



دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه کارشناسی ارشد

گرایش دینامیک پرواز و کنترل

طراحی کنترلر SAS برای یک هواپیمای مدل

نگارش:

حسین صداقت

استاد راهنما:

دکتر ابوالقاسم نقاش

استاد مشاور:

دکتر محمود مانی

شهریور 1386

چکیده

در این پایان نامه هدف ساخت یک کنترلر برای کنترل عرضی یک هواپیمای مدل¹ است. از ضرایب و مشتقات آیرودینامیکی این هواپیما که به صورت دستی محاسبه شده اند، استفاده شده تا معادلات حرکت عرضی هواپیما بدست آید، سپس تابع تبدیل عرضی هواپیما از این معادلات استخراج شده است. ریشه های این تابع تبدیل مرتبه پنج، مودهای حرکت عرضی هواپیما هستند. دو ریشه مختلط این معادله همان مود داچ-رول هواپیما است. یک بار تابع تبدیل هواپیما (بدون اعمال کنترلر) به ازای ورودی رادر و خروجی های β ، ϕ و ψ مورد بررسی قرار گرفته و یک بار همین توابع تبدیل با اعمال یک پسخور $\beta - \dot{\beta}$ مورد بررسی قرار گرفته است. البته به دلیل مشکلاتی که در عمل به وجود می آید از جمله خرید سنسور $\dot{\beta}$ و عدم دقت مورد نیاز در صورت استفاده از مشتق β به جای $\dot{\beta}$ و برخی مشکلات دیگر که در متن به آنها اشاره خواهد شد، ساخت دقیق این کنترلر با مشکلاتی مواجه شد و به ناچار به جای آن از یک کنترلر P در مسیر پیشرو استفاده شده است (بر اساس کنترل موقعیت)، و نهایتاً با استفاده از دو پتایسیومتر و پسخور گرفتن از β و رادر در هر لحظه، مداری بر پایه کنترل موقعیت طراحی شد. اما برای حذف خطای حالت ماندگار هواپیما مدار دیگری بر اساس کنترل ولتاژ (کنترلر PI) طراحی شد که از طریق یک پورت سریال قابلیت اتصال به کامپیوتر را نیز دارد.

کلمات کلیدی: کنترل جانبی (lateral control)، مود داچ-رول (dutch-roll mode)، کنترلر SAS (SAS controller).

¹ یک هواپیمای کنترلی ۳ کانال با موتور الکتریکی و مشابه هواپیمای Cessna 172-R با مقیاس $1/12$.

فهرست مطالب

فصل 1	دینامیک عرضی هواپیما	5
1	مقدمه	6
2	معادلات حرکت هواپیما [1]	7
3	بدست آوردن مود های حرکتی هواپیما	9
4	بدست آوردن توابع تبدیل عرضی هواپیما	11
فصل 2	کنترل عرضی هواپیما	13
1	مروری بر تاریخچه علم کنترل در هوافضا [2]	14
2	میرا کردن مود داچ- رول [1]	16
3	پسخور $\beta - \dot{\beta}$	18
4	رسم پاسخ هواپیما به ازای ورودی پالسی رادر (حلقه باز)	19
5	پاسخ هواپیما با اعمال کنترلر $\beta - \dot{\beta}$ به ازای ورودی پالسی رادر (حلقه بسته)	24
6	دلایل استفاده از کنترلر PI به جای پسخور $\beta - \dot{\beta}$	26
7	سیستم کنترلی با کنترلر PI و روش بدست آوردن ضرایب کنترلر	27
فصل 3	طراحی و ساخت کنترلر	30
1	مشکلات ساخت انواع کنترلر	31
2	الگوریتم طراحی مدار الکترونیکی (کنترل موقعیت)	32
3	برنامه میکروچیپ مربوط به مدار کنترل موقعیت و جزئیات مربوط به برنامه آن	34
4	ساختار کلی مدار کنترل موقعیت و جزئیات اجزای آن	34
37	بررسی جزئیات مدار	37
5	الگوریتم طراحی مدار الکترونیکی (کنترل ولتاژ)	39
مراجع		44
ضمیمه		46
46	AIRCRAFT_COEFFICIENTS . M	46
47	POS_CTRL . BAS	47
50	VOLTAGE_CONTROL . C	50

