

# تجهیز هواپیمای بوئینگ ۷۰۷ به سامانه RVSM و آنالیز عدم قطعیت سامانه ارتفاع سنجی

رضا خاکی<sup>۱</sup>، مرتضی باقری<sup>۲</sup>، بهنام سلیمانی<sup>۳</sup>

۲۰۱ دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه هوایی شهید ستاری

۳ مرکز تحصیلات تکمیلی، دانشگاه هوایی شهید ستاری

تاریخ دریافت مقاله: ۱۳۸۹/۱۱/۰۳

تاریخ ارزیابی نهایی: ۱۳۹۰/۱۱/۲۰

## چکیده

امروزه با توجه به افزایش روزافزون تعداد سفرهای هوایی، موضوع کاهش فاصله‌ی عمودی میان ترافیک‌های پروازی در ارتفاعات بالا مورد توجه قرار گرفته است. محور اصلی این توجهات بر افزایش دقت سامانه‌های ارتفاع‌سنجی هواپیما به منظور کاهش حداقل فاصله‌ی عمودی (RVSM) و افزایش کاربری فضای پروازی بالای ۲۹۰۰۰ پا می‌باشد. در این مقاله تجهیزات و سامانه‌های هواپیما که برای رسیدن به شرایط RVSM باید تغییر کنند بررسی شده است. همچنین پس از بررسی خطاهای مؤثر در سامانه ارتفاع‌سنجی، آنالیز عدم قطعیت ارتفاع‌سنجی انجام شده است. این آنالیز با استفاده از آزمایش‌های پروازی مختلف و آزمایش‌های زمینی با آزمون گر فشار انجام شده است. نتایج نشان می‌دهند که خطای سامانه در حدود ۲۲ پا می‌باشد که در مقایسه با مقادیر خطای مجاز برای این هواپیما در شرایط RVSM، رضایت‌بخش است.

## کلیدواژه:

حداقل فاصله‌ی عمودی، ترافیک پروازی، ارتفاع‌سنجی، عدم قطعیت، آزمایش پرواز.

## مقدمه

استفاده‌ی بهینه از فضاها‌ی پروازی موجود، سازمان بین‌المللی هواپیمایی کشوری، یک برنامه‌ی فراگیر مطالعاتی برای بررسی امکان کاهش فاصله‌ی عمودی بالای ۲۹۰۰۰ پا را به همان صورت شروع کرد که در زیر این ارتفاع وجود داشت [۲]، [۳]. در این صورت امکان پرواز تعداد هواپیمای بیش‌تری در ارتفاعات بالای ۲۹۰۰۰ پا وجود خواهد داشت (جدول ۱). پرواز در شرایط حداقل فاصله‌ی عمودی، برای اولین بار در مناطق آتلانتیک شمالی در سال ۱۹۹۰ و پس از آن در سال ۱۹۹۷ در اروپا و همچنین در سال ۲۰۰۳ در خاورمیانه به کار گرفته شد [۴]. شرایط RVSM برای هواپیماهای جدید در هنگام طراحی لحاظ می‌گردد ولی هواپیماهای قدیمی مانند بوئینگ ۷۰۷ که در آن با یکسری تغییرات اعمالی قابلیت RVSM ایجاد شده است باید خط‌سنجی شود تا میزان خطا با استانداردهای مربوطه مقایسه شود.

تاکنون از خط‌سنجی و بررسی عدم قطعیت نتایج در تحقیقات مختلفی مانند آزمون‌های تونل باد [۵]، بررسی کاهش نیروی پسا توسط انتقال حرارت داخل لایه مرزی [۶] و کاربردهای مختلفی در

یکی از مهم‌ترین عوامل مؤثر در کنترل ایمن ترافیک‌های پروازی و کاهش احتمال تصادم هوایی، بحث جدایی آن‌ها در دالان‌های پروازی است. کاهش دقت کارکرد حسگرهای فشار و ارتفاع‌سنج‌های فشاری به علت افزایش تغییرات غیرخطی فاکتورهای از قبیل دما و فشار (دانسیته) که نقش اصلی کارکرد سامانه‌های ارتفاع‌سنجی را به عهده دارند، در ارتفاع حدود ۲۹۰۰۰ پا به حداکثر خود می‌رسند. به همین علت، پیش از سال ۱۹۵۰ و با پیدایش سامانه اندازه‌گیری ارتفاع برای هواپیما، حداقل تمایز ارتفاع میان دو ترافیک هوایی در ارتفاعات بالای ۲۹۰۰۰ پا دو برابر همان مقدار در ارتفاعات زیر ۲۹۰۰۰ پا در نظر گرفته شد. دلیل این مسئله افزایش ضریب ایمنی بود [۱].

پس از سال ۱۹۷۰ با افزایش هزینه‌ی بنزین و رشد تقاضای

۱. استادیار

۲. استادیار، (نویسنده مخاطب)، m\_bagheri70@yahoo.com

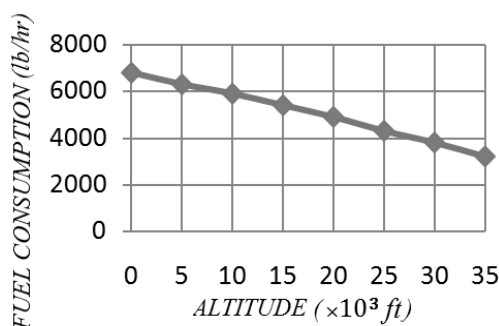
۳. کارشناس ارشد و خلبان هواپیمای بوئینگ ۷۰۷

مکانیک سیالات [۷] استفاده شده است. در این مقاله به بررسی عدم قطعیت در اندازه‌گیری ارتفاع پس از اعمال تغییرات برای RVSM شدن هواپیما پرداخته شده است.

