

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشگاه صنعتی امیرکبیر
دانشکده مهندسی هوافضا

پروژه درس اندازه گیری و تخمین پارامتر های پرواز
گرایش مهندسی فضایی

عنوان

**تخمین ضرایب کنترلی و آیرودینامیکی
Boeing 747-200 و مقایسه نتایج فیلتر کالمن و
مینیمم مربعات**

نگارش

فاطمه مقدسیان

استاد درس

دکتر مهدی سبزه پرور

تیر 1402

تخمین ضرایب کنترلی و آیرودینامیکی بوئینگ 747-200 و مقایسه نتایج فیلتر کالمن و مینیمم مربعات

چکیده

تخمین پارامترهای آیرودینامیکی و کنترلی بخش جدا ناپذیر از طراحی سیستم هواپیما است. پیشرفت های اخیر در توان محاسباتی امکان استفاده از تکنیک های تخمین پارامتر بصورت زمان واقعی را در برنامه های مختلف مانند کنترل تطبیقی ، نظارت بر سلامت سیستم کنترلی فراهم کرده است. در این مطالعات ، ما در نظر داریم با داده های هواپیما بوئینگ 747-200 که از نرم افزار دتکام¹ گرفته شده است ، ضرایب کنترلی و آیرودینامیکی این هواپیما را به دو روش فیلتر کالمن و حداقل مربعات تخمین بزنیم و نتایج این دو روش را با هم مقایسه کنیم.

کلید واژه:

ضرایب کنترلی و آیرودینامیکی ، فیلتر کالمن ، حداقل مربعات ، بوئینگ 747-200

¹ DATCOM

صفحه	فهرست مطالب
1	مقدمه..... 1
1	1.1 معادلات دینامیکی هواپیما..... 1
2	1.2 حداقل مربعات..... 2
3	1.3 فیلتر کالمن..... 3
5	1.4 تفاوت و شباهت های فیلتر کالمن و مینیمم مربعات..... 5
7	2 معادلات دینامیک پرواز..... 7
7	2.1 پارامترهای هندسی..... 7
9	2.2 شبیه سازی 6 درجه آزادی (خطی)..... 9
19	3 استفاده از فیلتر کالمن و مینیمم مربعات..... 19
19	3.1 استفاده از فیلتر کالمن..... 19
26	3.2 استفاده از مینیمم مربعات..... 26
33	3.3 محاسبه ضرایب آیرودینامیکی هواپیما..... 33
33	3.3.1 تخمین ضرایب آیرودینامیکی هواپیما با استفاده از مینیمم مربعات..... 33
34	3.3.2 محاسبه ضرایب آیرودینامیکی با استفاده از فیلتر کالمن..... 34
37	منابع و مراجع..... 37

صفحه

فهرست اشکال

شکل 2.1 پارامترهای تریم هواپیما بوئینگ 747-200.....	9
شکل 2.2 مولفه سرعت اینرسی -محور X بدنی.....	10
شکل 2.3 مولفه سرعت اینرسی -محور Y بدنی.....	11
شکل 2.4 مولفه سرعت اینرسی -محور Z بدنی.....	12
شکل 2.5 زاویه ROLL.....	13
شکل 2.6 زاویه Pitch.....	14
شکل 2.7 زاویه yaw.....	15
شکل 2.8 سرعت واقعی هوا.....	16
شکل 2.9 سرعت هواپیما بر حسب مآخ.....	17
شکل 2.10 فشار دینامیکی.....	18
شکل 3.1 نمودار اندازه گیری سرعت در راستای محور X (u) و داده های فیلتر شده آن.....	19
شکل 3.2 نمودار اندازه گیری سرعت در راستای محور Y (v) و داده های فیلتر شده آن.....	20
شکل 3.3 نمودار اندازه گیری سرعت در راستای محور Z (w) و داده های فیلتر شده آن.....	21
شکل 3.4 نرخ زاویه roll و داده های فیلتر شده آن.....	22
شکل 3.5 نرخ زاویه pitch و داده های فیلتر شده آن.....	23
شکل 3.6 نرخ زاویه yaw و داده های فیلتر شده آن.....	24
شکل 3.7 نرخ سرعت هواپیما و داده های فیلتر شده آن.....	25
شکل 3.8 نمودار اندازه گیری سرعت در راستای محور X (u) و نمودار سازگار شده با استفاده از مینیمم مربعات درجه 6.....	26
شکل 3.9 نمودار اندازه گیری سرعت در راستای محور Y (v) و نمودار سازگار شده با استفاده از مینیمم مربعات درجه 0.....	27
شکل 3.10 نمودار اندازه گیری سرعت در راستای محور Z (w) و نمودار سازگار شده با استفاده از مینیمم مربعات درجه 6.....	28
شکل 3.11 نرخ زاویه Roll و نمودار سازگار شده با استفاده از مینیمم مربعات درجه 0.....	29

-
- شکل 3.12 نرخ زاویه pitch و نمودار سازگار شده با استفاده از مینیمم مربعات درجه 6 30
- شکل 3.13 سرعت بر حسب ماخ و نمودار سازگار شده با استفاده از مینیمم مربعات درجه 6 31
- شکل 3.14 نمودار مقایسه فیلتر کالمن و مینیمم مربعات سرعت هواپیما 32

صفحه

فهرست جداول

جدول 1-1 مشخصات کلی هواپیمای بوئینگ 747-200 [1].....	1
جدول 2-1 پارامترهای هندسی هواپیما بوئینگ 747-200.....	7
جدول 2-2 ضرایب آیرودینامیکی طول.....	8
جدول 2-3 ضرایب آیرودینامیکی پایداری جانبی.....	8

1 مقدمه

بوئینگ 747-200 یک هواپیما بزرگ است که توسط شرکت آمریکایی بوئینگ ساخته شده است. موتور این هواپیما، موتور توربوفن بای پس^۲ بالا که توسط شرکت پرت و ویتنی^۳ توسعه یافته است. این هواپیما تا عدد ماخ 0.90 می تواند پرواز کند. مشخصات عمومی هواپیما بوئینگ 747-200 در جدول 1-1 مشخصات کلی هواپیمای بوئینگ 200-747 [1] آورده شده است.

جدول 1-1 مشخصات کلی هواپیمای بوئینگ 200-747 [1]

مقدار	مشخصات
833,000 lbs	حداکثر وزن برخاست
231ft 10 in	طول کل
239.5in	عرض کابین
63 ft 5 in	ارتفاع دم عمودی
53,985 US gal	ظرفیت سوخت
54,750 lbf	نیرو پیشران
6560 nm	برد
10,900 ft	برخاست
JT9D-7	نوع موتور

1.1 معادلات دینامیکی هواپیما

پارامترهای هواپیما از معادلات زیر (معادلات شش درجه آزادی هواپیما) بدست آمده است.

² bypass

³ Pratt and Whitney

معادلات نیرو :

$$F_x = M\left(\frac{du}{dt} + qw - rv\right) \quad (1.1)$$

$$F_y = M\left(\frac{dv}{dt} + ru - pw\right) \quad (1.2)$$

$$F_z = M\left(\frac{dw}{dt} + pv - qu\right) \quad (1.3)$$

معادلات ممان:

$$l = I_x \frac{dp}{dt} - I_{xz} \frac{dr}{dt} + qr(I_z - I_y) \quad (1.4)$$

$$m = I_y \frac{dq}{dt} + I_{xz} (p^2 - r^2) + pr(I_x - I_z) \quad (1.5)$$

$$n = I_z \frac{dr}{dt} - I_{xz} \frac{dp}{dt} + pq(I_y - I_x) + I_{xz} qr \quad (1.6)$$

که در معادلات بالا l ، m و n نمایانگر ممان رول ، ممان پیچ و ممان یتا هستند و F_x ، F_y و F_z نیرو های طولی ، جانبی و عمودی هواپیما هستند. M نمایانگر وزن هواپیما و t نشان دهنده این است که معادلات در حوزه زمان هستند.

1.2 حداقل مربعات

مینیم مربعات یک روش ریاضی است که برای تطبیق به یک مدل ریاضی استفاده می شود. در این روش، ما سعی می کنیم مدل های را طوری تعیین کنیم که میزان خطا بین داده ها و مدل را به حداقل برسانیم. این خطا به صورت مجموع مربعات فاصله بین داده ها و پیش بینی شده توسط مدل محاسبه می شود.

$$R = \sum_{k=1}^n (\widehat{X}_k - X_K^*)^2 \quad (1.7)$$

مزیت استفاده از مینیمم مربعات این است که به ما امکان می‌دهد با تعیین بهترین انتخاب‌ها، مدل را بهترین تطابق با داده‌ها داشته باشیم. علاوه بر این، مینیمم مربعات روشی ریاضی استوار و قابل استفاده در مسائل پیچیده است.

مراحل استفاده از مینیمم مربعات در یک موضوع به صورت خلاصه به شرح زیر است:

1. تعریف مدل ریاضی: ابتدا باید یک مدل ریاضی را تعریف کنید. این مدل می‌تواند یک تابع ریاضی یا یک رابطه باشد.

2. مشخص کردن هدف هدف: هدف در مینیمم مربعات معمولاً مجموع مربعات است. این هدف برای محاسبه خطا بین داده‌ها و مدل استفاده می‌شود.

3. حل مسائل بهینه‌سازی: با استفاده از روش‌های بهینه‌سازی مانند روش‌های کاهشی، سایر مدل‌ها را باید تعیین کنید که هدف به حداقل برسد و خطاها کاهش یابند.

4. ارزیابی نتایج: پس از حل مسئله بهینه‌سازی، نتایج بدست آمده را بررسی کنید و از دقت و کارایی مدل تخمینی خود مطمئن شوید.

مینیمم مربعات در بسیاری از زمینه‌های علمی و فنی مورد استفاده قرار می‌گیرند، از جمله آمار، ریاضیات، فیزیک، مهندسی و علوم رایانه.

1.3 فیلتر کالمن

فیلتر کالمن یک الگوریتم بازگشتی است که برای تخمین وضعیت یک سیستم پویا از یک سری مشاهدات که دارای نویز است. فیلتر دو متغیر اصلی را حفظ می‌کند: برآورد وضعیت و ماتریس کوواریانس خطا. برآورد حالت نشان دهنده بهترین برآورد از وضعیت فعلی سیستم است. ماتریس کوواریانس خطا، عدم قطعیت در برآورد حالت را کمی می‌کند. فیلتر از دو مرحله تشکیل شده است: پیش بینی و به روز رسانی. در مرحله پیش بینی، فیلتر از یک مدل ریاضی سیستم برای پیش بینی وضعیت بعدی تخمین و ماتریس کوواریانس خطا استفاده می‌کند. پیش بینی بر اساس برآورد وضعیت قبلی، دینامیک سیستم و هر ورودی کنترلی است. مرحله پیش بینی نیز تخمینی از مشاهدات بعدی را ارائه می‌دهد. در مرحله به روز رسانی، فیلتر مشاهدات واقعی را در بر می‌گیرد و تخمین وضعیت را اصلاح می‌کند. مرحله به روز رسانی بهره کالمن را محاسبه می‌کند که وزن

داده شده به پیش بینی و مشاهده را تعیین می کند. افزایش کالمن بیشتر به این معنی است که وزن بیشتری به مشاهده داده می شود، در حالی که افزایش کمتر بر پیش بینی تأکید می کند. فیلتر تخمین حالت پیش بینی شده را با حالت مشاهده شده ترکیب می کند تا یک تخمین وضعیت به روز به دست آورد. ماتریس کوواریانس خطا نیز به روز می شود تا برآورد پالایش شده را منعکس کند. فیلتر تعادل بین دینامیک سیستم و داده های مشاهده را متعادل می کند. مشاهدات پر از نویز را با فیلتر کردن مؤثر نویز و استخراج دینامیک سیستم زیربنایی انجام می دهد. فیلتر کالمن یک مدل گاوسی خطی را فرض می کند، که در آن هر دو دینامیک سیستم و مدل مشاهده با نویز گاوسی خطی هستند. فیلتر به صورت بازگشتی تخمین وضعیت و کوواریانس خطا را با در دسترس قرار گرفتن مشاهدات جدید به روز می کند. بهترین تخمین از وضعیت سیستم را با توجه به تمام اطلاعات موجود تا زمان فعلی ارائه می دهد. فیلتر کالمن به طور گسترده در زمینه های مختلف از جمله سیستم های کنترل، رباتیک و ناوبری استفاده می شود. به ویژه برای برنامه های ردیابی که در آن اندازه گیری های نویز دار باید با مدل های سیستم پویا ترکیب شوند مفید است. فیلتر می تواند مشاهدات از دست رفته یا تاخیری را با برون یابی تخمین وضعیت اداره کند. همچنین می تواند با تطبیق مراحل پیش بینی و به روز رسانی، تغییرات در پویایی سیستم را مدیریت کند. عملکرد فیلتر به دقت مدل سیستم و کیفیت اندازه گیری ها بستگی دارد. از نظر محاسباتی کارآمد و برای کاربردهای بلادرنگ مناسب است. فیلتر کالمن را می توان برای کنترل دینامیک سیستم غیرخطی با استفاده از تکنیک هایی مانند فیلتر کالمن گسترده یا فیلتر کالمن بدون بو گسترش داد. فیلتر دارای انواع و پسوندهای مختلفی است که هر کدام برای سناریوها و مفروضات مدل خاصی طراحی شده اند. تنظیم دقیق پارامترهای فیلتر و مفروضات مدل برای عملکرد بهینه مهم است. فیلتر کالمن به طور گسترده مورد مطالعه قرار گرفته و دارای پیشینه نظری غنی است.