فهرست شکل ها

- شکل 1: دیاگرام بلوکی میرا کننده داچ-رول 17
- شکل 2: دیاگرام بلوکی احراز هماهنگی به کمک لغزش جانبی 18
- شکل 3: دیاگرام بلوکی SAS $\beta - \dot{\beta}$ 19
- شکل 4: دیاگرام بودی برای ϕ / δ_r 20
- شکل 5: مکان هندسی ریشه ها برای ϕ / δ_r 20
- شکل 6: دیاگرام بودی برای ψ / δ_r 21
- شکل 7: مکان هندسی ریشه ها برای ψ / δ_r 21
- شکل 8: دیاگرام بودی برای β / δ_r 22
- شکل 9: مکان هندسی ریشه ها برای β / δ_r 22
- شکل 10: انحراف پالسی رادر به اندازه 1 درجه 23
- شکل 11: ϕ هواپیما به ازای انحراف پالسی رادر (در سرعت 10 m/s و سطح دریا) 23
- شکل 12: ψ هواپیما به ازای انحراف پالسی رادر (در سرعت 10 m/s و سطح دریا) 24
- شکل 13: β هواپیما به ازای انحراف پالسی رادر (در سرعت 10 m/s و سطح دریا) 24
- شکل 14: دیاگرام بلوکی مدار کنترلی هواپیما با پسخور $\beta - \dot{\beta}$ 25
- شکل 15: پاسخ حلقه بسته هواپیما با پسخور $\beta - \dot{\beta}$ و ورودی پالسی رادر 26
- شکل 16: مدار کنترلی هواپیما با کنترلر PI به جای پسخور $\beta - \dot{\beta}$ 27
- شکل 17: پاسخ حلقه بسته هواپیما به ورودی پله رادر به ازای $\beta_{comm} = 1^\circ$, $D = 0$, $I = -0.8$, $P = -0.4$ 28
- شکل 18: شکلی که از آن برای یافتن مقادیر مناسب ضرایب P و I به صورت سعی و خطایی استفاده کردیم 29
- شکل 19: الگوریتم طراحی مدار الکترونیکی 33
- شکل 20: شکل شماتیک شبیه سازی مدار کنترلی در نرم افزار Proteus 35
- شکل 21: نگاتیو برد الکترونیکی 36
- شکل 22: شماتیک اجزاء یک مدار پل H نوعی 38
- شکل 23: اجزاء تشکیل دهنده برد کنترل ولتاژ 42
- شکل 24: نگاتیو لایه رویی برد کنترل ولتاژ 43
- شکل 25: نگاتیو لایه زیری برد کنترل ولتاژ 43

فهرست جدول ها

- جدول 1: ضرایب و مشتقات آیرودینامیکی هواپیما (به دست آمده از روش راسکم) [9] 10

فصل 1

دینامیک عرضی هواپیما

۱. مقدمه

از آنجا که بیشتر هواپیماها دارای حرکت حلزونی² ناپایدار هستند، در صورتی که انحراف سطوح کنترلی یا باد، هواپیما را از حالت تعادل خارج کند، هیچگونه تمایلی برای بازگشت به هدینگ اولیه وجود نخواهد داشت. بنابراین خلبان باید به طور مداوم تصحیحاتی انجام دهد تا هدینگ هواپیما را ثابت نگه دارد. اتوپایلوت های عرضی اولیه اصولاً برای حفظ تراز بال ها و ایجاد هدینگ مطلوب طراحی می شدند. در این اتوپایلوت ها از یک ژيروسکوپ عمودی برای تراز کردن بال ها، و از یک ژيروسکوپ جهتی برای هدینگ مرجع استفاده می شد. این اتوپایلوت ها قابلیت مانور بسیار محدودی داشتند. به محض اینکه هواپیما با جهت های مرجع هم راستا شده و اتوپایلوت وارد عمل می شد، تنها تغییرات هدینگ کوچکی اعمال می شد. این کار معمولاً با تغییر ورودی مرجع هدینگ انجام می شود که باعث می شود هواپیما با کمک رادها طوری سمت بگیرد که هدینگ جدیدی پیدا کند. بدیهی است که چنین مانوری نا هماهنگ بوده و تنها به ازای تغییرات کوچک هدینگ عملی بود. به دلیل عدم مانور پذیری و مشخصه میرایی ضعیف نوسانات داچ-رول در هواپیما های با قابلیت بالا، این اتوپایلوت برای هواپیما های امروزی مناسب نیست. اتوپایلوت هواپیماهای امروزی بسیار پیچیده تر است. در بسیاری موارد لازم است میرایی مود داچ-رول هواپیما به طور مصنوعی ایجاد شود. همچنین به منظور افزایش قابلیت مانور، تمهیداتی برای کنترل دور زدن در نظر گرفته شده که از طریق انحراف ایلران اعمال می شود، و هماهنگی از طریق اعمال سیگنال های مناسب به رادر تحقق می یابد.

