

طراحی سیستم تقویت کننده کنترل هواپیما با استفاده از وارون دینامیک و شبکه عصبی

ساداتی، سید حسین*

۱- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران
(دریافت مقاله: ۱۳۹۵/۰۸/۲۷ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۷/۱۱)

چکیده

در این مقاله سیستم تقویت کننده کنترل بر پایه ساختار وارون دینامیک و شبکه عصبی برای هواپیما با مانورپذیری بالا بیان گردیده است. سیستم کنترل پرواز عصبی استفاده شده، کنترل پرواز تطبیقی را بدون نیاز به جدول بندی بهره یا شناسایی سیستم فراهم می کند. شبکه عصبی همزمان جهت جبران خطای معکوس سازی ناشی از مدل سازی ناقص، تخمین معکوس یا تغییرات ناگهانی در دینامیک هواپیما استفاده می شود. قانون سازگاری وزن های پایدار برای شبکه عصبی همزمان از طریق تئوری پایداری لیانوف به دست می آیند. در انتها، نتایج شبیه سازی با معادلات شش درجه آزادی غیرخطی برای مدل هواپیمای F-18 نشان داده شده است تا تأثیر عملکرد CAS پیشنهاد شده اثبات شود.

واژه های کلیدی: شبکه عصبی، کنترل پرواز، کنترل تطبیقی، آیرودینامیک، وارون دینامیک، تئوری پایداری لیانوف

Aircraft control augmentation system Design Using Dynamic Inversion and Neural Network

S. H. Sadati

Abstract

This paper presents a control augmentation system (CAS) based on the dynamic inversion (DI) and neural networks for a highly maneuverable aircraft. A neural flight control system is used to provide adaptive flight control, without requiring gain-scheduling or system identification. Neural networks on-line is used to compensate for inversion error which arise from imperfect modeling, approximate inversion, or sudden change in aircraft dynamics. A stable weights adjustment rule for the on-line neural network is derived by the Lyapunov stability theorem. Finally, nonlinear six-degree-of-freedom simulation results for an F-18 aircraft model are presented to demonstrate the effectiveness of the proposed CAS.

Key Words: *Neural Networks, flight control, Adaptive Controller, aerodynamic, dynamic inversion, Lyapunov Stability Theory.*

مقدمه

خودکار اغتشاشات خارجی، پارامترهای خطا و غیره همگرا می‌شود.

در [۷] دو کنترلر که ترکیبی از کنترل تطبیقی مدل مرجع با روش وارون‌دینامیک است، برای ردیابی خروجی یک هواپیما در حضور عدم قطعیت پارامتری و اختلالات غیرخطی ناشناخته طراحی گردید. همچنین با توجه به ورودی نامعلوم از ترم کنترل مقاوم برای پایدارسازی سیستم استفاده شده است.

در [۸] از کنترل‌کننده وارون‌دینامیک با شناسایی مدل برای تعقیب مسیر در حالی که عملگر هواپیما دچار نقص شده است استفاده گردید. طراحی قوانین کنترل نیز بر اساس چهار حلقه موقعیت، مسیرپرواز، وضعیت و نرخ‌های زاویه‌ای شکل گرفته است.

کاربرد روش وارون‌دینامیک در معکوس‌های حلقه داخلی و خارجی جداگانه بر اساس تخمین دو مقیاس زمانی که عموماً در دینامیک‌های هواپیما تفکیک‌ناپذیر می‌باشد بکار می‌رود [۹-۱۰]. این روش در صورتی می‌تواند توجیه شود که مقیاس زمانی کافی بین دینامیک حلقه درونی و بیرونی وجود داشته باشد. در اکثر تحقیقات کنترل پرواز غیرخطی، بهره کنترل‌کننده مجموعه حلقه درونی، بسیار بزرگتر از کنترل‌کننده حلقه بیرونی می‌شود و تصور می‌رود که دینامیک هواپیما این ویژگی را ارضاء کند. بنابراین، این روش پایداری حلقه بسته را تضمین نمی‌کند.

اولین مشکل مربوط به بکارگیری وارون‌دینامیک در سیستم کنترل پرواز این می‌باشد که وجود یک مدل کامل و دقیق دینامیک هواپیما از جمله ضرائب آیرودینامیکی الزامی می‌باشد. شناسایی ضرایب آیرودینامیک به طور دقیق مشکل می‌باشد، زیرا آنها توابع غیرخطی از متغیرهای فیزیکی هستند. جدول‌بندی بهره با طراحی خطی H_∞ یک روش سنتی برای غلبه بر این مشکل است. با این وجود، این روش فقط هنگامی قادر به تضمین عملکرد مطلوب است که شرایط اغتشاش کوچک حاکم باشد.

مشکل بعدی این است که، معکوس دقیق غیرخطی در تمام پکت پروازی به محاسبات زیادی نیاز دارد. نیروها و ممان‌های غیرخطی بدست آمده بایستی در زمان حقیقی معکوس شوند. از دیدگاه طراحی، مزیت اصلی این است که دینامیک غیرخطی هواپیما تبدیل به سیستم خطی شود که فرم استاندارد است.

طراحی سیستم کنترل پرواز برای هواپیمای جنگنده همچنان بعنوان یکی از چالش‌برانگیزترین مسائل در دنیای کنترل خودکار مطرح می‌باشد. اهمیت مسئله در طبیعت غیرخطی و نامعین بودن دینامیک هواپیما است. مدل‌های خطی از این سیستم‌ها فقط برای نواحی کوچکی از شرایط ترم معتبر هستند. طراحی‌های کنترل پرواز مرسوم برای این مسئله، انجام طراحی نقطه‌ای برای یک مجموعه زیادی از شرایط ترم و سپس ایجاد جدول‌بندی بهره‌ها با میان‌یابی بهره‌ها نسبت به شرایط پروازی است. این فرایند وقت‌گیر و با هزینه زیاد همراه است، اما بخوبی قابل قبول و نتیجه برای بیشتر هواپیماها رضایتبخش بوده است. پاسخ ریاضی زیادی برای حل مسئله جدول‌بندی بهره برای غلبه بر این ضعف پیدا شده است. در مرجع [۱] روش اصولی برای محاسبات جدول‌بندی بهره بیان شده است. یک جایگزین جدول‌بندی بهره استفاده از روش‌های طراحی کنترلی است که مستقیماً طبیعت غیرخطی مسئله را شامل شوند. یک چنین جایگزینی روش وارون‌دینامیک است. وارون‌دینامیک در تعداد زیادی از مسائل کنترل پرواز بطور موفقیت‌آمیزی بکار رفته است [۲-۴].

در مرجع [۵] یک سیستم کنترل پرواز مستقل مبتنی بر روش وارون‌دینامیک برای هلیکوپتر بدون سرنشین کوچک طراحی شد. کنترل‌کننده پرواز شامل حلقه داخلی کنترل وضعیت، حلقه میانی کنترل سرعت و حلقه خارجی کنترل موقعیت است. در این مقاله، همچنین یک کنترل‌کننده PI طراحی و سپس عملکرد و ویژگی‌های دو روش کنترلی با هم مقایسه گردید. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که هر دو روش کنترلی دارای عملکرد مطلوب هستند.

در [۶] استفاده از کنترل غیرخطی بر روی یک پهپاد کوچک تاکید گردید. مدل کامل غیرخطی برای این پهپاد به عنوان یک سیستم غیرخطی برای استفاده در حلقه دینامیک سریع بنا شد. روش پس‌خور حالت برای طراحی کنترلر وارون‌دینامیک انتخاب و برای جبران اغتشاشات خارجی و خطای مدل‌سازی، یک الگوریتم جبران‌کننده تطبیقی که همزمان تخمینی از ضریب خطا و اغتشاشات خارجی را که تضمین‌کننده پایداری است، دربر دارد ارائه گردید. نتیجه شبیه‌سازی نشان‌دهنده این است که کنترل‌کننده دارای زمان پاسخ کوتاه و فراجاهش کوچکی است و به سرعت با جبران

در این مقاله، سیستم بهبود کنترل بر اساس وارون دینامیک و شبکه عصبی برای هواپیما با عملکرد بالا طراحی می‌شود. کنترلر طراحی شده به خلبان این امکان را می‌دهد که فرمان شتاب نرمال (یا زاویه حمله) و نرخ رول را در حالی که از پایداری هواپیما مطمئن است، بطور مستقیم اعمال کند [۱۴-۱۵]. در این مقاله بر روی سیستم تقویت کنترل تأکید و روش طراحی آن با ساختار ذیل ارائه می‌شود. مدل پرواز غیرخطی در بخش دوم توصیف می‌شود. در بخش سوم طرح اجمالی کاربرد الگوریتم وارون دینامیک برای طراحی CAS پیشنهادی بیان می‌شود. در بخش چهارم کنترلر تطبیقی شبکه‌های عصبی زمانیکه خطای مدل‌سازی آیرودینامیکی و دینامیک عملکرد وجود داشته باشد طراحی می‌شوند. در این بخش همچنین تجزیه و تحلیل پایداری سیستم کنترل پیشنهاد شده توسط نظریه لیاپانوف صورت می‌گیرد. در بخش پنجم شبیه‌سازی عددی مدل شش درجه آزادی هواپیمای F-18 اجرا می‌شود تا تاثیر الگوریتم پیشنهاد شده را به اثبات رساند و در انتها نیز نتیجه‌گیری آمده است.

