

## شبیه‌سازی و تست پرواز برای یک پرنده شکاری مافوق صوت

علیرضا اکرامی کیوج<sup>۱\*</sup>

۱- گروه هوافضا، دانشکده فنی مهندسی، واحد تهران علوم تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

\*نویسنده مسئول: alireza.ekrami10@gmail.com

### چکیده

در این مقاله یک توپولوژی کنترل با اختیار پیچ و رول محدود برای هم‌تراز کردن خودکار یک هواپیمای جنگنده پس از گمراهی توصیف شده است. طرح پیشنهادی قابلیت بازیابی برای هواپیما از هرگونه زاویه‌ی بانک (کج شدن در جهت چرخش) در محدوده‌ی پوش تعریف‌شده با سرعت هواپیما (CAS)، زاویه‌ی حمله (AoA) و زاویه مسیر پرواز را فراهم می‌کند تا سطح پرواز را ثابت نگه دارد. الگوریتم کنترل دستورات پیچ و رول را می‌دهد تا بدون تجاوز از محدوده‌های پارامترهای مشخص‌شده برای هواپیما، آن را به سطح پرواز برساند. طرح تولید دستور به‌وسیله‌ی شبیه‌سازی غیرخطی و تست پرواز روی یک هواپیمای جنگنده برای شرایط پروازی مختلف اعتبارسنجی شده است و نتایج ارائه شده‌اند.

کلمات کلیدی: هم‌تراز کردن خودکار، CAS، AoA، گمراهی، الگوریتم کنترل، هواپیمای جنگنده

### ۱- مقدمه

جهت‌گیری فضایی<sup>۱</sup> قابلیت طبیعی ما برای حفظ جهت‌گیری بدن و یا وضعیت بدن نسبت به محیط اطراف در زمان استراحت یا حرکت است. دستیابی جهت‌گیری فضایی در پرواز کار دشواری است چراکه انسان‌ها به‌گونه‌ای طراحی شده‌اند که جهت‌گیری فضایی را روی زمین حفظ کنند.

اختلال جهت‌گیری فضایی<sup>۲</sup> که با نام سرگیجه<sup>۳</sup> نیز شناخته می‌شود، تصور اشتباه فرد از موقعیت و حرکت خود نسبت به زمین است. این امر زمانی رخ می‌دهد که تصور خلبانان در مورد جهت‌گیری هواپیما و جهت‌گیری واقعی هواپیما متفاوت از هم باشد. شرایط جوی، دید کم هنگام پرواز شبانه، استفاده از عینک دید در شب<sup>۴</sup>، ابر، مه یا هر شرایط دیگری که خلبان را از مراجع طبیعی و بصری برای حفظ جهت‌گیری محروم کند، می‌تواند باعث از گمراهی فضایی شود. در مقاله‌ی سرگرد تاد ای. هینل و ویلیام آر. ارکولین<sup>۵</sup>، در مورد علل، عواقب و اقدامات متقابل در برابر گمراهی فضایی برای USAF بحث شده است.

بین ۵ تا ۱۰ درصد از حوادث هواپیمایی عمومی به دلیل گمراهی فضایی است که ۹۰ درصد آن‌ها کشنده هستند. طبق گزارش بریگ جن درک پی. ریدهولم<sup>۶</sup> «گزارش هیئت تحقیق در مورد حوادث هواپیمایی نیروی هوایی ایالات متحده، F-

<sup>۱</sup> Spatial orientation

<sup>۲</sup> Spatial disorientation

<sup>۳</sup> Vertigo

<sup>۴</sup> Night vision goggle

<sup>۵</sup> Major Todd E. Heinle and William R. Ercolino

<sup>۶</sup> Brig Gen Derek P. Rydholm

16CM, T/N 88-0510» حادثه‌ی اخیر (۲۰۱۳) اف ۱۶ در ایتالیا به دلیل گمراهی فضایی است. یوکو تاکادا<sup>۱</sup> در مقاله‌ی خود شدت حوادث گمراهی فضایی در خلبانان جنگنده‌ی نیروی دفاع هوایی ژاپن را توضیح می‌دهد.

هواپیماهای مختلف به ویژگی‌های بازایی خودکار از حالت گمراهی مجهز شده‌اند. به‌عنوان نمونه، F-117A از یک سیستم بازایی خودکار با فعال شدن توسط خلبان<sup>۲</sup> (PAARS) برای بازایی از تمام وضعیت‌ها<sup>۳</sup> با استفاده از یک طرح کنترل بازایی بخش-محور بر اساس وضعیت هواپیما استفاده می‌کند. جنگنده‌ی یورو<sup>۴</sup> نیز تابعی مشابه به نام تابع بازایی گمراهی<sup>۵</sup> (DRF) دارد که با فشار دادن یک دکمه فعال می‌شود. این امر باعث انگیزه برای ایجاد توابع بازایی خودکار به‌عنوان بخشی از توسعه‌ی سیستم کنترل پرواز می‌شود.