تطبیق پذیری، اثربخشی و پذیرش گسترده آن، فیلتر کالمن را به ابزاری قدرتمند برای مشکلات تخمین وضعیت تبدیل کرده است. با این حال، درک مفروضات و محدودیت های اساسی آن قبل از اعمال آن در مسائل دنیای واقعی ضروری است.

معادله فیلتر کالمن به صورت زیر است:

$$\dot{x} = Fx + Gu + w \quad (1.8)$$

که در آن x بردار حالت، F دینامیک سیستم، G دینامیک کنترل، u بردار کنترل و w نویز فرآیند است.

1.4 تفاوت و شباهت های فیلتر کالمن و مینیمم مربعات

1. هدف:

- فیلتر کالمن: فیلتر کالمن برای تخمین وضعیت یک سیستم پویا بر اساس اندازه گیری های نویز و یک مدل ریاضی از دینامیک سیستم طراحی شده است. هدف آن یافتن برآورد بهینه با ترکیب اندازه گیری ها و دینامیک سیستم است.

- حداقل مربعات صفر درجه: حداقل مربعات صفر درجه که به عنوان حداقل مربعات خطی نیز شناخته می شود، برای یافتن بهترین رابطه خطی بین متغیرهای ورودی و اندازه گیری های خروجی استفاده می شود. هدف آن به حداقل رساندن مجموع اختلاف مجذور بین داده های مشاهده شده و مقادیر پیش بینی شده است.

2. خطی بودن:

- فیلتر کالمن: فیلتر کالمن قابلیت مدیریت هر دو سیستم خطی و غیرخطی را دارد. می تواند مستقیماً سیستم های خطی را مدیریت کند، در حالی که برای سیستم های غیرخطی، از تقریب های خطی از طریق تکنیک های خطی سازی مانند بسط سری تیلور استفاده می کند.

- حداقل مربعات صفر درجه: حداقل مربعات صفر درجه یک رابطه خطی بین متغیرها را فرض می کند و فقط برای مسائل خطی مناسب است. نمی تواند سیستم های غیرخطی را بدون خطی سازی مناسب مدیریت کند.

3. وابستگی مدل:

- فیلتر کالمن: فیلتر کالمن به یک مدل ریاضی از دینامیک سیستم، از جمله تابع انتقال و تابع اندازه گیری نیاز دارد. وضعیت فعلی را با ترکیب تخمین قبلی با اندازه گیری فعلی و پیش بینی های مدل تخمین می زند.

- حداقل مربعات صفر درجه: حداقل مربعات صفر درجه متکی به مدل ریاضی دینامیک سیستم نیست. بر روی یافتن بهترین تناسب خطی بر اساس داده های مشاهده شده بدون در نظر گرفتن دینامیک سیستم اساسی تمرکز می کند.

4. کنترل نویز:

- فیلتر کالمن: فیلتر کالمن ویژگی های نویز دینامیک سیستم و فرآیند اندازه گیری را در نظر می گیرد. از ماتریس های کوواریانس نویز برای محاسبه عدم قطعیت ها و تنظیم فرآیند تخمین بر این اساس استفاده می کند.

- حداقل مربعات صفر درجه: حداقل مربعات صفر درجه فرض می کند که نویز افزایشی است و از توزیع گاوسی پیروی می کند. این به صراحت ویژگی های نویز را مدل نمی کند و همه اندازه گیری ها را به طور یکسان در نظر می گیرد.

5. ماهیت بازگشتی:

- فیلتر کالمن: فیلتر کالمن بازگشتی است، به این معنی که با در دسترس قرار گرفتن اندازه گیری های جدید، به روزرسانی های برآورد زمان واقعی را ارائه می کند. تخمینی از وضعیت فعلی را حفظ می کند و آن را با هر اندازه گیری جدید به روز می کند و در هر زمان یک تخمین بهینه ارائه می دهد.

- حداقل مربعات صفر درجه: حداقل مربعات صفر درجه معمولاً در روش پردازش دسته ای استفاده می شود. قبل از انجام فرآیند تخمین نیاز به در دسترس بودن تمام داده ها دارد. با رسیدن اندازه گیری های جدید، به روزرسانی های بی درنگ را ارائه نمی کند.

6. برنامه های کاربردی:

- فیلتر کالمن: فیلتر کالمن به طور گسترده در کاربردهای مختلف از جمله سیستم های ناوبری، سیستم های کنترل، ردیابی و ترکیب سنسور استفاده می شود. به ویژه در موقعیت هایی با اندازه گیری های نامشخص و سیستم های پویا موثر است.

- حداقل مربعات صفر درجه: حداقل مربعات صفر درجه معمولاً در تحلیل رگرسیون، تخمین پارامترها و مسائل مربوط به پردازش داده ها استفاده می شود، جایی که رابطه بین متغیرها خطی است.

به طور خلاصه، فیلتر کالمن یک روش برآورد همه کاره مناسب برای هر دو سیستم خطی و غیرخطی است که از یک مدل ریاضی و در نظر گرفتن ویژگی های نویز استفاده می کند. از سوی دیگر، حداقل مربعات صفر درجه بر یافتن روابط خطی در داده های مشاهده شده متمرکز است و نیازی به مدل ریاضی دینامیک سیستم ندارد.

2 معادلات دینامیک پرواز

در این فصل با استفاده از داده های هواپیما 747-200 و همین طور نرم افزار متلب ، معادلات دینامیک پرواز این هواپیما را نوشته و ضرایب خطی آن را بدست می آوریم.

2.1 پارامترهای هندسی

پارامترهای هندسی مورد نیاز برای تجزیه و تحلیل (برآورد ضرایب آیرودینامیکی) در جدول آمده است. که با استفاده از آنها می توانیم ضرایب آیرودینامیکی را بدست آورد.

جدول 1-2 پارامترهای هندسی هواپیما بویینگ 747-200

پارامتر هندسی	سمبل	مقدار
Reference area	S	5500 ft ²
MAC	\bar{C}	27.3 ft
Wingspan	b	196 ft
Mach No (cruise)	M	0.9
True airspeed	V	871 ft/sec
Dynamic pressure	P	222.8 Psi
CG location	X_{cg}/\bar{C}	0.25
Angle of attack (cruise)	α	2.4 deg
Weight	W	636,636 lbs
Moment of inertia	I_{xx}	1.82×10^7 slug-ft ²
Moment of inertia	I_{yy}	3.31×10^7 slug-ft ²
Moment of inertia	I_{zz}	4.97×10^7 slug-ft ²
Inertia moment product	I_{xz}	9.7×10^5 slug-ft ²
Fuselage length	L	225.17 ft
Wing sweep angle	Λ	37.5deg
Aspect Ratio	AR	7

ضرایب آیرودینامیکی طولی با استفاده از نرم افزار datcom به صورت زیر می باشد :

جدول 2-2 ضرایب آیرودینامیکی طول

پارامتر	مقدار
C_L	0.679
C_D	0.0371
$C_{L\alpha}$	4.76
$C_{D\alpha}$	0.329
$C_{m\alpha}$	-3.22
$C_{l\dot{\alpha}}$	1.693
$C_{m\dot{\alpha}}$	-8.33
C_{lq}	8.72
C_{mq}	-28.8
C_{LM}	-0.102
C_{DM}	0.0
C_{mM}	0.153
$C_{l\delta e}$	0.42
$C_{m\delta e}$	-1.37

و همین طور ضرایب آیرودینامیکی پایداری جانبی مطابق جدول 2-3 است.

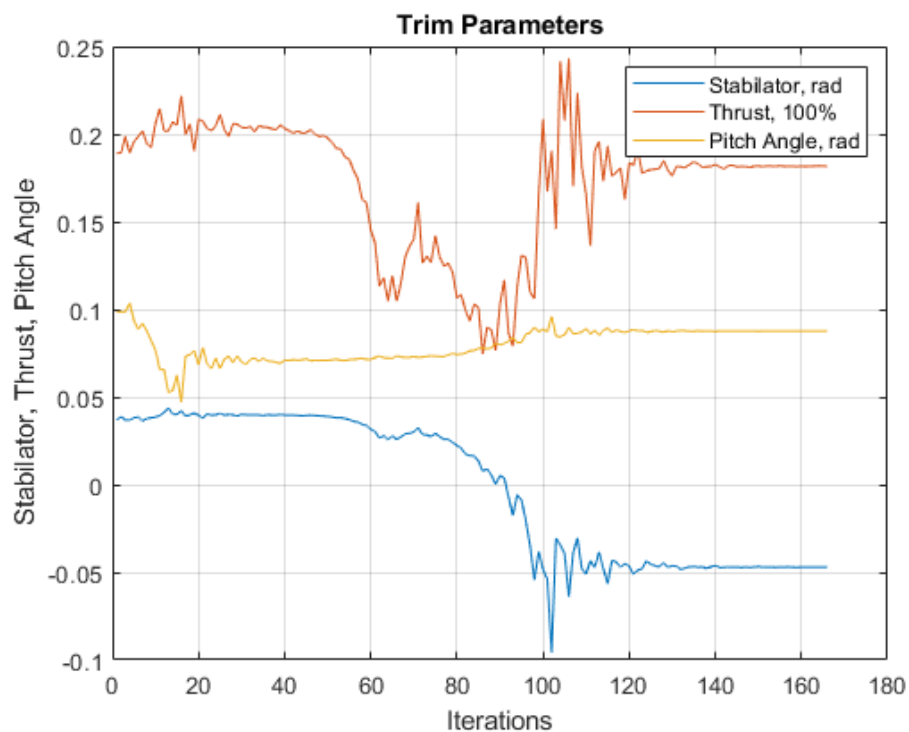
جدول 2-3 ضرایب آیرودینامیکی پایداری جانبی

پارامتر	مقدار
$C_{y\beta}$	-0.893
$C_{l\beta}$	-0.18
$C_{n\beta}$	0.21
C_{lp}	-0.41
C_{np}	0.057
C_{lr}	0.227
C_{nr}	-0.33
$C_{l\delta a}$	0.0135
$C_{n\delta a}$	0.0026
$C_{y\delta r}$	0.132
$C_{l\delta r}$	0.0027
$C_{n\delta r}$	-0.107

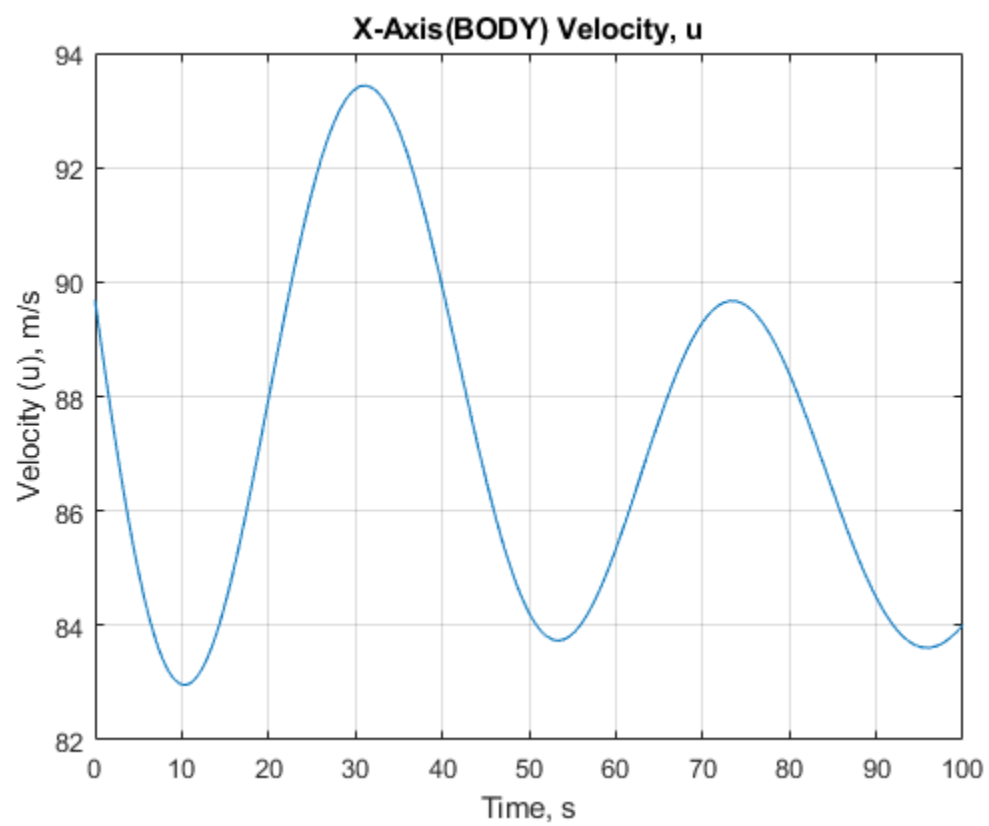
2.2 شبیه سازی 6 درجه آزادی (خطی)

با توجه به داده های بدست آمده از نرم افزار دتکام و با استفاده از نرم افزار متلب ، مدل ریاضی برای هواپیما مورد بررسی این تحقیقات بصورت خطی نوشته شده. و نمودار های زیر خروجی این شبیه سازی 6 درجه آزادی این هواپیما می باشد.

