دانشگاه صنعتی امیرکبیر
دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه کارشناسی ارشد
گرایش مکانیک پرواز و کنترل

عنوان:

تخمین پارامترهای پروازی در حوزه فرکانس و مقایسه نتایج آن با حوزه زمان

نگارش:
سمیرا روشنی یامچی

استاد راهنما:
دکتر مهدی سبزه پرور

تابستان ۸۶

بسمه تعالی

شماره:.....

تاریخ:.....

معاونت پژوهشی

فرم پروژه تحصیلات تکمیلی۷

فرم اطلاعات پایان‌نامه
کارشناسی‌ارشد و دکترا

دانشگاه صنعتی امیرکبیر
(پلی‌تکنیک تهران)

مشخصات دانشجو

نام و نام‌خانوادگی: سمیرا روشنی یامچی ☑ **دانشجوی آزاد** ☐ **بورسیه** ☐ **معادل**

شماره دانشجوئی: ۸۴۱۲۹۰۲۷

رشته تحصیلی: مهندسی هوافضا (دینامیک پرواز و کنترل) **دانشکده مهندسی هوافضا**

نام و نام‌خانوادگی استاد راهنما: دکتر مهدی سبزه پرور

عنوان به فارسی: تخمین پارامترهای پروازی در حوزه فرکانس و مقایسه نتایج آن با حوزه زمان

عنوان به انگلیسی: **Real-Time Flight Parameter Estimation in Frequency Domain and Compare its Results with Time Domain**

نوع پروژه کارشناسی‌ارشد × / دکترا ☐ **کاربردی** ☐ **بنیادی** ☐ **توسعه‌ای** ■ **نظری**

تاریخ شروع: ۸۵/۴/۵ **تاریخ خاتمه:**۸۶/۴/۱۷ **تعداد واحد:** ۶

سازمان تأمین‌کننده اعتبار:

واژه‌های کلیدی به فارسی: شناسایی پارامتر-تخمین پارامتر-حوزه فرکانس- حوزه زمان

واژه‌های کلیدی به انگلیسی: Parameter Identification-Parameter Estimation-Frequency Domain-Time Domain

---

نظرها و پیشنهادها به منظور بهبود فعالیت‌های پژوهشی دانشگاه:

استاد راهنما: دکتر مهدی سبزه پرور

دانشجو: سمیرا روشنی یامچی

امضاء استاد راهنما: **تاریخ:**

نسخه۱: معاونت پژوهشی

نسخه۲: کتابخانه و به انضمام دو جلد پایان‌نامه به منظور تسویه حساب با کتابخانه و مرکز اسناد و مدارک علمی

چکیده

در این پایان نامه ابتدا تخمین پارامتر، به عنوان علمی برای شناسایی سیستمهای اطراف بشرمعرفی شده و دورنمایی ازراه حل های موجود و روشهای ممکن در تخمین پارامترارائه گردیده است. سپس روش تخمین در حوزه فرکانسی بعنوان یک روش تخمین مناسب برای سیستم های خطی مورد بررسی قرار گرفته است و نتایج آن با نتایج تخمین در حوزه زمان مقایسه شده اند.در این مطالعه ۱۸ پارامتر از مشتقات پایداری تخمین زده شده است که ۱۱ تای آن مربوط به حرکت عرضی، ۵ تای ان مربوط به مود پریود کوتاه در حرکت طولی و ۲ تای آن مربوط به مود فوگوئید در حرکت طولی می باشد. مقایسه پارامترهای تخمینی در دو حوزه نشان داد که روش حوزه فرکانس نسبت به روشهای زمانی خطای چشمگیری داشته که میزان این خطا برای مشتقات حرکت عرضی ۱۵/۳٪ و برای مشتقات حرکت طولی ۹/۶٪ بوده در حالیکه میزان این خطا در روش حوزه زمان برای مشتقات حرکت عرضی ۶/۴٪ و برای مشتقات حرکت طولی ۲٪ بدست آمد. اما از آنجا که در تخمین و شناسایی پارامترها ، مقدار نامی را در اختیار نداریم، لذا ترجیح دادیم که بجای مقایسه دو روش بر مبنای درصد میانگین خطای نسبی، که هریک از پارامترها را نسبت به مقدار نامی می سنجید، از واریانس خطای معادله یا میانگین مجذور خطا استفاده کنیم، که میزان خطا و حساسیت پارامترها را در هر روش نسبت به پارامترهای بدست آمده در همان روش می سنجد. اما با اعمال این روش نیز مشاهده شد که واریانس خطا در حوزه فرکانس بیشتر از حوزه زمان می باشد. علل مربوط به این خطاها در فصل آخر مورد بررسی قرار گرفته شده است و راهکارهایی برای بهبود نتایج تخمین در حوزه فرکانس ارائه شد.