به‌عنوان مرحله‌ی اولیه، یک ویژگی بازایی با اختیارات محدود به نام «همترازکننده‌ی خودکار»<sup>۶</sup> توسعه داده می‌شود و تحت تست پرواز قرار می‌گیرد. این تابع را می‌توان به‌صورت دستی توسط خلبان در صورت گمراهی یا غیر آن با فشار دادن یک دکمه فعال کرد. زمانی که دکمه فشار داده شده است، اگر هواپیما در محدوده‌ی پوش مشخص شده باشد، سیستم کنترل پرواز کنترل هواپیما را به دست می‌گیرد و آن را به سطح پرواز<sup>۷</sup> می‌رساند. اگر هنگام فعال کردن این ویژگی، هواپیما خارج از پوش مشخص شده باشد، در دسترس نبودن ویژگی به خلبان اطلاع داده می‌شود. هنگام بازایی، اجازه‌ی قطع تابع و به دست گرفتن کنترل هواپیما به خلبان داده می‌شود.

زاویه‌ی مسیر پرواز و زاویه‌ی بانک موردنیاز برای محاسبه‌ی دستورات از سیستم ناوبری اینرسی<sup>۸</sup> (INS) استخراج می‌شود. در صورت خرابی سیگنال INS یا هرگونه خرابی دیگر مربوط به اجرای تابع همترازکننده‌ی خودکار، اعلان‌های مناسب برای کنترل هواپیما به خلبان داده می‌شود.

یک سیستم بازایی پرواز مبتنی بر استراتژی کنترل پیش‌بینی مدل در مقاله‌ی هاسپودار و هرومسیک<sup>۹</sup> ارائه شده است. ما برای تولید دستورات پیچ و رول از یک طرح تناسبی-انتگرالی و مبتنی بر خطای زاویه‌ی مسیر پرواز و خطای زاویه‌ی بانک استفاده می‌کنیم. این طرح برای شرایط اولیه‌ی مختلف با استفاده از شبیه‌سازی غیرخطی اعتبارسنجی شده است و بهره‌ها<sup>۱۰</sup> برای ترکیبات مختلف ارتفاع ماخ تنظیم می‌شوند تا هم ثبات و هم الزامات عملکرد را برآورده کنند. علاوه بر این، پس از تست پرواز، بهره‌های کنترل و محدوده‌ی نرخ بر اساس نظرات خلبان مجدداً تنظیم شده‌اند.

<sup>۱</sup> Yuko Takada

<sup>۲</sup> Pilot activated automatic recovery system

<sup>۳</sup> Attitude: وضعیت یک هواپیما که با توجه به شیب محورهای آن نسبت به مرجعی نظیر زمین تعیین می‌شود

<sup>۴</sup> Euro fighter

<sup>۵</sup> Disorientation Recovery Function

<sup>۶</sup> Autolevel

<sup>۷</sup> Level flight

<sup>۸</sup> Inertial navigation system

<sup>۹</sup> Hospodar and Hromcik

<sup>۱۰</sup> Gain

ادامه مقاله به شرح زیر تدوین شده است. در بخش ۲، اهداف کنترل توضیح داده شده است. مدل ریاضی مربوط به هواپیما در بخش ۳ شرح داده شده است. طرح محاسبه‌ی دستور در بخش ۴ شرح داده شده است. در بخش ۵ و ۶، تحلیل پایداری و عملکرد توضیح داده می‌شود. نتایج تست پرواز در بخش ۷ ارائه شده‌اند و سخنان نهایی در بخش ۸ ارائه شده‌اند.

جدول ۱- فهرست علائم

| نماد          | توصیف                              |
|---------------|------------------------------------|
| $n_z$         | شتاب نرمال                         |
| $q$           | نرخ پیچ                            |
| $p$           | نرخ رول                            |
| $\gamma$      | زاویه‌ی مسیر پرواز                 |
| $\varphi$     | زاویه‌ی بانک                       |
| CAS           | سرعت هواپیمای کالیبره‌شده          |
| AoA           | زاویه‌ی حمله                       |
| $n$           | ضریب بارگذاری                      |
| $v$           | سرعت                               |
| $m$           | جرم هواپیما                        |
| $g$           | شتاب ناشی از جاذبه                 |
| $\delta_T$    | انحراف ساسات <sup>۱</sup>          |
| $\delta_{pc}$ | دستور سکان پیچ <sup>۲</sup>        |
| $\delta_{rc}$ | دستور سکان رول                     |
| $L_p$         | مشتق ممان چرخش رول نسبت به نرخ رول |