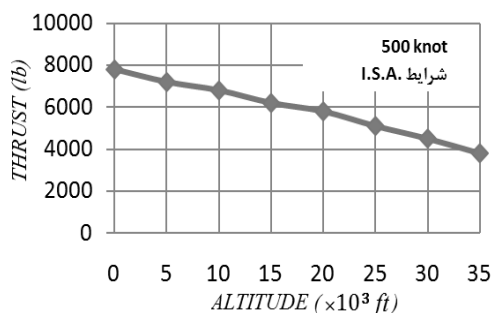
جدول ۱. ارتفاعات موجود در شرایط پرواز [4] RVSM

Non-RVSM Airspace	RVSM Airspace
FL 410	FL 410
	Transition
	FL 400
FL 390	FL 390
	FL 380
FL 370	FL 370
	FL 360
FL 350	FL 350
	FL 340
FL 330	FL 330
	FL 320
FL 310	FL 310
	FL 300
FL 290	FL 290

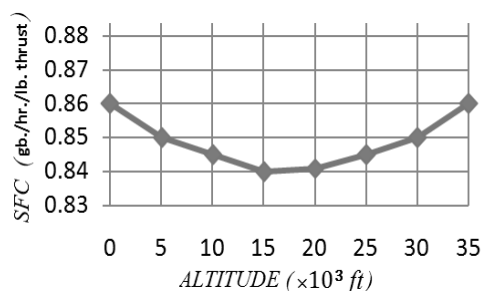
همان‌گونه که مشخص است با افزایش ارتفاع فاکتورهای فشار و چگالی کاهش می‌یابند. این مسئله باعث کاهش جرم واحد حجم هوای ورودی موتور و در نتیجه کاهش مصرف بنزین و پیشرانه می‌گردد. شکل‌های ۱ تا ۳ بیانگر کاهش مصرف بنزین با افزایش ارتفاع است. مطابق اطلاعات موجود در نشریات مرجع هواپیمای بوئینگ ۷۰۷، فاکتورهای مرتبط با مصرف بنزین شامل دما، وزن، سرعت و ارتفاع می‌باشند [۹]. به ازای وزن ۲۵۰۰۰۰ پوند و دمای استاندارد (ISA) و سرعت ۰/۸۲ ماخ، مقدار مصرف بنزین در شرایط فوق برای ارتفاع ۲۳۰۰۰ پا ۴۱۸۰ پوند در ساعت، ۲۵۰۰۰ پا ۳۹۰۱ پوند بر ساعت و ۲۷۰۰۰ پا ۳۶۴۱ پوند بر ساعت می‌باشد.



شکل ۱. کاهش مصرف بنزین با افزایش ارتفاع



شکل ۲. کاهش نیروی رانش مورد نیاز با افزایش ارتفاع



شکل ۳. تغییرات مصرف سوخت مخصوص بر حسب ارتفاع

با بررسی اعداد و محاسبه میانگین کاهش مصرف بنزین، کاهش متوسط این مقدار با افزایش ارتفاع پروازی از ۲۷۰۰۰ پا به ۳۵۰۰۰ پا، ۵۲۰ پوند بر ساعت تعیین می‌گردد. متوسط این مقدار برای یک پرواز ۱۰ ساعته ۵۲۰۰ پوند برای هر موتور و معادل

### مزایای کاهش حداقل فاصله عمودی (RVSM)

از مزایای کاربردی کاهش حداقل فاصله عمودی می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

کاهش تنش و خستگی ناشی از لرزش و اغتشاشات جوی از جمله این فواید است. از آنجا که اغلب اغتشاشات جوی در بازه ۱۵۰۰۰ تا ۲۵۰۰۰ پایی وجود دارد [۸]، پرواز در ارتفاع ۲۹۰۰۰ پایی در بیش‌تر موارد باعث می‌شود هواپیما از اثرات این اغتشاشات به دور باشد. از جمله این اثرات خستگی سازه و رشد ترک را می‌توان نام برد.

از دیگر فواید RVSM کاهش بار کاری مراقبت پرواز، تاخیرات پروازی و ارتقای بازده پروازهای خروجی است، به طوری که اعمال این شرایط افزایش ۲۰ درصدی فضای پروازی و کاهش چشمگیر بار عملیاتی مراقبت پرواز و تاخیرات پروازهای خروجی را به دنبال داشته است [۸].

از مزایای دیگر کاهش حداقل فاصله عمودی افزایش ضریب ایمنی در پرواز است. به دلیل اینکه دقت کارکرد در ارتفاعات بالا بهترین و دقیق‌ترین جدایی را میان ترافیک‌های پروازی به وجود آورده و خطر تصادم هوایی را پایین می‌آورد.

کاهش مصرف بنزین با افزایش ارتفاع یکی از مهم‌ترین پیامدهای حضور مسئله RVSM در عرصه پروازی است. کاهش مصرف بنزین با افزایش ارتفاع از دو جنبه پیشرانه و پسا قابل بررسی است [۲].

۲۰۸۰۰ پوند برای هواپیما (۴موتور) می‌باشد. با توجه به قیمت تقریبی بنزین، برآورد صرفه‌ی اقتصادی به ازای قیمت هر پوند بنزین در بازار مصرف مبلغی معادل ۹۳۶۰ دلار به دست می‌آید. لذا نتیجه‌ی حاصله از بررسی و بسط موضوع در واحد زمان و تعداد پرواز، قابل توجه خواهد بود.