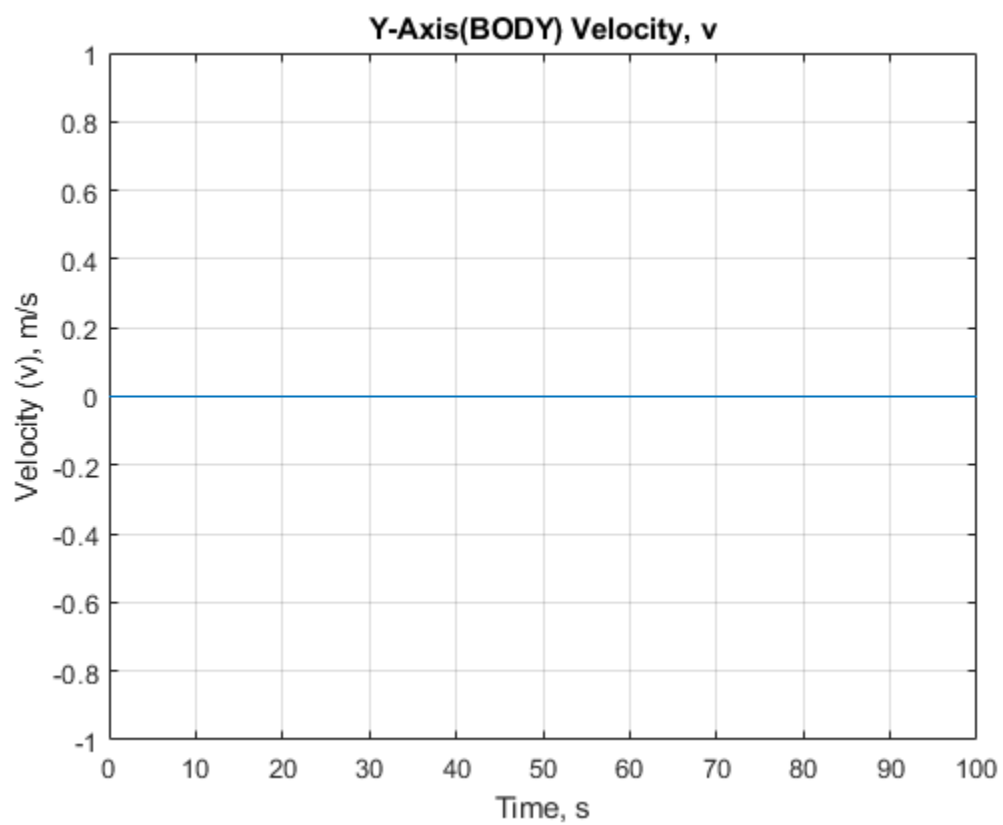
این نمودار ها برای حالت تریم هواپیما است.



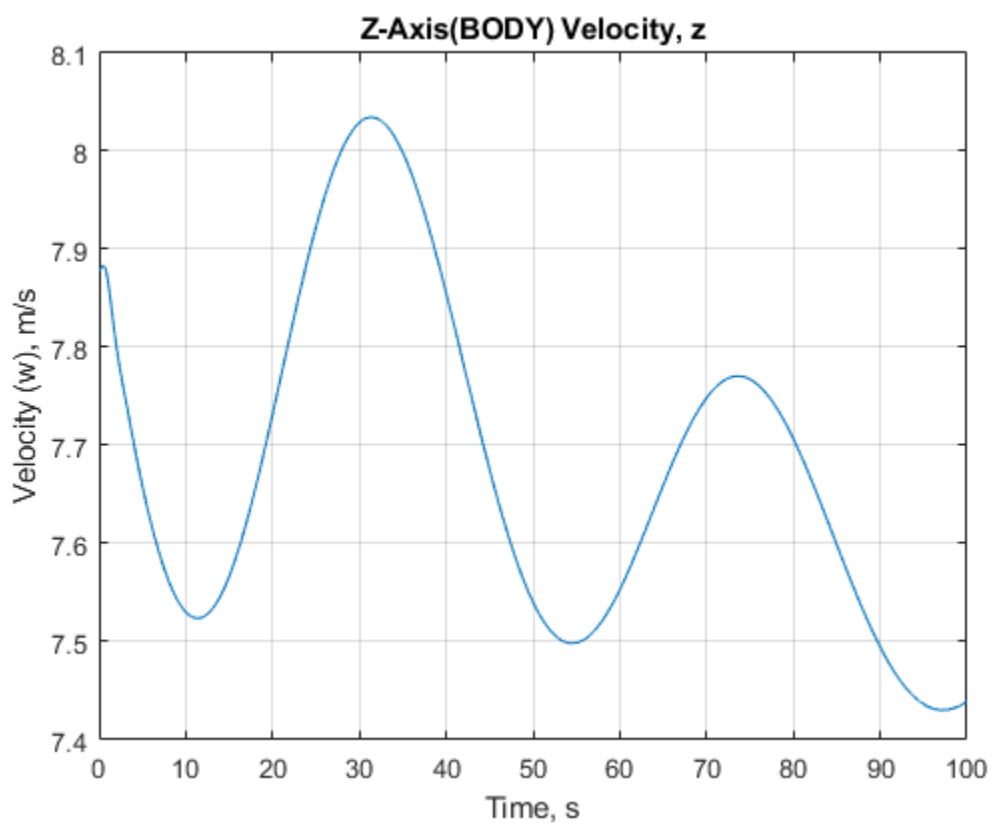
شکل 2.1 پارامتر های تریم هواپیما بوئینگ 747-200