## ۲- هدف کنترل

هدف کنترل در اینجا آوردن هواپیما به سطح پرواز ظرف زمان مشخص شده بدون/با حداقل فرابجهش/فروجهش<sup>۳</sup> از هر جهت‌گیری  $(\gamma, \varphi)$  در محدوده‌ی پوش تعریف‌شده به‌وسیله‌ی  $AoA$ ،  $CAS$  و زاویه‌ی مسیر پرواز بدون تخطی از قیود سیستم زیر است؛

- $n_{z \min} \leq \text{شتاب نرمال} \leq n_{z \max}$
- $q_{\min} \leq \text{نرخ پیچ} \leq q_{\max}$
- $p_{\min} \leq \text{نرخ رول} \leq p_{\max}$

در صورت تخطی از هر یک از قیود بالا، کنترل به اعلان مناسب به دست خلبان برمی‌گردد.

<sup>۱</sup> Throttle deflection

<sup>۲</sup> Pitch stick command

<sup>۳</sup> Overshoot/undershoot

این اهداف بایستی با الزامات پایداری حلقه بسته‌ی زیر برآورده شوند.

- نسبت میرایی  $< 0.3$
- حاشیه فاز  $< 45^\circ$
- حاشیه بهره  $< 6 \text{ dB}$

### ۳- مدل هواپیما

مدل هواپیمای مربوط به این مسئله که در زیر توضیح داده شده است، از کتاب رابرت سی. نلسون<sup>۱</sup> در مورد پایداری و کنترل پرواز<sup>۲</sup> گرفته شده است. متغیرهای حالت در نظر گرفته شده  $[v, \gamma, p, \phi]$  هستند که دینامیک زاویه‌ی مسیر پرواز و زاویه‌ی بانک را توصیف می‌کنند.  $K_1, K_2, K_3$  و  $K_4$  پارامترهایی هستند که بر اساس شرایط پرواز متفاوت هستند.

$$\dot{v} = [K_1 \delta_T - K_2 \delta_{pc} - mg \sin \gamma] * 1/m$$

$$\dot{\gamma} = [K_3 \delta_{pc} \cos \phi - mg \cos \gamma] * 1/mv$$

$$\dot{p} = L_p p + K_4 \delta_{rc}$$

$$\dot{\phi} = p$$

که در آن

$$K_1 = f(\text{mach}, \text{altitude})$$

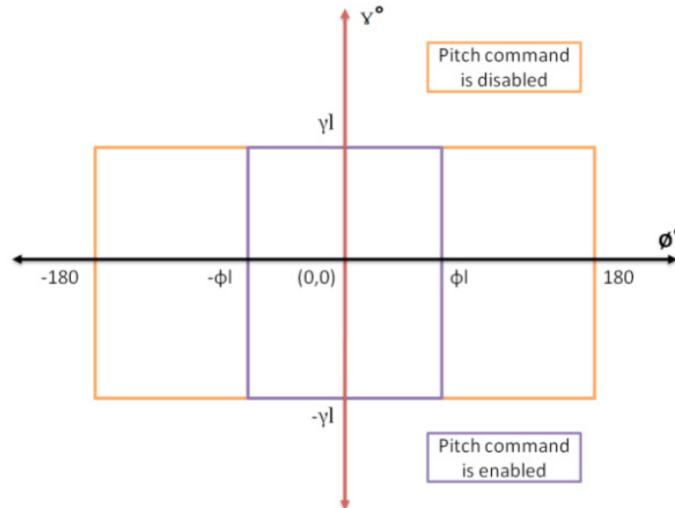
$$K_2, K_3, K_4 = f(\text{AoA}, v, \text{mach}, \text{altitude})$$

### ۴- محاسبه‌ی دستور

طرح‌های محاسبه‌ی دستور پیچ و رول برای رساندن هواپیما به سطح پرواز در این بخش توضیح داده می‌شود. زمانی که تابع همترازکننده‌ی خودکار فعال است، دستورهای پیچ و رول از سکان خلبان قطع می‌شود و دستورهای هدایت محاسبه شده برای حرکت دادن هواپیما استفاده می‌شود. اگر زاویه‌ی بانک در زمان فعال شدن همترازکننده‌ی خودکار بیشتر از  $\pm \phi_1^0$  باشد، با اعمال دستور رول ثابت، زاویه‌ی بانک به زیر  $\pm \phi_1^0$  آورده می‌شود. مکان هندسی اقدام دستور پیچ و رول در شکل ۱ نشان داده شده است.