معادلات حرکت

یکی از مهمترین ابزار بررسی رفتار سیستم‌های فیزیکی، مدل‌سازی آنهاست. هواپیما و بیان تاثیر محیط بر آن دارای سیستم دینامیکی پیچیده‌ای است. مدل مورد نظر شامل معادلات حرکت شش درجه آزادی است که توسط معادله دیفرانسیل غیرخطی مرتبه اول با روابط (۱) تا (۹) بیان می‌شود [۱۶-۱۷].

$$F_{ya} + F_{yg} = m(\dot{V} + Ur - Wp) \quad (1)$$

$$F_{xa} + F_{xg} = m(\dot{U} + Wq - Vr) \quad (2)$$

$$F_{za} + F_{zg} = m(\dot{W} + Vp - Uq) \quad (3)$$

$$\dot{p} = \frac{I_z(aero) + I_{xz}(n_{aero})}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{I_{xz}(I_x - I_y + I_z)pq + [I_z(I_y - I_z) - I_{xz}^2]qr}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (4)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_y} [m_{aero} + m_{TV} + pr(I_z - I_x) + I_{xz}(r^2 - p^2)] \quad (5)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xz}(aero) + I_x(n_{aero})}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{[I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2]pq - I_{xz}(I_x - I_y + I_z)qr}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (6)$$

$$\dot{\phi} = p + (q \sin \phi + r \cos \phi) \tan \theta \quad (7)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (8)$$

$$\dot{\psi} = (q \sin \phi + r \cos \phi) \sec \theta \quad (9)$$

در چند سال اخیر، شبکه‌های عصبی به عنوان یک کنترلر تطبیقی (کنترلرهای دینامیک معکوس پیش‌خور) برای سیستم‌های غیرخطی پیشنهاد شده‌اند. کنترلر تطبیقی بر اساس شبکه عصبی با بکارگیری قابلیت تشابه عمومی آنها می‌تواند بدون دانش خاص قبلی در مورد سیستم دینامیکی طراحی شود [۱۱-۱۲].

در اکثر موارد زمانی که یک هواپیما تحت کنترل دستی است (برخلاف خلبان کنترل اتوماتیک)، سیستم‌های تقویت پایداری تنها به صورت سیستم‌های کنترل پرواز خودکار مورد نیاز است. اما در مورد هواپیماهای نظامی با کارایی بالا، که ممکن است خلبان ناگزیر به مانور هواپیما در محدوده‌های عملکردی باشد و وظایفی از جمله ردیابی دقیق از اهداف را انجام می‌دهد، سیستم‌های تقویت کنترل ویژه (CAS) مورد نیاز باشد. فن‌آوری کنترل پرواز تا حد زیادی توسعه یافته است، که در آن سیستم کنترل پرواز می‌تواند خلبان را با "قوانین کنترل مناسب" انتخاب شده همراهی کند. به عنوان مثال، اگر چه نقش یک جنگنده با شلیک موشک‌های دوربرد تغییر کرده است، اما هنوز نبرد هوایی نزدیک کلاسیک، با اهمیت است. نبرد هوایی نزدیک از قابلیت مانورپذیری و چابکی بالای هواپیما (توانایی برای تغییر سریع مانورها) و سیستم کنترل که به خلبان امکان استفاده از این قابلیت مانور را می‌دهد، بهره‌مند می‌شود. در این وضعیت یک متغیر کنترل شده مناسب برای محور پیچ، شتاب نرمال هواپیما است. این مؤلفه شتاب در جهت منفی از محور Z است. به طور مستقیم این حالت مربوط به انجام حداکثر نرخ گردش است که باید در محدوده‌های سازه‌ای بدنه، و یا محدودیت‌های فیزیکی خلبان قابل کنترل باشد. بنابراین، برای یک نبردهوایی، "فرمان-g" مد مناسب برای بهره‌برداری از سیستم کنترل پرواز است.

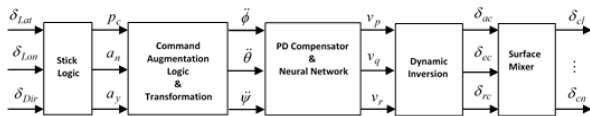
یکی دیگر از روش‌های معمول برای سیستم تقویت کنترل محور پیچ، سیستم فرمان نرخ پیچ می‌باشد. هنگامی که یک وضعیت تعقیب دقیق هدف توسط دستگاه نشانه‌روی مورد نیاز باشد، پاسخ فرمان نرخ پیچ برای این منظور مناسب به نظر می‌رسد. همچنین کنترل نرخ پیچ برای تقرب و فرود، سیستم ارجحی می‌باشد. در کنترل عرضی-سمتی، متداول‌ترین سیستم تقویت کنترل، سیستم فرمان نرخ رول^۲ است. در این سیستم ممکن است رول حول بردار سرعت هواپیما به جای محور بدنه طراحی شود [۱۳].

نمی‌شود چونکه خطای مدل‌سازی ناشی از این فرض با بکارگیری شبکه عصبی همراه با تطبیق قوانین جبران می‌شود.

قانون کنترل وارون دینامیک برای طراحی CAS

در حال حاضر، سیستم‌های کنترل عمومی وجود ندارد و برای هر هواپیما باید طراحی خاصی انجام بگیرد. یکی از روش‌های مورد استفاده برای طراحی سیستم کنترل، روش وارون دینامیک است. برای استفاده از این روش لازم است که طراحی سیستم کنترل بر اساس مدل غیرخطی انجام گیرد و نتایج طراحی برای یک هواپیما با تغییرات جزئی قابل اعمال به هواپیماهای دیگر نیز می‌باشد.

شکل ۱ ساختار طراحی سیستم تقویت‌کننده کنترل را بر پایه وارون دینامیک برای هواپیمای با عملکرد بالا نشان می‌دهد. سیستم تقویت‌کننده کنترل بایستی هواپیما را در حالیکه فرمان شتاب نرمال (a_n) و نرخ رول (p) صادر شده از طرف خلبان را دنبال می‌کند، پایدار سازد. وظیفه CAS همچنین نگهداری زاویه سرش جانبی در صفر (یا شتاب جانبی) در حین مانور است. فرایند تنظیم زاویه سرش جانبی در حدود صفر اغلب به عنوان "گردش هماهنگ" نامیده می‌شوند، چون که بدنه در صفحه Z-X متقارن می‌باشد، زاویه سرش جانبی به طور معمول در هنگام گردش پرواز رخ می‌دهد.



شکل ۱- ساختار قانون کنترل پرواز تطبیقی عصبی

مراجع [۱۴] و [۱۵] منطق طراحی سیستم تقویت‌کننده فرمان، تبدیل فرمان از نرخ‌های بدنه به زاویه‌های اوپلر و مدل معکوس را بیان کردند. در مرجع [۱۸] به منطق طراحی تقویت‌کننده فرمان α (زاویه حمله) در کانال طولی پرداخته شد. در این مقاله، ساختار CAS پیشنهادی شامل سه حلقه داخلی، واسط و خارجی می‌باشد. حلقه پایدارساز داخلی وظیفه پایدار کردن هواپیما و تعقیب فرمان نرخ‌های بدنه را دارد. در این ساختار، حلقه خارجی برای تعقیب فرمان‌های خلبان است. پایدارسازی بدنه را می‌توان با استفاده از پس‌خور وضعیت و نرخ به دست آورد. به منظور مطابقت دادن پاسخ هواپیمای تقویت‌نشده به ورودی‌های خلبان، سیستم پایدارکننده هواپیما