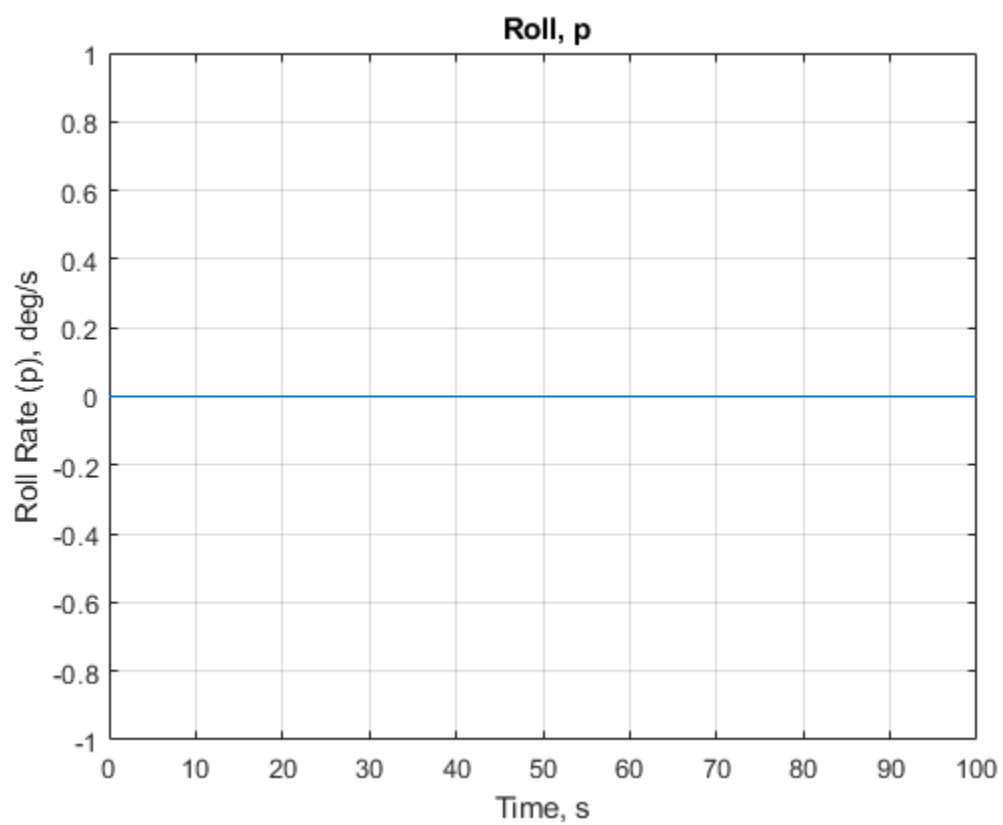
شکل 2.2 مولفه سرعت اینرسی - محور x بدنی



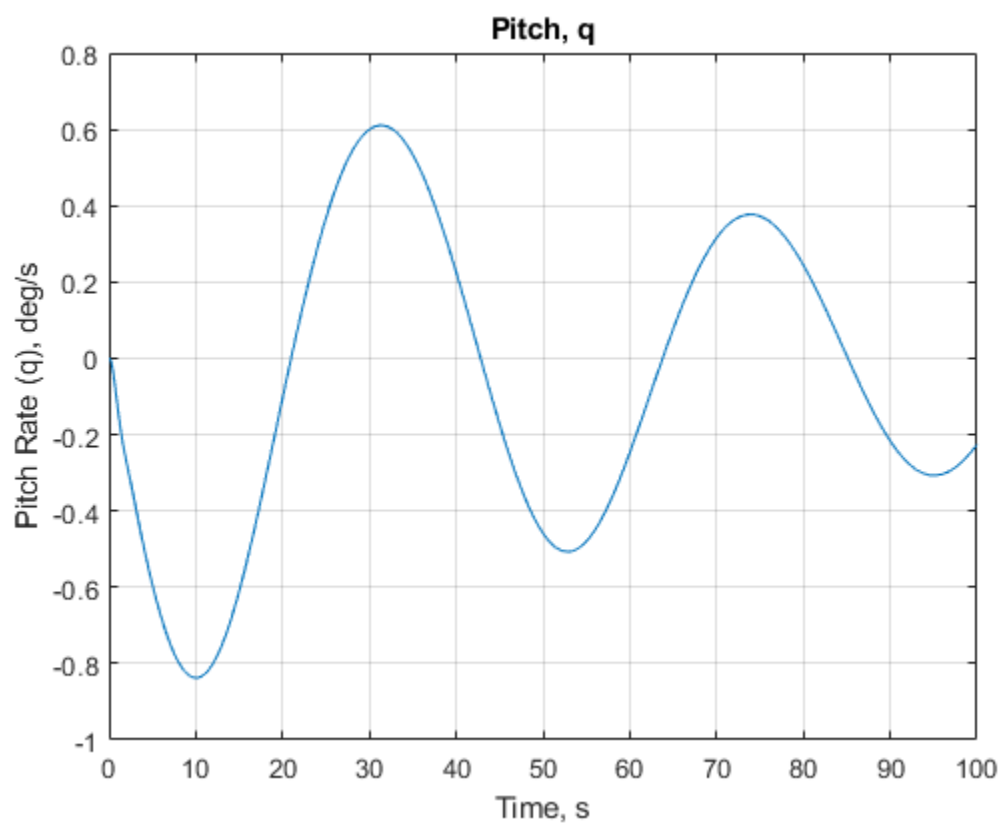
شکل 2.3 مولفه سرعت اینرسی -محور y بدنی



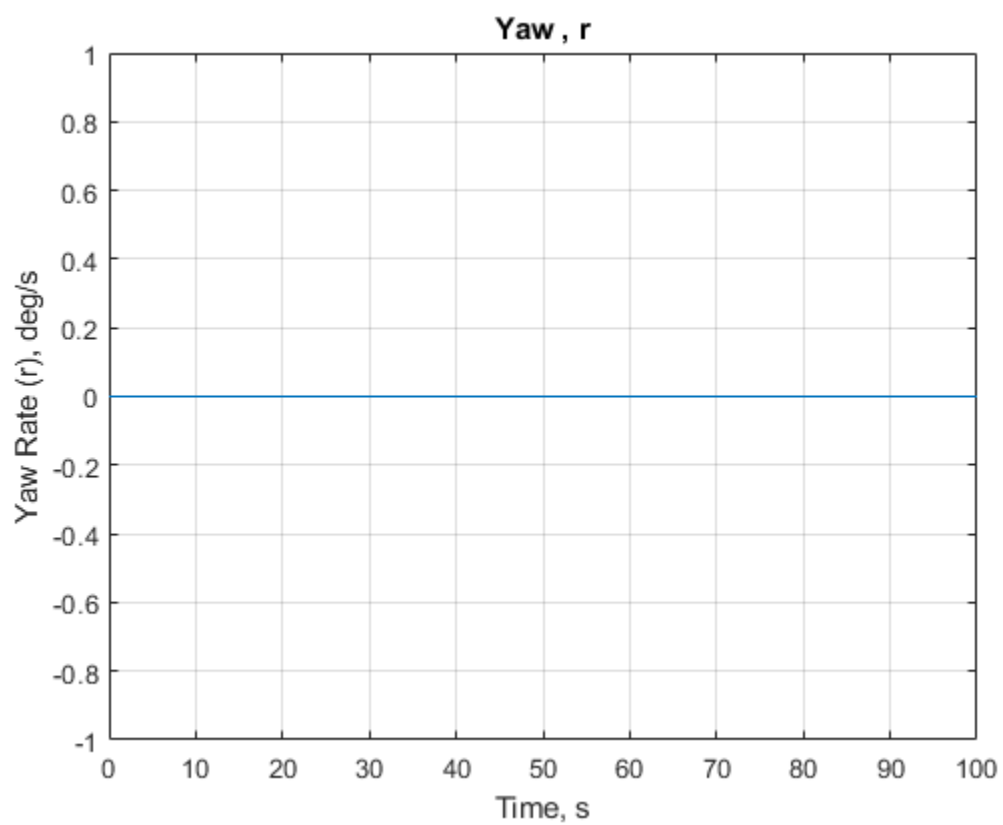
شکل 2.4 مولفه سرعت ایترسی - محور z بدنی



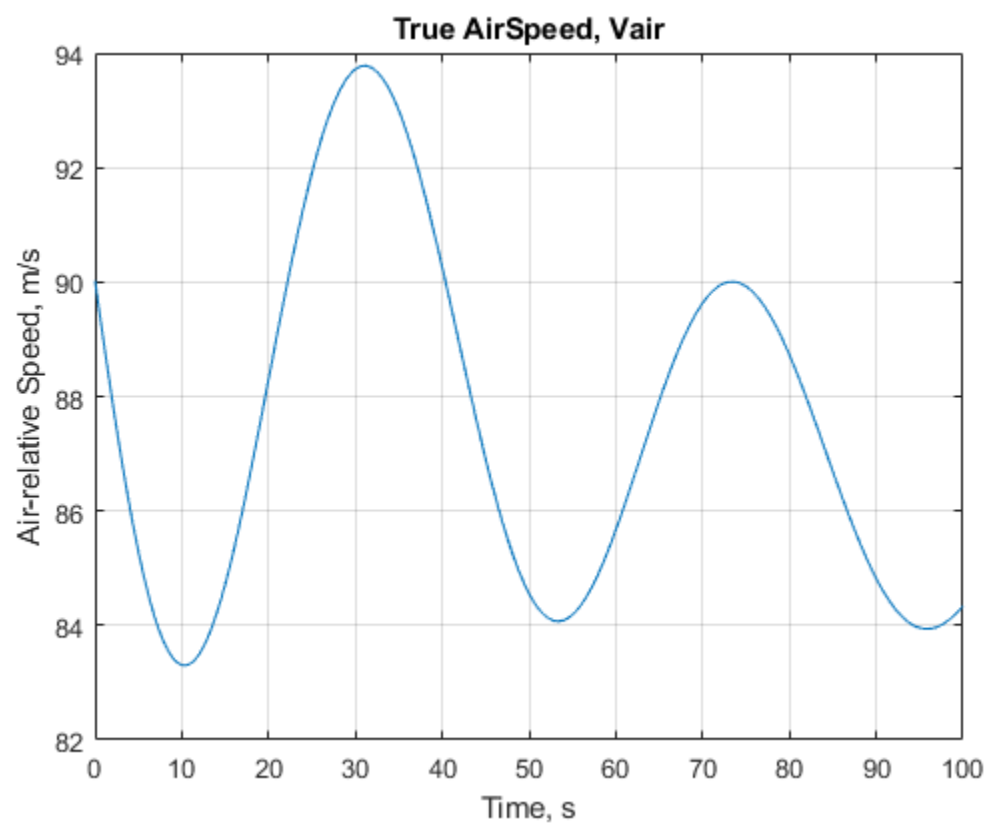
شکل 2.5 زاویه ROLL



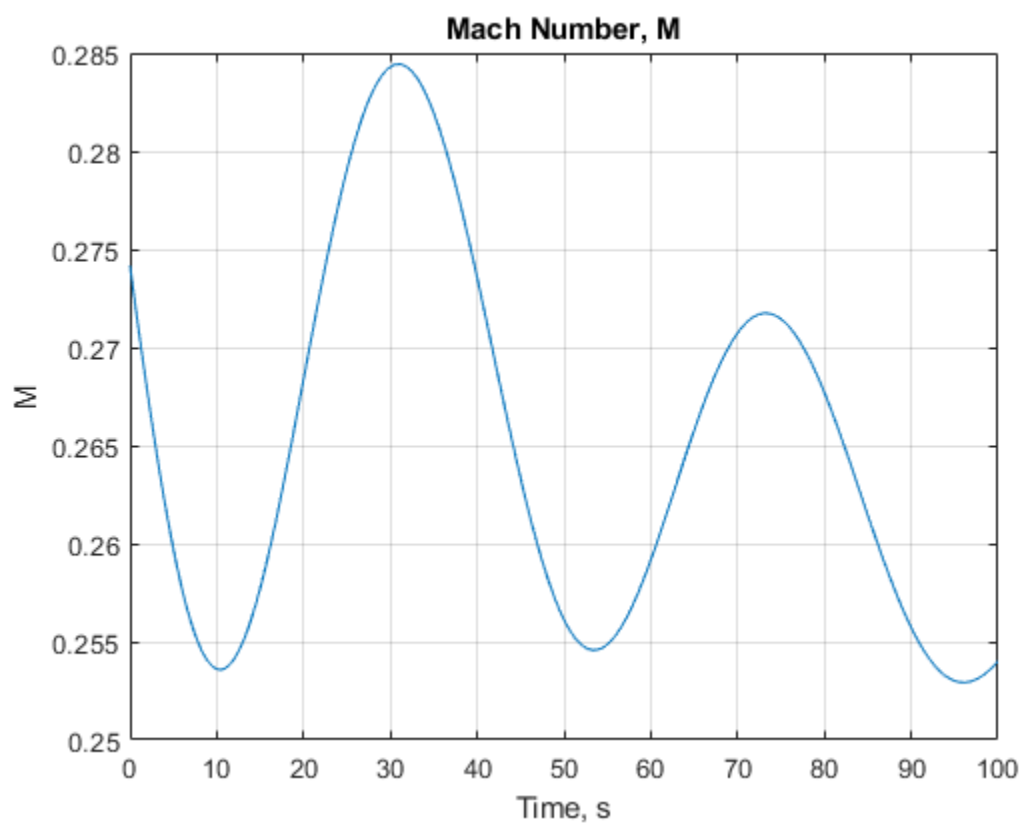
شکل 2.6 زاویه Pitch



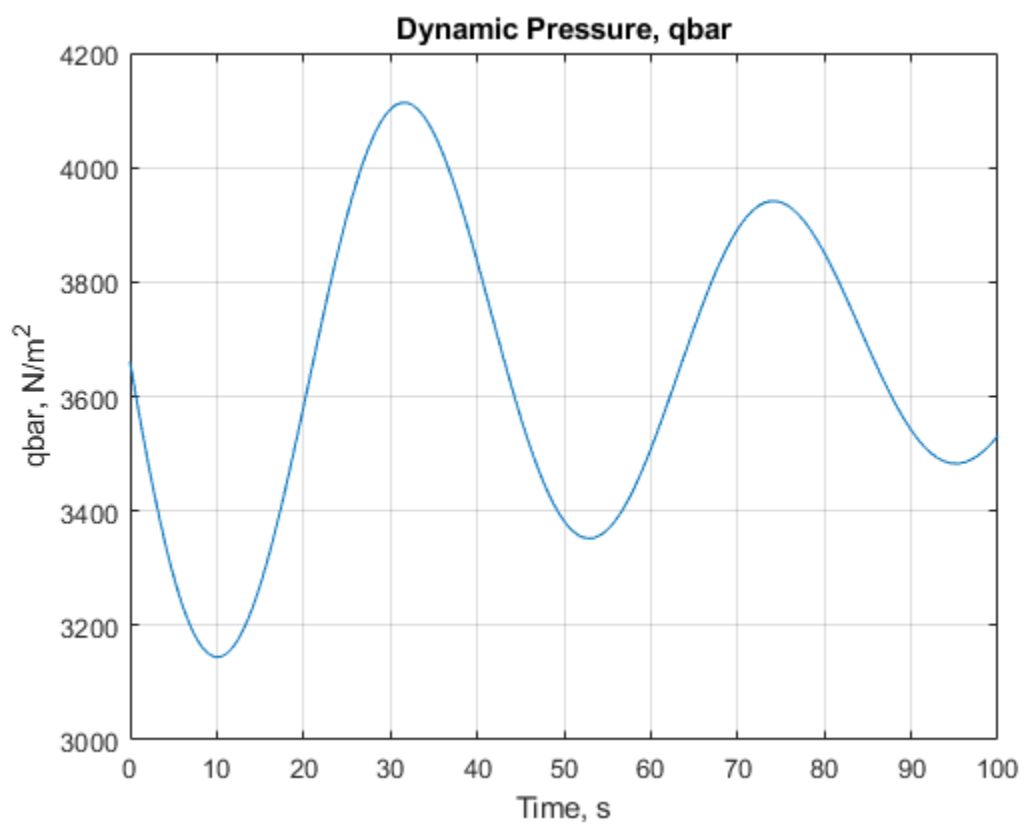
شکل 2.7 زاویه yaw



شکل 2.8 سرعت واقعی هوا



شکل 2.9 سرعت هواپیما بر حسب ماخ

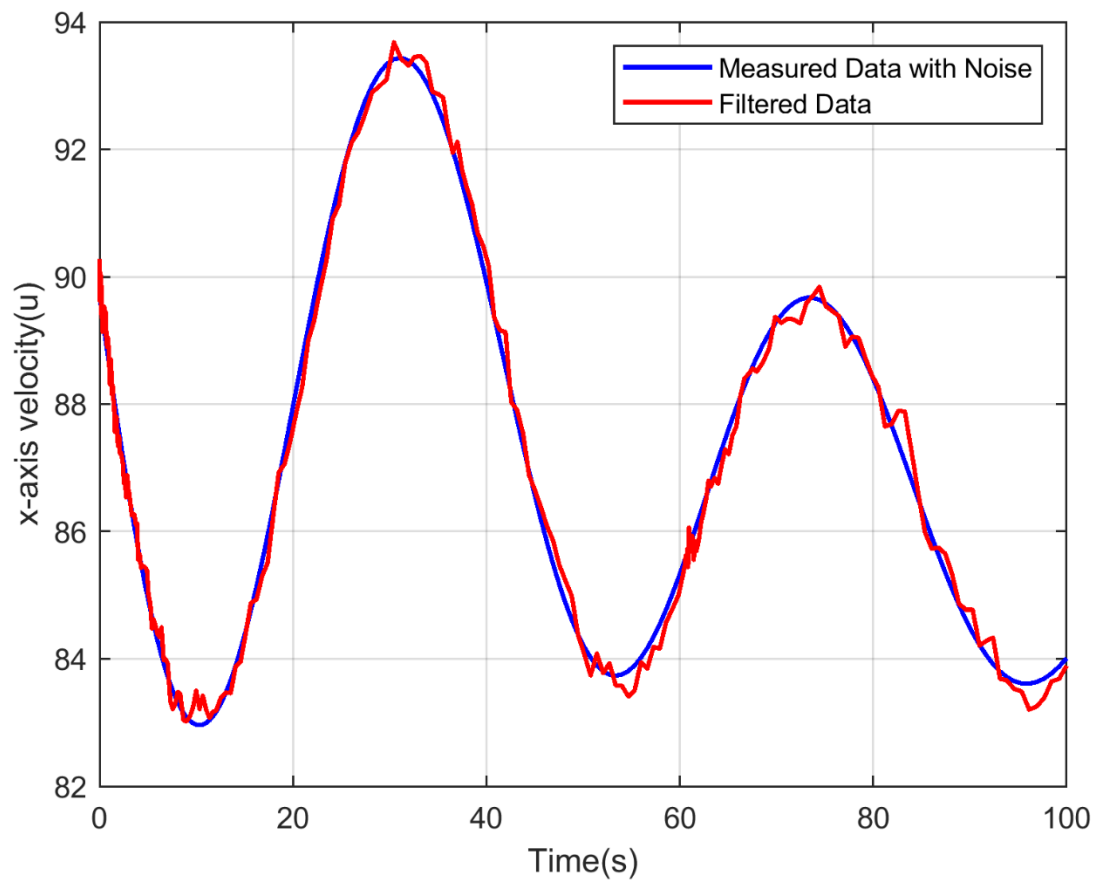


شکل 2.10 فشار دینامیکی

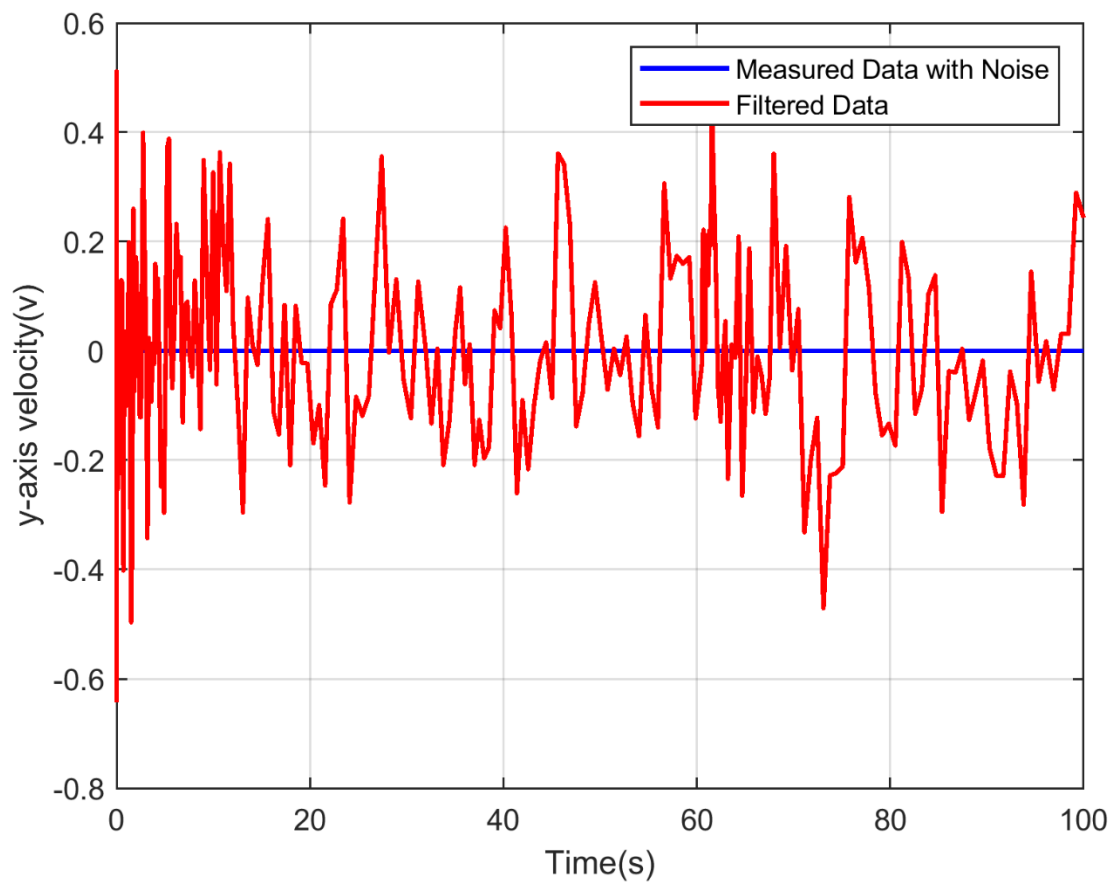
3 استفاده از فیلتر کالمن و مینیمم مربعات

در این فصل از فیلتر کالمن و مینیمم مربعات برای تخمین زوایای roll ، pitch و yaw و همین طور سرعت استفاده می کنیم.

