال است.

اثر جرم افزوده (Added Mass Effect): هنگامیکه یک جسم در سیال غیر لزج حرکت می‌کند، سیال در جلو آن جدا شده و از اطراف جسم حرکت می‌کند و در نهایت در پشت آن به هم می‌رسد. در این فرایند، انرژی جنبشی از دست رفته بازیابی می‌شود به طوری که چیزی از آن به پسای لزج تبدیل نمی‌شود. ولی اگر جسم شتاب داشته باشد، تمام انرژی از دست رفته بازیابی نخواهد شد. این نیروی اضافی که برای شتاب دادن جریان اطراف جسم است، اثر جرم ظاهری نیز نامیده می‌شود. به عبارتی جرم افزوده یک اثر غیر چرخشی است که ناشی از شتاب بال است و بدلیل این شتاب، جرم سیال مستقیماً توسط حرکت بال شتاب‌دار می‌شود[۶۰]. رابطه اثر جرم افزوده به‌صورت زیر بدست می‌آید

$$F_a = \rho\frac{\pi}{4}R^2c^2(\ddot{\zeta}\sin\alpha + \dot{\zeta}\dot{\alpha}\cos\alpha)\int_0^1 \hat{r}\hat{c}^2(\hat{r})d\hat{r}$$
$$-\ddot{\alpha}\rho\frac{\pi}{16}c^3R\int_0^1 \hat{c}^2(\hat{r})d\hat{r} \qquad (۲۲)$$

ویک کپچر (Wake Capture): حشره موقعی که بال می‌زند، گردابه‌ها پشت بال‌ها شکل میگیرند. اگر بال در انتهای هر ضربه حول دهانه (محور طولی خود) بچرخد با گردابه خودش، که در دوره قبل از تغییر مسیر تولید شده، برخورد می‌کند و انرژی آن را دریافت می‌کند و منجر به افزایش سرعت موثر جریان اطراف ایرفویل می‌شود، این تداخل بال و دنباله افزایش نیروی برآ را به دنبال دارد [۶۱]. این سازوکار ناپایای تولید برآ توسط دیکنسون ارائه شد. مدلسازی اثر ویک کپچر به‌صورت تحلیلی بسیار سخت است.

در این مقاله نیروهای آیرودینامیک بال به‌صورت مجموع نیروهای واماندگی تاخیریافته، برای چرخشی و جرم افزوده با رابطه زیر فرض می‌شود.

$$F_{aero} = F_{tr} + F_{rot} + F_a \qquad (۲۳)$$

نیروهای آیرودینامیکی را می‌توان در دو راستای مماس و عمود بر سطح بال تصویر نمود که به صورت زیر قابل انتقال به چارچوب بدنی است.

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.1.7.9]
[DOI: 10.52547/joc.16.1.73]

$$\mathbf{F}_{aero,R} = \mathbf{R}_{\beta_R}^T \mathbf{R}_R^T \begin{bmatrix} F_{T,R} \\ 0 \\ F_{N,R} \end{bmatrix} \quad (۲۴)$$

از آنجا که نیروهای آیرودینامیک بر مرکز آیرودینامیکی بال وارد می‌شود، گشتاورهای متناظر برای بال راست را می‌توان در دستگاه بدنی به‌صورت زیر بیان کرد.

$$\mathbf{M}_{aero,R} = (\mathbf{r}_R + \boldsymbol{\rho}_{ac,R}) \times \mathbf{F}_{aero,R} \quad (۲۵)$$

لازم به ذکر است که موقعیت لولا اثری بر تولید نیرو در نقطه تعادل ایستا ندارد اما بر گشتاور پیچشی دارد. [۶۴] در مرجع [۶۵] کارایی آیرودینامیکی بر اساس موقعیت‌های مختلف محور پیچش در راستای محور بال تحلیل شده‌است. در این مقاله مفصل بال در موقعیت یک چهارم وتر قرار داده شده‌است.

۲-۳ سینماتیک بال

همانطور که اشاره شد هر بال نسبت به صفحه ضربه سه درجه آزادی دارد. زاویه انحراف δ بیانگر میزان چرخش بال حول محور طولی (یا همان حرکت بالا و پایین) است. زاویه پیچش α چرخش بال حول خط دهانه را نشان می‌دهد. زاویه بال‌زدن ζ بیانگر زاویه بین محور شعاعی بال و محور X صفحه ضربه (یا همان حرکت جلو و عقب) بال است. زاویه انحراف در مقایسه با دو زاویه دیگر کمترین اثر را در تولید نیروهای آیرودینامیکی دارد [۶۶]. در شرایط بال‌زدن خالص، اکثر نیروی عمودی رو به بالا طی حرکت رو به جلوی بال تولید می‌شود و تراست مثبت طی حرکت عقب بال. این پدیده لزوم تغییرات مناسب زاویه پیچش بال برای تولید نیروهای موردنیاز پرواز را مشخص می‌کند [۶۷]. از این‌رو، در این مقاله حرکت بال توسط دو زاویه بال‌زدن و پیچش توصیف می‌شود که مطابق روابط زیر به ترتیب به‌صورت توابعی سینوسی و پالسی فرض می‌شود.

$$\zeta = \zeta_m \sin(2\pi f t + \zeta_0) \quad (۲۶)$$

$$\alpha = \alpha_m \text{sign}(\dot{\zeta}) \quad (۲۷)$$

که ζ_m و f بیانگر دامنه و فرکانس بال‌زدن هست و مستقیماً بر شرایط ایستا تاثیر می‌گذارد. [۶۸] طبق روابط فوق، زاویه پیچش با یک تغییر ناگهانی در انتهای هر ضربه، در طول یک ضربه (بالا یا پایین) ثابت نگه داشته می‌شود. در پرواز ایستا و شبه ایستا سرعت بال تماماً ناشی از حرکت بال‌زدن است لذا زاویه حمله با زاویه پیچش α برابر فرض می‌شود

٤- سیستم کنترل MFAVSC

از آنجا که معادلات (۱۵) تا (۱۸) با توابعی غیر افاین (non-affine) پیچیده حرکت یک پرنده چند جسمی بال‌زن را بیان میکند، امکان محاسبه تحلیلی رفتار ورودی- خروجی این سیستم وجود ندارد. در مرجع [۶۹] مهمترین سازوکارهای کنترلی جهت اصلاح سینماتیک بال در طی حرکت بال‌زدن بدون دم به‌صورت خلاصه آورده شده‌است. در این مقاله اثرات سینماتیک بال‌زدن بر روی رفتار پرنده بال‌زن از طریق شبیه‌سازی شرایط پروازی مختلف مطالعه شده‌است. بر این اساس مشخص شد با تغییر سه پارامتر سینماتیکی β، ζ_m و ζ_0 امکان تولید نیرو و گشتاور آیرودینامیکی کافی جهت کنترل پرنده بال‌زن در صفحه طولی وجود دارد. به بیان دقیق‌تر با تغییر دو پارامتر β و ζ_m می‌توان فقط نیروهای آیرودینامیکی را تغییر داد اگرچه تاثیری در مقدار گشتاور فراز نخواهد داشت. از آنجا که لولای بال بر مرکز جرم بدنه منطبق است، بال‌زدن متقارن آیرودینامیک یکسانی بین هر دو ضربه ایجاد می‌کند که این امر باعث تولید هیچ جمله گشتاوری نخواهد شد و کنترل فراز امکان‌پذیر نخواهد بود. لذا جهت کنترل زاویه فراز لازم است تا حرکت بال‌زدن نامتقارن بین ضربه پایین و بالا تولید شود. با استفاده از شیفت فاز بال‌زدن (ζ_0)، بال‌زدن نامتقارن حاصل می‌شود و زاویه فراز پرنده تغییر خواهد کرد. در نتیجه زاویه صفحه ضربه، دامنه بال‌زدن و شیفت فاز بال‌زدن را می‌توان به عنوان سه ورودی کنترلی پرنده بال‌زن انتخاب کرد ($\mathbf{u} = [\beta \ \zeta_m \ \zeta_0]^T$). همچنین با توجه به اینکه هدف کنترل‌کننده کنترل موقعیت و وضعیت پرنده در صفحه طولی است، بردار خروجی نیز به صورت روبرو انتخاب می‌شود $\mathbf{y} = [x \ z \ \theta]^T$.