سه معادله اول، معادلات نیروی هواپیما در محور بدنه که F_{xa} ، F_{za} و F_{ya} بردار نیروهای آیرودینامیکی، پیشرانش و F_{xg} ، F_{zg} و F_{yg} بردار نیروهای جاذبه می‌باشند. در این معادلات، V, U و W سرعت در راستای محوره‌های X, Y, Z محور بدنه هواپیما می‌باشند. سه معادله دوم، معادلات حاکم بر دینامیک چرخش هواپیماست که در آن r, q, p به ترتیب نرخ رول، پیچ و یاو^۳ در مختصات بدنی هستند. I_x, I_y, I_z ممان‌های اینرسی اصلی و I_{xz} ممان اینرسی ضربی و جملات $I_{aero}, n_{aero}, m_{aero}$ سهم ممان‌های آیرودینامیکی در معادلات چرخشی حرکت هواپیما هستند. سه معادله آخر معادلات وضعیت پرنده در محور اینرسی را شرح می‌دهد. در اینجا ψ, θ, ϕ زاویه‌های اوپلر رول، پیچ و یاو هستند. ضرایب نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی روی هواپیما در حالت کلی، بخاطر وابستگی به زوایای α و β و همچنین عدد ماخ، ارتفاع و انحراف‌های سطوح کنترل و تغییر وزن هواپیما در حین پرواز، دارای توابع پیچیده‌ای می‌باشند که در اینجا از ذکر آن خوداری شده است. اگر در معادلات (۱) تا (۳) از شتاب بجای نیرو استفاده کنیم، خواهیم داشت:

$$a_x = \frac{F_{xa}}{m}, \quad a_y = \frac{F_{ya}}{m}, \quad a_n = \frac{F_{za}}{m} \quad (10)$$

$$\dot{V} + Ur - Wp = a_y + g \sin \phi \cos \theta \quad (11)$$

$$\dot{W} + Vp - Uq = -a_n + g \cos \phi \cos \theta \quad (12)$$

در معادله‌های (۱۰) تا (۱۲) a_x شتاب در راستای X ، a_n شتاب نرمال در راستای Z و a_y شتاب جانبی در راستای Y محور بدنه هواپیما می‌باشد. فرض می‌کنیم که ضرایب آیرودینامیکی بصورت تابعی غیرخطی از زاویه حمله و زاویه لغزش جانبی و بصورت تابعی خطی از سطوح کنترل و نرخ زاویه‌ای می‌باشند. مدل‌های آیرودینامیک هواپیمای با عملکرد بالا معمولاً شامل ترم‌های درجه بالای پارامتری شده غیرخطی با ورودی‌های کنترل هستند، و همچنین شامل ترم‌های پارامتری شده مستوی که ناشی از معادلات دینامیک غیرمستوی می‌باشد. در این جا از ترم‌های درجه بالاتر متغییرات سطوح کنترل صرف‌نظر کرده و فقط ترم‌های درجه اول متغییرات کنترل ورودی هنگام بکارگیری تکنیک وارون دینامیک را مورد بررسی قرار می‌دهیم. به‌رحال، بکارگیری کنترل‌کننده پیشنهادی برای هواپیمای با عملکرد بالا با این فرض محدود

هدف از وارون دینامیک، بسط قانون کنترل پس خور است که پاسخ سیستم به دستور را خطی کند. به طور کلی دینامیک غیرخطی هواپیما را می توان با رابطه (۱۳) نوشت [۴-۱]:

$$\dot{x} = f(x, u), \quad y = Cx \quad (13)$$

حال از خروجی تا آنجا مشتق می گیریم که ترم u در آن ظاهر شود. معادلات خروجی به شکل رابطه (۱۴) تعریف می شود:

$$y^{(d)} = h(x) + G(x)u \quad (14)$$

به عبارت دیگر، معادله کنترل کننده به صورت رابطه (۱۵) خواهد بود:

$$u = G(x)^{-1}[v - h(x)] \quad (15)$$

که در آن v دینامیک مطلوب سیستم حلقه بسته است. با استفاده از کنترل کننده (۱۵) خواهیم داشت:

$$y^{(d)} = h(x) + G(x) \left\{ G(x)^{-1}[v - h(x)] \right\} = v \quad (16)$$

بدین ترتیب نرخ تغییرات خروجی $y^{(d)}$ به دلخواه خودمان با انتخاب v تعیین می شود، که v به صورت رابطه (۱۷) انتخاب شده و k_0 نیز می تواند یک بهره ثابت باشد:

$$v = \dot{x} = k_0(x_c - x) \quad (17)$$

می توان دینامیک سریع را با معادله (۱۸) بیان کرد که در آن ترم های r_c, q_c, p_c فرمان های نرخ رول، پیچ و یاو با قانون کنترل می باشند:

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_d \\ \dot{q}_d \\ \dot{r}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_p & 0 & 0 \\ 0 & \omega_q & 0 \\ 0 & 0 & \omega_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_c - p \\ q_c - q \\ r_c - r \end{bmatrix} \quad (18)$$

که $\omega_r, \omega_q, \omega_p$ بهره های کنترل هستند. حال به منظور بکارگیری وارون دینامیک بر اساس معادله (۱۴)، معادلات چرخشی حرکت (معادلات (۴) تا (۶)) را با ترکیبی از ترم های خطی و غیرخطی می توان بصورت رابطه (۱۹) مرتب کرد:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_p(\bar{x}) \\ f_q(\bar{x}) \\ f_r(\bar{x}) \end{bmatrix} + g(\bar{x}) \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (19)$$

که \bar{x} شامل هشت بردار از حالت های سیستم است:

با کارایی بالا برای تعقیب نرخ ها طراحی می شوند. به منظور انجام مانورهای سریع در نبرد هوایی، فرمان ورودی شتاب نرمال به جای نرخ پیچ برای کانال طولی سیستم انتخاب می شود. در هواپیماهای ترابری برای پایدارسازی بدنه و برای نگه داشتن ارتفاع و سمت از سیستم های کنترل وضعیت استفاده می شود.

ردیابی شتاب نرمال و نرخ رول در سیستم بهبود فرمان می تواند به راحتی اجرا شود. با این حال، تنظیم سرش جانبی می تواند با استفاده از حداقل سه روش مجزا انجام شود. منطق اصلی استفاده مستقیم از پس خور سرش جانبی است. مشکل روش این است که اندازه گیری زاویه سرش جانبی اغلب همراه با خطاست. روش دوم برای حفظ زاویه سرش جانبی در صفر بر اساس گردش هماهنگ، شتاب جانبی صفر است. بنابراین، اگر شتاب سنج برای اندازه گیری شتاب جانبی جهت تولید خروجی نرخ یاو استفاده شود، گردش هماهنگی را می توان به دست آورد. برنامه دیگر برای گردش هماهنگ به نوبه خود شامل استفاده از وضعیت های پیچ و رول برای محاسبه زاویه بنک^۴ است، که سپس از آن برای محاسبه میزان نرخ یاو لازم برای نگهداشتن لغزش جانبی در نزدیکی صفر مورد استفاده قرار می گیرد. از این روش ها، ترکیبی از روش های دوم و سوم در عمل بیشتر استفاده می شود.

ورودی های خلبان به منطق تقویت فرمان، فرمان های شتاب نرمال a_{nc} ، شتاب جانبی a_y و نرخ رول p_c هستند. منطق تقویت فرمان از مقدار اندازه گیری شده نرخ های بدنه r, q, p ، مؤلفه های شتاب a_n, a_y ، مؤلفه های سرعت در دستگاه بدنه W, V, U ، وضعیت پیچ θ و رول ϕ برای تولید مقادیر فرمان نرخ های بدنه r_c, q_c, p_c استفاده می کند. سیستم تعیین موقعیت پرنده فرمان نرخ های رول، پیچ و یاو را دنبال می کند. اگر مطلوب بود، سیستم برای مدهای عملیاتی اضافی در جایی که خلبان به طور مستقیم فرمان نرخ های پیچ، رول و یاو را اعمال می کند اصلاح می شد.

بایستی توجه داشت که معماری CAS پیشنهادی مشکل "دینامیک صفر" را با استفاده از خطی سازی فیدبک ورودی خروجی معمولی از طریق پایدارسازی دینامیک وضعیت رفع می کند [۱۹].