<sup>۱</sup> Robert C. Nelson

<sup>۲</sup> Flight Stability and Control



شکل ۱- مکان هندسی اقدام دستور

#### ۴-۱- محاسبه‌ی دستور پیچ

دستور پیچ برای برگرداندن زاویه‌ی مسیر پرواز از حالت گمراه به صفر استفاده می‌شود. دستور پیچ از اجزای مختلفی تشکیل شده است که توضیح داده می‌شود. هسته‌ی طرح محاسبه‌ی دستور پیچ یک کنترل‌کننده‌ی تناسبی-انتگرالی (PI) است که برای رساندن خطای زاویه‌ی مسیر پرواز به صفر طراحی شده است. مسیر پیش‌خورد<sup>۱</sup> به تسریع پاسخ و کمینه کردن فراجهش کمک می‌کند.

دستور تلنگر<sup>۲</sup> مبتنی برای زاویه‌ی بانک برای تولید لیفت اضافی در هنگام چرخش‌های پایا استفاده می‌شود. با فرض لیفت و بنابراین تناسب مستقیم  $g$  با انحراف سکان از تریم<sup>۳</sup>  $1g$ ، داریم

$$n - 1 = K * \delta'_{pc}$$

برای پرواز با چرخش پایا،  $n = 1/\cos(\phi)$

بنابراین سکان تلنگر موردنیاز برابر است با،

$$\delta'_{pc} = \left(-\frac{1}{K}\right) * (1 - 1/\cos(\phi))$$

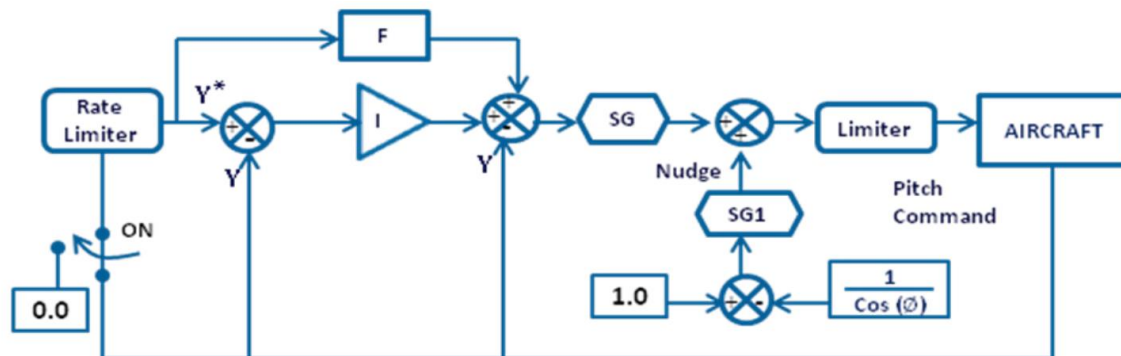
که در آن ثابت  $(-1/K)$  نشان داده‌شده به صورت SGI در شکل ۲) سکان  $mm$  بر حسب  $g$  مثبت است و با شرایط پرواز (ماخ، ارتفاع) تغییر می‌کند.

شکل ۲ نمای شماتیک از محاسبه‌ی دستور پیچ را نشان می‌دهد.

<sup>۱</sup> Feed forward path

<sup>۲</sup> Nudge command

<sup>۳</sup> Trim



شکل ۲- طرح محاسبه‌ی دستور پیچ

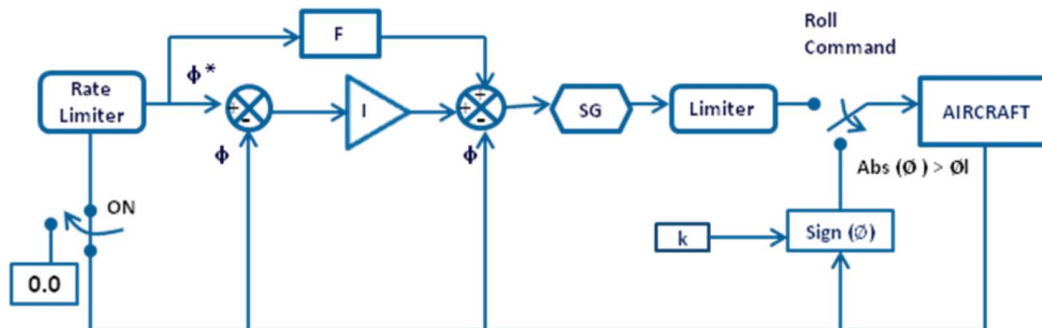
از یک محدودکننده‌ی نرخ استفاده می‌شود تا مرجع گاما را از گاما در زمان درگیر شدن به صفر برساند. بیشینه و کمینه نرخ محدودکننده‌ی نرخ بر حسب تابعی از زاویه‌ی مسیر پرواز تعیین می‌شوند. محدوده‌های محدودکننده‌ی نرخ برای مطابقت با الزامات کیفیت کنترل<sup>۱</sup> (HQ) تنظیم می‌شود.