### تجهیز هواپیمای بوئینگ ۷۰۷ به سامانه RVSM

برای نصب سامانه RVSM روی یک هواپیما که در روند طراحی قابلیت کاهش حداقل فاصله‌ی عمودی برای آن در نظر گرفته نشده است بخش‌ها و سامانه‌های زیر باید بررسی شده و سپس با توجه به سامانه‌های مورد نیاز تغییرات انجام پذیرد. در این بررسی هواپیمای ۷۰۷ به عنوان نمونه انتخاب شده است.

#### ۱. سامانه اندازه‌گیری ارتفاع<sup>۳</sup>

باتوجه به نوع نشان دهنده‌های ارتفاع در هواپیما (سرو و نیوماتیک) و عدم کارایی مورد نظر برای شرایط RVSM به لحاظ دقت و سرعت پردازش و از سوی دیگر تحقیق و بررسی پروژه‌های مختلف در مورد نشان دهنده‌های به کار رفته در بهسازی تجهیزات هواپیما توسط شرکت‌های معتبر نظیر Boeing و Airbus لزوماً جایگزینی سامانه‌های نسل دیجیتال الزامی است. از سوی دیگر لزوم اعلام هشدار نزدیکی ارتفاع برای شرایط RVSM (۲۰۰ پا قبل از ارتفاع انتخابی) دلیل دیگری بر تعویض سامانه‌ی فوق است. سامانه‌ی جدید ADDU<sup>۴</sup> که یک سامانه ارتفاع سنج خود دریافت و سازگار با RVSM، مجهز به رایانه اطلاعات اتمسفر و همچنین ماجول اطلاعات است روی هواپیما نصب شد. ورودی‌های این سامانه فشار استاتیک و دینامیک (پیتوت) و اطلاعات قسمت (ICM)<sup>۵</sup> و همچنین مجموع دمای محیط است. این دما که مجموعه‌ای از دمای اتمسفر خارجی هواپیما و افزایش دمای حاصله از سرعت هواپیما است، توسط حسگر تعبیه شده روی بدنه‌ی خارجی هواپیما اندازه‌گیری می‌شود. نشان دهنده‌ی دستگاه که از نوع کریستال مایع می‌باشد، افزون بر نمایش ارتفاع انتخابی، ارتفاع تصحیح شده به خطاهای حاصله از منابع استاتیکی را نیز نمایش می‌دهد.

#### ۲. منابع فشار

منابع فشار در هواپیمای ۷۰۷ به صورت مزدوج و مخالف کار کرده و مکان همه‌ی منابع دور از معرض یخزدگی می‌باشند و به لحاظ نوع و مکان و وجود تجهیزات گرم کننده‌ی متناسب با اصول مورد نیاز برای احراز شرایط RVSM می‌باشند.

#### ۳. سامانه اندازه‌گیری و تبدیل فشار به ارتفاع

این سامانه از قبل در هواپیما وجود داشته اما پس از نصب ADDU به جای سامانه‌ی قدیمی این مسئله با دقت بسیار بالا و اعمال تصحیح خطای منابع فشار استاتیکی (SSEC) انجام می‌پذیرد.

#### ۴. سامانه کدکننده‌ی دیجیتال مقدار ارتفاع

این سامانه هم‌اکنون در هواپیمای ۷۰۷ عملیاتی است اما با توجه به نصب سامانه دیجیتال نمایش ارتفاع (ADDU) و دقت عمل آن، استفاده از اطلاعات سامانه فوق به عنوان ورودی در سامانه‌ی فرستنده به جای ورودی‌های قدیم کافی است.

#### ۵. اصلاح کننده‌ی خطای استاتیکی (SSEC)

این سامانه در نشان دهنده‌ی فعلی هواپیما وجود دارد اما با توجه کمبود دقت مورد نیاز برای RVSM و همچنین لزوم تعویض نشان دهنده‌ی قدیم، این سامانه نیز باید تغییر یابد. با نصب ماجول آرایش نصب (ICM) مشخصه‌های مورد نیاز از قبیل: تصحیح خطاهای منابع استاتیکی (SSEC)، حداکثر سرعت مجاز هواپیما، اطلاعات مربوط به شکل نصب سامانه، نوع حسگر دما و مقیاس فاکتور خروجی آنالوگ نگهدارنده‌ی خودکار ارتفاع تهیه می‌گردند.

#### ۶. فرستنده‌ی گزارش ارتفاع راداری، قابل کارکرد با هر کدام از سامانه‌های اندازه‌گیری ارتفاع

این سامانه هم‌اکنون در هواپیمای مذکور وجود ندارد و تجهیز هواپیما به سامانه جدید الزامی است.

#### ۷. سامانه هشدار ارتفاع

هم‌اکنون سامانه‌ی موجود در هواپیمای ۷۰۷ برای هشدار ارتفاع در محدوده‌ی ۱۰۰۰ پایی ارتفاع انتخابی عمل می‌کند. تغییرات لازم در این سامانه با جای‌گزینی سامانه جدید دیجیتال ADDU انجام گرفته و این مقدار به ۳۰۰ پا کاهش می‌پذیرد.

#### ۸. سامانه کنترل خودکار ارتفاع

دستگاه‌های ارتفاع‌سنجی هواپیما به لحاظ دقت و کارکرد به انواع زیر تقسیم می‌گردند: [۱۰]

الف- ارتفاع سنج فشاری (بارومتریک)؛<sup>۶</sup>

ب- ارتفاع سنج هوا-الکترونیک<sup>۷</sup>؛

ج- ارتفاع سنج رادیویی<sup>۸</sup>.