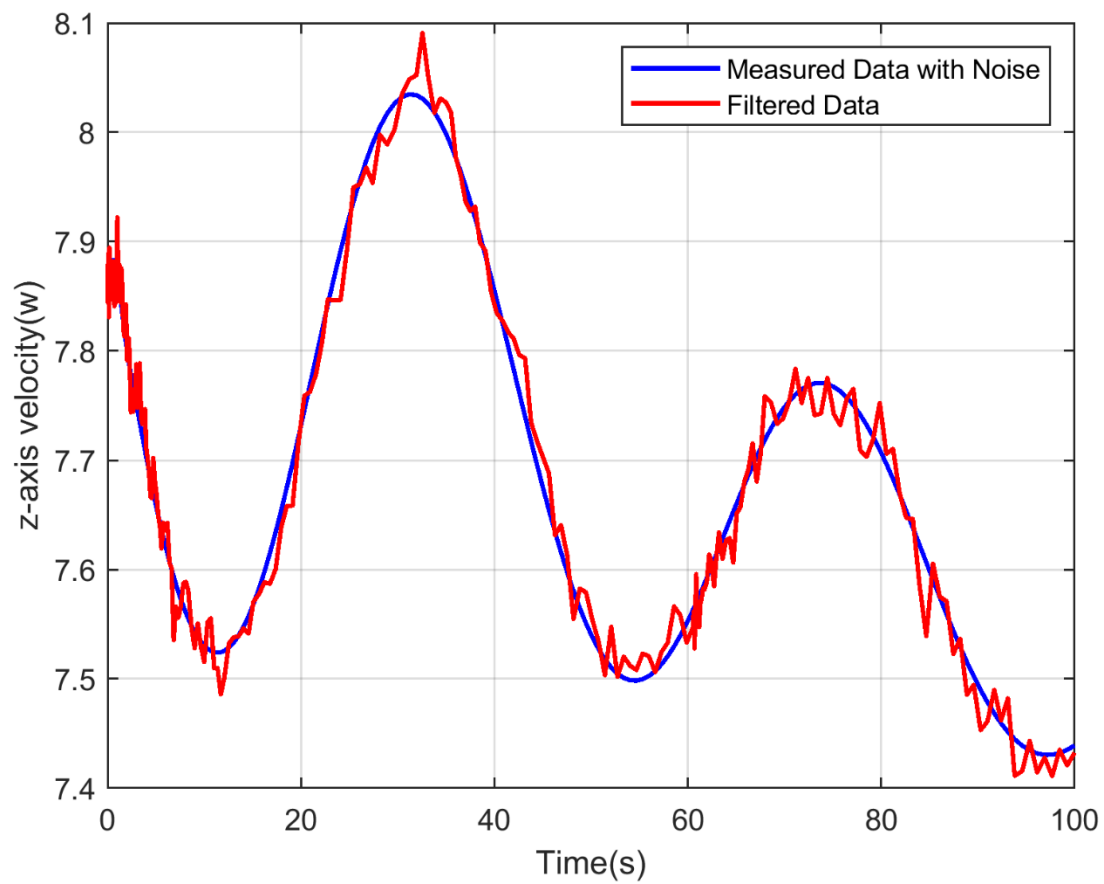
3.1 استفاده از فیلتر کالمن



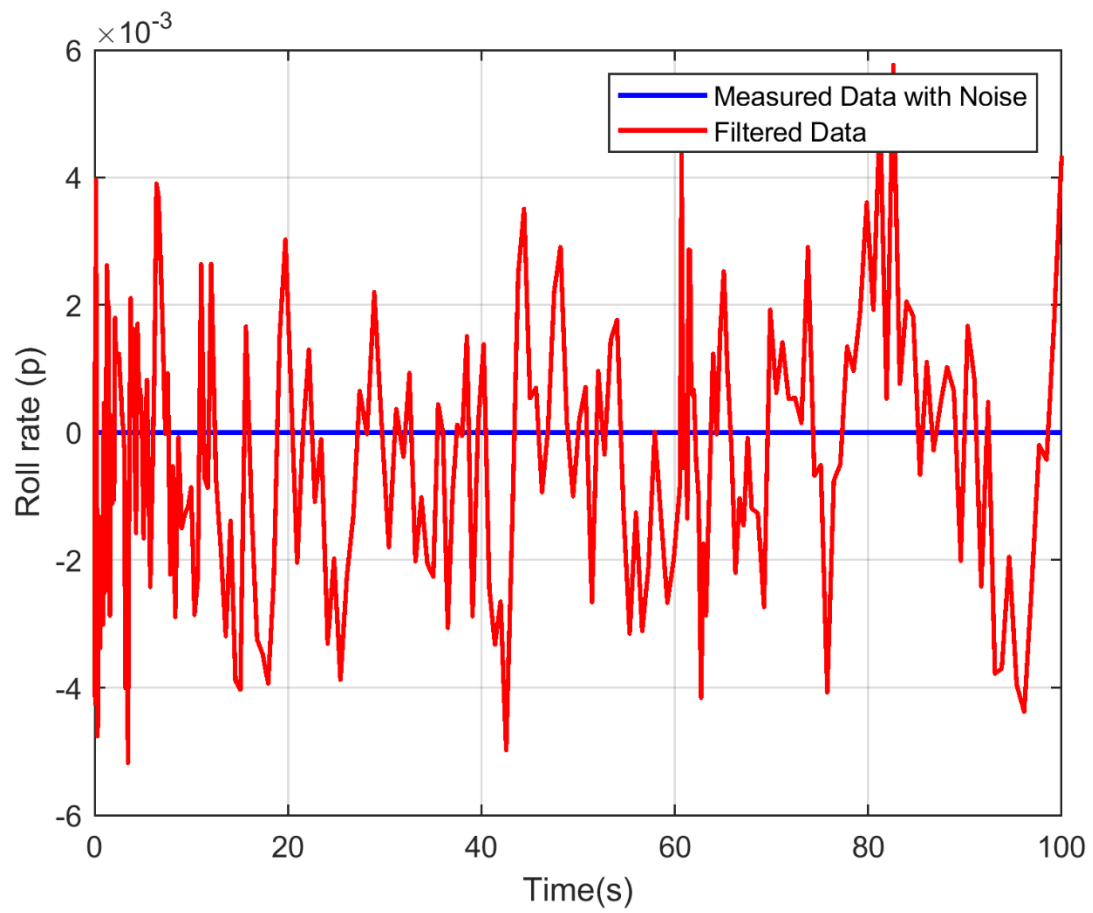
شکل 3.1 نمودار اندازه گیری سرعت در راستای محور x (u) و داده های فیلتر شده آن



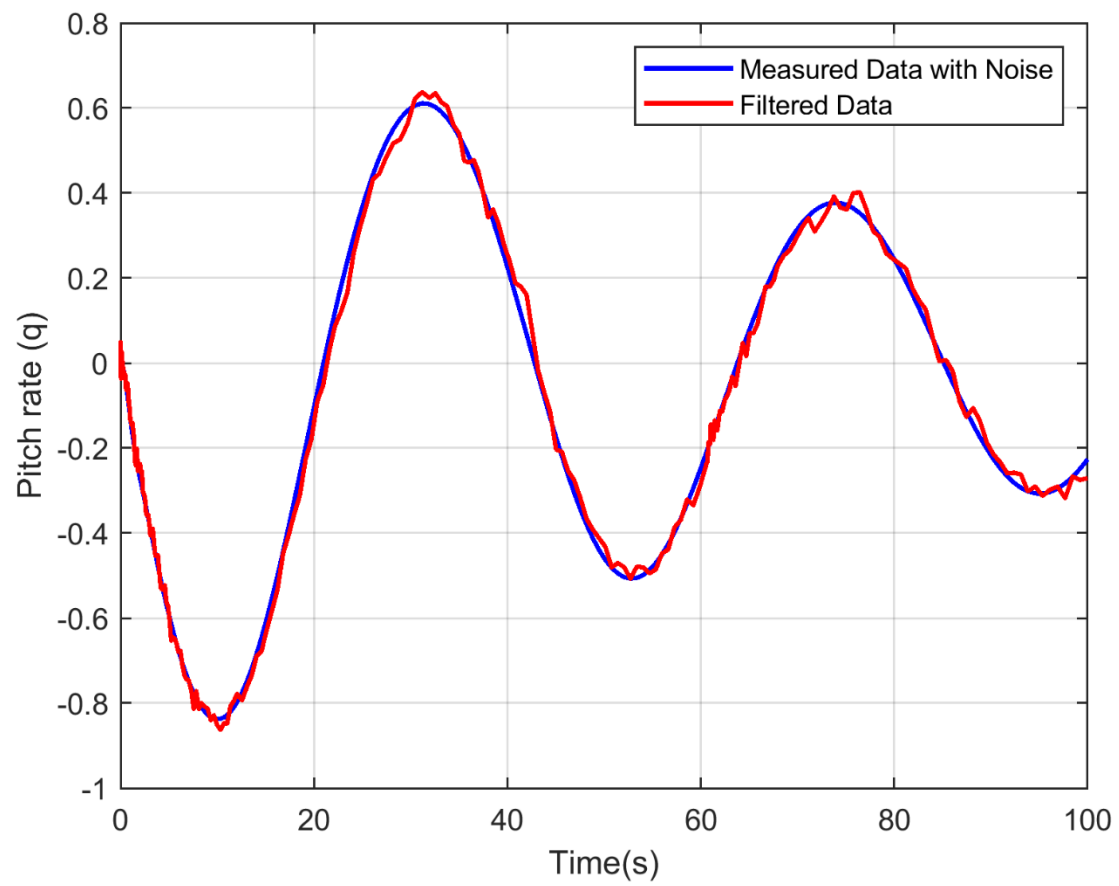
شکل 3.2 نمودار اندازه گیری سرعت در راستای محور y (v) و داده های فیلتر شده آن



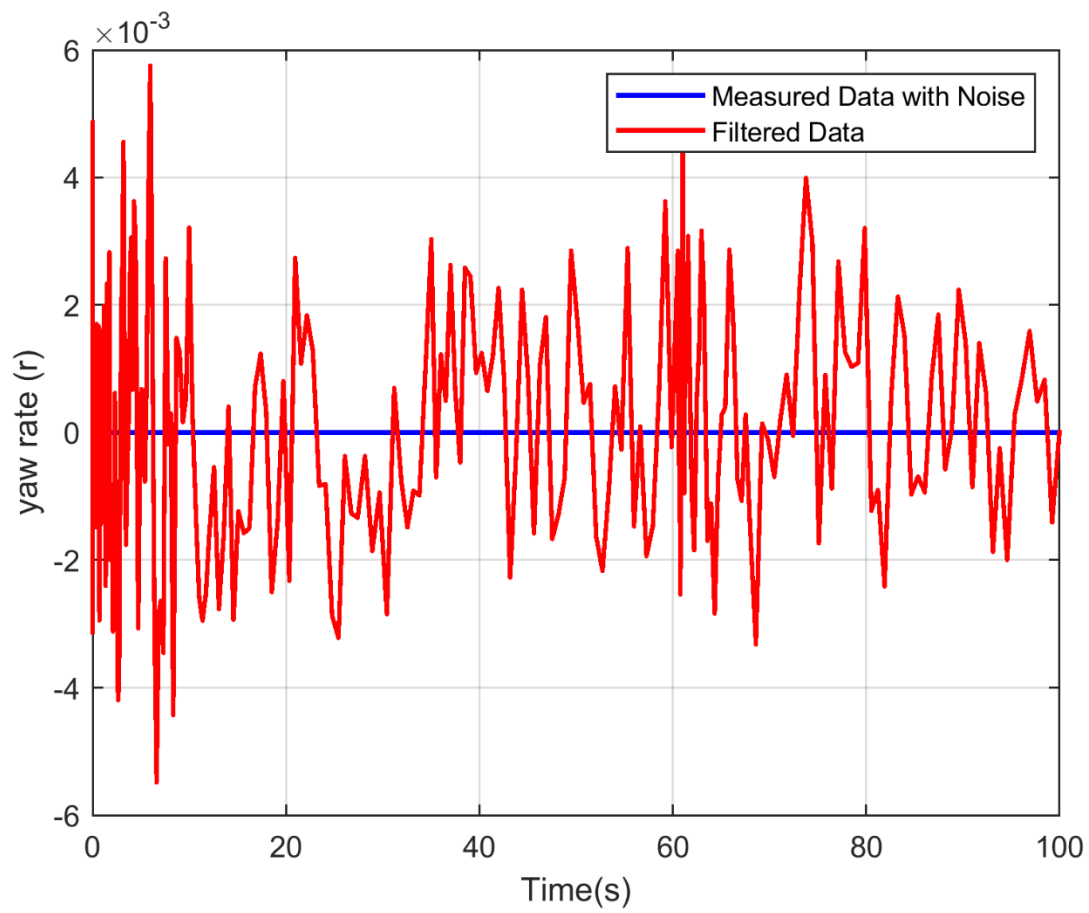
شکل 3.3 نمودار اندازه گیری سرعت در راستای محور z (w) و داده های فیلتر شده آن