لغات کلیدی : ۱- شناسایی پارامتر،۲- تخمین پارامتر، ۳-حوزه فرکانس، ۴-حوزه زمان

فصل اول

شناسایی سیستم در مکانیک پرواز

تاریخچه، مفاهیم و کاربردها

۱-۱- مقدمه

در این فصل مفاهیم شناسایی سیستم و تخمین پارامتردر مکانیک پرواز معرفی می گردد. ابتدا به بررسی روند تاریخی شناسایی سیستم پرداخته و سپس مبحث تخمین ضرایب آیرودینامیکی از آزمایشات پروازی در مکانیک پرواز بررسی می گردد. در ادامه مفاهیم شناسایی سیستم و تخمین پارامتر معرفی می گردد. در انتها نیز، مسئله مهم در ارتباط با شناسایی سیستمهای وسایل پروازی، یعنی صحت مدل، مورد بررسی قرار می گیرد.

۱-۲- تاریخچه

شناسایی سیستم یک روش منظم علمی برای توصیف یک سیستم در شکلهای مناسب، با توجه به مجموعه ای از مشاهدات و اندازه گیریها می باشد. مسائل معکوس و شناسایی سیستم از مهمترین عوامل زیربنایی پیشرفت بشر بوده است. بشری که به علت طبیعتی کنجکاو، نه تنها علاقه مند به فهم قانون حاکم برپدیده مورد مشاهده (شکل مدل) است، بلکه خواهان دانستن جزئیات دقیق راجع به آن پدیده (بعبارت دیگر تجزیه و تحلیل و تخمین پارامترهای آن فرآیند) نیز می باشد.

کاربرد شناسایی سیستم که گاهی اوقات مسئله معکوس نیز نامیده می شود ، به احتمال زیاد به زمانهای ماقبل تاریخ که بشر تلاش می کرد با مشاهده پدیده های مختلف و فهم آنها بر محیط مسلط شود، باز می گردد. بسیاری از قوانین فیزیکی که توسط چینی ها، مصری ها و یونانیها بیان شده است،

در شناسایی سیستم بطور گسترده استفاده می شوند. اگرچه با پیشرفت تکنولوژی و افزایش دقت های ریاضی قادر به اعمال تکنیکهای پیچیده تر برای اندازه گیریهای بهتر و استنتاج پدیده غالب هستیم، ولی اصول شناسایی کماکان یکسان باقی مانده است.

اکثر قوانین فیزیکی فعلی حاصل شناسایی سیستم است. بعنوان مثال استنتاج شتاب جاذبه توسط نیوتن حاصل کشف پاسخ به مساله علت افتادن سیب از درخت بوده است.

اگرچه ممکن است در نگاه اول، این مثال کمتر به یک مسئله تحقیقی شباهت داشته باشد. بررسی علمی شناسایی سیستم به اواخر قرن هجدهم بر می گردد.

در سال ۱۷۹۵، گاوس روش حداقل مربعات را برای محاسبه مدار سیارات با مشاهده اخترشناسی ابداع نمود.[1] .وی از قاعده بیز و روش ماکزیموم شباهت برای بدست آوردن قانون حداقل مربعات استفاده کرد. با وجود استفاده گاوس از روش حداکثر شباهت ، اولین مورد استفاده این روش در سال ۱۷۷۷ گزارش شده است.[1]. اگرچه رایج شدن اصطلاح حداکثر شباهت[1]، و تابع احتمال و نیز اثبات قاطعی از آن بعنوان یک دیدگاه امروزی لاینحل باقی مانده است. ولی زیربنای سیر تحولی الگوریتمهای شناسایی سیستم می باشد.

تا دهه چهل بیشتر روشهای تخمین طبیعت قطعی داشتند. با کارهای وینر در سال ۱۹۴۲ و کولموگروف در سال ۱۹۴۱ تمرکز روی تخمین تصادفی تغییر کرد.[1].

بدنبال وینر، کالمن در سال ۱۹۶۰ روشی بازگشتی را برای مسئله فیلتر کردن ارائه داد.