سامانه نگهدارنده‌ی ارتفاع موجود در هواپیمای ۷۰۷ دارای قابلیت نگهداری ارتفاع با خطای  $\pm 50$  پا بوده که با توجه به مقدار لازم

جهت پرواز در شرایط RVSM ( $\pm 65$  پا) برای این محدوده مطلوب نمی باشد.

با توجه به عدم صرفه اقتصادی برای تعویض و یا تجهیز این سامانه، فقط با استفاده از سامانه‌های دقیق اندازه‌گیری می‌توان از خطای ارتفاع سنجی در هواپیمای ۷۰۷ کاست. به همین منظور با نصب سامانه ADDU و ماجول آرایش نصب (ICM) و تعویض سامانه‌ی پردازش اتمسفر و افزایش قابلیت پردازش پارامترهایی همچون: تصحیح خطاهای منابع استاتیکی (SSEC)، حداکثر سرعت مجاز هواپیما، اطلاعات مربوط به شکل نصب سامانه، نوع حسگر دما، مقیاس فاکتور خروجی آنالوگ نگهدارنده برای نگهداری خودکار، دقت کارکرد به میزان قابل توجهی بالا می‌رود. با توجه به میزان خطاهای ارائه شده بررسی خطاهای سامانه ارتفاع سنجی و عوامل موثر در آن‌ها بسیار حائز اهمیت است.

## خطاهای سامانه‌های ارتفاع سنجی و عوامل موثر در میزان آن‌ها

با توجه سامانه‌هایی که برای RVSM شدن هواپیمای ۷۰۷ باید تغییر نمایند و اهمیت دقت اندازه‌گیری و میزان خطای ایجاد شده در برخی از سامانه‌ها، در این بخش به بررسی خطاهای سامانه ارتفاع سنجی پرداخته می‌شود.

### ۱. خطاهای مکانیکی<sup>۹</sup>

این خطا به دلیل عدم هماهنگی میان چرخ‌دنده‌ها و دیگر قطعات به وجود می‌آید که انتقال انبساط و انقباض انورویید به عقربه نشان‌دهنده را به عهده دارند. این مقدار ثابت نبوده و همواره پیش از پرواز با انجام دستورالعمل تنظیم ارتفاع سنج بررسی می‌شود.

### ۲. خطای درجه‌بندی<sup>۱۰</sup>

این خطا به دلیل انبساط نامتعارف انورویید بوده و در جدول خطای درجه‌بندی که برای هر نشان‌دهنده موجود است ضبط می‌گردد.

### ۳. خطای نصب / موقعیت<sup>۱۱</sup>

این خطا به واسطه‌ی جریانات هوای اطراف درگاه‌های استاتیکی به وجود آمده و با نوع هواپیما، سرعت، ارتفاع، زاویه‌ی حمله و پیکربندی هواپیما تغییر می‌کند. همچنین استهلاک بدنه و تغییر شکل پوسته از دلایل دیگر این خطا است. میزان این خطا با تغییرات سرعت و کیفیت جریان روی بدنه در اطراف درگاه‌های فشار و همچنین ارتفاع پروازی هواپیما متغیر است. لذا این مقدار برای یک

یا چند گروه هواپیما یکسان نبوده و همواره در پرواز، آزمون و محاسبه می‌گردد.

### ۴. خطای معکوس<sup>۱۲</sup>

این نوع خطا در اثر حس نادرست فشار از ناحیه‌ی درگاه‌های استاتیکی در زمان جابه‌جایی‌های آبی و بزرگ به وجود می‌آید. این عمل با نمایش معکوس نشان‌دهنده (بسیار کوتاه) همراه است.

### ۵. خطای تاخیر<sup>۱۳</sup>

این مسئله به دلیل عدم وجود قابلیت ارتجاعی انورویید و قطعات لاستیکی داخل نشان‌دهنده بوده و در زمان تغییر زیاد ارتفاع در زمان‌های کوتاه به وجود می‌آید.

### ۶. خطای چگالی<sup>۱۴</sup>

منبع این خطا تغییرات غیر استاندارد اتمسفر (فشار و دما) با ارتفاع است. تصحیح این خطا با وجود سامانه‌ی پردازش اطلاعات جوی امکان‌پذیر و در پروازهای ارتفاع بالا حائز اهمیت است. این خطا یکی از دلایل تقویت سامانه ارتفاع سنجی و نصب سامانه‌های هشداردهنده‌ی ثانویه در شرایط پرواز در فضای کاهش حداقل فاصله‌ی عمودی در ارتفاعات بالا است.