در این قسمت طراحی کنترل‌کننده براساس روش MFAC بر سیستم چند پیکره FWMAV انجام شده‌است. همانطور که در مقدمه ذکر شد روش MFAC بر سه نوع تقسیم‌بندی می‌شود. با توجه به شدت پیچیدگی، غیر خطی بودن و تداخل بین ورودی و خروجی در مدل مورد بررسی در این مقاله از نوع FFDL استفاده شده‌است. این نوع از کنترل‌کننده نسبت به دو نوع دیگر عملکرد قوی‌تری دارد اما تحلیل پایداری آن به عنوان یک مسئله باز مطرح است [۴۷]. جهت حل این چالش در این مقاله از ایده کنترل مود لغزشی استفاده شد و با اضافه کردن آن به کنترل‌کننده اثبات پایداری سیستم میسر شد. علاوه بر این، افزایش سرعت پایداری از دیگر مزایای کنترل‌کننده ترکیبی طراحی شده‌است.

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.1.7.9]
[DOI: 10.52547/joc.16.1.73]

۴-۱ کنترل‌کننده مدل آزاد

با توجه به نوع ورودی و خروجی تعریف شده، معادلات انتقالی و دورانی استخراج شده در قسمت قبل را می‌توان به شکل عمومی یک معادله دیفرانسیل مرتبه دوم به صورت زیر بیان کرد.

$$\ddot{\mathbf{y}} = \mathbf{f}(\dot{\mathbf{y}}, \mathbf{y}, \mathbf{u}) \qquad (۲۸)$$

از این‌رو با استفاده از روش اویلر مرتبه اول، معادلات حرکت پرنده بال‌زن را به فرم گسسته زیر می‌توان نمایش داد.

$$\mathbf{y}(k+1) = T^2\mathbf{f}_d(\mathbf{y}(k), \mathbf{y}(k-1), \mathbf{u}(k)) + 2\mathbf{y}(k) - \mathbf{y}(k-1) \qquad (۲۹)$$

که T بیانگر زمان نمونه‌برداری است. این مدل به‌عنوان یک کلاس از سیستم‌های غیر افاین گسسته شناخته می‌شود که تحت فرضیات معقول زیر می‌توان به فرم کامل خطی‌سازی دینامیکی معادل تبدیل نمود [۵۰].

فرض ۱: برای یک سیگنال خروجی مطلوب محدود، یک ورودی محدود وجود دارد که خروجی سیستم را با خروجی مطلوب معادل می‌کند.

فرض ۲ : مشتق ضمنی $\mathbf{y}(k+1)$ نسبت به ورودی کنترل $\mathbf{u}(k)$ پیوسته است.

فرض ۳ : سیستم (۲۹) لیپشیتز (Lipschitz) توسعه‌یافته است به این معنا که رابطه $\Delta\mathbf{y}(k+1) \le b\Delta\mathbf{u}(k)$ را ارضا می‌کند.

از دیدگاه انرژی، فرض ۳ یک محدودیت بر روی نرخ تغییرات سیستم کنترل‌شده تحمیل می‌کند به نحویکه نرخ تغییر انرژی خروجی درون یک سیستم نمی‌تواند به بی‌نهایت میل کند. [۷۰]

نظریه ۱ : برای سیستم غیرخطی (۲۹) که فرضیات فوق را ارضا می‌کند، زمانیکه $\|\mathbf{u}(k)\| \neq 0$، یک پارامتر متغیر با زمان $\mathbf{\Phi}$ وجود دارد، به گونه‌ای که سیستم را می‌توان به مدل FFDL زیر تبدیل نمود.[۵۰]

$$\begin{aligned}\Delta\mathbf{y}(k+1) &= \mathbf{\Phi}(k)(\Delta\mathbf{y}(k), \Delta\mathbf{u}(k))^T \\ &= \mathbf{\Phi}(k)\Delta\mathbf{H}(k)\end{aligned} \qquad (۳۰)$$

که $\mathbf{\Phi}$ مشتق شبه ضمنی (PDD) نامیده می‌شود و $\mathbf{\Phi}(k) = [\mathbf{\Phi}_1(k), \mathbf{\Phi}_2(k)]$ و $\|\mathbf{\Phi}(k)\| \le b$. اگر مقادیر k و $\Delta\mathbf{u}(k)$ بسیار بزرگ نباشند، PDD یک پارامتر متغیر با زمان آهسته خواهد بود. [۴۷] برای تضمین این نکته که سیستم غیرخطی عمومی (۲۹) را می‌توان در عمل با خطی‌سازی دینامیکی (۳۰) جایگزین کرد، یک پارامتر ثابت وزن‌دهی λ اضافه می‌شود تا مقدار $\Delta\mathbf{u}(k)$ در یک بازه کوچک باقی بماند و خطای ردگیری کاهش یابد. جهت بدست آوردن پارامترهای بهینه کنترل‌کننده، تابع هزینه ورودی کنترل به شکل زیر تعریف می‌شود.

$$J(\mathbf{u}(k)) = \|\mathbf{y}_d(k+1) - \mathbf{y}(k+1)\|^2 + \lambda\|\mathbf{u}(k) - \mathbf{u}(k-1)\|^2 \qquad (۳۱)$$

که $\mathbf{y}_d(k+1)$ خروجی مطلوب سیستم است. با جاگذاری معادله (۳۰) در معادله (۳۱)، مشتق‌گیری از معادله (۳۱) نسبت به $\mathbf{u}(k)$ و مساوی صفر قرار دادن آن، قانون کنترل MFAC به صورت زیر بدست می‌آید.

$$\begin{aligned}\mathbf{u}_1(k) &= \mathbf{u}_1(k-1) \\ &+ \frac{\rho\mathbf{\Phi}_2(k)(\mathbf{y}_d(k+1) - \mathbf{y}(k) - \mathbf{\Phi}_1(k)\Delta\mathbf{y}(k))}{\lambda + \|\mathbf{\Phi}_2(k)\|^2}\end{aligned} \qquad (۳۲)$$