کنترل حلقه های داخلی برای حالت های r, q, p

خلبان برای پدال رادر و استیک را نشان می‌دهند. حال با استفاده از معادلات (۱۱) و (۱۲)، شتاب‌های نرمال و جانبی بصورت روابط (۲۷) و (۲۸) بازسازی می‌شوند:

$$a_y = Ur + \dot{V} - Wp - g \sin \phi \cos \theta \quad (27)$$

$$a_n = Uq + g \cos \phi \cos \theta - Vp - \dot{W} \quad (28)$$

نرخ‌های زاویه‌ای بدنه لازم (r_c, q_c) با استفاده از قوانین کنترل تناسبی-انتگرالی و معادله‌های (۲۷) و (۲۸) برای تعقیب فرمان شتاب‌های تعیین‌شده بصورت روابط (۲۹) و (۳۰) بدست می‌آیند.

$$a_c = \frac{K_{pa_n}}{U} (a_{nc} - a_n) + \frac{K_{ia_n}}{U} \int_0^t (a_{nc} - a_n) d\tau + \frac{1}{U} (Vp - g \cos \phi \cos \theta) \quad (29)$$

$$r_c = \frac{K_{pa_s}}{U} (a_{yc} - a_y) + \frac{K_{ia_s}}{U} \int_0^t (a_{yc} - a_y) d\tau + \frac{1}{U} (Wp + g \sin \phi \cos \theta) \quad (30)$$

بهره‌های K_{ia} , K_{pa} بر اساس سرعت پاسخ شتاب‌ها و خطای تعقیب انتخاب می‌شوند. معمولاً دینامیک‌های حلقه داخلی سیستم وضعیت طوری طراحی می‌شوند که سریعتر از حلقه خارجی باشد. بنابراین فرض می‌کنیم که فرمان صادر شده نرخ‌های زاویه‌ای بدنه دقیقاً تعقیب می‌شوند. این فرضیات در محدوده‌های یک حلقه داخلی بسیار سریع و پایدار (یعنی با فرض بر حلقه داخلی کامل) امکان تحلیل حلقه خارجی را می‌دهد.

کنترل سیستم وضعیت دورانی

سیستم وضعیت دورانی دو وظیفه مهم را در هواپیما انجام می‌دهد. وظیفه اول ایجاد پایداری در بدنه در حالی است که از ویژگی‌های دینامیکی مورد نظر بهرمنند باشد. در مرحله دوم باید فرمان نرخ‌های رول، پیچ و یاو را تعقیب نماید.

به منظور امکان استفاده از نظریه خطی‌سازی پس‌خور، ابتدا فرمان نرخ‌های وضعیت به زاویه اوایلر لحظه‌ای با استفاده از رابطه (۳۱) تبدیل می‌شوند. فرمان نرخ‌های وضعیت (نرخ زاویه‌های اوایلر) در سه محور پرنده با بکار بردن وارون دینامیک بدست می‌آیند:

$$\begin{aligned} \dot{\phi}_c &= p_c + (q_c \sin \phi + r_c \cos \phi) \tan \theta \\ \dot{\theta}_c &= q_c \cos \phi - r_c \sin \phi \\ \dot{\psi}_c &= (q_c \sin \phi + r_c \cos \phi) \sec \theta \end{aligned} \quad (31)$$

$$\bar{x} = [V, \beta, \alpha, p, q, r, \phi, \theta] \quad (20)$$

با تغییراتی در معادله (۳) تا (۶)، عبارات (۲۱) و (۲۲) برای عناصر $f(\bar{x})$ و $g(\bar{x})$ به دست می‌آید:

$$g(\bar{x}) = \begin{bmatrix} L_{\delta_A} & 0 & L_{\delta_R} \\ 0 & M_{\delta_E} & 0 \\ N_{\delta_A} & 0 & N_{\delta_R} \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$f(\bar{x}) = \begin{bmatrix} \frac{I_x \dot{I}_{aero} + I_{xz} \dot{\hat{m}}_{aero} + I_{xz}(I_x - I_y + I_z)pq + I_z(I_y - I_z) - I_{xz}^2 qr}{I_x I_z - I_{xz}^2} \\ \frac{I_x I_z - I_{xz}^2}{I_y} [\dot{\hat{m}}_{aero} + pr(I_z - I_x) + I_{xz}(r^2 - p^2)] \\ \frac{I_x \dot{I}_{aero} + I_x \dot{\hat{m}}_{aero} + I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2 pq - I_{xz}(I_x - I_y + I_z)qr}{I_x I_z - I_{xz}^2} \end{bmatrix} \quad (22)$$

ممان‌های آیرودینامیکی به طور کلاسیک از مشخصه‌های خطی کنترل و پایداری هواپیما، که تابع هموار از زاویه حمله می‌باشند، به شرح روابط (۲۳) تا (۲۵) محاسبه می‌شوند:

$$\hat{I}_{aero} = 1/2 \rho V^2 S b \left[C_{l\beta}(\alpha)\beta + C_{lp}(\alpha)\frac{pb}{2V} + C_{lr}(\alpha)\frac{rb}{2V} \right] \quad (23)$$

$$\hat{m}_{aero} = 1/2 \rho V^2 S \bar{c} \left[C_m(\alpha)\beta + C_{mq}\frac{\bar{c}q}{2V} \right] \quad (24)$$

$$\hat{n}_{aero} = 1/2 \rho V^2 S \bar{b} \left[C_{n\beta}(\alpha)\beta + C_{np}(\alpha)\frac{pb}{2V} + C_{nr}\frac{rb}{2V} \right] \quad (25)$$

در این جا فرض شده است که سیستم کنترلی استفاده شده، وظیفه‌اش گرفتن فرمان‌های $\dot{r}, \dot{q}, \dot{p}$ و تعیین $\delta_a, \delta_e, \delta_r$ است. طبق معادله (۱۵) خواهیم داشت:

$$u = \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} = g^{-1}(\bar{x}) \left(\begin{bmatrix} \dot{p}_d \\ \dot{q}_d \\ \dot{r}_d \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f_p(\bar{x}) \\ f_q(\bar{x}) \\ f_r(\bar{x}) \end{bmatrix} \right) \quad (26)$$

با جایگذاری معادله (۱۹) در معادله (۲۶) کنترل u برای ایجاد سیستم خطی به دست می‌آید. ثابت کردن ریاضی‌وار معکوس‌پذیر بودن $g(\bar{x})$ ها مشکل می‌باشد چراکه هر هواپیمایی مقدار $g(\bar{x})$ مختلفی دارد. بهر حال، می‌توان یک تناظر یک به یک بین سطوح کنترل $(\delta_a, \delta_e, \delta_r)$ و مقدار واقعی (n, m, l) به وجود آورد.

کنترل حلقه‌های خارجی برای حالت‌های p, a_n, a_y

در این حلقه، کنترل‌کننده به منظور کنترل حالت‌های p, a_n, a_y با استفاده از حالت‌های سریع (به عنوان ورودی) طراحی می‌شود. فرمان‌های p, a_n, a_y به ترتیب ورودی‌های

کنترلر تطبیقی با استفاده از وارون دینامیک و شبکه عصبی

در این بخش شبکه عصبی بر اساس کنترل کننده تطبیقی با بکارگیری تکنیک خطی سازی پسخور تحت فرضیاتی که تمام زیر سیستم دارای نامعینی و خطای مدل سازی است پیشنهاد می گردد. وزن های شبکه عصبی بطور تطبیقی با استفاده از الگوریتم آموزش پایدار همزمان که از تئوری لیاپانوف بدست می آید سازگار می شوند. همچنین ثابت می شود که تمام سیگنال ها در سیستم حلقه بسته با استفاده از تابع لیاپانوفی که ترکیبی از خطای حالت و خطای پارامترهای وزن شبکه های عصبی است نهایتاً بطور یکنواخت کراندار می شوند.

بدلیل اینکه ضرایب آیرودینامیکی غیرخطی هستند و به بسیاری از متغیرهای فیزیکی وابستگی دارند، شناسایی آنها بطور دقیق مشکل است. تفاوت بین مدل ریاضی و سیستم واقعی موجب کاهش عملکرد می شود. به منظور غلبه بر این نقطه ضعف، شبکه عصبی چندلایه بکار برده می شود. سیستم کنترل پرواز پیشنهادی، بر اساس کنترل تطبیقی مدل مرجع بنا شده است.