هنگامی که زاویه‌ی بانک به زیر  $\pm\phi_1$  رسید، انتگرال‌گیر در حالت دماغه رو به بالا شروع به شارژ می‌کند. این عمل انتگرال در صورت  $\gamma < \gamma_m$  غیرفعال می‌شود تا در هنگام بازیابی از حالت دماغه رو به پایین، فراجش‌ها را خنثی کند. بهره‌ی انتگرال (I) و پیش‌خورد (F) با تکرار تنظیم می‌شود تا شرایط موردنیاز در زمان بالا رفتن و فراجش را برآورده کند. مقدار بسیار کم بهره‌ی انتگرال منجر به انحراف‌های کوچک و مداوم در گاما می‌شود درحالی‌که مقدار بیش‌ازحد بزرگ آن منجر به فراجش‌های بزرگ می‌شود. بهره‌ی انتگرال I برای کل پوش بر اساس شبیه‌سازی‌های خطی و غیرخطی ثابت شد. بهره‌ی تناسبی SG یک بهره‌ی برنامه‌ریزی‌شده بر اساس ماخ و ارتفاع است. SG به‌گونه‌ای تنظیم می‌شود تا الزامات پایداری را برآورده کند.

#### ۲-۴- محاسبه‌ی دستور رول

از دستور رول برای به صفر رساندن زاویه‌ی بانک از حالت گمراه استفاده می‌شود. اگر زاویه‌ی بانک بیشتر از  $\pm\phi_1$  باشد، از یک دستور رول ثابت  $\pm r^0$  برای پایین آوردن هواپیما به زیر  $\pm\phi_1$  زاویه‌ی بانک استفاده می‌شود. از کنترل‌کننده‌ی تناسبی-انتگرالی (PI) با محدودکننده‌ی نرخ و پیش‌خورد برای به صفر رساندن خطای بانک مانند طرح محاسبه‌ی دستور پیچ استفاده می‌شود. مسیر پیش‌خورد زمان بالا رفتن را بهبود می‌بخشد و فراجش دستور را محدود می‌کند. شکل ۳ نمایش شماتیک از محاسبه‌ی دستور رول را نشان می‌دهد.

<sup>۱</sup> Handling quality



شکل ۳- طرح محاسبه‌ی دستور رول

مرجع بانک با استفاده از محدودکننده‌ی نرخ از زاویه‌ی بانک در هنگام فعال‌سازی، به صفر می‌رسد. نرخ‌های محدودکننده‌ی نرخ برای برآورده کردن الزامات HQ ثابت می‌شوند.

حلقه‌ی PI هنگامی شروع به کار می‌کند که  $abs(\phi) \leq \phi_l$ ، عمل انتگرال زمانی غیرفعال می‌شود که خطای بانک به زیر  $\phi_m$  برسد. عمل ترکیبی پیش‌خورد و انتگرال‌گیر، فراجهدش را محدود می‌کند. بهره‌ی انتگرال (I) و پیش‌خورد (F) با تکرار تنظیم می‌شود تا الزامات عملکرد را در زمان بالا رفتن و فراجهدش برآورده کند. بهره‌ی تناسبی SG برای برآورده کردن پایداری لازم برای کل پوش پرواز عملیاتی تنظیم می‌شود و بر حسب تابعی از ماخ و ارتفاع برنامه‌ریزی می‌شود.

## ۵- تحلیل پایداری

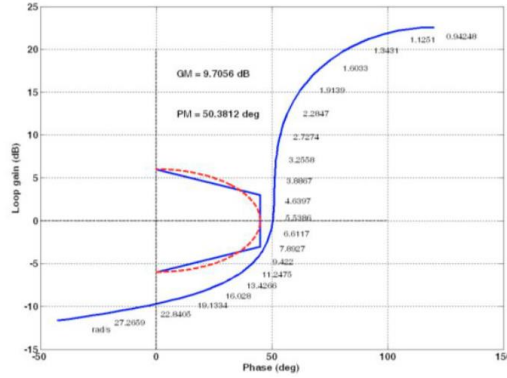
تحلیل پایداری سیستم حلقه-بسته در حوزه‌ی فرکانس انجام می‌شود. سیستم در هر نقطه‌ی کاری در پوش ماخ/ارتفاع به‌صورت خطی تعیین می‌شود تا حاشیه بهره (GM) و حاشیه فاز (PM) تابع انتقال حلقه را تعیین کند. GM و PM با رسم نمودار نیکولز<sup>۱</sup> از تابع انتقال حلقه برای محدوده‌ی فرکانس عملیاتی تعیین می‌شوند. نسبت میرایی قطب حلقه-بسته‌ی غالب نیز برای بررسی الزام میرایی تعیین می‌شود.