برای اخذ صلاحیت پروازی، محدوده‌ی پروازی RVSM به دو محدوده‌ی اصلی و محدوده‌ی تکمیلی تقسیم می‌گردد. محدوده‌ی اصلی به بازه‌ای از محدوده‌ی کارکرد اطلاق می‌شود که هواپیما بیش‌ترین زمان را در آن پرواز می‌کند. محدوده‌ی تکمیلی شامل محدوده‌ای از کارکرد است که هواپیما در آن کمتر و یا به ندرت پرواز می‌کند. در این بازه بیش‌ترین دامنه تغییرات خطای سامانه سنجش ارتفاع وجود دارد. برای ارزیابی خطای یک سامانه الزاما تعیین کیفیت خطای میانگین ارتفاع سنجی ( $ASE_{mean}^{15}$ ) و سه برابر خطای میانگین ( $ASE_{3SD}$ ) صورت می‌گیرد. به همین علت باید راه‌هایی که باعث تغییرات در اندازه‌ی خطای ارتفاع می‌شود در نظر گرفته شود. فاکتورهایی که بر خطای ارتفاع سنجی تاثیر گذارند عبارتند از:

۱. تغییرات واحد به واحد اوپونیک؛

۲. تاثیر شرایط محیطی بر کارکرد اوپونیک؛

۳. تغییرات خطای منبع استاتیکی در طول بدنه؛

۴. تاثیر شرایط پروازی بر خطای استاتیکی؛

معیار خطا در محدوده‌ی اصلی RVSM، به گونه‌ای است که حداکثر مقدار ASE نباید از ۸۵ پا تجاوز کند و مجموع حداکثر مقدار خطای

سامانه ارتفاعسنجی هواپیما به وضوح احساس می‌شود. از سوی دیگر بالا بودن خطای سامانه نگهداری خلبان خودکار خطای کلی را مضاعف نموده که متأسفانه عدم صرفه‌ی اقتصادی به روزرسانی این سامانه را منتفی می‌سازد. لذا تنها راه برای پرواز در شرایط RVSM کاهش خطای سنسجس ارتفاع، استفاده از سامانه‌های حساس و دقیق است که از خطای بسیار کمی برخوردارند.

## آنالیز خطای اندازه‌گیری سامانه ارتفاعسنجی بوئینگ

### ۷۰۷ پس از تجهیز به سامانه‌ی RVSM

پس از تجهیز هواپیما به سامانه‌ی RVSM خطا باید در دو قسمت اصلی مورد بررسی قرار گیرد. قسمت اول در ناحیه‌ی منابع فشار و اطمینان از دقت کارکرد آن‌ها با توجه به اغتشاشات بدنه، و قسمت دوم بررسی خطا پس از منابع فشار و یا به عبارتی دیگر در میان دستگاه‌های اندازه‌گیری.

برای حذف خطای نشان‌دهنده‌های مکانیکی، از نشان‌دهنده‌ی دیجیتال ارتفاع (ADDU) استفاده شده است. سامانه ADDU یک سامانه ارتفاعسنج خود دریافت و سازگار با RVSM است و مجهز به رایانه اطلاعات اتمسفر می‌باشد و اطلاعات ورودی به این سامانه فشار استاتیک و دینامیک، اطلاعات بخش ICM که به گونه‌ای اطلاعات دقیق نصب سامانه است، و همچنین دمای محیط است.

این سامانه‌ها به همراه سامانه مستقل رادیویی ارتفاعسنج از دو منبع مختلف ارتفاع را اندازه‌گیری می‌کند و در صورت عدم همخوانی مدار مستقلی برای آزمون سامانه فعال می‌گردد. در نهایت سامانه ADDU با کالیبره کردن اطلاعات، ارتفاع را بدون خطای نشان‌دهنده‌ی مکانیکی ارائه می‌نماید. به این ترتیب خطای نشان‌دهنده‌های مکانیکی از سامانه حذف گردید.

در ادامه به بررسی و محاسبه‌ی خطای سامانه اندازه‌گیری پس از منابع فشار پرداخته شده است.

به منظور آنالیز خطای اندازه‌گیری ارتفاع پس از انجام تغییرات روی هواپیما ۷۰۷ و نصب موارد پیش‌بینی شده برای سامانه‌ی RVSM، هواپیما مورد آزمایش‌های پروازی قرار گرفت.

میزان خطاهای اندازه‌گیری دارای دو بخش اساسی زیر است که در ادامه مورد بررسی و محاسبه قرار گرفته است [۵].

۱. خطای آماری (Precision) که به صورت اتفاقی (Random) می‌باشد؛

ارتفاعسنجی و سه برابر خطای استاندارد ارتفاعسنجی نباید از ۲۰۰ پا تجاوز کند. در محدوده‌ی تکمیلی RVSM، حداکثر مقدار خطای ارتفاعسنجی نباید از ۱۲۰ پا تجاوز کند و مجموع حداکثر مقدار خطای ارتفاعسنجی و سه برابر خطای استاندارد ارتفاعسنجی نباید از ۲۴۵ پا بیش‌تر باشد. با توجه به اهمیت اندازه‌ی خطاها در بحث RVSM بررسی خطاها قبل و پس از انجام تغییرات بسیار حائز اهمیت به نظر می‌رسد.

### برآورد خطای سامانه ارتفاعسنجی ۷۰۷ قبل از تجهیز

به منظور بررسی خطای سامانه ارتفاعسنجی آزمایشی با آزمون‌گر فشار هواپیما بوئینگ ۷۰۷ انجام شده است. با بررسی شناسنامه دستگاه اطمینان از اعتبار کالیبراسیون آن حاصل شد. پس از بستن ورودی فشار استاتیک و پیتوت و اتصال لوله‌های مربوطه به خروجی فشار استاتیک تعبیه شده در سامانه به منظور نصب آزمون‌گر و انجام تنظیمات ابتدایی دستگاه صورت پذیرفت.