یکی از روش های متعارف برای کنترل سیستم های دینامیکی بر اساس خطی سازی پس خور است. کنترل در هر کانال، به درجه نسبی متغیر کنترل شده بستگی دارد. به مفهوم ساده تر، فرض می شود سیستم، دارای درجه نسبی کامل باشد، یعنی هر متغیر کنترل شده دارای درجه نسبی دو است. سیستم دینامیکی غیرخطی n درجه آزادی رابطه (۳۷) را بررسی می کنیم:

$$\ddot{x} = f(x, \dot{x}, \delta) \quad (37)$$

که $x(t), \dot{x}(t) \in D_x \subset R^n$ متغیرهای حالت، $u(t) \in D_u \subset R^m$ متغیر کنترل و $f(\cdot)$ تابع غیرخطی از متغیرهای هواپیما می باشد. درمورد هواپیما، $x, \delta \in R^3$ که عناصر x به زاویه های رول، پیچ و یابو وابسته اند. یک کنترل مجازی $v = (v_r, v_q, v_p)$ که ارتباط دینامیکی بین آن و حالت سیستم خطی را بیان می کند، با روابط (۳۸) و (۳۹) تعریف می شود:

$$\ddot{x} = v \quad (38)$$

$$v = f(x, \dot{x}, \delta) \quad (39)$$

ورودی های بدست آمده از خلبان و سیستم وضعیت معادله های (۲۹) و (۳۰) است. در اینجا، هدف طراحی سیستم وضعیت با حداقل خطای ممکن برای تعقیب است. با مشتق گیری از معادله نرخ زاویه های پیچ، رول و یابو خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \dot{p}_c + (\dot{r}_c + q\dot{\phi}) \cos \phi \tan \theta + (\dot{q}_c - r\dot{\phi}) \sin \phi \tan \theta + \dot{\theta}(q \sin \phi + r \cos \phi) \sec^2 \theta \\ \ddot{\theta} &= (\dot{q}_c - r\dot{\phi}) \cos \phi - (q\dot{\phi} + \dot{r}_c) \sin \phi \end{aligned} \quad (32)$$

به منظور بکارگیری وارون دینامیک، معادلات دیفرانسیل درجه دوم برای زاویه های وضعیت (زاویه های اوپلر) معادله (۳۲) را با ترکیبی از ترم های خطی و غیرخطی بازنویسی می کنیم:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & \tan(\theta) \sin(\phi) & \tan(\theta) \cos(\phi) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) / \cos(\theta) & \cos(\phi) / \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p}_c \\ \dot{q}_c \\ \dot{r}_c \end{bmatrix} \quad (33)$$

که F ها در معادله (۳۳) عبارتند از:

$$\begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (q\dot{\phi} \cos \phi - r\dot{\phi} \sin \phi) \tan \theta + \dot{\theta}(q \sin \phi + r \cos \phi) \sec^2 \theta \\ -r\dot{\phi} \cos \phi - q\dot{\phi} \sin \phi \\ [-r\dot{\phi} \sin \phi + q\dot{\phi} \cos \phi] \sec \theta + \dot{\theta}(q \sin \phi + r \cos \phi) \tan \theta \sec \theta \end{bmatrix} \quad (34)$$

این معادلات می توانند با طراحی سمت راست معادلات توسط متغیر کنترل های مجازی v_r, v_q, v_p بفرم خطی، متغیر با زمان تبدیل شوند. قوانین کنترل تناسبی و مشتقی می تواند برای هر یک از این سیستم ها با رابطه (۳۵) طراحی شوند:

$$\begin{aligned} v_p &= K_p \phi (\phi_c - \phi) + K_d \phi (\dot{\phi}_c - \dot{\phi}) + \ddot{\phi}_c \\ v_q &= K_p \theta (\theta_c - \theta) + K_d \theta (\dot{\theta}_c - \dot{\theta}) + \ddot{\theta}_c \\ v_r &= K_p \psi (\psi_c - \psi) + K_d \psi (\dot{\psi}_c - \dot{\psi}) + \ddot{\psi}_c \end{aligned} \quad (35)$$

با تبدیل (۳۲) به (۳۶)، می توان مراحل وارون دینامیک را برای حلقه داخلی اجرا کرد. در این مقاله هر سه محور را شرح دادیم و معادله (۳۶) این مجموعه از سه معادله دینامیک سریع را بمنظور اجرای فرایند وارون دینامیک غیرخطی نشان می دهد.

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_d \\ \dot{q}_d \\ \dot{r}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan(\theta) \sin(\phi) & \tan(\theta) \cos(\phi) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) / \cos(\theta) & \cos(\phi) / \cos(\theta) \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} v_p - F_1 \\ v_q - F_2 \\ v_r - F_3 \end{bmatrix} \quad (36)$$

$$v_{pd} = [K_P \quad K_D]e \quad (45)$$

که خطای تعقیب با معادله (۴۶) تعریف می‌شود:

$$e = \begin{bmatrix} x_{rm} - \hat{x} \\ \dot{x}_{rm} - \dot{\hat{x}} \end{bmatrix} \quad (46)$$

که در آنها \dot{x}_{rm}, x_{rm} موقعیت و سرعت فرمان‌ها و $K_P, K_D \in R^{3 \times 3}$ ماتریس بهره جبران‌ساز هستند. بهره کنترل تناسبی و مشتقی طوری طراحی می‌شوند که سیستم معادله (۴۱) با ویژگی‌های عملکردی (زمان نشست، فراجهدش و غیره) برای $\Delta = 0$ پایدار باشد. با توجه به ساختار کنترل و با بکار بردن معادله (۴۴) در (۴۱) دینامیک خطا به فرم رابطه (۴۷) تبدیل می‌شود:

$$\ddot{\tilde{X}} + K_D \dot{\tilde{X}} + K_P \tilde{X} = v_{ad} - \Delta \quad (47)$$

که $\tilde{X} = X_{rm} - X$. واضح است که جبران‌ساز دینامیک باید برای پایدارسازی معادله (۴۷) طراحی شود و نقش v_{ad} به‌منظور حذف Δ است. در فرم فضای حالت داریم:

$$\dot{e} = A e + B[v_{ad} - \Delta] \quad (48)$$

که $e^T = [\tilde{X} \quad \dot{\tilde{X}}]$ و:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -K_P & -K_D \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix} \quad (49)$$

که بهره‌های کنترل تناسبی-مشتقی عبارتند از:

$$K_D = 2\zeta\omega_n, \quad K_P = \omega_n^2,$$

که ζ نسبت میرائی و ω_n فرکانس طبیعی است.

در این تحقیق، یک شبکه عصبی چندلایه مخفی غیرخطی برای جبران خطای معکوس به‌خاطر ویژگی تخمین عمومی آن انتخاب شده است. خروجی شبکه عصبی چندلایه از طریق رابطه (۵۰) به‌دست می‌آید:

$$v_{ad} = W^T \sigma(V^T \bar{x}) \quad (50)$$

که W, V به‌ترتیب ماتریس‌های وزن ورودی و خروجی و σ تابع فعال ساز سیگموئیدی است. و قوانین تنظیم وزن‌های شبکه عصبی به‌صورت روابط (۵۱) و (۵۲) است:

اگر $f(\cdot)$ معکوس‌پذیر باشد و $x(t), \dot{x}(t)$ قابل اندازه‌گیری باشد، معادله (۳۹) می‌تواند خطی‌سازی را برای متغیر کنترل فراهم کند. به‌طور مطلوب، کنترل‌های واقعی δ با معکوس کردن معادله (۳۹) به دست می‌آید. از آنجا که تابع $f(x, \dot{x}, \delta)$ دقیقاً شناخته شده نیست، تخمینی با رابطه (۴۰) تعریف می‌شود:

$$v = \hat{f}(x, \dot{x}, \delta) \quad (40)$$

که نتیجه آن عبارتست از:

$$\ddot{x} = v + \Delta(x, \dot{x}, \delta) \quad (41)$$

و Δ خطای مدل‌سازی با معادله (۴۲) بیان می‌شود:

$$\Delta(x, \dot{x}, \delta) = f(x, \dot{x}, \delta) - \hat{f}(x, \dot{x}, \delta) \quad (42)$$

تخمین \hat{f} ، طوری انتخاب می‌شود که معکوس مربوط به δ قابل محاسبه باشد. در نتیجه، فرمان عملگر با رابطه (۴۳) ساخته می‌شود:

$$\delta_{cmd} = \hat{f}^{-1}(x, \dot{x}, v) \quad (43)$$

تخمین معکوس دینامیک، خطای معکوس مدل را ایجاد می‌کند که با به‌کارگیری شبکه عصبی همزمان به‌طور تطبیقی جبران خواهد شد. کل سیگنال مجازی را مطابق با رابطه (۴۴) انتخاب می‌کنیم:

$$v = v_{rm} + v_{pd} - v_{ad} \quad (44)$$

که v_{rm} عنصر کنترل مجازی بوسیله مدل مرجع، v_{pd} خروجی جبران‌ساز خطی برای استفاده در شکل پاسخ سیستم (معادله (۳۵))، و v_{ad} المان تطبیقی برای جبران مدل خطای معکوس تولید می‌شود.