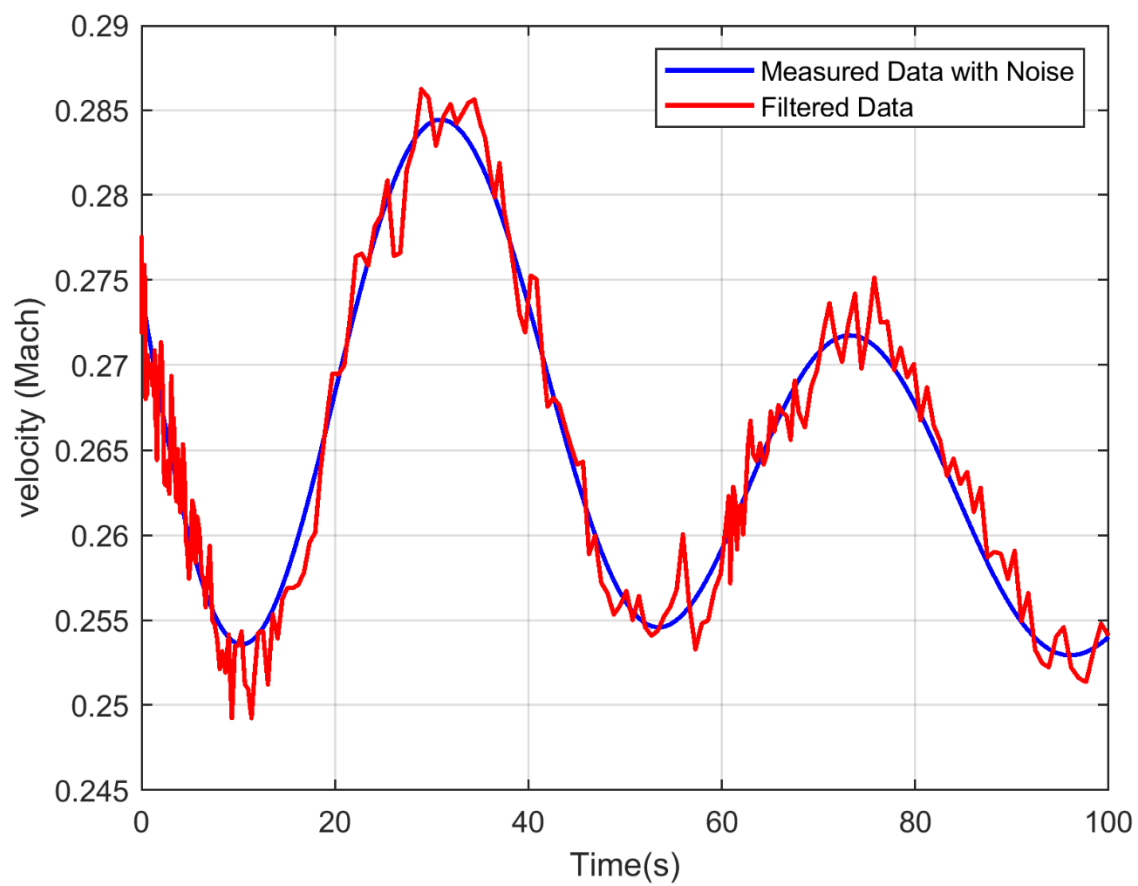
شکل 3.4 نرخ زاویه roll و داده های فیلتر شده آن