بدلیل مناسبتر بودن استفاده از روش بازگشتی در کامپیوترهای دیجیتال ، فیلتر کالمن به سرعت عمومیت یافت و امروزه بطور وسیع در تخمین تصادفی استفاده می شود.امروزه حوزه شناسایی سیستم

[1] Maximum Likelihood

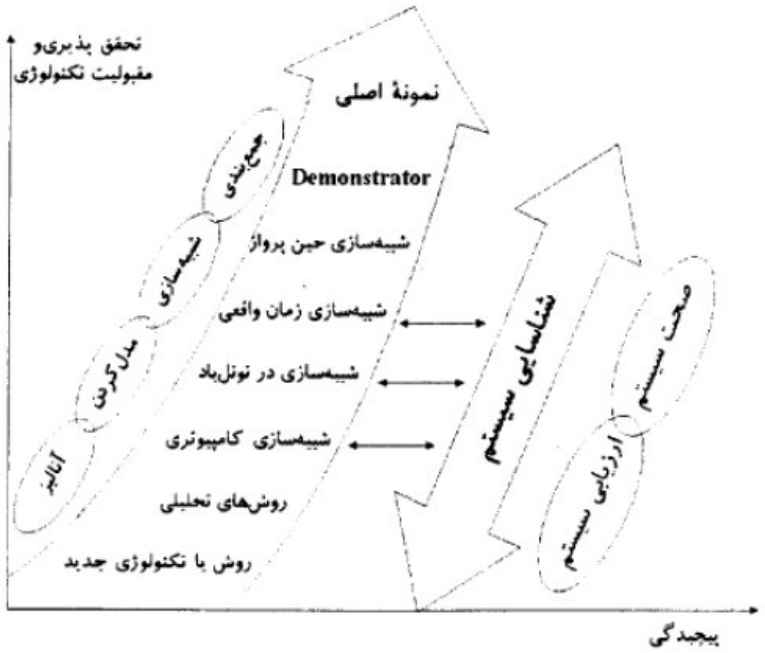
در شاخه های مختلف علوم و مهندسی مانند: زیست شناسی، زمین شناسی، مهندسی مواد، سیستمهای مکانیکی، اشیاء پرنده، فرآیندهای شیمیایی، اقتصاد و ..... بطور گسترده استفاده می شود و در این میان شناسایی ضرایب آیرودینامیکی هواپیما، یک نمونه بارز و برجسته از علم تخمین پارامتر می باشد.از عوامل موفقیت شناسایی سیستم وسایل پرنده می توان به موارد زیر اشاره نمود:

• پیشرفت روشهای اندازه گیری و ظرفیت های بالای پردازش داده که توسط کامپیوترهای دیجیتال مهیا شده است.

• ابتکار و خلاقیت مهندسین هوافضا در استفاده از شاخه های دیگر علوم مثل کنترل و تخمین.

• سادگی و قابل فهم بودن قوانین فیزیکی حاکم بر حرکت وسایل پرنده که مدل سازی دقیق و انجام آزمایشات پروازی مناسب را ممکن می سازد.

امروزه این ابزار به حدی رشد کرده است که جزء لاینفک برنامه های توسعه و ارزیابی صنعت هواپیمایی محسوب می شوند.(شکل ۱-۱)



شکل ۱-۱. قوانین کلیدی شناسایی سیستمهای پروازی[1]

۱-۳- تعریف تکنیک تخمین

مساله تخمین پارامتر به زبان ساده زیر بیان می شود:

فرض کنید که سیستم مورد تحقیق توسط دسته ای از معادلات دینامیکی شامل ضرایب مجهول مدل شود. برای تعیین این ضرایب ، سیستم با ورودیهای مناسب تحریک شده و ورودیها و خروجی های واقعی اندازه گیری می شوند. در نتیجه ضرایب نامعلوم بر اساس لزوم تطبیق پاسخ سیستم واقعی و پاسخ مدل استنتاج می شوند.

طبعا با محدودیتهایی از قبیل خطای اجتناب ناپذیر سنسورها (نویز اندازه گری) ، تحریک تصادفی سیستم از منابع غیرقابل اندازه گیری (نویزفرآیند) مواجه خواهیم بود. این محدودیتها ممکن است ناشی از خطای سنسورهای اندازه گیری ، تاثیر هوای متلاطم در حرکت وسیله و یا خطای مدل سازی باشد. بنابراین هدف عمده تکنیکهای تخمین، تعیین بهترین ضرایب با توجه به محدودیتهای فوق است.