که $\rho \in (0, 1]$ یک فاکتور است که اضافه می‌شود تا معادله (۳۲) را به فرم عمومی تبدیل بسازد. از معادله (۳۲) به سادگی می‌توان دریافت که در فرایند طراحی کنترل‌کننده داده-محور فقط از داده اندازه‌گیری ورودی-خروجی استفاده شده‌است. جهت تخمین PPD عموماً از الگوریتم‌های تخمین پارامتر سنتی مانند کمترین مربعات و گرادیان می‌توان استفاده کرد. با این وجود مقادیر پارامترهای تخمین‌زده شده معمولاً بسیار سریع تغییر میکند و سیستم کنترل را نسبت به تغییرات بعضی داده‌ها حساس می‌کند که سبب ناپایداری سیستم خواهد شد. برای پرهیز از این اتفاق، جهت تخمین ماتریس مجهول PPD، الگوریتم تصویرسازی اصلاح‌شده به‌صورت زیر تعریف می‌شود

$$J(\mathbf{\Phi}(k)) = \|\Delta\mathbf{y}(k) - \mathbf{\Phi}(k)\Delta\mathbf{H}(k-1)\|^2 + \mu\|\mathbf{\Phi}(k) - \hat{\mathbf{\Phi}}(k-1)\|^2 \qquad (۳۳)$$

که μ یک عامل جریمه است. با استفاده از روندی مشابه معادلات قانون کنترل، با دیفرانسیل‌گیری از معادله (۳۳) نسبت به $\mathbf{\Phi}(k)$ و مساوی صفر قرار دادن آن خواهیم داشت

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{\Phi}}(k) &= \hat{\mathbf{\Phi}}(k-1) \\ &+ \frac{\eta(\Delta\mathbf{y}(k) - \hat{\mathbf{\Phi}}(k-1)(\Delta\mathbf{y}(k-1), \Delta\mathbf{u}(k-1))^T)(\Delta\mathbf{y}(k-1), \Delta\mathbf{u}(k-1))}{\mu + \|(\Delta\mathbf{y}(k-1), \Delta\mathbf{u}(k-1))^T\|^2}\end{aligned} \qquad (۳۴)$$

که $\eta \in (0, 1]$ یک فاکتور است. علاوه بر این برای قوی‌تر کردن توانایی ردگیری پارامتر متغیر با زمان، یک قانون بازنشانی نیز مورد نیاز است که به شکل زیر اعمال می‌شود.

در شرایطی که $\left|\hat{\Phi}_{2,ii}(k)\right| < b_2$، یا $\left|\hat{\Phi}_{2,ii}(k)\right| > ab_2$، یا $\text{sign}(\hat{\Phi}_{2,ii}(k)) \neq \text{sign}(\hat{\Phi}_{2,ii}(1)),\ i = 1...m$، الگوریتم بازنشانی به صورت زیر عمل می‌کند

$$\hat{\Phi}_{2,ii}(k) = \hat{\Phi}_{2,ii}(1) \qquad (۳۵)$$

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.1.7.9]
[DOI: 10.52547/joc.16.1.73]

و اگر $\left|\hat{\Phi}_{2,ij}(k)\right| > b_1$ یا $\text{sign}(\hat{\Phi}_{2,ij}(k)) \neq \text{sign}(\hat{\Phi}_{2,ij}(1)),\ i,j=1...m\ i \neq j$ خواهیم داشت

$$\hat{\Phi}_{2,ij}(k) = \hat{\Phi}_{2,ij}(1)$$

که $\mathbf{\Phi}_2(1)$ مقدار اولیه $\mathbf{\Phi}_2(k)$ خواهد بود.

۴-۲ MFAVSC

بعد از خطی‌سازی دینامیکی فرم کامل از طریق معادله (۳۰)، سطح مود لغزشی گسسته را می‌توان به‌صورت زیر تعریف کرد.

$$\mathbf{s}(k) = \mathbf{e}(k) = \mathbf{y}^*(k) - \mathbf{y}(k) \qquad (۳۶)$$

قانون دستیابی (Reaching Law) نمایی گسسته نیز به شکل زیر بیان می‌شود. [۷۱]

$$\mathbf{s}(k+1) = \left(1 - \exp(-\left[\frac{\mathbf{s}(k)}{s_0}\right]^{2m})\right)\left(\mathbf{s}(k) - s_0\,\text{sgn}[\mathbf{s}(k)]\right) \qquad (۳۷)$$

که s_0 یک عدد حقیقی مثبت است و $m \in N$. به محض اینکه مقدار متغیر لغزشی به سمت صفر میل کند، جمله اول سمت راست معادله (۳۷) کاهش می‌یابد، در نتیجه جمله سوییچینگ کاهش می‌یابد و اثر نوسان ریز ناخواسته را محدود می‌کند. در مرجع [۷۱] اثبات شده‌است که با انتخاب مناسب صفحه لغزش، قانون دستیابی (۳۷) پایداری مجانبی سامانه نامی را تضمین می‌کند. گذشته از این، قانون دستیابی (۳۷) تضمین می‌کند که برای مدل نامی فاصله بین نقطه و صفحه با افزایش نمونه کوچکتر می‌شود. در نتیجه قانون رسیدن (۳۷) به‌گونه‌ای تنظیم شده‌است تا به سیستم‌های اغتشاشی نیز قابل اعمال باشد. علاوه بر این، بر خلاف بسیاری از فعالیت‌های قبلی، قانون رسیدن (۳۷) یک حد بالا را روی نرخ همگرایی متغیر سوییچینگ گارانتی می‌کند. برای بسیاری از سیستم‌ها این اتفاق با محدود شدن تلاش کنترلی در ارتباط است.

با تعریف خطای ردگیری خروجی، داریم

$$\mathbf{s}(k+1) = \mathbf{y}^*(k+1) - \mathbf{y}(k) - \mathbf{\Phi}(k)\Delta\mathbf{H}(k) \qquad (۳۸)$$

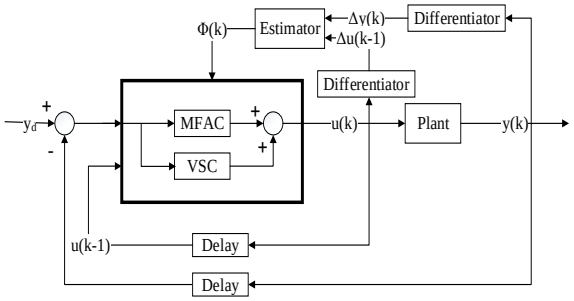
با جاگذاری معادله (۳۷) در معادله (۳۸)، قانون کنترل مود لغزشی را می‌توان به صورت زیر نوشت.

$$\mathbf{u}_2(k) = \mathbf{\Phi}_2(k)^{-1}(\exp\left[-\left(\frac{\mathbf{e}(k)}{s_0}\right)^{2m}\right] \left(\mathbf{e}(k) - s_0\,\text{sgn}\left[\mathbf{e}(k)\right]\right) + \mathbf{y}^*(k+1) - \mathbf{y}(k) - \mathbf{\Phi}_1(k)\Delta\mathbf{y}(k-1)) \qquad (۳۹)$$

همانطور که قانون کنترل مود لغزشی بر اساس فرم خطی‌سازی دینامیکی است، قانون نهایی MFAVSC به شکل زیر در می‌آید.

$$\mathbf{u}_f(k) = \mathbf{u}_1(k) + diag([\sigma_1\ \ \sigma_2\ \ \sigma_3])\mathbf{u}_2(k) \qquad (۴۰)$$

که $\sigma_i > 0$ یک فاکتور وزن‌دهی جهت تنظیم نرخ همگرایی است. نمودار جعبه ای MFAVSC درشکل ۳ نشان داده شده‌است.