² spiral

۲. معادلات حرکت هواپیما [1]

برای به دست آوردن معادلات حرکت می توان از قانون دوم نیوتن استفاده نمود ، به طوری که مجموع تمام نیروهای خارجی اعمال شده به هواپیما برابر با نرخ زمانی تغییر اندازه حرکت بوده و مجموع تمام گشتاورهای اعمال شده به هواپیما برابر با نرخ زمانی تغییر اندازه حرکت زاویه ای می باشد. با نوشتن معادلات هواپیما نسبت به زمین و برخی ساده سازی ها ، معادلات حرکت خطی هواپیما به صورت زیر بدست می آیند :

$$\sum \Delta F_x = m(\dot{U} + WQ - VR) \quad (1)$$

$$\sum \Delta F_y = m(\dot{V} + UR - WP) \quad (2)$$

$$\sum \Delta F_z = m(\dot{W} + VP - UQ) \quad (3)$$

و معادلات حرکت دورانی به صورت زیر بدست می آیند :

$$\sum \Delta L = \dot{P}I_x - \dot{R}J_{xz} + QR(I_z - I_y) - PQJ_{xz} \quad (4)$$

$$\sum \Delta M = \dot{Q}I_y + PR(I_x - I_z) + (P^2 - R^2)J_{xz} \quad (5)$$

$$\sum \Delta N = \dot{R}I_z - \dot{P}J_{xz} + PQ(I_y - I_x) + QRJ_{xz} \quad (6)$$

اینها معادلات کامل حرکت هواپیما هستند . این معادلات باید خطی شوند و سمت راست و چپ آنها بسط داده شوند .

فرضیات حاکم بر این نتایج عبارتند از :

1. محورهای OZ و OX در صفحه تقارن هواپیما قرار دارند .

2. جرم هواپیما ثابت است .

3. هواپیما یک جسم صلب است .

4. زمین یک مرجع اینرسی است .

معادلات شش گانه فوق به دو دسته معادلات سه تایی همزمان تقسیم می شوند . از این رو فرض

می شود که پرواز هواپیما به صورت افقی و مستقیم و بدون شتاب بوده و با انحراف الویتور دچار

اغتشاش می شود . این انحراف باعث ایجاد گشتاوری حول محور OY می شود که در نتیجه تغییری

در F_x و F_z ایجاد می کند ولی تأثیری بر گشتاور های غلت و سمت و نیروی F_y ندارد ، لذا

$P=R=V=0$ و برای حرکت طولی می توان معادلات (2) و (4) و (6) را حذف کرد و از

معادلات (1) و (3) و (5) استفاده کرد . برای حرکت عرضی که در اینجا به آن پرداخته می شود ، از

معادلات (2) و (4) و (6) استفاده می شود .

با صرف نظر کردن از P و R و حاصلضرب و مجذور آنها (اگر اغتشاشات کوچک باشند) و

جداسازی معادلات و برخی ساده سازی ها معادلات زیر به دست می آیند :

$$\frac{I_x}{Sq b} \ddot{\phi} - \frac{b}{2U} C_{l_p} \dot{\phi} - \frac{J_{xz}}{Sq b} \ddot{\psi} - \frac{b}{2U} C_{l_r} \dot{\psi} - C_{l_\beta} \beta = C_{l_a} \quad (7)$$

$$-\frac{J_{xz}}{Sq b} \ddot{\phi} - \frac{b}{2U} C_{n_p} \dot{\phi} + \frac{I_z}{Sq b} \ddot{\psi} - \frac{b}{2U} C_{n_r} \dot{\psi} - C_{n_\beta} \beta = C_{n_a} \quad (8)$$

$$\frac{mU}{Sq} \dot{\beta} - C_{y_\beta} \beta + \left(\frac{mU}{Sq} - \frac{b}{2U} C_{y_r} \right) \dot{\psi} - C_{y_\psi} \psi - \frac{b}{2U} C_{y_p} \dot{\phi} - C_{y_\phi} \phi = \frac{F_{y_a}}{Sq} = C_{y_a} \quad (9)$$

که اینها معادلات خطی شده مجزای حرکت عرضی می باشند . این معادلات بی بعد هستند .

اما برای حل این معادلات ابتدا معادلات همگن³ استخراج می شوند . از معادلات (7) و (8) و

(9) تبدیل لاپلاس گرفته می شود و از C_{y_r} و C_{y_p} صرف نظر می شود ، معادلات زیر به دست

می آیند :

$$\left(\frac{I_x}{Sq b} s^2 - \frac{b}{2U} C_{l_p} s\right)\phi(s) + \left(-\frac{J_{xz}}{Sq b} s^2 - \frac{b}{2U} C_{l_r} s\right)\psi(s) - C_{l_\beta}\beta(s) = 0 \quad (10)$$

$$\left(-\frac{J_{xz}}{Sq b} s^2 - \frac{b}{2U} C_{n_p} s\right)\phi(s) + \left(\frac{I_z}{Sq b} s^2 - \frac{b}{2U} C_{n_r} s\right)\psi(s) - C_{n_\beta}\beta(s) = 0 \quad (11)$$

$$-C_{y_\phi}\phi(s) + \left(\frac{mU}{Sq} s - C_{y_\psi}\right)\psi(s) + \left(\frac{mU}{Sq} s - C_{y_\beta}\right)\beta(s) = 0 \quad (12)$$