شکل 3.5 نرخ زاویه pitch و داده های فیلتر شده آن

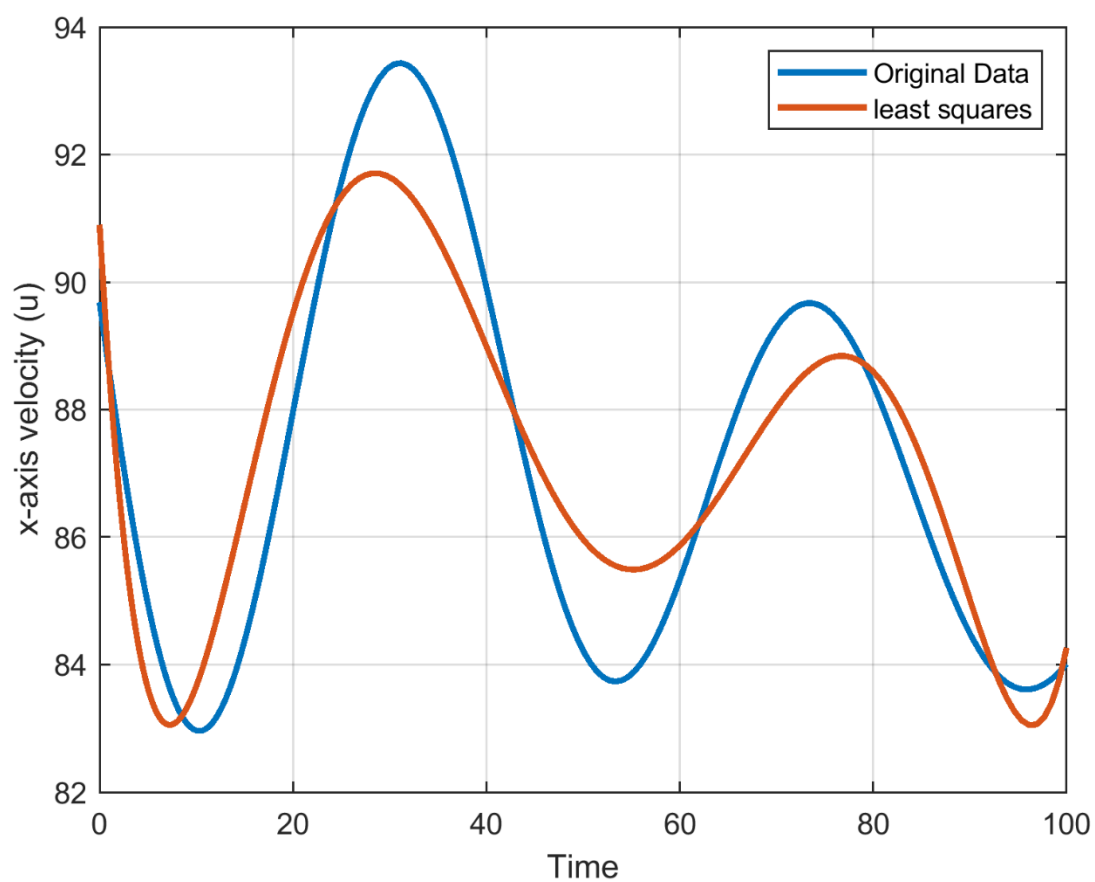


شکل 3.6 نرخ زاویه yaw و داده های فیلتر شده آن

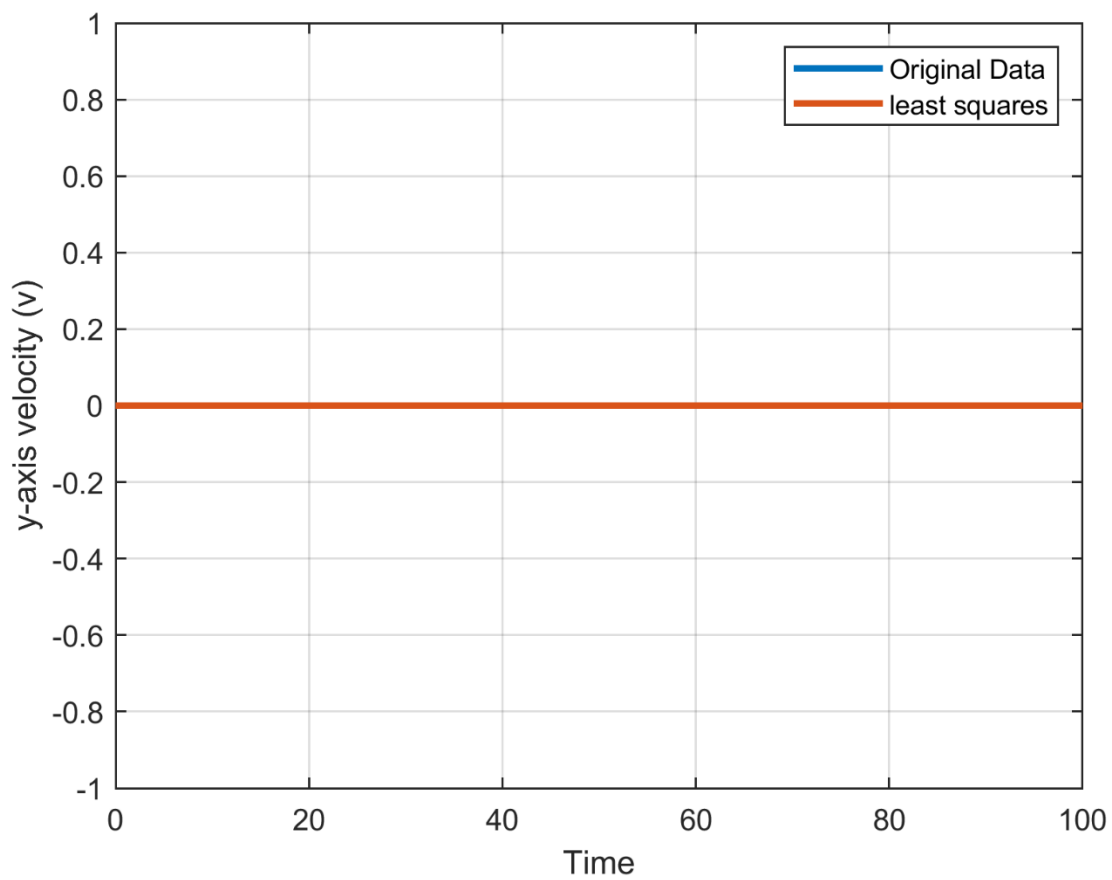


شکل 3.7 نرخ سرعت هواپیما و داده های فیلتر شده آن

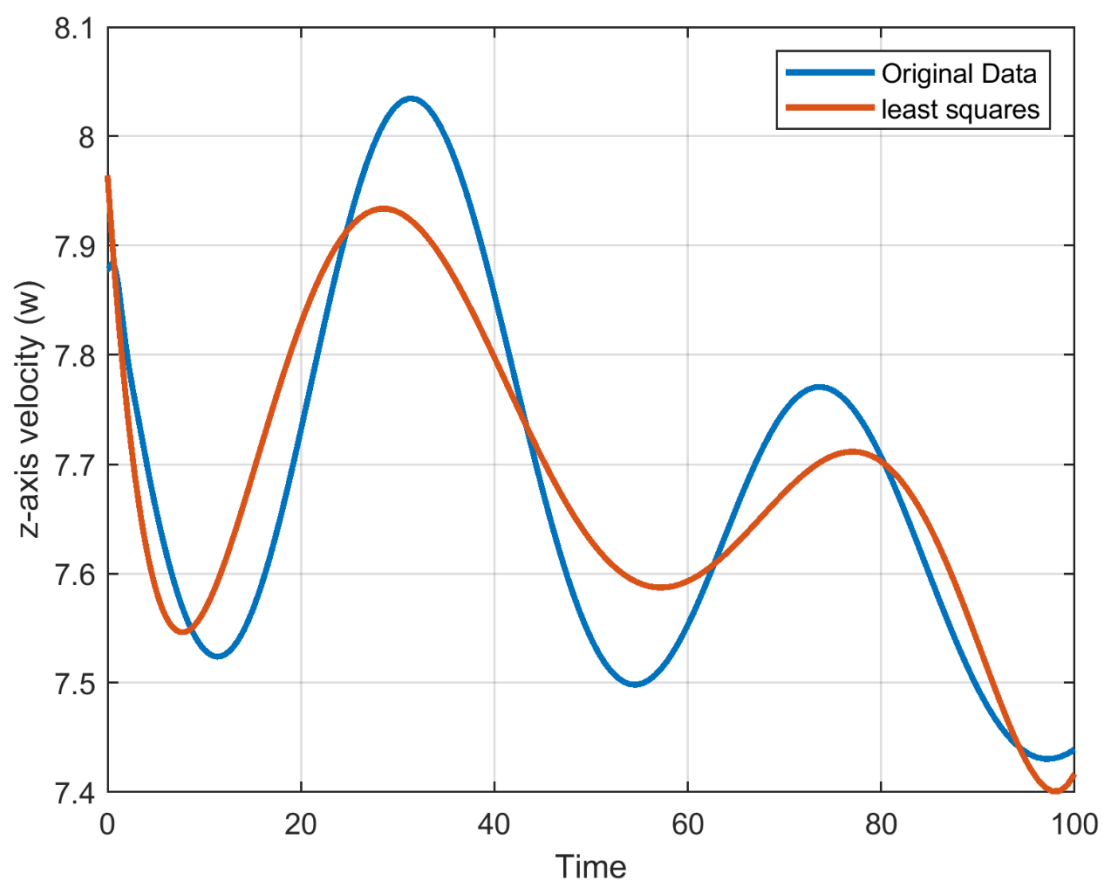
3.2 استفاده از مینیمم مربعات



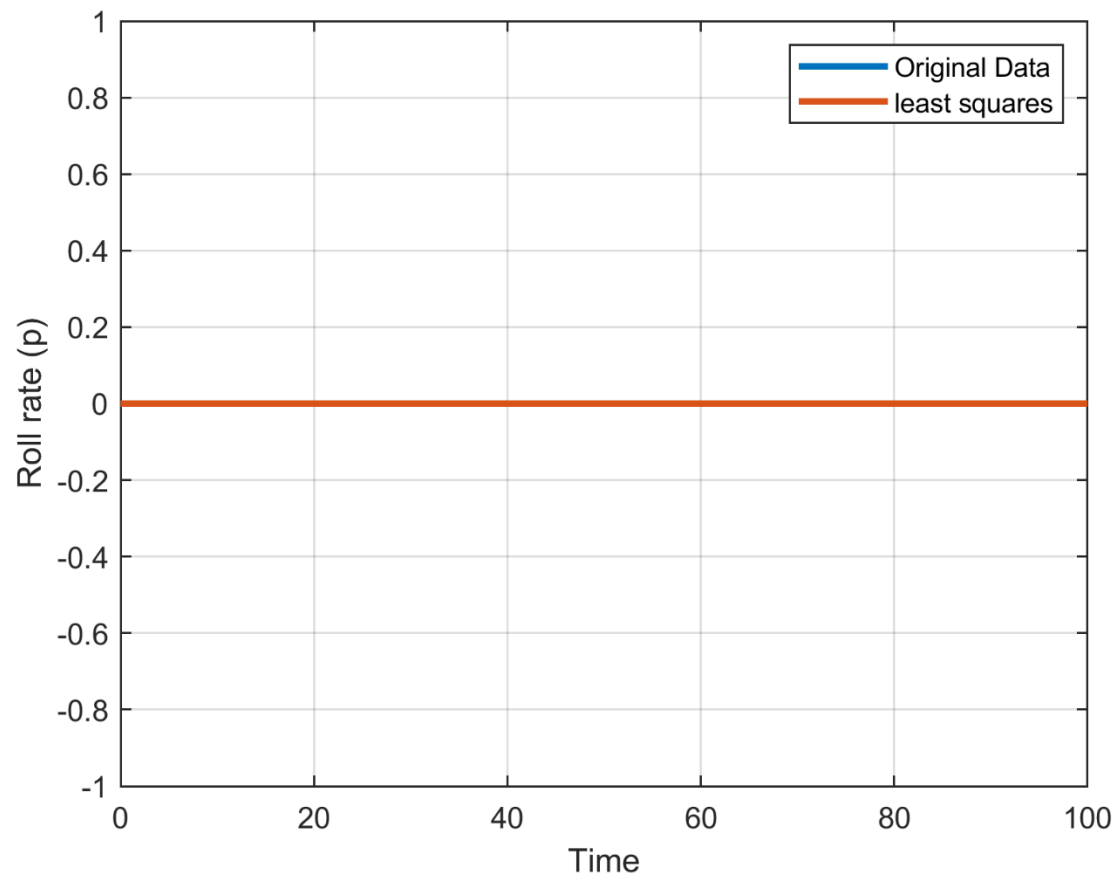
شکل 3.8 نمودار اندازه گیری سرعت در راستای محور x (u) و نمودار سازگار شده با استفاده از مینیمم مربعات درجه 6



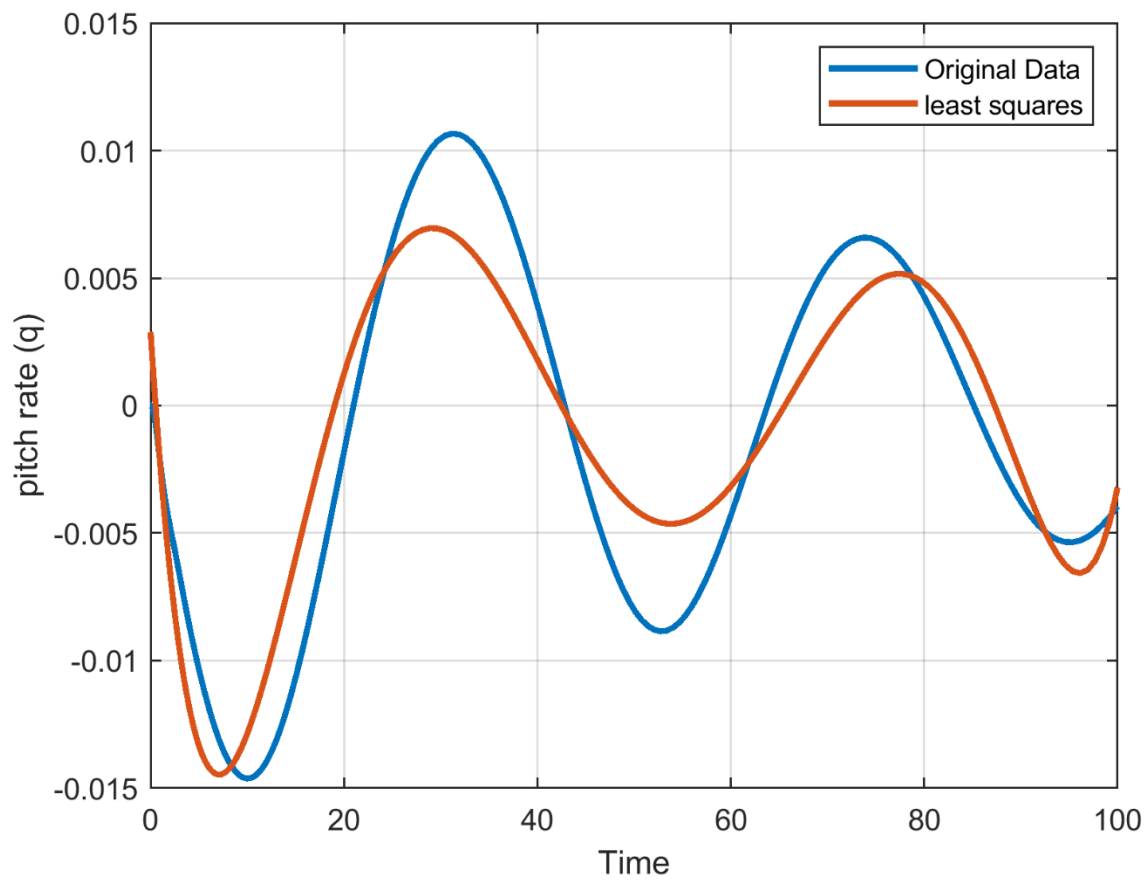
شکل 3.9 نمودار اندازه گیری سرعت در راستای محور y (v) و نمودار سازگار شده با استفاده از مینیمم مربعات درجه 0



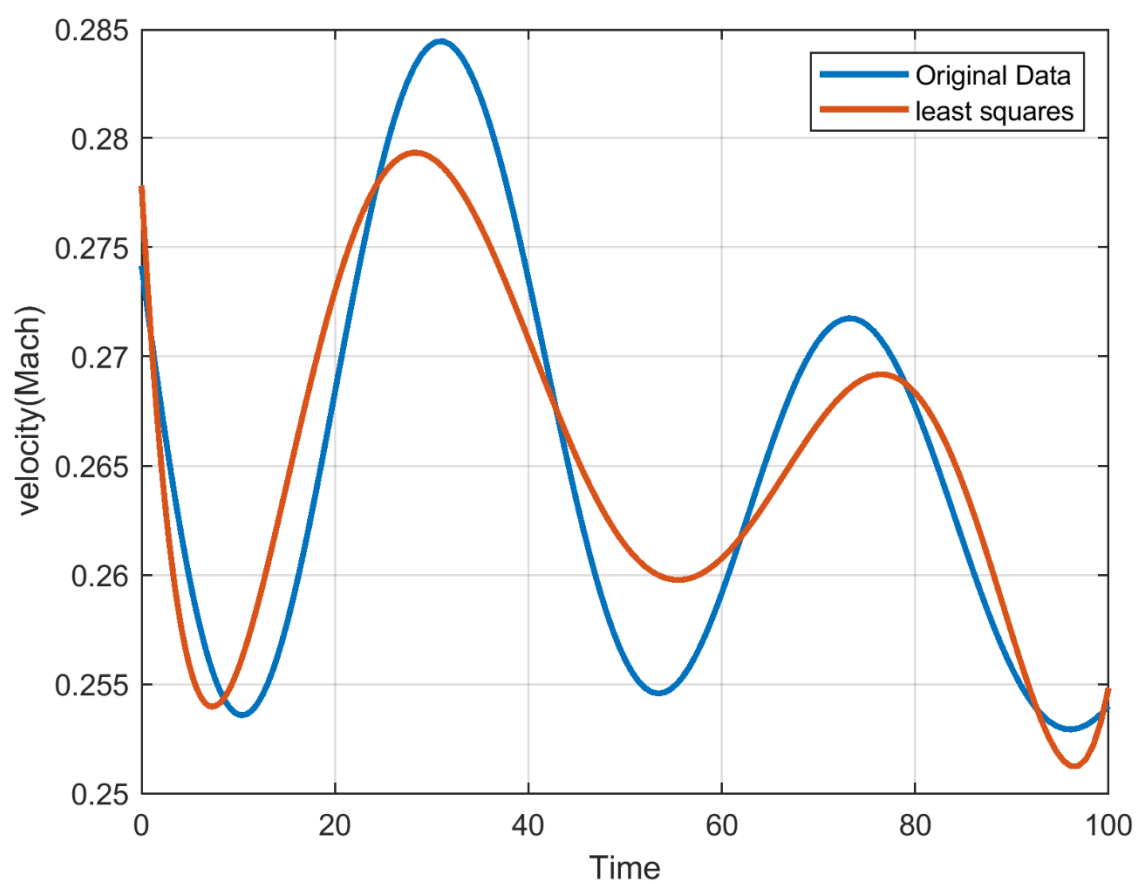
شکل 3.10 نمودار اندازه گیری سرعت در راستای محور z (w) و نمودار سازگار شده با استفاده از مینیمم مربعات درجه 6



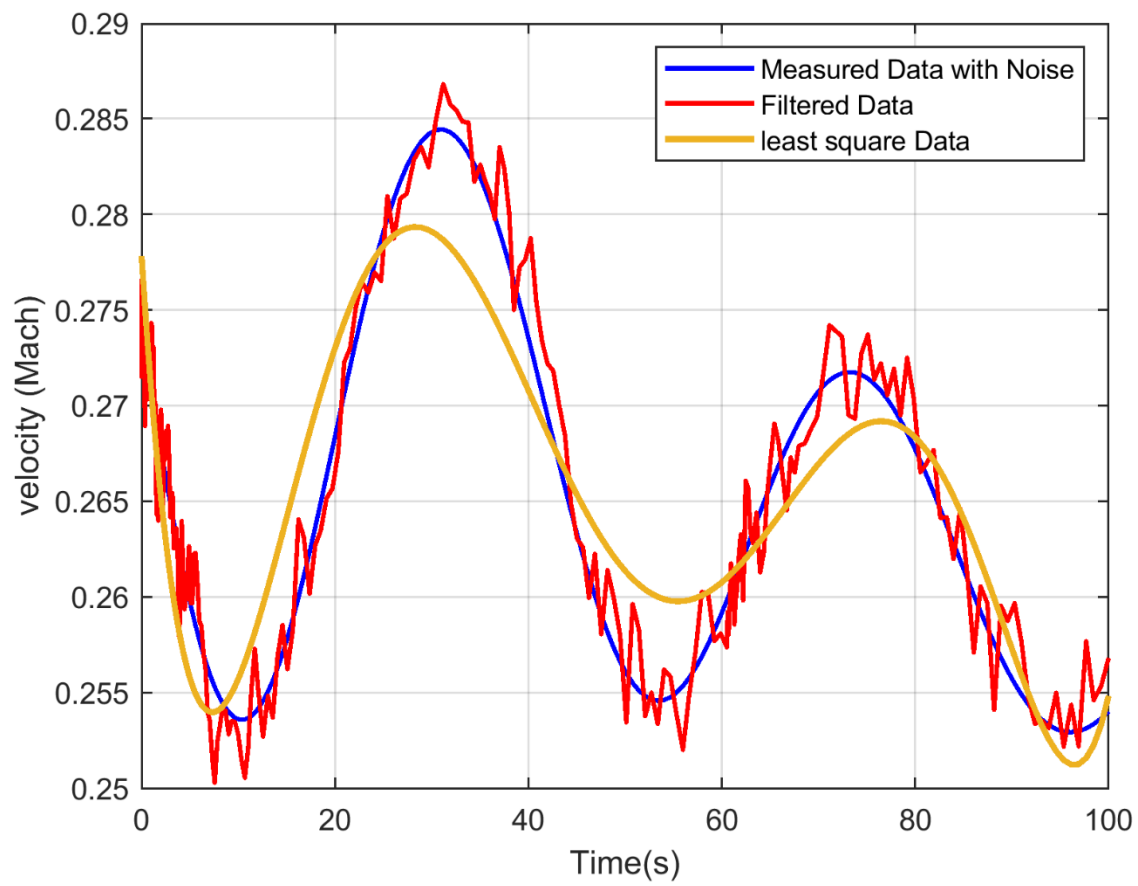
شکل 3.11 نرخ زاویه Roll و نمودار سازگار شده با استفاده از مینیمم مربعات درجه 0