شکل ۳: نمودار جعبه ای MFAVSC

با توجه به معادلات (۳۲) تا (۳۴)، η، μ، ρ و λ چهار پارامتر طراحی کنترل‌کننده است. از آنجا که ρ و λ مستقیماً بر قانون کنترل اثر می‌گذارد، این دو پارامتر مهمتر از η و μ است. بزرگترین مزیت روش ارائه‌شده، همگرایی بالا و طراحی کنترل‌کننده بر اساس داده ورودی-خروجی بدون استفاده صریح از اطلاعات مدل پرنده بال‌زن است. ذکر این نکته ارزشمند ضروری است که روش MFAC نه فقط ساده و از نظر ساختار عملی است، بلکه این روش پایداری BIBO و همگرایی یکنوا (Monotonic) خطای ردگیری خروجی را تضمین می‌کند.

۴-۳ پایداری

با توجه به اینکه دینامیک پرنده بال‌زن یک سیستم تناوبی با فرکانس بال‌زدن $1/T$ است، ما نمی‌توانیم از نمونه‌های زمانی قبلی در فرم گسسته معادلات استفاده کنیم. زیرا روش MFAVSC، با یک ساختار برگشت‌پذیر، نمی‌تواند تناوبی بودن سیستم را تشخیص دهد و در نتیجه کنترل‌کننده ناپایدار خواهد شد. در این مقاله با انتخاب زمان نمونه‌برداری برابر با دوره تناوب بال‌زدن، این مشکل حل شده‌است. در نتیجه پارامترهای سینماتیکی بال‌زدن در طول هر سیکل ثابت نگه داشته می‌شود و قوانین کنترل در انتهای هر دوره بال‌زدن اعمال می‌شود. متعاقباً همگرایی نمایی، بجای لحظات زمانی تابعی از شماره تناوب‌ها خواهد بود و با افزایش شماره تناوب‌ها به سمت بی‌نهایت، خطای ردگیری نیز به سمت صفر میل خواهد کرد.

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.1.7.9]
[DOI: 10.52547/joc.16.1.73]

برای سیستم غیرخطی متغیر با زمان (۲۹) که فرضیات ۱ تا ۳ را ارضا می‌کند و توسط روش MFAVSC (معادلات (۳۲)، (۳۴)، (۳۹) و (۴۰)) خروجی $\mathbf{y}^*(k+1)=\text{const}$ را کنترل می‌کند، یک $\lambda>0$ وجود خواهد داشت که شرایط زیر را گارانتی می‌کند.

۱. $\lim_{k\to\infty}\|\mathbf{y}(k+1)-\mathbf{y}^*\|=0$ به صورت یکنوا

۲. ورودی $\mathbf{y}(k)$ و خروجی $\mathbf{u}(k)$ توالی‌های محدود هستند.

این اثبات شامل دو مرحله است. مرحله اول محدود بودن مقدار PPD تخمین‌زده شده را اثبات میکند. در ادامه همگرایی و پایداری از دیدگاه ورودی محدود–خروجی محدود (BIBO) ثابت می‌شود.

مرحله اول:

با کسر کردن $\boldsymbol{\Phi}(k)$ از هر دو طرف معادله (۳۴) و قرار دادن $\tilde{\boldsymbol{\Phi}}(k)=\hat{\boldsymbol{\Phi}}(k)-\boldsymbol{\Phi}(k)$ خواهیم داشت.

$$\begin{aligned}\tilde{\boldsymbol{\Phi}}(k)&=\tilde{\boldsymbol{\Phi}}(k-1)+\boldsymbol{\Phi}(k-1)-\boldsymbol{\Phi}(k)\\&+\frac{\eta(\Delta\mathbf{y}(k)-\hat{\boldsymbol{\Phi}}(k-1)\Delta\mathbf{H}(k-1))(\Delta\mathbf{H}^T(k-1))}{\mu+\|\Delta\mathbf{H}(k-1)\|^2}\end{aligned}\qquad(۴۱)$$

از آنجا که $\|\boldsymbol{\Phi}(k)\|\le b$ (نظریه ۱)، داریم $\|\boldsymbol{\Phi}(k-1)-\boldsymbol{\Phi}(k)\|\le 2b$. با در نظر گرفتن $\boldsymbol{\Phi}(k)=[\boldsymbol{\Phi}_1(k),\boldsymbol{\Phi}_2(k)]^T$، و نرم گرفتن از دو سمت معادله (۴۱)، بدست می‌آید.

$$\begin{aligned}\|\tilde{\boldsymbol{\Phi}}_1(k)\|&\le\left\|\tilde{\boldsymbol{\Phi}}_1(k-1)-\frac{\eta\hat{\boldsymbol{\Phi}}_1(k-1)\|\Delta\mathbf{y}(k-1)\|^2}{\mu+\|\Delta\mathbf{H}\|(k-1)^2}\right\|\\&+\left\|\tilde{\boldsymbol{\Phi}}_2(k-1)\frac{\eta\Delta\mathbf{u}(k-1)\Delta\mathbf{y}(k-1)^T}{\mu+\|\Delta\mathbf{H}(k-1)\|^2}\right\|+2b\\\|\tilde{\boldsymbol{\Phi}}_2(k)\|&\le\left\|\tilde{\boldsymbol{\Phi}}_2(k-1)-\frac{\eta\hat{\boldsymbol{\Phi}}_2(k-1)\|\Delta\mathbf{u}(k-1)\|^2}{\mu+\|\Delta\mathbf{H}(k-1)\|^2}\right\|\\&+\left\|\tilde{\boldsymbol{\Phi}}_1(k-1)\frac{\eta\Delta\mathbf{y}(k-1)\Delta\mathbf{u}(k-1)^T}{\mu+\|\Delta\mathbf{H}(k-1)\|^2}\right\|+2b\end{aligned}\qquad(۴۲)$$

به سادگی می‌توان نشان داد که $\eta\in(0,2]$ و $\mu>0$ وجود دارد به طوریکه $\boldsymbol{\Phi}(k)$ محدود است و به‌دلیل $\|\boldsymbol{\Phi}(k)\|\le b$، محدود بودن مقدار PPD تخمین زده شده حاصل می‌شود.