۳. بدست آوردن مود های حرکتی هواپیما

ضرایب و مشتقات آیرودینامیکی هواپیما در جدول (1) آورده شده اند . ضرایب این جدول با

استفاده از روش راسکم و به طریق دستی (با توجه به شکل ظاهری و ابعاد هواپیما) محاسبه شده اند

[9] . از این داده ها برای حل معادلات هواپیمای مدل که به طور مستقیم و با سرعت 10 متر بر ثانیه

و در سطح دریا پرواز می کند استفاده می شود .

با استفاده از نرم افزار MATLAB برنامه ای نوشته شده تا به کمک آن ماتریس ضرایب مربوط به

هواپیما محاسبه شود ، این برنامه در ضمیمه با عنوان aircraft_coefficients.m آورده شده

است .

³ یعنی در حالتی که هیچ ورودی و خروجی ای وجود ندارد ؛ به عبارت دیگر $C_{l_a} = C_{n_a} = C_{y_a} = 0$

جدول 1 : ضرایب و مشتقات آیرودینامیکی هواپیما (به دست آمده از روش راسکم) [9]

ضریب	مقدار ضریب محاسبه شده به روش راسکم
$C_{y\beta}$	-0.2299
$C_{l\beta}$	-0.1566
$C_{n\beta}$	0.04983
C_{y_p}	-0.007827
C_{l_p}	-0.4278
C_{n_p}	0.0771
C_{y_r}	0.1466
C_{l_r}	0.2162
C_{n_r}	-0.19819
$C_{y_{\delta}}$	0.1198
$C_{l_{\delta}}$	0.003499
$C_{n_{\delta}}$	-0.06555

در این برنامه ماتریس **aa** ماتریس ضرایب حاصل از سه معادله (10) و (11) و (12) است و

پس از بسط دترمینان آن معادله مشخصه حاصل به صورت زیر به دست آمده است :

$$1.0e-003 * (0.0026 s^5 + 0.0487 s^4 + 0.1493 s^3 + 0.6514 s^2 + 0.6138 s) = 0 \quad (13)$$

در این معادله یکی از ریشه‌ها صفر است ، یعنی هواپیما به هدینگ حساسیت ندارد ؛ به این

معنی که اگر اغتشاشی ایجاد شود ، هیچ گشتاوری برای بازگرداندن هواپیما به هدینگ اولیه ایجاد

نخواهد شد . دیگر ریشه‌های این معادله عبارتند از :

$$S_1 = -15.7546 \quad \text{مود غلت}^4$$

$$S_2 = -1.1348 \quad \text{مود حلزونی}$$

$$S_3, S_4 = -0.7553 \pm 3.5199i \quad \text{مود داچ-رول}$$

که ζ_D و ω_{n_D} مود داچ-رول به صورت زیر می آیند :

$$\zeta_D = 0.21, \quad \omega_{n_D} = 3.5199 \quad \text{Rad/s}$$

۴. بدست آوردن توابع تبدیل عرضی هواپیما

حال توابع تبدیل عرضی هواپیما برای جابجایی رادر به صورت زیر بدست می آید :

$$\begin{aligned} \text{cydeltar} &= 0.1198 && ; \\ \text{cndeltar} &= -0.06555 && ; \\ \text{cldeltar} &= 0.003499 && ; \\ \text{deltaaileron} &= 0 && ; \end{aligned}$$

با گرفتن تبدیل لاپلاس از معادلات (7) و (8) و (9) به ازای شرایط اولیه صفر و جایگذاری مقادیر فوق ماتریس های β ، ψ و ϕ به صورت زیر بدست می آیند :

$$\text{beta} = \begin{bmatrix} I_x/(S^*q*b)*s^2-ss*Clp*s & -Jxz/(S^*q*b)*s^2-ss*Clr*s & Clldeltar & ; \\ -Jxz/(S^*q*b)*s^2-ss*Cnp*s & Iz/(S^*q*b)*s^2-ss*Cnr*s & Cndeltar & ; \\ -ss*Cyp*s-Cyphi & ((m*U)/(S^*q)-ss*Cyr)*s-Cypsi & cydelta &] \end{bmatrix}$$