### ۵-۱- تحلیل پایداری حلقه‌ی کنترل پیچ

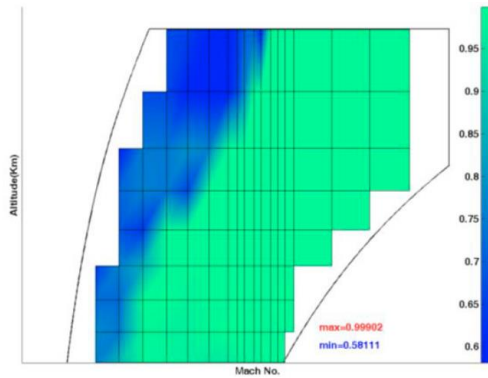
نمودار نیکولز برای تابع انتقال حلقه‌ی پیچ برای کل پوش پرواز به‌منظور ارزیابی GM و PM رسم شده است. یک نمودار نمونه برای یک ماخ و ارتفاع خاص (۰/۷۵، ۸ km) در شکل ۴ نشان داده شده است. الزام پایداری حلقه-بسته به‌صورت یک منحنی نقطه‌چین قرمز در نمودار نشان داده شده است. میرایی ارزیابی شده برای قطب حلقه-بسته‌ی غالب برای کل پوش ماخ-ارتفاع در شکل ۵ نشان داده شده است. جدول ۲ نتایج تحلیل را برای کل پوش عملیاتی نشان می‌دهد.

<sup>۱</sup> Nichols plot





شکل ۴- نمودار نیکولز حلقه‌ی پیچ برای ماخ ۰/۷۵ و ارتفاع ۸ km



شکل ۵- میرایی ارزیابی شده برای حلقه‌ی پیچ برای کل پوش ماخ/ارتفاع

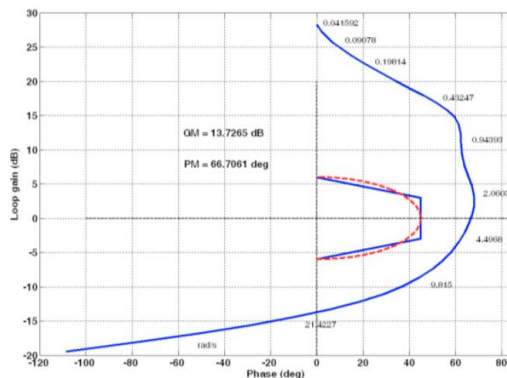
جدول ۲- پارامترهای پایداری حلقه‌ی پیچ

| پیشینه | کمینه | پارامتر         |
|--------|-------|-----------------|
| ۱۴/۲   | ۷/۹   | حاشیه بهره (dB) |
| ۷۳/۹   | ۴۸/۲  | حاشیه فاز (deg) |
| ۰/۹۹۹  | ۰/۵۸۱ | نسبت میرایی     |

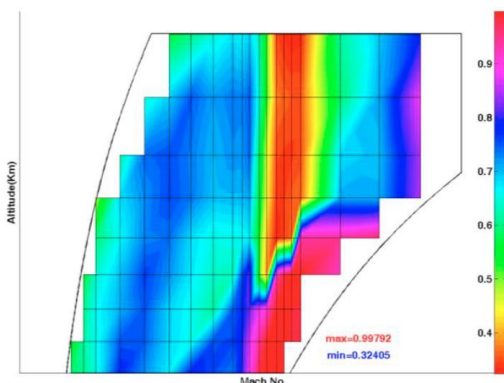
### ۲-۵- تحلیل پایداری حلقه‌ی کنترل رول

نمودار نیکولز برای حلقه‌ی کنترل رول برای ماخ ۰/۷۵ و ارتفاع ۸ km در شکل ۶ نشان داده شده است. شکل ۷ میرایی ارزیابی شده برای قطب حلقه-بسته‌ی غالب را برای کل پوش ماخ-ارتفاع نشان می‌دهد. در جدول ۳ نتایج تحلیل برای کل پوش عملیاتی ارائه شده است.