مرحله دوم:

با تعریف خطای ردگیری به‌صورت زیر

$$\mathbf{e}(k)=\mathbf{y}^*(k)-\mathbf{y}(k)\qquad(۴۳)$$

و جاگذاری معادلات (۳۰) تا (۳۲) در معادله (۴۳) داریم

$$\begin{aligned}\mathbf{e}(k+1)&=\mathbf{e}(k)-\Delta\mathbf{y}(k+1)\\&=\left[\mathbf{e}(k)-\hat{\boldsymbol{\Phi}}_1(k)\Delta\mathbf{y}(k)\right]\left[\mathbf{I}-\frac{\rho\hat{\boldsymbol{\Phi}}_2(k)\hat{\boldsymbol{\Phi}}_2(k)^T}{\lambda+\|\hat{\boldsymbol{\Phi}}_2(k)\|^2}\right]\end{aligned}\qquad(۴۴)$$

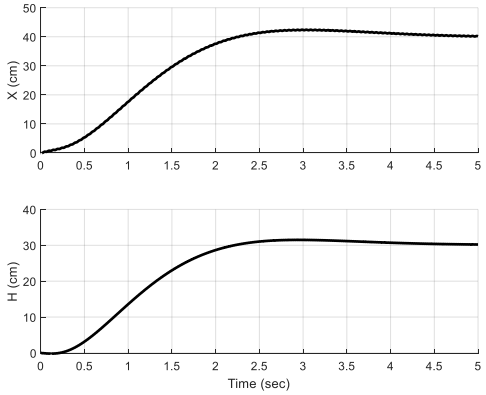
می‌توان نشان داد وجود دارد $\rho\in(0,1]$ و $\lambda>0$ به‌طوریکه $\left\|\mathbf{I}-\rho\hat{\boldsymbol{\Phi}}_2(k)\hat{\boldsymbol{\Phi}}_2(k)^T\Big/(\lambda+\|\hat{\boldsymbol{\Phi}}_2(k)\|^2)\right\|\in(0,1)$. طبق قانون دستیابی (۳۷)، با افزایش k مقدار خطا در هر مرحله افزایش می‌یابد ($\lim_{k\to\infty}\Delta\mathbf{y}(k)=0$)، و از آنجا که در مرحله اول محدود بودن $\boldsymbol{\Phi}(k)$ اثبات شد، به این معنی است که $\lim_{k\to\infty}\mathbf{e}(k)=0$. بنابراین شرط ۱ نتیجه مستقیم معادله (۴۴) است. از آنجا که $\boldsymbol{\Phi}(k)$، $\mathbf{e}(k)$ و $\Delta\mathbf{y}(k)$ محدود هستند، با توجه به معادلات (۳۲) و (۴۰) مقدار $\mathbf{u}(k)$ محدود خواهد بود و از معادله (۴۳) نیز محدود بودن $\mathbf{y}(k)$ مشخص است. بنابراین شرط ۲ هم تامین می‌شود.

۵- نتایج شبیه‌سازی

به جهت تایید روش مدلسازی ارائه شده و اثبات کارایی روش کنترل ارائه شده، شبیه‌سازی شش درجه آزادی انجام شده‌است. مشخصات فیزیکی FWMAV مشابه حشره پروانه‌ای بید [۷۲] است. در ادامه عملکرد کنترل‌کننده چندجسمی ارائه شده مورد بررسی قرار گرفته است. زمان نمونه‌برداری گسسته $T = 0.05s$ در نظر گرفته شده‌است و شبیه‌سازی برای ۱۰۰ سیکل پرواز بال‌زدن اجرا شده‌است و موقعیت و وضعیت مطلوب پرنده بال‌زن به صورت زیر تعیین شده‌است.

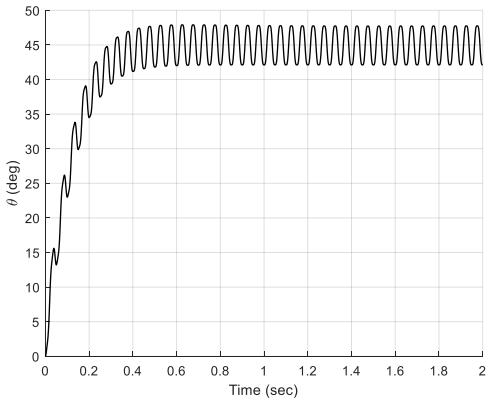
$$(X_d,\ H_d,\ \theta_d)=(40\text{cm},\ 30\text{cm},\ 45^\circ)$$

قوانین کنترل MFAVSC بر اساس معادله (۴۰) می‌باشد. عملکرد ردگیری درشکل ۴ و شکل۵ نشان داده شده‌است.



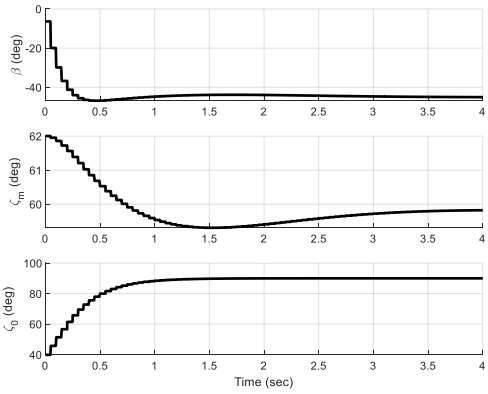
شکل ۴: تاریخچه زمانی موقعیت X و H

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.1.7.9]
[DOI: 10.52547/joc.16.1.73]



شکل ۵: تاریخچه زمانی زاویه پیچ

واضح است که با توجه به خطای ردگیری و نرخ همگرایی عملکرد MFAVSC قابل قبول است. ازشکل ۶ می‌توان دریافت که ورودی‌های کنترلی در روش MFAVSC ملاحظات منطقی دامنه و نرخ را تامین می‌کند.



شکل ۶: تاریخچه زمانی ورودی‌های کنترلی

ذکر این نکته حائز ارزش است که کنترل‌کننده بدون استفاده از هیچگونه اطلاعاتی از مدل طراحی شده‌است و بار محاسباتی روش MFAVSC ارائه شده کمتر از سایر روش‌های تطبیقی است. از آنجا که در روش‌های کنترل تطبیقی مقاوم دینامیک‌های عدم‌قطعیت می‌بایست تخمین زده شود و همچنین در روش کنترل تطبیقی عصبی آموزش‌های سنگین برای مدل‌های پیچیده نیاز است، این روش‌های تطبیقی نیازمند هزینه محاسبات قابل توجهی هستند.

٦- نتیجه‌گیری

در این مقاله نویسندگان جهت کنترل موقعیت و وضعیت میکرو پرنده بال‌زن روش چند جسمی MFAVSC را ارائه کردند. از این‌رو در این مقاله مدلسازی سه جسمی پرنده بال‌زن (بدنه مرکزی و دو بال) با استفاده از قانون کار مجازی دالامبر انجام گرفت و معادلات حرکت استخراج شد. سینماتیک بال‌زدن پرنده با دو درجه آزادی برای هر بال (زاویه بال‌زدن و پیچش) و به‌صورت توابعی سینوسی و پالسی توصیف شد. همچنین از یک مدل آیرودینامیکی شبه پایای پرکاربرد استفاده شد. این مدل شامل نیروهای انتقالی، چرخشی و اثر جرم افزوده است.