$$\text{phi} = \begin{bmatrix} Clldeltar & -Jxz/(S^*q*b)*s^2-ss*Clr*s & -Clbeta & ; \\ Cndeltar & Iz/(S^*q*b)*s^2-ss*Cnr*s & -Cnbeta & ; \\ cydeltar & ((m*U)/(S^*q)-ss*Cyr)*s-Cypsi & ((m*U)/(S^*q))*s-Cybeta &] \end{bmatrix}$$

$$\text{psi} = \begin{bmatrix} I_x/(S^*q*b)*s^2-ss*Clp*s & Clldeltar & -Clbeta & ; \\ -Jxz/(S^*q*b)*s^2-ss*Cnp*s & Cndeltar & -Cnbeta & ; \\ -ss*Cyp*s-Cyphi & cydelta & ((m*U)/(S^*q))*s-Cybeta &] \end{bmatrix}$$

توابع تبدیل مربوط به این خروجی ها به ورودی δ_r ، به صورت زیر بدست خواهند آمد .

برای ϕ داریم :

$$\frac{\phi(s)}{\delta_r(s)} = \frac{7.67e-006 s^3 - 0.0004712 s^2 - 0.00739 s}{2.649e-006 s^5 + 4.874e-005 s^4 + 0.0001493 s^3 + 0.0006514 s^2 + 0.0006138 s}$$

به طور مشابه برای ψ :

$$\frac{\psi(s)}{\delta_r(s)} = \frac{-5.664e-005 s^3 - 0.0008685 s^2 - 0.0002245 s - 0.007079}{2.649e-006 s^5 + 4.874e-005 s^4 + 0.0001493 s^3 + 0.0006514 s^2 + 0.0006138 s}$$

و نیز برای β :

$$\frac{\beta(s)}{\delta_r(s)} = \frac{4.438e-007 s^4 + 6.416e-005 s^3 + 0.0008729 s^2 - 0.0004083 s}{2.649e-006 s^5 + 4.874e-005 s^4 + 0.0001493 s^3 + 0.0006514 s^2 + 0.0006138 s}$$

فصل 2

کنترل عرضی هواپیما

۱. مروری بر تاریخچه علم کنترل در هوافضا [2]

کنترل خودکار در پیشرفت مهندسی و علم نقش مهمی داشته است. علاوه بر اهمیت فوق العاده آن در سیستمهای فضاییما، هدایت موشک و هواپیما و غیره به صورت بخش اصلی و مهمی از فرایندهای صنعتی و تولیدی نیز در آمده است.

نخستین کار مهم در کنترل خودکار را جیمز وات در مورد کنترل سرعت یک ماشین بخار در قرن هجدهم انجام داد. در مراحل اولیه پیشرفت نظریه کنترل از میان کارهایی که دانشمندان بسیاری در این زمینه انجام داده اند شاخصترین آنها کارهای مینورسکی⁵، هیزن⁶ و نایکوویست⁷ است. در سال 1922 مینورسکی بر روی کنترل کننده های خودکار حرکت کشتی کار کرد و نشان داد که چگونه می توان پایداری را به کمک معادله دیفرانسیل توصیف کننده این سیستم مشخص کرد. در سال 1932 نایکوویست روش نسبتاً ساده ای برای قانون پایداری سیستمهای حلقه - بسته بر اساس پاسخ حلقه - باز سیستم به ورودی های سینوسی حالت ماندگار عرضه کرد. در 1934 هیزن اصطلاح « سرو مکانیزم» را برای سیستمهای کنترل وضعیت به کار برد. وی طراحی سرو مکانیزمهای رله ای را که می توانند تغییرات ورودی را به دقت دنبال کنند به میان آورد. در دهه 1940، روشهای پاسخ - بسامدی مهندسان را قادر ساخت که سیستمهای کنترل پسخوردی خطی را که باعث بهبود عملکرد سیستم می شد، طراحی کنند. از اواخر دهه 1940 تا اوایل دهه 1950، روش مکان ریشه ها در طراحی سیستمهای کنترل کاملاً گسترش یافت. به کمک روشهای پاسخ - بسامدی و مکان ریشه ها که اساس نظریه کلاسیک کنترل اند، به سیستمهای پایدار دست می یابیم که می توانند دسته ای از شرایط عملکرد

⁵ Minorsky

⁶ Hazen

⁷ Nyquist

کم و بیش اختیاری را برآورده سازند . چنین سیستمهایی معمولا به هیچ رو بهینه نیستند . از اواخر دهه 1950 کوششها در علم کنترل به جای طراحی این یا آن سیستم به طراحی سیستمهایی معطوف شد که از بابتی بهینه باشند .