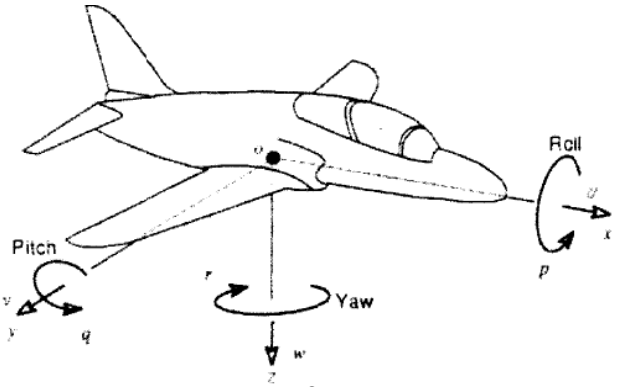
۱-۴- تخمین پارامتر در مکانیک پرواز

مکانیک پرواز شاخه ای از مهندسی هوافضاست که حرکت وسایل پروازی را بررسی می کند. بحث اصلی مکانیک پرواز، پیش بینی و ارزیابی کیفیت و ویژگیهای دینامیکی یک وسیله پروازی مانند یک هواپیمای حمل و نقل، یک هواپیمای فوق العاده ناپایداردر زاویه حمله بالا، یک هلی کوپتر و یا یک

موشک می باشد. حرکت یک وسیله پرنده، که در حالت عادی قادر به حرکت در هر جهتی است، بوسیله معادلات حرکت تزویج شده[1] بیان می گردد. این معادلات حرکت که از مکانیک نیوتنی نتیجه می شود، غالبا وسیله پرنده را مانند یک جسم صلب در نظر می گیرند و در عین حالیکه بیانگر مشخصه حرکت جسم می باشد، شامل اثرات توام نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی اعمال شده به وسیله نیز می باشد. همچنانکه می دانیم، صحت و کاربرد مدل های ریاضی به دقت و ظرافت به کار رفته در نحوه مدلسازی این نیروها و گشتاورهای خارجی وارده به جسم بستگی دارد.

۱-۴-۱- مدل کردن نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی

مساله مدل کردن نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی- که رابطه ای میان سه نیرو در جهتهای X وY وZ در مختصات دکارتی و گشتاورهای L وM وN حول این محورها بر حسب متغیرهای سرعت خطی u وv وw و متغیرهای سرعت چرخشی p وq وr بیان می کند- اولین بار توسط برایان در اوایل قرن بیستم پیشنهاد گردید واگر چه دارای ناپیوستگی در زاویه ۹۰ درجه حول محور y می باشد، مبنای شناسایی سیستمهای پروازی بوده است. شکل ۱-۲ متغیرهای حرکت یک وسیله پرنده را نشان می دهد. این متغیرهای حرکتی ناشی از تاثیر نیروهای خارجی وارده بر وسیله پرنده و همچنین نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی می باشد.



[1] Coupled Equation of M

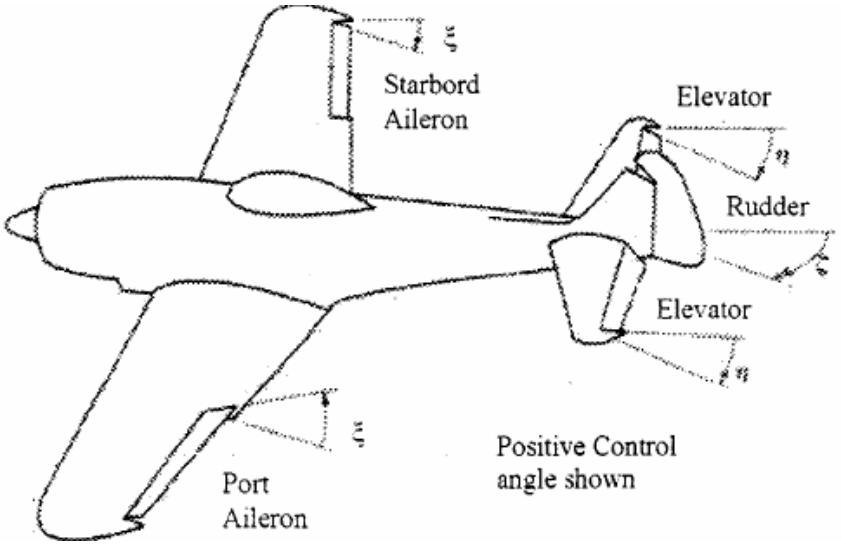
شکل ۱-۲. متغیرهای حرکت یک وسیله پروازی

نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی بوسیله سطوح کنترل، تنظیم و کنترل می شوند. که عبارتند از: بالهای چپ و راست، پایدارکننده[1] افقی و عمودی ، نیروی موتور، سکان افقی[2] ، سکان عمودی [3] وشهپر[4] . شکل ۱-۳ تعدادی از این سطوح کنترلی را نشان می دهد.[2]

همانگونه که قبلا گفته شد، از مسائل مهم در مدل کردن اینگونه وسایل منظور کردن تزویج بین این نیروها و گشتاورها می باشد.