دینامیک چند جسمی متغیر با زمان متناوب در کنار آیرودینامیک پیچیده از مهمترین ویژگی‌های معادلات حرکت استخراج شده پرنده بال‌زن است که کنترل‌کننده بر مبنای مدل قادر به مواجهه با این مشکلات نیست. زیرا عموماً این نوع کنترل‌کننده‌ها با فرض چشم‌پوشی از اثرات جرم و لختی بال و همچنین بر اساس میانگین‌گیری از دینامیک بدنه طراحی می‌شود که می‌تواند با تغییر رفتار باعث بروز مشکلات اساسی در دینامیک و کنترل پرنده بال‌زن شود. برای حل این چالش‌ها، روش داده محور کنترل تطبیقی مدل آزاد ساختار متغیر (MFAVSC) ارائه شد. در این روش دینامیک پرنده بال‌زن به کمک مفهومی جدید به نام مشتق شبه جزئی (PPD) به یک دینامیک خطی مجازی معادل تبدیل شده‌است. این یک رویکرد طراحی کنترلی خطی متغیر با زمان بر مبنای داده است که اساساً با روش‌های مرسوم خطی‌سازی متفاوت است. سپس ماتریس مجهول PPD به وسیله الگوریتم اصلاح‌شده تصویرسازی تخمین زده می‌شود. بعد از آن قانون کنترل تطبیقی مدل آزاد بر اساس تابع معیار بهینه طراحی شده‌است. علاوه بر این، یک قانون بازنشانی برای تقویت توانایی ردگیری پارامتر متغیر با زمان تعریف شده‌است. در مرحله بعد جمله کنترلی ساختار متغیر مود لغزشی بر اساس یک قانون دستیابی نمایی گسسته اضافه شده‌است تا پایداری سیستم کنترل را تضمین و همگرایی را سریع‌تر کند. در روش MFAVSC کنترل‌کننده فقط بر اساس داده‌های اندازه‌گیری شده ورودی-خروجی بدون هیچگونه استفاده صریح یا ضمنی از اطلاعات سامانه طراحی شده‌است. از آنجا که به مدل سامانه نیازی نیست، نگرانی بابت فرایند مدل‌سازی، پارامترهای متغیر با زمان و دینامیک مدل نشده وجود ندارد. در نهایت نتایج شبیه‌سازی کارایی روش ارائه شده برای ردگیری دقیق موقعیت و وضعیت پرنده بال‌زن را تایید می‌کند. این رویکرد اولین چارچوب کنترل‌گرا برای پرنده بال‌زن است که ماهیت چندجسمی، غیرخطی و متغیر با زمان بودن آن را در کنار مشخصات آیرودینامیکی اصلی آن به شکل یکپارچه در نظر میگیرد و فرایند کنترل را انجام می‌دهد. البته اعتبارسنجی این روش با استفاده از داده‌های نتایج تجربی نیاز ضروری است که در مراحل بعد می‌بایست انجام شود. فعالیت‌های آینده بر روی تخمین PPD در حضور نویز سنسور و توسعه کنترل‌کننده به ابعاد دیگر حرکت تمرکز خواهد داشت.

مراجع

[1] C.T. Orlowski, and A.R. Girard, "Modeling and simulation of nonlinear dynamics of flapping wing micro air vehicles," AIAA journal, vol. 49, no. 5, pp. 969-981, 2011.

[2] M. Bolender, "Rigid multi-body equations-of-motion for flapping wing mavs using kane's equations," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, pp. 6158, 2009.

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.1.7.9]
[DOI: 10.52547/joc.16.1.73]

[3] J.A. Grauer, and J.E. Hubbard, "Multibody model of an ornithopter," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 32, no. 5, pp. 1675-1679, 2009.

[4] C.T. Orlowski, and A.R. Girard, "Dynamics, stability, and control analyses of flapping wing micro-air vehicles," Progress in Aerospace Sciences, vol. 51, pp. 18-30,2012.

[5] X. Deng, L. Schenato, and S.S. Sastry, "Flapping flight for biomimetic robotic insects: Part II-flight control design," IEEE Transactions on Robotics, vol. 22, no. 4, pp. 789-803, 2006.

[6] L. Schenato, D. Campolo, and S. Sastry, "Controllability issues in flapping flight for biomimetic micro aerial vehicles (MAVs)," 42nd IEEE International Conference on Decision and Control (IEEE Cat. no. 03CH37475), vol. 6, pp. 6441-6447, 2003.

[7] H.E. Taha, S. Tahmasian, C.A. Woolsey, A.H. Nayfeh, and M.R. Hajj, "The need for higher-order averaging in the stability analysis of hovering, flapping-wing flight," Bioinspiration & Biomimetics, vol. 10, no. 1, pp. 016002, 2015.

[8] C.T. Orlowski, and A.R. Girard, "Longitudinal flight dynamics of flapping-wing micro air vehicles," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 35, no. 4, pp. 1115-1131, 2012.

[9] A. A. Hussein, A. E. Seleit, H. E. Taha, and M. R. Hajj, "Optimal transition of flapping wing micro-air vehicles from hovering to forward flight," Aerospace Science and Technology, vol. 90, pp. 246–263, 2019.

[10] K. Loh, M. Cook, and P. Thomasson, "An investigation into the longitudinal dynamics and control of a flapping wing micro air vehicle at hovering flight," The Aeronautical Journal, vol. 107, no. 1078, pp. 743-753, 2003.

[۱۱] ثریا لیثی." طراحی کنترل کننده برای ربات بالزن شبه پرنده". پایان¬نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه علم وصنعت ایران، ۱۳۹۹.

[12] D.B. Doman, M.W. Oppenheimer, and D.O. Sigthorsson, "Wingbeat shape modulation for flapping-wing micro-air-vehicle control during hover," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 33, no. 3, pp. 724-739, 2010.

[13] H. Rifai, N. Marchand, and G. Poulin-Vittrant, "Bounded control of an underactuated biomimetic aerial vehicle—Validation with robustness tests," Robotics and Autonomous Systems, vol. 60, no. 9, pp. 1165-1178, 2012.

[14] S. Tahmasian, C.A. Woolsey, and H.E. Taha, "Longitudinal flight control of flapping wing micro air vehicles," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, pp. 1470, 2014.

[15] T. Rakotomamonjy, M. Ouladsine, and T. Le Moing, "Longitudinal modelling and control of a flapping-wing micro aerial vehicle," Control Engineering Practice, vol. 18, no. 7, pp. 679-690, 2010.

[16] E. Khanmirza, A. Yousefi-Koma, and B. Tarvirdizadeh, "Nonlinear trajectory control of a flapping-wing micro aerial vehicle," Aircraft Engineering and Aerospace Technology, vol. 84, no. 1, pp. 58-65, 2012.

[17] A. Banazadeh, and N. Taymourtash, "Adaptive attitude and position control of an insect-like flapping wing air vehicle," Nonlinear Dynamics, vol. 85, no. 1, pp. 47-66, 2016.

[18] K. Peng, F. Lin, and B.M. Chen, "Modeling and control analysis of a flapping-wing micro aerial vehicle," 13th IEEE International Conference on Control & Automation (ICCA), pp. 295-300, 2017.

[19] A. Serrani, "Robust nonlinear control design for a minimally-actuated flapping-wing MAV in the longitudinal plane," 50th IEEE Conference on Decision and Control and European Control Conference, pp. 7464-7469, 2011.

[20] X.-T. Tran, H. Oh, I.-R. Kim, and S. Kim, "Attitude stabilization of flapping micro-air vehicles via an observer-based sliding mode control method," Aerospace Science and Technology, vol. 76, pp. 386–393, 2018.

[21] M. Alkitbi, and A. Serrani, "Robust control of a flapping-wing mav by differentiable wingbeat modulation," IFAC, vol. 49, no. 18, pp. 290-295, 2016.

[22] Li. Qingwei, and H. Duan, "Modeling and adaptive control for flapping-wing micro aerial vehicle," International Conference on Intelligent Computing, pp. 269-276, 2012.

[23] W. He, Z. Yan, C. Sun, and Y. Chen, "Adaptive neural network control of a flapping wing micro aerial vehicle with disturbance observer," IEEE Transactions on Cybernetics, vol. 47, no. 10, pp. 3452-3465, 2017.