شکل ۶- نمودار نیکولز حلقه‌ی رول برای ماخ ۰/۷۵ و ارتفاع ۸ km



شکل ۷- میرایی ارزیابی شده برای حلقه‌ی رول برای کل پوش ماخ/ارتفاع

جدول ۳- پارامترهای پایداری حلقه‌ی رول

| پیشینه | کمینه | پارامتر         |
|--------|-------|-----------------|
| ۱۷/۲   | ۱۲/۲  | حاشیه بهره (dB) |
| ۷۵/۶   | ۴۸/۸  | حاشیه فاز (deg) |
| ۰/۹۹۸  | ۰/۳۲۴ | نسبت میرایی     |

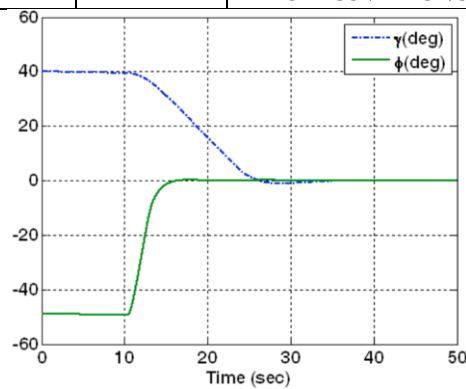
## ۶- تحلیل عملکرد

عملکرد حلقه‌های کنترل با استفاده از شبیه‌سازی غیرخطی ارزیابی شده است. برای تعیین انحراف در آستانه‌های پارامترها، شبیه‌سازی با شرایط اولیه‌ی مختلف برای کل پوش ماخ-ارتفاع انجام شده است. قیود اعمال شده برای شبیه‌سازی در جدول ۴ آورده شده است.

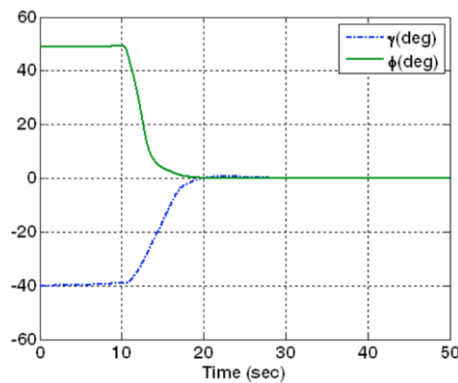
نتایج شبیه‌سازی برای سه شرایط اولیه مختلف پرواز در ماخ ۰/۵ و ارتفاع ۵ km در زیر نشان داده شده است (شکل ۸، ۹، ۱۰). این نتایج نشان می‌دهد که کنترل‌کننده هواپیما را برای شرایط اولیه‌ی مختلف به سطح پرواز می‌رساند. نتایج مربوط به تغییرات پارامترها برای کل پوش ماخ/ارتفاع در جدول ۵ آورده شده است.

جدول ۴- قیود روی پارامترها

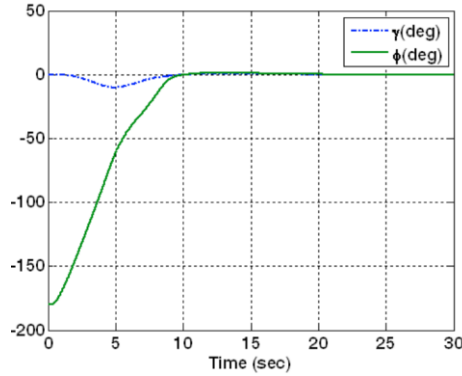
| پارامتر                        | کمینه | بیشینه |
|--------------------------------|-------|--------|
| شتاب نرمال (g)                 | -۱/۵  | ۴/۵    |
| نرخ پیچ (deg/s)                | -۲۵/۰ | ۲۵/۰   |
| نرخ رول (deg/s)                | -۹۰/۰ | ۹۰/۰   |
| زمان لازم برای هم‌تراز شدن (s) | -     | ۳۰     |



شکل ۸- شبیه‌سازی هم‌تراز کردن خودکار با مقادیر اولیه  $\gamma=40^\circ$  و  $\phi=-50^\circ$



شکل ۹- شبیه‌سازی هم‌تراز کردن خودکار با مقادیر اولیه  $\gamma=-40^\circ$  و  $\phi=+50^\circ$



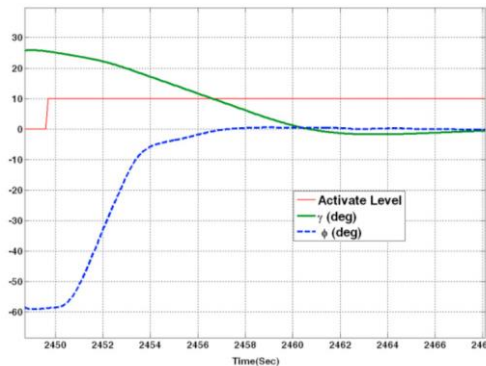
شکل ۱۰- شبیه‌سازی هم‌تراز کردن خودکار با مقادیر اولیه  $\gamma=0^\circ$  و  $\phi=180^\circ$