بعنوان مثال با تغییر سکان هواپیما دو نیرو در جهت x وy به وسیله اعمال می شود. در این حالت هیچ گشتاوری ناشی از نیروی جهت x ایجاد نمی شود. در عوض در اثر نیروی جهت y دو گشتاور ، یکی حول محور x و دیگری حول محور z ایجاد می شود. در نتیجه مدلهای غیرخطی حاصل می شود که تحلیل آنها پیچیده است.

[1] Stabilizer
[2] Elevator
[3] Rudder
[4] Aileron



شکل ۱-۳. تعدادی از سطوح کنترلی یک وسیله پرنده

۱-۴-۲- تعریف ضرایب آیرودینامیکی

همانگونه که در قسمت قبل ذکر شد، مدل ریاضی یک وسیله بیانگر رابطه میان نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی و متغیرهای سرعت خطی و زاویه ای حرکت آن وسیله و بعبارت دیگر تابع متغیرهای حالت در مدل فضای حالت می باشد.[3]

ضرایبی که از روی بسط تیلور رابطه نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی و متغیرهای سرعت خطی و زاویه ای و یا مشتقات آنها بدست می آیند، ضرایب آیرودینامیکی بعددار آن وسیله نامیده می شوند.[3]. حال اگر این ترمها توسط مقادیر خاصی که تابعی از سرعت جسم، چگالی هوا، طول و سطح مقطع بال و.... هستند، نرمالیزه شوند،ضرایب آیرودینامیکی بی بعد را نتیجه می دهند.[3]

نتایج نشان می دهد که استفاده از ضرایب بی بعد ، نتایج تخمین را بهبود می بخشد.[1]. این ضرایب را گاهی مشتقات آیرودینامیکی و یا ضرایب آیرودینامیکی نیز می نامند.

۱-۴-۳- روشهای تشخیص ضرایب آیرودینامیکی

در طول ۹ دهه اخیر سه تکنیک مختلف اما مکمل جهت تشخیص ضرایب آیرودینامیکی پیشنهاد گردیده است و بطور گسترده مورد استفاده قرار می گیرند. این تکنیکها عبارتند از:

- روشهای تحلیلی
- آزمایشهای تونل باد
- آزمایشهای پروازی

دو روش اول برای تولید اطلاعات اولیه راجع به ضرایب آیرودینامیکی بکار می روند. روشهای تحلیلی اعتبار دقیقی ندارند و همچنین بر مبنای یک تئوری غیر دقیق بنا نهاده شده اند . با این وجود اخیرا روش دینامیک سیالات محاسباتی CFD [1] تا حدی این مشکل را مرتفع کرده است.

استفاده از روشهای تجربی برای اثبات پیش بینی های تئوری امری لازم و اجتناب ناپذیر می باشد. روشهای تونل باد که نسبتا ارزان هستند، با استفاده از داده های متعدد بدست آمده از شکلهای مختلف وسایل پرنده در دهه های گذشته، مبنای طراحی هر وسیله پروازی جدید می باشند. این روشها عموما محدودیتهایی دارند که اعتبار آنها را مورد تردید قرار می دهد. برخی از این محدودیتها عبارتند از: مقیاس مدل، عدد رینولدز، ضرایب آیرودینامیکی، اثرات آیروالاستیسیته. علاوه بر این، ناپایداری تونل و تداخل و نوسان ناشی از مدل نیز بر اندازه گیریها تاثیر دارد. بنابراین تعیین ضرایب آیرودینامیکی از

[1] Computational Fluid Dynamics

آزمایشات پروازی برای کاهش محدودیتها و عدم قطعیت دو روش قبلی لازم و ضروری می باشد. مجددا تاکید می شود که استفاده از دو روش دیگر برای مقایسه نتایج ضروری می باشد.[1]

۱-۴-۴- موارد استفاده ضرایب حاصل از آزمایشات پروازی

موارد استفاده ضرایب حاصل از آزمایشات پروازی عبارت است از [4,1] :