شکل 3.12 نرخ زاویه pitch و نمودار سازگار شده با استفاده از مینیمم مربعات درجه 6



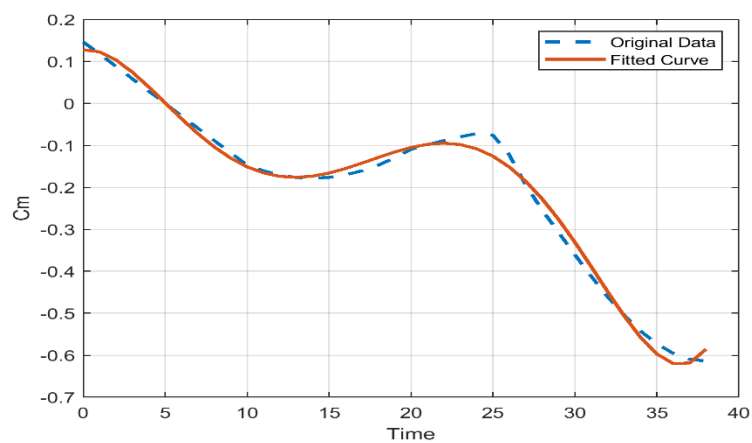
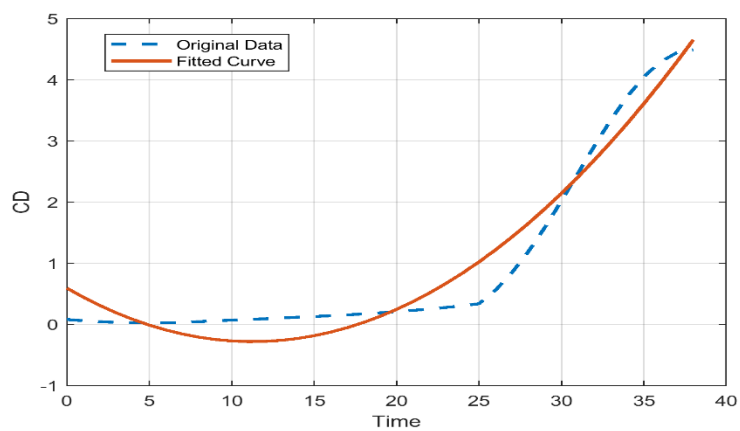
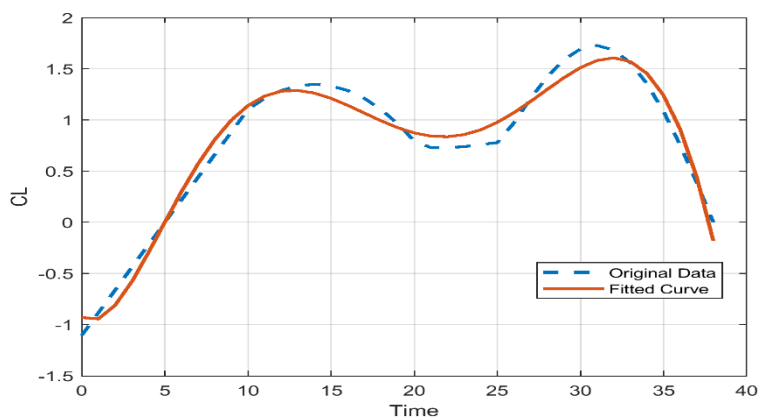
شکل 3.13 سرعت بر حسب ماخ و نمودار سازگار شده با استفاده از مینیمم مربعات درجه 6

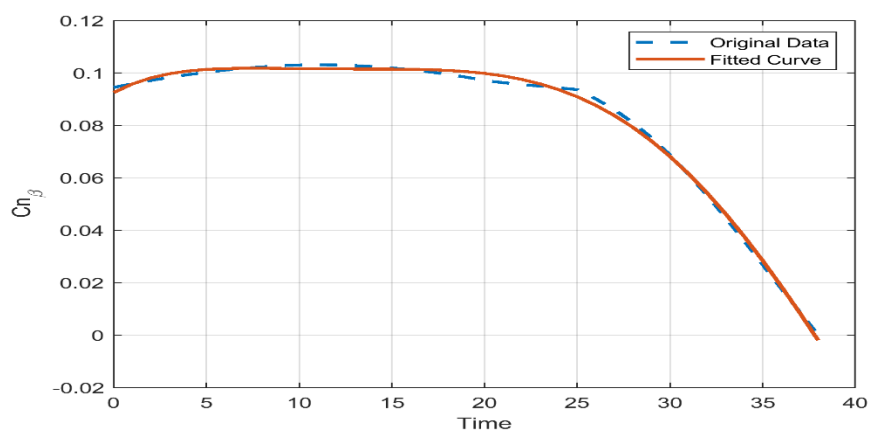
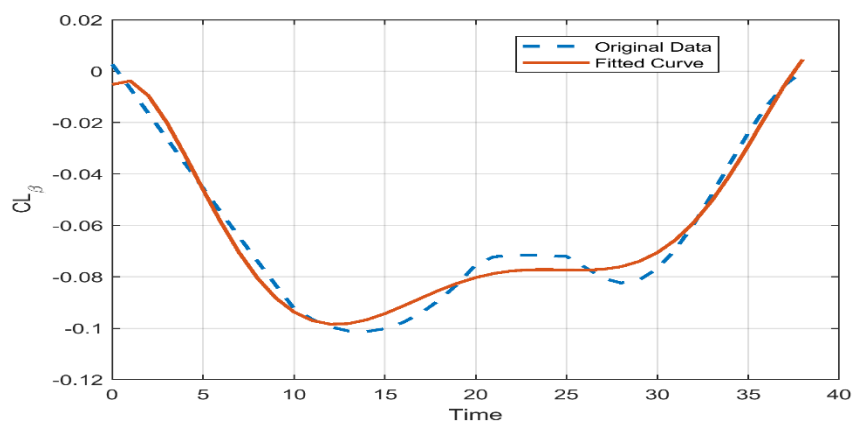


شکل 3.14 نمودار مقایسه فیلتر کالمن و مینیمم مربعات سرعت هواپیما

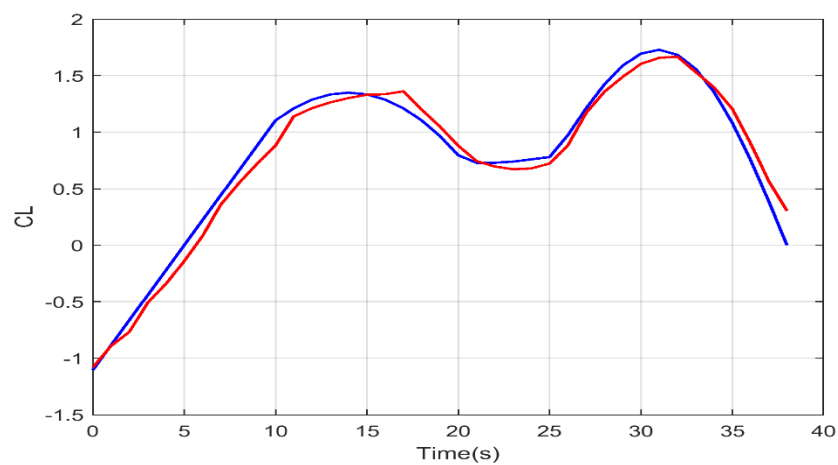
3.3 محاسبه ضرایب آیرودینامیکی هواپیما

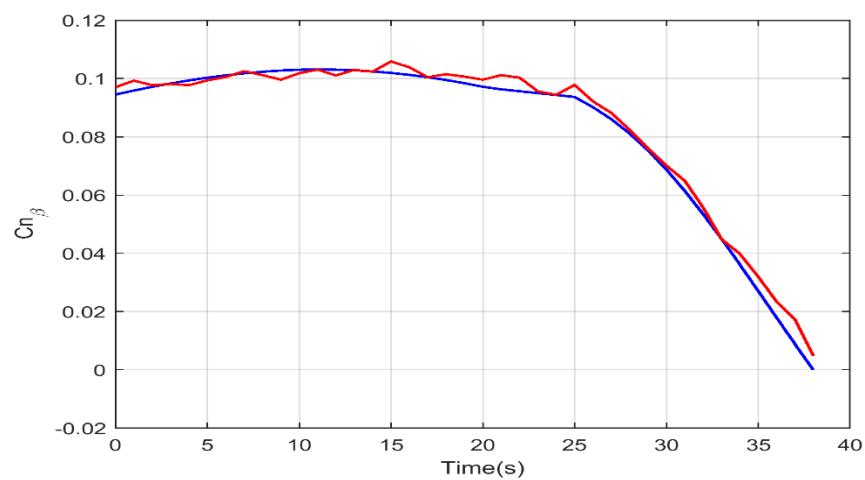
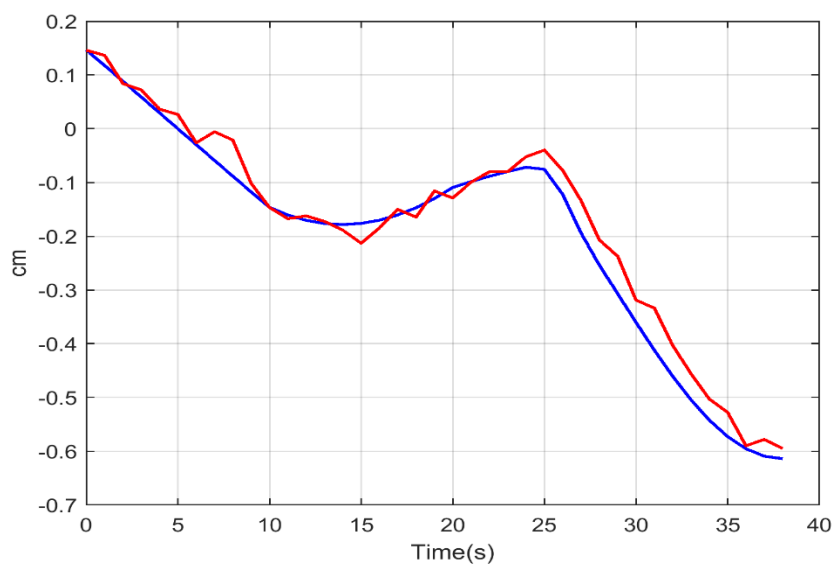
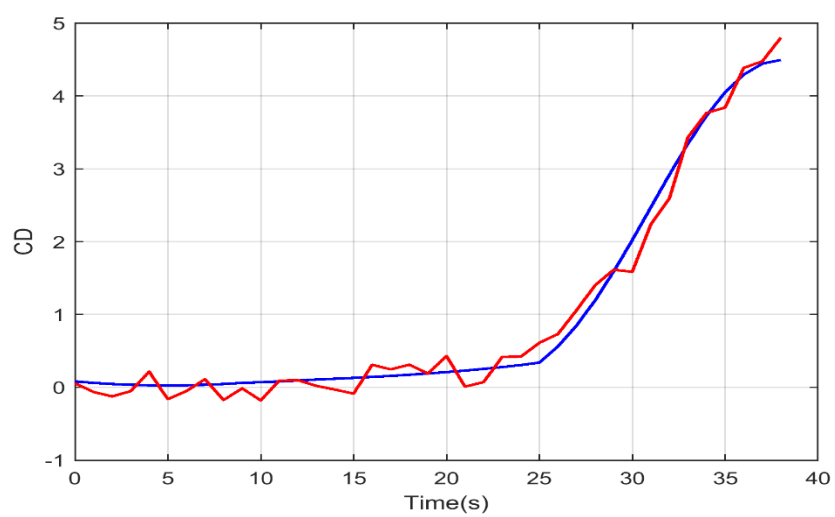
3.3.1 تخمین ضرایب آیرودینامیکی هواپیما با استفاده از مینیمم مربعات

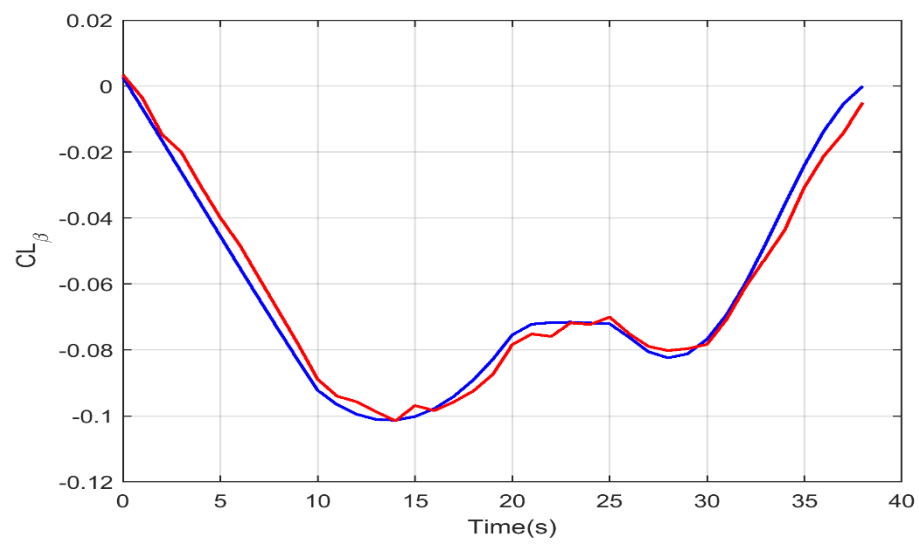




3.3.2 محاسبه ضرایب آیرودینامیکی با استفاده از فیلتر کالمن







منابع و مراجع

- [1] جزوه درس اندازه گیری و تخمین پارامتر های پرواز دکتر مهدی سبزه پرور
- [2] ناشناس تخمین ضرایب کنترلی و آیرودینامیکی هواپیما با استفاده از داده های پرواز عملی
- [3] Ahmad, M., Hussain, Z.L., Shah, S.I.A. and Shams, T.A., 2021. Estimation of stability parameters for wide body aircraft using computational techniques. *Applied Sciences*, 11(5), p.2087.
- [4] Raol, J.R., Girija, G. and Singh, J., 2004. Modelling and parameter estimation of dynamic systems (Vol. 65). Iet.