با پیچیده تر شدن دستگاههای نوین که تعداد زیادی ورودی و خروجی دارند ، توصیف سیستمهای کنترل نوین به معادله‌های زیاد نیاز داشت . نظریه کلاسیک کنترل نیز که تنها با سیستمهای تک ورودی- تک خروجی سر و کار دارد برای سیستمهای چند ورودی- چند خروجی کاملا ناتوان شده بود . از حدود سال 1960، نظریه نوین کنترل به وجود آمد تا بتواند از عهده پیچیدگی فزاینده دستگاههای نوین و ویژگی‌های مهم دقت ، وزن و قیمت در کاربردهای نظامی، فضایی، و صنعتی برآید.

از آنجا که امروزه کامپیوترها برای انجام محاسبات پیچیده به راحتی در دسترس هستند، استفاده از آنها در طراحی سیستمهای کنترل و استفاده از کامپیوترهای روی خط⁸ رفته رفته به صورت امری عادی در آمده است .

کنترلر **SAS** که ما در اینجا به آن می پردازیم در واقع نوعی سیستم افزاینده پایداری است⁹ ؛ این سیستم در واقع کار خلبان را کمتر می کند نه اینکه به جای خلبان کار کند . به عبارت دیگر اوتو- پایلوت نیست ؛ بلکه یک سیستم کمکی برای خلبانی راحت تر است .

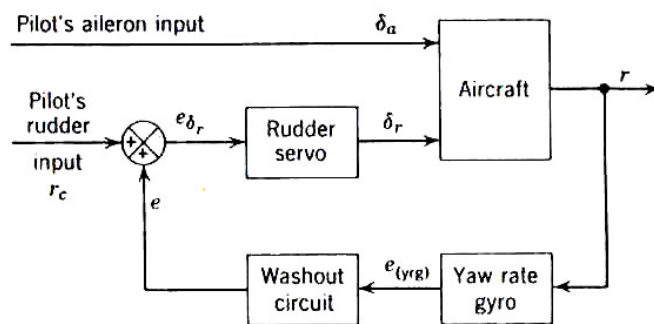
⁸ Online
⁹ Stability Augmentation System

۲. میرا کردن مود داچ - رول [1]

در استخراج معادلات حرکت عرضی ϕ و ψ به ترتیب با p و r جایگزین شدند. این کار بر مبنای این فرض انجام شد که دامنه تغییرات نسبت به حالت تعادل کوچک است. با این وجود ψ سرعت زاویه ای حول راستای عمودی است، در حالی که r سرعت زاویه ای نسبت به محور Z هواپیما است. به ازای زوایای غلت کوچک ψ و r تقریباً با هم برابرند، اما به ازای زوایای غلت بزرگتر این فرض درست نیست. در بررسی اتوپایلوت‌های عرضی، به ویژه در تحلیل روشهای احراز هماهنگی، زاویه غلت لزوماً کوچک نیست. بنابراین درست‌تر آنست که به هنگام اشاره به سرعت‌های زاویه ای حول محور Z هواپیما، به جای ψ از r استفاده شود، یعنی سرعت زاویه‌ای که به وسیله ژيروسکوپ نرخ‌ی سمت اندازه‌گیری می‌شود r است نه ψ . p و $\dot{\phi}$ نیز، هر دو سرعت‌های زاویه‌ای حول محور X هستند و بنابراین تا زمانی که $\theta = 0$ ، با هم برابرند. بنابراین در ادامه بحث، r به جای ψ مورد استفاده قرار می‌گیرد، اما برای نشان دادن نرخ زاویه غلت و زاویه غلت از ϕ و $\dot{\phi}$ استفاده می‌شود. البته در مورد این هواپیمای مدل چون بررسی‌ها در تونل باد انجام می‌شود و هواپیما بر روی یک پایه ثابت نصب شده است، $\beta = \psi$ است.

چنانکه می‌دانیم، بالک‌های رادر موجب تحریک اولیه مود داچ-رول می‌شوند، مود داچ-رولی که در اثر انحراف ایلران در پاسخ سرعت سمت و لغزش جانبی مشاهده می‌شود، به وسیله گشتاور سمتی ناشی از انحراف ایلران ایجاد می‌شود. به این دلیل، روش معمول میرا کردن مود داچ-رول، تعیین نرخ سمت به کمک یک ژيروسکوپ نرخ‌ی و استفاده از این سیگنال برای منحرف کردن بالک رادر است. شکل (1) دیاگرام بلوکی میرا کننده مود داچ-رول را نشان می‌دهد. در این شکل، مدار

واش-اوت¹⁰ تنها در طی دوره گذرا خروجی تولید می‌کند. در صورتی که سیگنال نرخ سمت در حالت ماندگار به سمت صفر میل نکند، آنگاه به ازای نرخ سمت مثبت، مثلاً خروجی ژيروسکوپ نرخ سمت، انحراف مثبتی در بالک رادر ایجاد خواهد شد. این امر باعث ایجاد یک مانور ناهماهنگ شده و لازم است که خلبان برای ایجاد هماهنگی فرمان بزرگ‌تری به بالک رادر اعمال کند. تابع تبدیل مدار واش-اوت برابر $\tau s / (\tau s + 1)$ است.