جبران‌کننده خطی برای هر درجه آزادی با فرض معکوس کامل ($\hat{f} = f$) طراحی می‌شود. چنانچه متغیر کنترل‌شده دارای درجه نسبی دو باشد، دینامیک‌های خطای تعقیب حالت مربوط به دستگاه خطی‌شده دارای دو قطب در مبدا است. جبران‌ساز خطی طوری طراحی می‌شود که دینامیک‌های خطا پایدار شوند. به‌طور کلی، جبران‌ساز خطی می‌تواند با بکارگیری هر روشی طراحی شود تا هنگامی که سیستم حلقه‌بسته خطی پایدار باشد [۲۱-۲۲]. برای سیستم درجه دو، جبران‌ساز با معادله (۴۵) بیان می‌شود:

$$\sup_{\bar{x} \in D} \|W^T \sigma(V^T \bar{x}) - \Delta\| < \bar{\varepsilon} \quad (56)$$

که D یک مجموعه فشرده و $\bar{\varepsilon}$ کران بالای خطای بازسازی شده در فضای D فرض می‌شود. دینامیک خطای تعقیب معادله (۴۸) را با رابطه (۵۷) می‌نویسیم:

$$\dot{e} = Ae + B \left[\hat{W} \hat{\sigma}(\hat{V}^T \bar{x}) - W^* \sigma(V^{*T} \bar{x}) - \varepsilon \right] \quad (57)$$

که ε باقی‌مانده تخمین خطای شبکه است. با استفاده از بسط سری تیلور برای سیگموئید نسبت به \hat{V} ، خطای تعقیب با رابطه (۵۸) بدست می‌آید که پارامتر w در رابطه (۵۹) تعریف شده است:

$$\dot{e} = Ae + B \left[\tilde{w}^T \left[\hat{\sigma}(\hat{V}^T \bar{x}) - \sigma(V^{*T} \bar{x}) \right] + \hat{W}^T \hat{\sigma}'(V^{*T} \bar{x}) \tilde{V}^T \bar{x} - \varepsilon + w \right] \quad (58)$$

$$w = \tilde{W}^T \hat{\sigma}'(V^{*T} \bar{x}) V^{*T} \bar{x} - W^{*T} O(\tilde{V}^T \bar{x})^2 \quad (59)$$

که $\tilde{W} = W - W^*$ & $\tilde{V} = V - V^*$ خطای پارامترها، و ترم $O(\tilde{V}^T \bar{x})^2$ ترم‌های بالاتر بسط سری تیلور را برای σ نمایندگی می‌کند. یک کران بالا برای w را می‌توان به فرم رابطه (۶۰) نوشت:

$$\|w - \varepsilon\| \leq c_0 + c_1 \|\tilde{Z}\| \quad (60)$$

که در آن c_0, c_1 مثبت و وابسته به اندازه شبکه عصبی و ترم ماتریس وزن \tilde{Z} است. می‌توان با اعمال الگوریتم تطبیقی، خطای تعقیب و خطای وزن‌های شبکه را برای هر تابع Δ و با هر اندازه خطای اولیه در بردار حالت و ماتریس‌های وزنی شبکه عصبی به داخل یک فضا فشرده کرد. تابع پیشنهادی (۶۱) را به‌عنوان تابع لیاپانوف در نظر می‌گیریم:

$$L = \frac{1}{2} \left(e^T p e + \text{tr}(\tilde{W}^T \Gamma_W^{-1} \tilde{W}) + \text{tr}(\tilde{V}^T \Gamma_V^{-1} \tilde{V}) \right) \quad (61)$$

با مشتق‌گیری از معادله (۶۱) نسبت به زمان و با مرتب‌کردن آن، خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \dot{L} &= -\frac{1}{2} e^T Q e + e^T p b(w - \varepsilon) - k \|e\| \text{tr}(\tilde{w}^T \hat{w}) - k \|e\| \text{tr}(\tilde{v}^T \hat{v}) \\ &= -\frac{1}{2} e^T Q e + e^T p b(w - \varepsilon) - k \|e\| \text{tr}(\tilde{Z}^T \hat{Z}) \end{aligned} \quad (62)$$

با بکار بردن عبارت

$$2 \text{tr}(\tilde{Z}^T \hat{Z}) = \|\tilde{Z}\|_F^2 + \|\hat{Z}\|_F^2 - \|\tilde{Z}\|_F^2 \geq \|\tilde{Z}\|_F^2 - \|\hat{Z}\|_F^2$$

$$\dot{\hat{W}} = -\Gamma_W \left[(\hat{\sigma} - \sigma' \hat{V}^T \bar{x}) \eta + k_w \|e\| \hat{W} \right] \quad (51)$$

$$\dot{\hat{V}} = -\Gamma_V \left[\bar{x} \eta \hat{W}^T \hat{\sigma}' + k_v \|e\| \hat{V} \right] \quad (52)$$

که Γ_W, Γ_V ماتریس‌های نرخ یادگیری و مثبت معین هستند، σ' مشتق جزئی سیگموئید σ مربوط به ورودی‌های شبکه عصبی \bar{x} و K پارامتر اصلاح شده خطا می‌باشد و η نیز با رابطه (۵۳) تعریف می‌شود:

$$\eta = e^T P B \quad (53)$$

در اینجا، $P > 0$ مثبت معین بوده و از معادله لیاپانوف برای هر مثبت معین $Q > 0$ به‌دست می‌آید.

$$A^T P + P A + Q = 0 \quad (54)$$

در معادلات (۵۳) و (۵۴)، ماتریس‌های A و B دینامیک‌های خطای تعقیب هستند که در معادله (۴۹) تعریف شده‌اند. قضیه ۱ نهایتاً کراندار بودن تمام سیگنال‌ها در سیستم حلقه‌بسته را تضمین می‌نماید.

قضیه ۱: برای سیستم (۳۷) با معادلات (۴۳) تا (۴۵) و ورودی‌های شبکه عصبی \bar{x} همراه با فرضیات ۱ تا ۴ نهایتاً تمام سیگنال‌های در سیستم حلقه بسته کراندار می‌شوند.

فرض ۱: دینامیک معکوس از دینامیک دستگاه (f) برای $\delta \in R^3$ وجود دارد.

فرض ۲: ترم وزن‌های شبکه عصبی ایده‌آل کراندار هستند.

فرض ۳: قوانین تطبیقی برای شبکه عصبی با معادلات (۵۱) و (۵۲) با $k > 0$ وجود دارد.

فرض ۴: ماتریس‌های نرخ یادگیری Γ_W, Γ_V قطری و مثبت هستند.

اثبات قضیه ۱

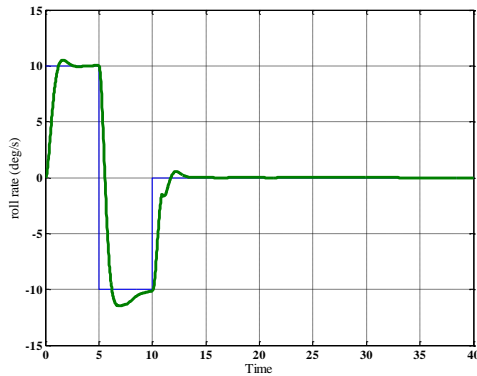
فرض می‌کنیم تابع Δ را بتوان با رابطه (۵۵) در فضای فشرده $D = \{x \mid |x| < R\}$ بیان کرد:

$$\varepsilon = W^* \sigma(W^{*T} \bar{x}) - \Delta \quad (55)$$

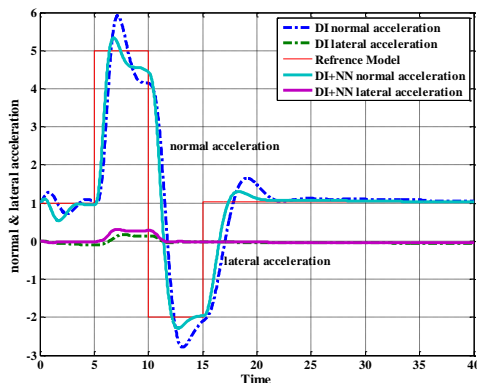
که در آن، وزن‌های V^*, W^* ماتریس‌های نامعلوم، اما محدود هستند. به‌نحوی که داریم:

for $0 \leq t < 5$ sec, $p_c = 10$ deg & $a_{nc} = 1$ & $a_{yc} = 0$
 for $5 \leq t < 10$ sec, $p_c = -10$ deg & $a_{nc} = 5$ & $a_{yc} = 0$
 for $10 \leq t < 15$ sec, $p_c = 0$ deg & $a_{nc} = -2$ & $a_{yc} = 0$
 for $15 \leq t < 40$ sec, $p_c = 0$ deg & $a_{nc} = 1$ & $a_{yc} = 0$

بهمنظور دستیابی به ارضای فرمان‌های دیفرانسیلی و الزامات کیفیت پروازی، فیلتر فرمان خطی درجه دوم براساس MIL-STD-1797A استفاده شد. پارامترهای طراحی کنترلر و بهره‌های تطبیق طوری انتخاب می‌شوند که جواب مطلوب حاصل شوند. شکل‌های ۲ و ۳ نتایج شبیه‌سازی سیستم تقویت فرمان با استفاده از وارون‌دینامیک و شبکه عصبی تطبیقی را نشان می‌دهد. در شکل ۲ سیگنال فرمان نرخ رول و پاسخ هواپیما با کنترل‌کننده را نشان می‌دهد. همان‌طور که انتظار می‌رفت، کنترل‌کننده طراحی شده مقدار فرمان اعمال شده از طرف خلبان p_c که منجر به ۴۵ درجه رول و ۳۲ درجه تغییر در زاویه یاو می‌شود را تعقیب می‌کند. شکل ۳ سیگنال فرمان‌های شتاب نرمال، جانبی و نتایج شبیه‌سازی مربوط به کنترل‌کننده را نشان می‌دهد.