[24] B. Zhu, and Z. Zuo, "Adaptive model predictive control for set-point tracking of a single-DOF flapping-wing unmanned aerial vehicle," 13th IEEE International Conference on Control & Automation (ICCA), pp. 861-866, 2017.

[25] B. Cheng, and X. Deng, "A neural adaptive controller in flapping flight," Journal of Robotics and Mechatronics, vol. 24, no. 4, pp. 602-611, 2012.

[26] W. He, T. Meng, X. He, and C. Sun, "Iterative learning control for a flapping wing micro aerial vehicle under distributed disturbances," IEEE transactions on cybernetics vol. 49, no. 4, pp. 1524-1535, 2018.

[27] D. Sun, X. Shao, and G. Feng, "A model-free cross-coupled control for position synchronization of multi-axis motions: theory and experiments," IEEE

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.1.7.9]
[DOI: 10.52547/joc.16.1.73]

control for the multi degree-of-freedom robotic exoskeleton," Information Sciences, vol. 327, pp. 246-257, 2016.

[41] Z. Wang, A. Behal, and P. Marzocca, "Model-free control design for multi-input multi-output aeroelastic system subject to external disturbance," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 34, no. 2, pp. 446-458, 2011.

[42] S. Wakitani, and T. Yamamoto, "Design and application of a data-driven PID controller," IEEE Conference on Control Applications (CCA), pp. 1443-1448, 2014.

[43] R. Hildebrand, A. Lecchini, G. Solari, and M. Gevers, "Asymptotic accuracy of iterative feedback tuning," IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 50, no. 8, pp. 1182-1185, 2005.

[44] Z. Hou, S. Liu, and T. Tian, "Lazy-learning-based data-driven model-free adaptive predictive control for a class of discrete-time nonlinear systems," IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, vol. 28, no. 8, pp. 1914-1928, 2016.

[45] H. Zhang, J. Zhou, Q. Sun, J.M. Guerrero, and D. Ma, "Data-driven control for interlinked AC/DC microgrids via model-free adaptive control and dual-droop control," IEEE Transactions on Smart Grid, vol. 8, no. 2, pp. 557-571, 2015.

[46] Z.S. Hou, and Z. Wang, "From model-based control to data-driven control: Survey, classification and perspective," Information Sciences, vol. 235, pp. 3-35, 2013.

[47] Z. Hou, and S. Jin, Model free adaptive control: theory and applications, CRC press. 2014

[48] Z. Hou, and S. Jin, "A novel data-driven control approach for a class of discrete-time nonlinear systems," IEEE Transactions on Control Systems Technology, vol. 19, no. 6, pp. 1549-1558, 2010.

[49] D. Xu, B. Jiang, and P. Shi, "A novel model-free adaptive control design for multivariable industrial processes," IEEE Transactions on Industrial Electronics, vol. 61, no. 11, pp. 6391-6398, 2014.

[50] Z. Hou, and S. Jin, "Data-driven model-free adaptive control for a class of MIMO nonlinear discrete-time systems," IEEE Transactions on Neural Networks, vol. 22, no. 12, pp. 2173-2188, 2011.

[51] Z. Hou, and Y. Zhu, "Controller-dynamic-linearization-based model free adaptive control for discrete-time nonlinear systems," IEEE Transactions on Industrial Informatics, vol. 9, no. 4, pp. 2301-2309, 2013.

[52] H. Baruh, Analytical dynamics, Boston: WCB/McGraw-Hill, 1999.

[53] D.T. Greenwood, Advanced dynamics, Cambridge University Press, 2006.

Transactions on Control Systems Technology, vol. 15, no. 2, pp. 306-314, 2007.

[28] M.B. Radac, R.E. Precup, and E.M. Petriu, "Model-free primitive-based iterative learning control approach to trajectory tracking of MIMO systems with experimental validation," IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, vol. 26, no. 11, pp. 2925-2938, 2015.

[29] W. Wang, and Y. Yu, "Fuzzy adaptive consensus of second-order nonlinear multi-agent systems in the presence of input saturation," International Journal of Innovative Computing, Information and Control, vol. 12, no. 2, pp. 533-542, 2016.

[30] X. Su, L. Wu, P. Shi, and C.P. Chen, "Model approximation for fuzzy switched systems with stochastic perturbation," IEEE Transactions on Fuzzy Systems, vol. 23, no. 5, pp. 1458-1473, 2014.

[31] P. Shi, X. Su, and F. Li, "Dissipativity-based filtering for fuzzy switched systems with stochastic perturbation," IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 61, no. 6, pp. 1694-1699, 2015.

[32] X. Su, L. Wu, P. Shi, and Y.D. Song, "A novel approach to output feedback control of fuzzy stochastic systems," Automatica, vol. 50, no. 12, pp. 3268-3275, 2014.

[33] S.L. Dai, C. Wang, and F. Luo, "Identification and learning control of ocean surface ship using neural networks," IEEE Transactions on Industrial Informatics, vol. 8, no. 4, pp. 801-810, 2012.

[۳٤] حمید رضا خدابخش." مدل سازی و طراحی کنترلر پرواز شناور یک شبه حشره بالزن ". پایان¬نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شریف،۱۳۸۹.

[35] N. Ji, D. Xu, and F. Liu, "Model-free adaptive optimal controller design for aeroelastic system with input constraints," International Journal of Advanced Robotic Systems, vol. 14, no. 1, pp. 1-10, 2016.

[36] Y. Yanling, "Model free adaptive control for robotic manipulator trajectory tracking," The Open Automation and Control Systems Journal, vol.11, no. 7, pp. 358-365, 2015.

[37] B. Widrow, and E. Walach, "Multiple Input-Multiple Output (MIMO) Adaptive Inverse Control Systems," Hoboken: Wiley-IEEE Press, pp. 270–302, 2008.

[38] Z.-S. Hou, J.-X. Xu, "On data-driven control theory: the state of the art and perspective,"

[39] J.S. Wang, and G.H. Yang, "Data-driven output-feedback fault-tolerant control for unknown dynamic systems with faults changing system dynamics," Journal of Process Control, vol. 43, pp. 10-23, 2016.

[40] X. Wang, X. Li, J. Wang, X. Fang, and X. Zhu, "Data-driven model-free adaptive sliding mode

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.1.7.9]
[DOI: 10.52547/joc.16.1.73]

Analysis of Rigid Flapping Wings for Micro Air Vehicles," Journal of Aircraft, vol. 52, no. 4, pp. 1161–1178, 2015.

[68] S. Deng, J. Wang, and H. Liu, "Experimental study of a bio-inspired flapping wing MAV by means of force and PIV measurements," Aerospace Science and Technology, vol. 94, p. 105382, 2019.

[69] H. V. Phan and H. C. Park, "Insect-inspired, tailless, hover-capable flapping-wing robots: Recent progress, challenges, and future directions," Progress in Aerospace Sciences, vol. 111, p. 100573, 2019.

[70] X. Bu, Z. Hou, F. Yu, and F. Wang, "Robust model free adaptive control with measurement disturbance," IET Control Theory & Applications, vol. 6, no. 9, pp. 1288-1296, 2012.

[71] A. Bartoszewicz, and P. Latosiński, "Discrete time sliding mode control with reduced switching–a new reaching law approach," International Journal of Robust and Nonlinear Control, vol. 26, no. 1, pp. 47-68, 2016.