جدول ۵- مقدار کمینه/بیشینه به‌دست آمده از شبیه‌سازی غیرخطی

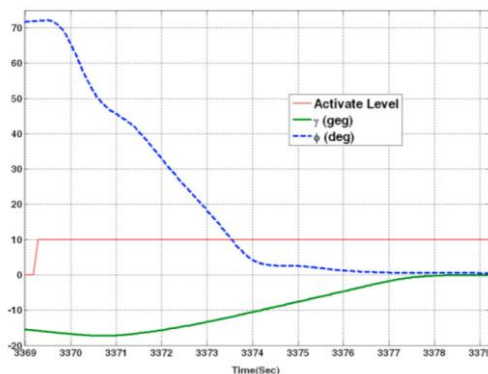
| پارامتر                        | کمینه | بیشینه |
|--------------------------------|-------|--------|
| شتاب نرمال (g)                 | -۱/۴۳ | ۳/۷۷   |
| نرخ پیچ (deg/s)                | -۷/۳  | ۲۲/۸   |
| نرخ رول (deg/s)                | -۷۹/۵ | ۸۹/۳   |
| زمان لازم برای هم‌تراز شدن (s) | ۹/۷۵  | ۲۹/۲   |

## ۷- نتایج تست پرواز

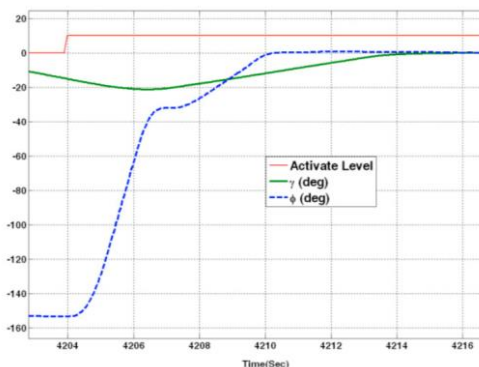
این طرح کنترل به‌طور مؤثر بر روی یک هواپیمای جنگنده برای گمراهی‌های متفاوت در پوش مشخص شده آزمایش شد. نتایج و نظرات خلبان آزمایش نشان می‌دهد که این طرح در تحقق هدف خود که در بخش ۳ ذکر شده موفق بوده است. نتایج آزمایش پرواز برای برخی از جهت‌گیری‌های هواپیما در زیر آورده شده است.



شکل ۱۱- داده‌های پرواز هم‌تراز کردن خودکار با مقادیر اولیه  $\gamma=25^\circ$  و  $\phi=-60^\circ$



شکل ۱۲- داده‌های پرواز هم‌تراز کردن خودکار با مقادیر اولیه  $\phi=70^\circ$  و  $\gamma=-18^\circ$



شکل ۱۳- داده‌های پرواز هم‌تراز کردن خودکار با پرواز معکوس  $\phi=150^\circ$  و  $\gamma=-15^\circ$

## ۸- نتیجه‌گیری

تابع هم‌تراز کردن خودکار برای بازیابی یک هواپیمای جنگنده از گمراهی فضایی در یک پوش محدود در این مقاله توضیح داده شده است. طرح محاسبه‌ی دستور توصیف‌شده با استفاده از شبیه‌سازی‌های خطی و غیرخطی برای کل پوش عملیاتی به شکل گسترده تأیید شد. نتایج تست پرواز نشان می‌دهد که این طرح در رسیدن به هدف خود در پوش مشخص شده مؤثر است. این کار را می‌توان برای بازیابی‌های فراتر از محدوده‌ی زاویه‌ی مسیر پرواز گسترش یابد.

## مراجع

- [1] Major Todd E. Heinle, Mr. William R. Ercoline, (2002). Pilot Spatial Disorientation: Causes, Consequences and Countermeasures for the USAF. RTO HMF Symposium, La Coruna, Spain, 15-17 April 2002.
- [2] Brig Gen Derek P. Rydholm (2013). United States Aircraft Air Force Aircraft Accident Investigation Board Report, F-16CM, T/N 88-0510, Near Cervia, Italy.
- [3] Yuko Takada, Lt Col Tetsuya Hisada, Col Naruo Kuwada, Col Masao Sakai, Lt Gen Tomomitsu Akamatsu (2009). Survey of Severe Spatial Disorientation Episodes in Japan Air Self-Defence Force Fighter Pilots Showing Increased Severity in Night Flight. Military Medicine, Vol. 174, June 2009, PP 626:630.

[4] S. R. Combs, K. G. Gousman, G. J. Tauke (1992). Pilot Activated Automatic Recovery System on the F-117A. Aerospace design conference, AIAA-92-1126.

[5] P. Hospodar, M. Hromcik, (2009). Flight Recovery System. 17th International Conference on Process Control, June 9-12. PP 414:418.

[6] Robert C. Nelson. Flight Stability and Automatic Control