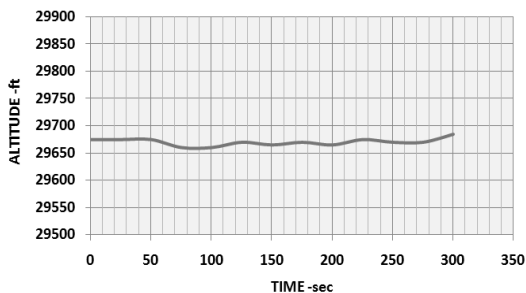
مراحل آزمون با توجه به فشار استاندارد در سطح دریا و با نرخ تغییر ارتفاع‌های ۲۳۰۰۰، ۲۵۰۰۰، ۲۷۰۰۰، ۲۹۰۰۰، ۳۱۰۰۰، ۳۳۰۰۰، ۳۵۰۰۰، ۳۷۰۰۰ پا، انجام شد. جدول ۲ تغییرات خطا در ارتفاعات مذکور در ذیل ارائه شده است:

جدول ۲. مقادیر خطای به دست آمده برای سامانه ارتفاعسنجی بوئینگ ۷۰۷

پیش از تجهیز به سامانه‌ی RVSM

ارتفاع	مقدار اختلاف اندازه‌گیری شده (پا)		مقدار خطای قابل قبول طبق نشریه فنی (پا)	
	CADC	STBY	CADC	STBY
۲۳۰۰۰	-۸۵	±۱۶۰	-۴۰	±۵۰
۲۵۰۰۰	-۹۰	±۱۷۰	-۵۰	±۶۰
۲۷۰۰۰	-۹۵	±۱۸۵	-۴۵	±۷۵
۲۹۰۰۰	-۹۵	±۲۰۰	-۵۰	±۸۰
۳۱۰۰۰	-۱۱۰	±۲۱۰	-۶۰	±۸۵
۳۳۰۰۰	-۱۱۵	±۲۱۰	-۷۵	±۹۰
۳۵۰۰۰	-۱۳۰	±۲۱۰	-۹۰	±۹۰
۳۷۰۰۰	-۱۵۰	±۲۱۰	-۱۰۰	±۹۰

با توجه به مقادیر به دست آمده و مقایسه‌ی آن با مقادیر مجاز پرواز در شرایط RVSM (به سبب زیاد بودن خطا) نیاز انجام تغییرات در

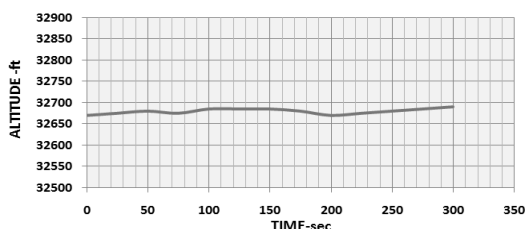


شکل ۴. مقدار خطای آماری هواپیمای ۷۰۷ در ارتفاع بالای ۲۹۰۰۰ پا پس از تجهیز به RVSM

این محاسبات برای اطلاعات جمع آوری شده در آزمایش‌های متعدد پروازی در ارتفاعات ۳۲۰۰۰، ۳۵۰۰۰ و ۴۱۰۰۰ پا با همین روش انجام گرفت. در شکل‌های ۵ تا ۷ و جداول ۳ تا ۶ نتایج این محاسبات نشان داده شده است.

جدول ۳. مقدار خطای آماری هواپیمای ۷۰۷ در ارتفاع بالای ۲۹۰۰۰ پا پس از تجهیز به RVSM

$x_i$	$(x_i - \bar{x})^2$	$x_i$	$(x_i - \bar{x})^2$	$x_i$	$(x_i - \bar{x})^2$
۲۹۶۷۵	۱۵/۴۷۱	۲۹۶۶۱	۱۰/۱۳۳۷	۲۹۶۶۵	۳۶/۸۰۴
۲۹۶۷۸	۵۲/۲۳۱	۲۹۶۷۰	۱/۱۲۷	۲۹۶۷۸	۴۸/۰۷۱
۲۹۶۷۲	۰/۸۷۱	۲۹۶۷۱	۰/۰۰۴۴۴	۲۹۶۸۰	۷۹/۸۰۴
۲۹۶۷۵	۱۵/۴۷۱	۲۹۶۶۵	۳۶/۸۰۴	۲۹۶۸۵	۱۹۴/۱
۲۹۶۸۱	۱۰۸/۸۵۴	۲۹۶۷۰	۱/۱۲۷	۲۹۶۷۵	۱۵/۴۷۱
۲۹۶۷۲	۰/۸۷۱	۲۹۶۶۲	۸۲/۲۰۴	۲۹۶۸۰	۷۹/۸۰۴
۲۹۶۶۴	۴۹/۹۳۷	۲۹۶۶۵	۳۶/۸۰۴	۲۹۶۷۸	۴۸/۰۷۱
۲۹۶۶۲	۸۲/۲۰۴	۲۹۶۶۹	۴/۲۷۱	۲۹۶۷۵	۱۵/۴۷۱
۲۹۶۶۱	۱۰/۱۳۳۷	۲۹۶۷۰	۱/۱۲۷	۲۹۶۷۱	۰/۰۰۴۴۴
۲۹۶۶۴	۴۹/۹۳۷	۲۹۶۶۳	۶۵/۰۷۱	۲۹۶۷۵	۱۵/۴۷۱



شکل ۵. مقدار خطای آماری هواپیمای ۷۰۷ در ارتفاع بالای ۳۲۰۰۰ پا پس از تجهیز به RVSM

جدول ۴. مقدار خطای آماری هواپیمای ۷۰۷ در ارتفاع بالای ۳۲۰۰۰ پا پس از تجهیز به RVSM