- بررسی و ارزیابی نهایی طراحی ها
- کمک به تست پرواز و تعیین کیفیت سیستم کلی هواپیما
- مقایسه ضرایب محاسبه شده از داده های آزمایشات پروازی با تخمین های حاصل از روش تونل باد و نیز روشهای دینامیک سیالات محاسباتی به منظور تجدید روش های پیش بینی برای بهبود طرحهای آینده
- توسعه محدوده عملکرد پروازی برای هواپیمای ساخته شده
- برای استخراج مشخصه های مطلوب طراحی
- جهت تائید دقت شبیه سازهای پروازی

۱-۵- روشهای تخمین پارامتر

بطور کلی روشهای تخمین پارامتر و شناسایی سیستم را می توان در دو مقوله جداگانه شامل تکنیکهای اولیه تخمین پارامتر و روشهای نوین تخمین پارامترتقسیم نمود. در این فصل ضمن اشاره کلی به روشهای کلاسیک، به بررسی اصول روشهای جدید تخمین پارامتر نیز می پردازیم.

۱-۵-۱- تکنیکهای اولیه تخمین پارامتر

این تکنیکها روشهای کلاسیکی هستند که تا اوایل دهه ۶۰ پیشنهاد شده بودند. این روشها عموما یا روشهای فرکانسی بودند ویا قادر به تخمین تعداد محدودی از ضرایب (که با ساده سازی مدل وسیله صورت می گرفت) بودند. که عیب عمده این روشها محسوب می شد.[1 ,5]

تعدادی از این روشها عبارتند از:

الف- روش تحریک نوسانی حالت دائمی

ب- روش پالس ورودی با ترکیب تبدیل فوریه

ج- روش حداقل مربعات وزن دار شده

د- روش بردار زمانی

ه- روش تطبیق آنالوگ

اگرچه روش برازش منحنی- که معادل روش خطای خروجی فعلی می باشد- در اوایل دهه پنجاه پیشنهاد شد، اما این روش بدلیل محدودیت دقت محاسباتی در آن ایام عملی نبود. روش بردار زمانی که در همان ایام ارائه شد، اولین بار توسط یک مهندس برق برای تحلیل مسئله پایداری دینامیکی هواپیما بکار گرفته شد. تکنیکهای تطبیق آنالوگ نیز آخرین روش از روشهای این دوره محسوب می شدند. که در آن از ایده کامپیوترهای آنالوگ برای تخمین ضرایب مجهول استفاده می گردید.

جزئیات بیشتر این روشها که سیر تکاملی تکنیکهای تخمین را تا قبل از ظهور کامپیوترهای دیجیتال نشان می دهد، در مراجع [1,5] بیان شده است.

۱-۵-۲- روشهای نوین تخمین پارامتر

توانایی پردازش خودکار داده ها توسط کامپیوتر در چند دهه اخیر، منجر به تحلیل داده های پردازشی از روشهای حوزه فرکانس به روشهای حوزه زمان شده است.

بعلاوه با این ایده می توان تعداد بیشتری از ضرایب پایداری و کنترل را در یک آزمایش پرواز بدست آورد. دیدگاه حاکم بر این قضیه مبتنی بر:

۱) در نظر گرفتن تکنیکهای آزمایش پروازی

۲) وسایل اندازه گیری آزمایش پروازی

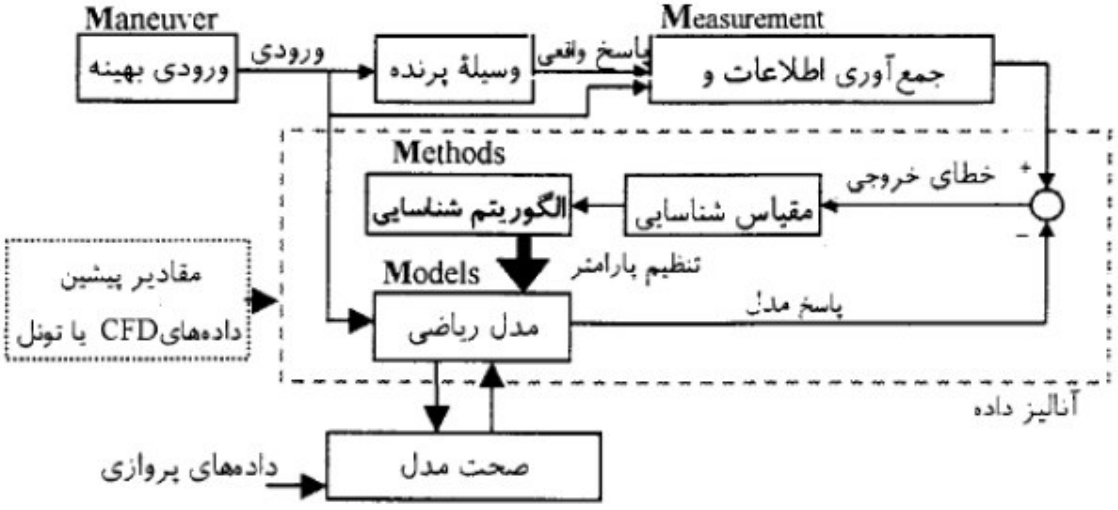
۳) روشهای تحلیل داده ها

می باشد. تحقیقات چند سازمان از جمله موسسه تحقیقات هوافضای آلمان، ناسا، دانشگاه دلف، آزمایشگاه هوافضای هلند، آژانس تحقیقات دفاعی انگلستان و.... سبب رشد و توسعه روزافزون این روشها گردیده است.[1]

بطور کلی برای شناسایی سیستم یک وسیله پروازی چهار مقوله زیر می بایست رعایت شوند. این چهار مقوله مطابق شکل ۱-۴ عبارتند از:

- **طراحی شکل ورودی کنترلی:** که به نوع مانور وسیله پروازی انتخابی وابسته است و باید طوری انتخاب شود که قادر به تحریک تمام مولفه های فرکانسی پاسخ سیستم برای تخمین ضرایب نامعلوم باشد.

- **فیلترها و سنجه ها**[1] : برای اندازه گیری دقیق ، که شامل فرآیند جمع آوری اطلاعات پروازی، اندازه گیری دقیق، وسایل ضبط دیجیتال زمینی و یا هوابرد و سایرعوامل و نقش غیر قابل انکاری که بر کیفیت داده های پروازی دارند.
- **نوع وسیله پروازی مورد بررسی و شرایط پروازی:** برای تعریف ساختار مدل ریاضی مناسب برای آن وسیله.
- **کیفیت تحلیل داده ها:** شامل الگوریتم محاسباتی مناسب برای تصحیح مقادیر اولیه (تخمین اولیه) ضرایب مجهول به منظور دستیابی به بهترین تخمین که با انتخاب مناسب ترین روش شناسایی حوزه زمان و یا فرکانس صورت می گیرد. از نقطه نظر فیزیکی این (Quad-M) [2] باید بطور دقیق برای هر وسیله پروازی بررسی شوند و کلید موفقیت شناسایی یک سیستم محسوب می شوند، که در ادامه بررسی می شوند.



شکل ۱-۴. مبانی چهارگانه شناسایی سیستمهای وسایل پرنده

[1] Instruments
[2] 4M(Maneuver-Model-Measurement-Method)

۱-۵-۲-۱- روشهای تحلیل داده ها

منظور از روشهای تحلیل داده ها الگوریتمهای مختلف تخمین است که با توجه به شرایط پروازی وسیله پرنده، میزان نویز و اغتشاشات ناشی از جریانات هوایی و حتی خطای مدلسازی، نوع حرکت وسیله و.... الگوریتم مناسب تخمین انتخاب می گردد.

بطور کلی سه دیدگاه عمده در تخمین پارامتر وجود دارد که عبارتند از [1,6] :

۱- دیدگاه مستقیم

۲- دیدگاه غیرمستقیم

۳- دیدگاه شبکه های عصبی

ذکر این نکته ضروری است که انتخاب یک روش خاص عموما توسط فرمول بندی مدل و فرضیات در نظر گرفته شده پیرامون نویز فرآیند و اندازه گیری، که عملا هر دو غیرقابل صرفنظر می باشند، مشخص می شود. در ادامه به اختصار به معرفی این روشها می پردازیم و در فصل دوم این روشها با جزئیات کامل بیان می شوند.

۱- دیدگاه مستقیم

این دیدگاه مبتنی بر استفاده از دو مرحله وابسته به یکدیگر که یکی بدست آوردن متغیرهای حالت ومتغیرهای خروجی است و دیگری تخمین ضرایب مجهول با استفاده از نتایج مرحله اول می باشد. روشهای مبتنی بر این دیدگاه در چهار مقوله زیر گنجانده می شوند:

الف) *روش خطای معادله*

با ترکیب گشتاورها و نیروهای اعمالی به جسم پرنده و استفاده از تقریب درجه اول بسط تیلور این نیروها و گشتاورها، مدلی با ضرایب خطی نتیجه می شود و با اعمال تکنیکهای رگرسیون، [7] ضرایب مجهول تخمین زده می شوند.