شکل 1: دیاگرام بلوکی میرا کننده داچ-رول

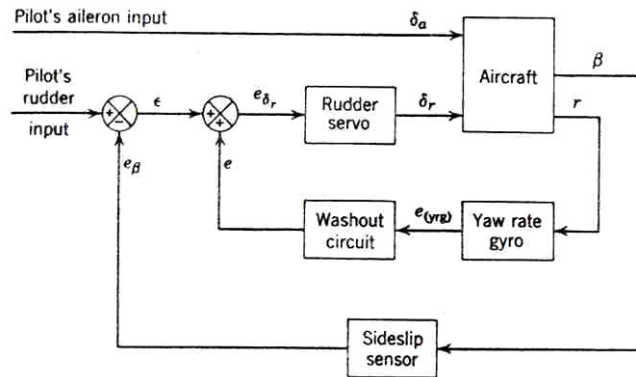
بهترین روش توصیف اثر مقادیر مختلف ثابت زمانی بر مدار واش-اوت رسم مکان هندسی

ریشه‌ها به ازای ثابتهای زمانی مختلف است.

¹⁰ wash-out circuit

۳. پسخور $\beta-\dot{\beta}$ [1]

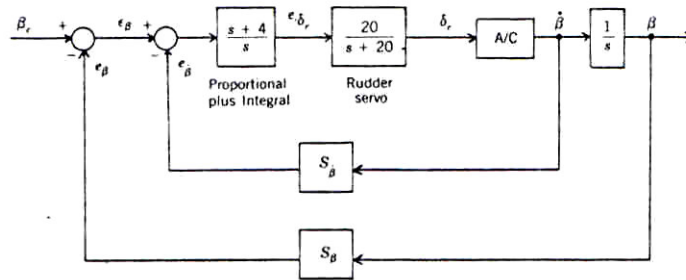
منطقی‌ترین روش حذف لغزش جانبی، پسخور کردن سیگنالی متناسب با لغزش جانبی است. شکل (2) دیاگرام بلوکی چنین سیستمی را نشان می‌دهد. حلقه داخلی این سیستم میراکنندگی داچ-رول را برعهده دارد. انتخاب حساسیت ژيروسکوپ نرخي سمت، قطب‌های حلقه بسته حلقه داخلی را تعیین می‌کند. این قطب‌ها هم به نوبه خود قطب‌های حلقه باز حلقه خارجی هستند. با این وجود، یک صفر دیگر نیز وجود دارد که توسط مدار واش-اوت به تابع تبدیل حلقه بسته حلقه داخلی اضافه می‌شود.



شکل 2: دیاگرام بلوکی احراز هماهنگی به کمک لغزش جانبی

با وجود اینکه در قابلیت پسخور لغزش جانبی تردیدی وجود ندارد، استفاده از پسخور $\beta-\dot{\beta}$ در بررسی انجام شده بر روی هواپیمای F-106 که در طراحی سیستم جامع کنترل آتش/پرواز هواپیمای F-15 مورد استفاده قرار گرفته، قابلیت بالاتری نشان می‌دهد [1]. در شکل (3) دیاگرام

بلوکی سیستم فوق که پایداری آن با استفاده از پسخور $\beta - \dot{\beta}$ ، تقویت شده است (SAS) ، نشان داده شده است .