[72] T.L. Hedrick, and T.L. Daniel, "Flight control in the hawkmoth Manduca sexta: the inverse problem of hovering," Journal of Experimental Biology, vol. 209, no. 16, pp. 3114-3130, 2006.

[73] H. Nobahari, M. Nikusokhan, and P. Siarry, "A multi-objective gravitational search algorithm based on non-dominated sorting," International Journal of Swarm Intelligence Research (IJSIR), vol. 3, no. 3, pp. 32-49, 2012.

[54] M. Khosravi, and A.B. Novinzadeh, Comment on "Modeling and Simulation of Nonlinear Dynamics of Flapping Wing Micro Air Vehicles," AIAA Journal, vol. 57, no. 5, pp. 2195-2197, 2019.

[55] C.P. Ellington, "The aerodynamics of hovering insect flight. I. The quasi-steady analysis," Philosophical Transactions of the Royal Society of London. B, Biological Sciences, vol. 305, no. 1122, pp. 1-15, 1984.

[56] S.P. Sane, "The aerodynamics of insect flight," Journal of experimental biology, vol. 206, no. 23, pp. 4191-4208, 2003.

[57] C. Badrya, B. Govindarajan, J. D. Baeder, A. Harrington, and C. M. Kroninger, "Computational and Experimental Investigation of a Flapping-Wing Micro Air Vehicle in Hover," Journal of Aircraft, vol. 56, no. 4, pp. 1610–1625, 2019.

[58] M.H. Dickinson, F.O. Lehmann, and S.P. Sane, "Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight," Science, vol. 284, no. 5422, pp. 1954-1960, 1999.

[59] X. Deng, L. Schenato, W.C. Wu, and S.S. Sastry, "Flapping flight for biomimetic robotic insects: Part I-system modeling," IEEE Transactions on Robotics, vol. 22, no. 4, pp. 776-788, 2006.

[60] S.P. Sane, and M.H. Dickinson, "The aerodynamic effects of wing rotation and a revised quasi-steady model of flapping flight," Journal of Experimental Biology, vol. 205, no. 8, pp. 1087-1096, 2002.

[61] S.A. Ansari, R. Żbikowski, and K. Knowles, "Aerodynamic modelling of insect-like flapping flight for micro air vehicles," Progress in Aerospace Sciences, vol. 42, no. 2, pp. 129-172, 2006.

[62] G.J. Berman, and Z.J. Wang, "Energy-minimizing kinematics in hovering insect flight," Journal of Fluid Mechanics, vol. 582, pp. 153-168, 2007.

[63] S. Mao, and D.U. Gang, "Lift and power requirements of hovering insect flight," Acta Mechanica Sinica, vol. 19, no. 5, pp. 458-469, 2003.

[64] A. Mouy, A. Rossi, and H. E. Taha, "Coupled Unsteady Aero-Flight Dynamics of Hovering Insects/Flapping Micro Air Vehicles," Journal of Aircraft, vol. 54, no. 5, pp. 1738–1749, 2017.

[65] H. Gopalan and A. Povitsky, "Lift Enhancement of Flapping Airfoils by Generalized Pitching Motion," Journal of Aircraft, vol. 47, no. 6, pp. 1884–1897, 2010.

[66] S. P Sane, and M.H. Dickinson, "The control of flight force by a flapping wing: lift and drag production," Journal of Experimental Biology, vol. 204, no. 15, pp. 2607-2626, 2001.

[67] D. B. Mayo, J. L. Lankford, M. Benedict, and I. Chopra, "Experimental and Computational

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.1.7.9]
[DOI: 10.52547/joc.16.1.73]

فهرست علایم

c : وتر

$\mathbf{e}(k)$: خطای ردگیری خروجی در لحظه k

$\mathbf{F}_{aero}$: نیروی آیرودینامیکی در چارچوب بدنی (N)

$\mathbf{F}_g$: نیروی جاذبه در چارچوب بدنی (N)

F_N : نیروی آیرودینامیکی عمود بر سطح بال (N)

F_T : نیروی آیرودینامیکی مماس بر سطح بال (N)

$\dot{\mathbf{H}}_i$: نرخ تکانه دورانی بدنه صلب i ام (N.m)

$\Delta\mathbf{H}$: بردار تفاضلی شامل تمام بردارهای خروجی و وردی های کنترلی در بازه‌ی یه پنجره زمانی

$\mathbf{I}_i$: لختی دورانی برای جسم صلب i ام (kg.m^2)

$\mathbf{M}_{aero}$: گشتاور آیرودینامیکی در چارچوب بدنی (N.m)

$\mathbf{M}_g$: گشتاور جاذبه در چارچوب بدنی (N.m)

m_{11}, m_{22} : ضرایب جرم افزوده

m_i : جرم جسم صلب i ام (kg)

m : عددی طبیعی در قانون دستیابی

Q_j : نیرو/گشتاور تعمیم‌یافته برای مختصات تعمیم‌یافته jام

$\mathbf{R}_\beta$: ماتریس دوران از چارچوب بدنی به چارچوب صفحه ضربه

$\mathbf{r}_R$: بردار موقعیت از مرکز جرم بدنه تا مفصل بال (mm)

$\mathbf{s}(k)$: سطح مود لغزشی در لحظه k ام

s_0 : عدد حقیقی مثبت در قانون دستیابی

T : زمان نمونه برداری (ثانیه)

$\mathbf{u}_j$: شبه سرعت مختصات تعمیم‌یافته jام

$\mathbf{v}_i$: بردار سرعت جسم صلب i ام در چارچوب بدنی (m/sec)

$\mathbf{y}^*(k)$: خروجی مطلوب

α : زاویه پیچش بال (رادیان)

α_m : دامنه زاویه پیچش (رادیان)

$\boldsymbol{\beta}_{ij}$: بردار ضریب سرعت دورانی جسم i ام نسبت به شبه سرعت jام

β : زاویه صفحه ضربه (رادیان)

$\boldsymbol{\gamma}_{ij}$: بردار ضریب سرعت خطی جسم i ام نسبت به شبه سرعت jام

δ : زاویه انحراف بال (رادیان)

ζ : زاویه بال‌زدن بال (رادیان)

ζ_m : دامنه زاویه بال‌زدن (رادیان)

ζ_0 : انتقال زاویه بال‌زدن (رادیان)

η : عامل طولی پله در تخمین‌گر PPD

λ : ثابت وزن‌دهی در قانون کنترل

μ : عامل جریمه در تخمین‌گر PPD

$\boldsymbol{\rho}_{ci}$: بردار موقعیت از مفصل بال تا مرکز جرم آن در چارچوب بدنی (mm)

$\boldsymbol{\rho}_{c2,w}$: بردار موقعیت از مفصل بال تا مرکز جرم آن در چارچوب بال (mm)

ρ : عامل طولی پله در قانون کنترل

σ_i : عامل وزن‌دهی در قانون کنترل

$\boldsymbol{\Phi}$: مشتق شبه جزیی

$\hat{\boldsymbol{\Phi}}$: تخمین PPD

$\boldsymbol{\omega}_i$: بردار سرعت زاویه‌ای جسم صلب i ام در چارچوب بدنی (rad/sec)

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.1.7.9]
[DOI: 10.52547/joc.16.1.73]