شکل ۲- نمودار نرخ رول مرجع و خروجی



شکل ۳- نمودار شتاب نرمال و جانبی

$$\dot{L} \leq -\frac{1}{2} \lambda_{\min}(Q) \|e\|^2 + \|pb\| \|e\| \left(c_0 + c_1 \|\tilde{Z}\|_F \right) - \frac{k}{2} \|e\| \|\tilde{Z}\|_F^2 + \frac{k}{2} \|e\| \|\tilde{Z}\|_F^2 \quad (63)$$

$$\leq -\|e\| \left[\frac{1}{2} \lambda_{\min}(Q) \|e\| + \frac{k}{2} \|\tilde{Z}\|_F^2 - \frac{k}{2} \|\tilde{Z}\|_F^2 - c_0 \|pb\| - c_1 \|pb\| \|\tilde{Z}\|_F \right]$$

و با تعریف $\bar{Z} = \frac{k}{2} \|\tilde{Z}\|_F^2$ و با جایگزینی در معادله (۶۳) داریم:

$$\dot{L} \leq -\|e\| \left[\frac{1}{2} \lambda_{\min}(Q) \|e\| + \frac{k}{2} \|\tilde{Z}\|_F^2 - c_1 \|pb\| \|\tilde{Z}\|_F - c_0 \|pb\| - \bar{Z} \right] \quad (64)$$

تا زمانی که ترم داخل پرانتز مثبت باشد، \dot{L} منفی است. بنابراین هرگاه هر یک از شرایط (۶۵) یا (۶۶) برقرار باشد، \dot{L} منفی خواهد شد.

$$\|e\| > \frac{2\bar{Z} + 2c_0 \|pb\|}{\lambda_{\min}(Q)} = b_e \quad (65)$$

$$\|\tilde{Z}\|_F > \frac{2c_1 \|pb\|}{k} + \sqrt{\frac{2c_0 \|pb\| + 2\bar{Z}}{k}} = b_Z \quad (66)$$

بنابراین e و \tilde{Z} نهایتاً کراندار هستند.

شبیه‌سازی عددی

در این بخش عملکرد سیستم تقویت‌کننده کنترل هواپیما با استفاده از وارون‌دینامیک و شبکه عصبی با استفاده از شبیه‌سازی بحث و بررسی می‌شود. مدل هواپیمای شبیه‌سازی شده در این مقاله F-18/A می‌باشد که مشخصات آن در جدول ۱ و همچنین محدوده حرکت و نرخ چرخش سطوح کنترل در جدول ۲ آمده است.

جدول ۱- مشخصات هواپیمای F-18

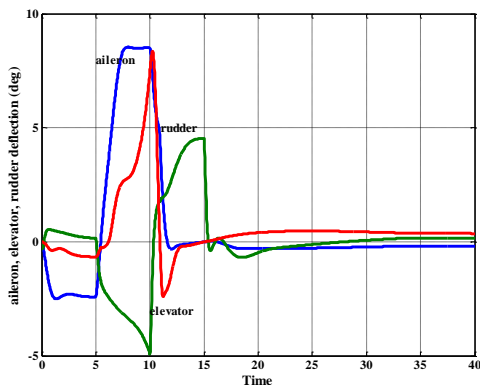
$S = 400 \text{ ft}^2$	$I_x = 23000 \text{ slug ft}^2$
$b = 37.42 \text{ ft}$	$I_y = 151293 \text{ slug ft}^2$
$c = 11.52$	$I_z = 169945 \text{ slug ft}^2$
$m = 1036 \text{ slug}$	$I_{xz} = -2131.8 \text{ slug ft}^2$

جدول ۲- محدوده و نرخ چرخش سطوح کنترل F-18

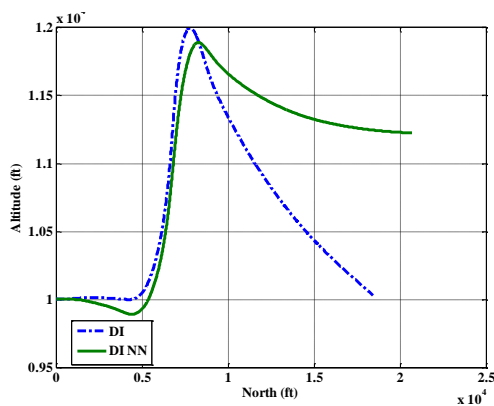
$\delta_e(t) \in [-24 \text{ deg}, +10.5 \text{ deg}]$	$ \dot{\delta}_e(t) \leq 40 \text{ deg/s}$
$\delta_r(t) \in [-30 \text{ deg}, +30 \text{ deg}]$	$ \dot{\delta}_r(t) \leq 56 \text{ deg/s}$
$\delta_a(t) \in [-25 \text{ deg}, +25 \text{ deg}]$	$ \dot{\delta}_a(t) \leq 100 \text{ deg/s}$
$\eta(t) \in [0, +1.0]$	$ \dot{\eta}(t) \leq 0.55 \text{ deg/s}$

مقادیر فرمان a_y , a_n , P عبارتند از:

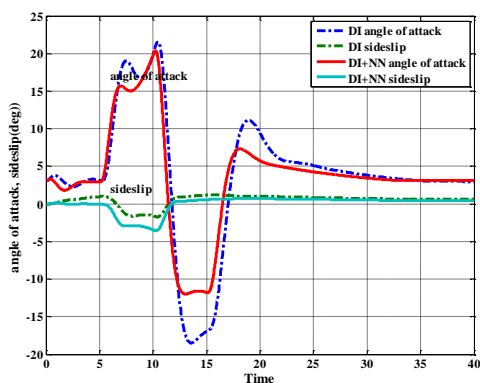
عملکرد سیستم کنترل طراحی شده، با روش وارون دینامیک تنها مورد مقایسه قرار گرفته و در شکل‌های ۳، ۷، ۸ و ۹ ارائه گردیده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، فراجهدش و زمان نشست روش ارائه شده کمتر از کنترل کننده وارون دینامیک است. پس می‌توان گفت که عملکرد سیستم تقویت فرمان طراحی شده دارای عملکرد مطلوبی می‌باشد.



شکل ۶- تغییرات زاویه سطوح کنترل آیرودینامیکی

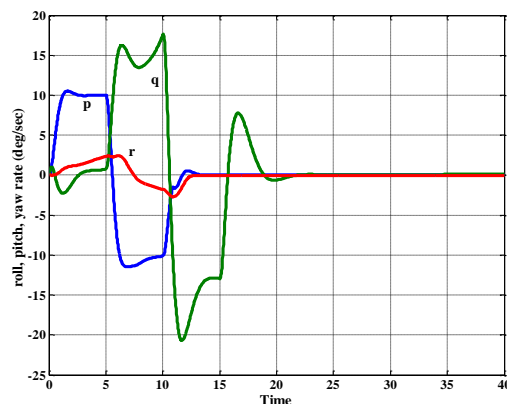


شکل ۷- نمودار تغییرات ارتفاع بر حسب مسافت

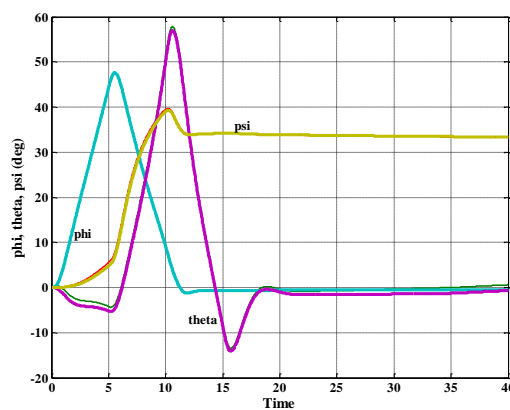


شکل ۸- تغییرات زاویه‌های حمله و سرش‌جانبی

شکل‌های ۴ و ۵ نرخ‌های زاویه‌ای و زاویه‌های رول، پیچ و یابو سیستم تقویت فرمان و هواپیما را نشان می‌دهد. شکل ۶ تغییرات زاویه انحراف سطوح کنترل آیرودینامیکی ایلران، الویتور^۶ و رادر^۷ برای مانور مورد نظر تا ۴۰ ثانیه را نشان می‌دهد. شکل ۷ نمودار تغییرات ارتفاع و شکل ۸ تغییرات زاویه‌های حمله و سرش‌جانبی را طی مانور که به زاویه حمله ۲۱ درجه می‌رسد نشان می‌دهد. شکل ۹ تغییرات سرعت را که بواسطه افزایش شتاب نرمال و افزایش ارتفاع و با وجود دسته‌گاز کامل کاهش پیدا کرده است، نشان می‌دهد. شکل ۱۰ سیگنال خروجی از شبکه عصبی برای کنترل کننده طراحی شده را نشان می‌دهد. همان‌طور که از شکل‌ها پیداست، سیستم کنترل کننده عصبی تطبیقی فرمان اعمال شده از طرف خلبان را، چنانچه نامعینی مدل‌سازی و دینامیک عملگر وجود داشته باشد، بدرستی تعقیب می‌کند.