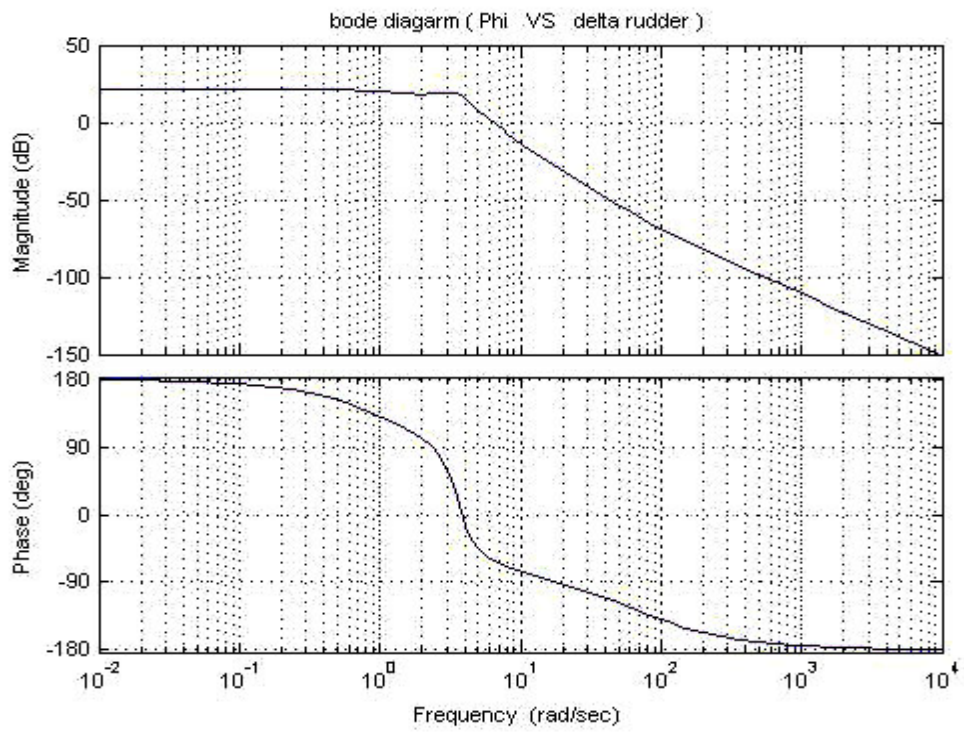
شکل 3: دیاگرام بلوکی SAS $\beta - \dot{\beta}$

اگر چه اندازه گیری β با استفاده از باد نما یا حسگر دیگری امکان پذیر است ، $\dot{\beta}$ قابل اندازه گیری نبوده و مشتق گیری از سیگنال β نیز تنها نویز موجود در یک سیگنال آغشته به نویز را تقویت می کند . بنابراین بایستی $\dot{\beta}$ را به کمک پارامترهای قابل اندازه گیری و با استفاده از روابط زیر محاسبه کرد :

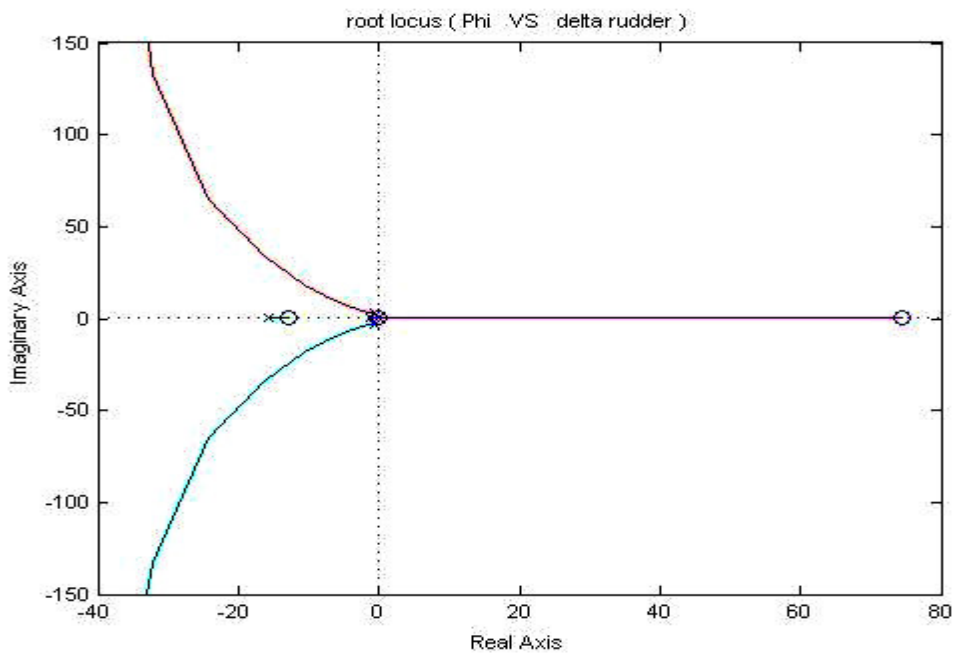
$$\dot{\beta} = P \cdot \sin(\alpha) - R \cdot \cos(\alpha) + 57.3g(a_{lat}) + \cos(\theta) \cdot \cos(\phi) / V_T \quad \text{deg/sec}$$

۴. رسم پاسخ هواپیما به ازای ورودی پالسی رادر (حلقه باز)

دیاگرام بودی و مکان هندسی ریشه ها ، با استفاده از توابع تبدیلی که در فصل اول برای هواپیمای مدل به دست آمد ، به ترتیب در شکل های (4) تا (9) نشان داده شده اند . این نمودار ها نیز با استفاده از نرم افزار Matlab کشیده شده اند .



شکل 4: دیاگرام بودی برای ϕ / δ_r



شکل 5: مکان هندسی ریشه ها برای ϕ / δ_r