عیب عمده این روش- با وجود سادگی الگوریتم تخمین- خطی بودن مدل است. ضمنا در این روش ضرایب مجهول در یک قدم محاسبه می شوند.

در برخی از این روشها روند تخمین متغیرهای حالت و تخمین پارامترها در روالهای مستقل از یکدیگر صورت می گیرد که به روشهای تخمین قبل از مدلسازی EBM [1] مشهور می باشند. [8, 9, 10]

ب) *روش خطای خروجی*

که برای بدست آوردن متغیرهای حالت و خروجی از انتگرالگیری استفاده نموده و از روش حداکثر شباهت برای تخمین ضرایب مجهول استفاده می کند. بدلیل استفاده از انتگرالگیری این

[1] Estimation Before Modeling

روش قادر به لحاظ نمودن نویز فرآیند در مدل نیست و این نویز بالاجبار بصورت نویز اندازه گیری مدل می شود که عیوب عمده ای دارد که در فصل بعد مورد بررسی قرار می گیرد.

[1, 4, 6, 11]

ج) *روش خطای فیلتر*

این روش شبیه روش خطای خروجی است. منتها بجای استفاده از انتگرالگیری عددی از یک فیلتر تصادفی برای تخمین متغیرهای حالت استفاده می کند. برای تخمین ضرایب مجهول نیز از الگوریتم حداکثر شباهت استفاده می شود.[11 ,6]

د) *تخمین در حوزه فرکانس*

گرچه روشهای حوزه زمانی تخمین پارامتر در سه دهه گذشته برتری محسوسی بر روشهای حوزه فرکانس داشته اند، لیکن در کاربردهای خاصی چون شناسایی هلیکوپتر ، دیدگاه حوزه فرکانس مناسب تر است.[12 ,1]. در این روش با تبدیلات معادلات سیستم از حوزه زمان به حوزه فرکانس مجموعه ای از معادلات جبری حاصل می شود و در نتیجه این روش برای سیستمهای ناپایدار که انتگرالگیری عددی سبب ناپایداری می شود ، مناسب است. بعلاوه می توان فرکانس صفر را از ارزیابی ها حذف نمود. که نه تنها نیاز به در نظر گرفتن ترمهای بایاس را مرتفع می کند و ضرایب تخمینی به مراتب کمتر می شود، بلکه مسئله همبستگی میان ترمهای بایاس و ترمهای بایاس آیرودینامیکی را نیز حذف می کند و بالطبع روی نتایج تخمین تاثیر نمی گذارد.

عیب اساسی این روش این است که فقط به سیستمهای خطی قابل اعمال است.

۲- دیدگاه غیر مستقیم

الگوریتمهای این دیدگاه ابتدا ضرایب مجهول را به متغیرهای اضافی تبدیل نموده و سپس با استفاده از یک فیلتر تصادفی غیرخطی این پارامترها را مانند یک متغیر حالت تخمین می زند.

روش فیلتر کردن از الگوریتمهای این دیدگاه است.[1, 6, 11]

۳- دیدگاه شبکه های عصبی

شبکه های عصبی مصنوعی ANN [1] که گاهی اوقات شبکه های چندلایه نامیده می شوند، سیستمهای پردازشگر اطلاعاتی هستند که ابتدا با چند نمونه آموزش داده می شوند. و پس از این مرحله برای مقاصدی چون پیش بینی استفاده می شوند. با استفاده از مجموعه ای از توابع – که عصب، گره و یا واحدهای مخفی نامیده می شوند و خواص ویژه ای دارند– شبکه های ANN مفهوم نگاشت غیرخطی در زیرفضای ورودی–خروجی داده شده و همچنین مشخصه کلی سیستم را نتیجه می دهد. دو دسته عمده این شبکه ها که در شناسایی سیستم های پروازی بکار می روند، عبارتند از:

- شبکه های عصبی چند لایه
- شبکه های عصبی بازگشتی [13,14,15,16]

شبکه های عصبی چند لایه همچنانکه از نام آنها بر می آید، با جریان یک طرفه ای از سیگنالها مشخص می شود و بطور معمول شامل تعدادی از لایه های مخفی میانی و لایه ورودی و خروجی است. لایه ورودی و خروجی زیرفضای داده ای که باید مدل شود را تعریف می کنند.

[1] Artificial Neural Network