شکل ۹- نمودار نرخ زاویه‌ای رول، پیچ و یابو



شکل ۱۰- تغییرات زاویه رول، پیچ و یابو

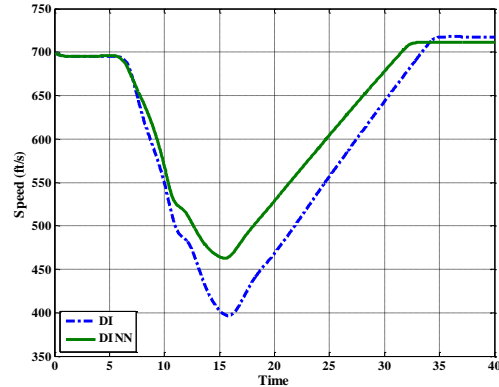
گردید. در این شبیه‌سازی از مدل ریاضی شش درجه آزادی هواپیمای F-18 استفاده شده است. در این شبیه‌سازی فرمان‌های a_y , a_n , P معلوم برای سیستم تقویت فرمان مطابق با پرواز تراز در شرایط تریم عدد ماخ ۰/۵۵ و ارتفاع ۱۰۰۰۰ پا انجام شد.

پی‌نوشت

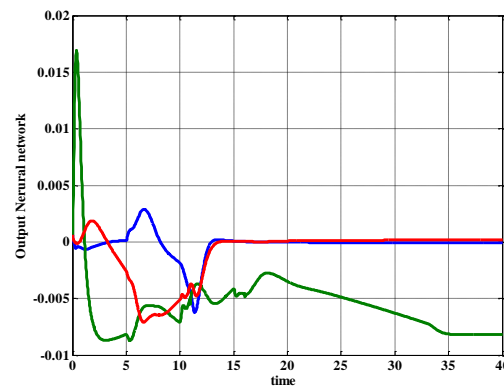
- ۱ Pitch
- ۲ Roll
- ۳ Yaw
- ۴ Bank
- ۵ Aileron
- ۶ Elevator
- ۷ Rudder

مراجع

- [1] R. Eberhardt and K. A. Wise, "Automated Gain Schedules for Missile Autopilots Using Robustness Theory", Proc. AIAA Aerospace Science conference, 1992.
- [2] D. Enns, "Robustness of Dynamic Inversion vs. ∞ -synthesis: Lateral-Directional Flight Control Example", Proc. AIAA Guidance, Navigation, Contr. Conf., August 1990.
- [3] S. H. Lane and R. F. Stengel, "Flight Control Design Using Nonlinear Inverse Dynamics", Automatica, vol. 24, pp. 471- 483, 1988.
- [4] C. Huang. et al., "Analysis and Simulation of a Nonlinear Control Strategy for High Angle of Attack Maneuvers", Proc. AIAA Guidance, Navigation, Control Conf., Portland, OR, August 1990.
- [5] Zhang, Z., Hu, F. and Li, J. "Autonomous flight control system designed for small-scale helicopter based on approximate dynamic inversion", Int. Conf. on Adv. Comp. Cont., pp. 185-191, 2011.
- [6] Wang, Q. and Stengel, R. F. "A dynamic inversion controller design for miniature Unmanned Aerial Vehicles", Consumer Elec., Comm. & Networks, pp. 1916-1921, 2011.
- [7] MacKunis, W., Patre, P. M., Kaizer, M. K., and Dixon, W. E. "Asymptotic Tracking for Aircraft via Robust and Adaptive Dynamic Inversion Methods", IEEE Tr. Cont. Sys. Tech., vol. 18, no. 6, pp. 1448-1456, 2010.
- [8] Peng Lu, Erik-Jan van Kampen, Cornelis de Visser, Qiping Chu., "Aircraft fault-tolerant



شکل ۹- نمودار تغییرات سرعت



شکل ۱۰- نمودار تغییرات سیگنال کنترل از شبکه عصبی v_{ad}

بحث و نتیجه‌گیری

یک ساختار عمومی برای سیستم تقویت فرمان با فرض اینکه دینامیک سیستم به‌طور دقیق مشخص نیست پیشنهاد گردید. طرح کنترل پیشنهادی ترکیبی از کنترل‌کننده وارون دینامیک با شبکه عصبی، پایداری سیستم حلقه بسته را تضمین می‌کند. در این روش لازم نیست که کنترل‌کننده براساس مدل خطی طراحی شود. اشکال اصلی مدل وارون دینامیک این است که نیاز به مدل خیلی دقیق غیرخطی از ممان‌ها و نیروها دارد که بایستی در زمان واقعی معکوس شود. پایداری سیستم تحلیل و الگوریتم آموزش وزن‌ها با e اصلاح‌شده با استفاده از تئوری پایداری لیپانوف بدست آمد. یک شبکه عصبی به‌منظور جبران خطاهای مدل‌سازی آیرودینامیکی همزمان برای طراحی CAS بکار برده شد. عملکرد CAS با استفاده از وارون دینامیک و شبکه عصبی که در بخش‌های قبلی شرح داده شد از طریق شبیه‌سازی تجزیه و تحلیل شد و نتایج حاصل با روش وارون دینامیک مقایسه

- trajectory control using Incremental Nonlinear Dynamic Inversion*", Control Engineering Practice, 57, pp.126-141, 2016.
- [9] Menon, P.K.A., Badgett, M.E., Walker, R.A., and Duke, E.L. "Nonlinear Flight Test Trajectory Controllers for Aircraft", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 10, No. 1, pp.67-72, 1987.
- [10] Snell, S. A., Enns, D. F., and Garrard, W. L., "Nonlinear Control of a Super maneuverable Aircraft", Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Boston, MA, AIAA Paper 89-3486, 1989.
- [11] Lewis, F.L. A. Yesildirek & K. Lui, "Multilayer Neural-net robot controller with guaranteed tracking performance", IEEE Trans. On Neural networks, Vol.7, No.2, pp. 388-399, Mar 1996.
- [12] Hornik, K., Stinchcombe, M. and White, H., "Multilayer Feedforward Networks are Universal Approximators", Neural Networks, Vol. 2, 1989.
- [13] B. Stevens and F. Lewis, "Aircraft Control and Simulation", John Wiley & Sons, Inc., NY, pp. 80-112, 1992.
- [14] P. K. A. Menon, "Nonlinear Command Augmentation System for a High Performance Aircraft", Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Monterey, CA, vol. I, pp. 720-730, August 1993.
- [15] B. S. Kim and A. J. Calise, "Nonlinear Flight Control Using Neural Networks", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 20, No. 1, pp. 26-33, 1997.
- [16] Nelson, R. C., "Flight Stability and Automatic Control", McGraw-Hill, New York, NY, 1989.
- [17] Roskam, J., "Airplane Flight Dynamics and Automatic Controls, Darcorporation, Part-1", 1995.
- [18] Lim, S. and Kim, B.S., "Aircraft CAS Design with Input Saturation Using Dynamic Model Inversion", International Journal of Control, Automation and Systems Vol. 1, No. 3, September 2003.
- [19] Hedrick, J. K., and Gopalaswamy, S. "Nonlinear Flight Control Design via Sliding Modes", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 13, pp. 850-8858, Sept.-Oct. 1990.
- [20] B. Stevens and F. Lewis, "Aircraft Control and Simulation", John Wiley & Sons, Inc., NY, pp. 80-112, 1992.
- [21] Singh, S.N., and Wells, W. R., "Direct Adaptive and Neural Control of Wing-Rock Motion of Slender Delta Wings", Journal of Guidance, control, and Dynamics, Vol.18, No.1, pp.25-30, 1995.
- [22] Byoung S. Kim and Anthony J. Calise, "Nonlinear Flight Control Using Neural Networks", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 20, No.1, pp.26-33, 1997.
- [23] Ge, S. S., and Jin Zhang, "Neural-Network Control of Nonaffine Nonlinear System with Zero Dynamics by State and Output Feedback", IEEE Transactions on Neural Networks, Vol. 14, No.4, pp. 900-918, July 2003.