$x_i$	$(x_i - \bar{x})^2$	$x_i$	$(x_i - \bar{x})^2$	$x_i$	$(x_i - \bar{x})^2$
۳۲۶۷۵	۱۱/۵۶	۳۲۶۸۸	۹۲/۱۶	۳۲۶۷۷	۱/۹۶
۳۲۶۷۲	۴/۰۹۶	۳۲۶۸۱	۶/۷۶	۳۲۶۸۰	۲/۵۶
۳۲۶۷۴	۱۹/۳۶	۳۲۶۷۸	۰/۱۶	۳۲۶۸۳	۲۱/۱۶
۳۲۶۷۷	۱/۹۶	۳۲۶۷۶	۵/۷۶	۳۲۶۷۸	۰/۱۶
۳۲۶۸۰	۲/۵۶	۳۲۶۷۵	۱۱/۵۶	۳۲۶۸۲	۱۲/۹۶
۳۲۶۸۱	۶/۷۶	۳۲۶۷۰	۷۰/۵۶	۳۲۶۸۴	۳۱/۳۶
۳۲۶۷۱	۵/۷۶	۳۲۶۶۷	۱۲۹/۹۶	۳۲۶۸۵	۴۳/۵۶
۳۲۶۷۵	۱۱/۵۶	۳۲۶۶۵	۱۷۹/۵۶	۳۲۶۸۷	۷۳/۹۶
۳۲۶۷۸	۰/۱۶	۳۲۶۶۸	۱۰۸/۱۶	۳۲۶۸۸	۹۲/۱۶
۳۲۶۸۷	۷۳/۹۶	۳۲۶۷۵	۱۱/۵۶	۳۲۶۹۰	۱۳۴/۵۶

۲. خطای ذاتی سامانه (Bias).

با ترکیب دو پارامتر ذکر شده می‌توان خطای نهایی آزمایش را تعیین نمود.

تخمین خطای دقت معمولاً با استفاده از اطلاعات آماری ناشی از نتایج آزمایش به دست می‌آید و تکرار آزمایش به دفعات، دقت این بخش را افزایش می‌دهد.

تخمین خطای ذاتی سامانه با استفاده از اطلاعات فنی و مهندسی ناشی از وسایل آزمایش تقریب زده می‌شود.

### ۱. خطای آماری<sup>۱۱</sup>

عدم قطعیت در این نوع خطا به تکرارپذیری جواب‌ها مربوط می‌شود و بر پایه‌ی ریاضیات آماری به دست می‌آید. پراکندگی پاسخ‌های مشاهده شده در آزمایش‌های مختلف ثبت می‌گردد که عامل به وجود آورنده‌ی آن تغییرات ناخواسته در شرایط آزمایش می‌باشد. با استفاده از محاسبات آماری اختلاف تقریبی داده‌های حاصل از آزمایش را می‌توان معادل خطای دقت در نظر گرفت [۱۱].

$$\mu = \lim_{n \rightarrow \infty} \left( \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \right) \quad (۳)$$

$$\sigma = \lim_{n \rightarrow \infty} \left( \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - \mu)^2 \right)^{1/2} \quad (۴)$$

در عمل به لحاظ محدود بودن تعداد آزمایش‌های انجام شده بهتر است برای متغیر  $x$  از رابطه‌ی زیر استفاده شود:

$$x = \frac{1}{n} \sum_{i=0}^n (x_i - \mu)^2 \quad (۵)$$

باتوجه به  $n$  مرتبه تکرار آزمایش و مقدار میانگین  $\bar{x}$ ، برای تغییرات پاسخ می‌توان نوشت:

$$S_k = \left[ \frac{1}{n-1} \sum_{k=1}^n (x_k - \bar{x})^2 \right]^{1/2} \quad (۶)$$

میزان خطای سامانه مستقیماً با استفاده از خروجی ارتفاع سنج هواپیما در پرواز (در شرایط آرام) با ثبت مستمر ارتفاع در یک بازه‌ی زمانی ۵ دقیقه‌ای بالای ۲۹۰۰۰ پا و به صورت مجزا انجام گرفت.

در مرحله‌ی اول این مقدار بین ارتفاع ۲۹۰۰۰ پا و ۳۰۰۰۰ پا با استفاده از سامانه نگهدارنده‌ی ارتفاع و در ارتفاع تقریبی ۲۹۶۷۵ پایی اطلاعات جمع‌آوری گردید. سپس با استفاده از رابطه‌ی بالا مقدار خطای دقت به دست آمد. شکل ۴ بیانگر تغییرات خطای ارتفاع بر حسب زمان است. همچنین جدول ۳ مقدار خطای آماری هواپیما در ارتفاع بالای ۲۹۰۰۰ پا پس از تجهیز به RVSM را نشان می‌دهد.

در جدول ۷ مقدار خطای آماری مربوط به ارتفاعات ذکر شده نشان داده شده است. با بررسی مقادیر خطای به دست آمده در بازه ارتفاع ۲۹ الی ۴۱ هزار پا خطای دقت بسیار ناچیز و کم می باشد.

جدول ۷. مقادیر خطای آماری ارتفاعات مختلف

ارتفاع (ft)	۲۹۰۰۰	۳۲۰۰۰	۳۵۰۰۰	۴۱۰۰۰
خطا (ft)	۶/۷۹۷	۶/۴۴۶	۷/۴۰۹	۸/۱۲۸

## ۲. خطای ذاتی سامانه<sup>۱۷</sup>

برخلاف بخش قبل که مبنای اطلاعات آماری از پراکندگی پاسخ های مربوط به آزمایش حاصل شد این بخش مربوط به خطای اجزای به کار رفته در آزمایش می باشد و با جواب های حاصل از تکرار آزمایش در ارتباط نمی باشد. مشخصه اصلی خطای ذاتی، شناسایی و تایید نتایج مورد استفاده برای هر پارامتر است و مشخص کننده محدودی کلی عدم قطعیت جواب های نهایی خواهد بود. خطای ذاتی با تعیین پارامترهای به کار رفته در مجموعه ای اندازه گیری و تعیین میزان خطای هر یک از عوامل تقریب زده می شود. هر پارامتر دارای عدد مشخصی به عنوان خطای ذاتی است و سهمی در خطای ذاتی کلی دارا است. برای بررسی این خطاها می توان کلیه پارامترها را در سه بخش اصلی زیر تقسیم بندی کرد:

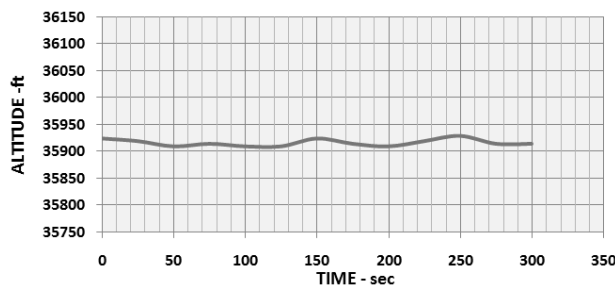
الف- خطای کالیبره کردن؛

ب- خطای مربوط به سامانه جمع آوری اطلاعات (آنالوگ به دیجیتال)؛

ج- خطای پارامترها در کنار هم.

## الف- محاسبه خطای کالیبره کردن

بدین منظور مقدار خطا با استفاده از آزمون گر فشار در ارتفاعات مختلف اندازه گیری شد. با استفاده از این سامانه در بازه ۲۰۰۰۰ تا ۴۳۰۰۰ پا شرایط پرواز را در سرعت ۰/۸ ماخ که محدوده ای غالب پروازی هواپیمای بوئینگ ۷۰۷ است، به وجود آورده و در هر کدام از ارتفاعات یاد شده اختلاف مقدار نشان دهنده ای هواپیما و آزمون گر فشار اندازه گیری شد. در شکل ۹ این مقادیر خطا در ارتفاعات مختلف نشان داده شده است.



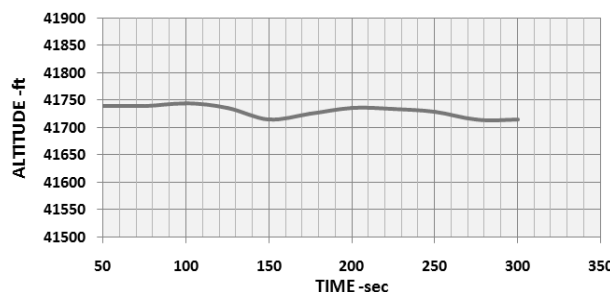
شکل ۶. مقدار خطای آماری هواپیمای ۷۰۷ در ارتفاع بالای ۳۵۰۰۰ پا پس

## از تجهیز به RVSM

جدول ۵. مقدار خطای آماری هواپیمای ۷۰۷ در ارتفاع بالای ۳۵۰۰۰ پا پس

## از تجهیز به RVSM

$X_i$	$(X_i - \bar{X})^2$	$X_i$	$(X_i - \bar{X})^2$	$X_i$	$(X_i - \bar{X})^2$
۳۵۹۲۵	۸۴/۰۲	۳۵۹۰۷	۷۸/۰۲	۳۵۹۱۳	۸/۰۲
۳۵۹۳۰	۲۰۰/۶۹	۳۵۹۱۰	۳۴/۰۲	۳۵۹۱۸	۴/۶۹
۳۵۹۳۲	۲۶۱/۳۶	۳۵۹۰۵	۱۱۷/۳۶	۳۵۹۲۰	۱۷/۳۶
۳۵۹۲۵	۸۴/۰۲	۳۵۹۰۷	۷۸/۰۲	۳۵۹۲۵	۸۴/۰۲
۳۵۹۲۳	۵۱/۳۶	۳۵۹۰۸	۶۱/۳۶	۳۵۹۱۰	۳۴/۰۲
۳۵۹۲۰	۱۷/۳۶	۳۵۹۱۰	۳۴/۰۲	۳۵۹۱۲	۱۴/۶۹
۳۵۹۱۵	۰/۶۹	۳۵۹۱۵	۰/۶۹	۳۵۹۱۵	۰/۶۹
۳۵۹۱۲	۱۴/۶۹	۳۵۹۲۰	۱۷/۳۶	۳۵۹۱۷	۱/۳۶
۳۵۹۱۰	۳۴/۰۲	۳۵۹۰۸	۶۱/۳۶	۳۵۹۲۰	۱۷/۳۶
۳۵۹۰۸	۶۱/۳۶	۳۵۹۱۰	۳۴/۰۲	۳۵۹۲۵	۳۴/۰۲



شکل ۷. مقدار خطای آماری هواپیمای ۷۰۷ در ارتفاع بالای ۴۱۰۰۰ پا پس

## از تجهیز به RVSM

جدول ۶. مقدار خطای آماری هواپیمای ۷۰۷ در ارتفاع بالای ۴۱۰۰۰ پا پس

## از تجهیز به RVSM

$X_i$	$(X_i - \bar{X})^2$	$X_i$	$(X_i - \bar{X})^2$	$X_i$	$(X_i - \bar{X})^2$
۴۱۷۳۷	۳۹/۶۹	۴۱۷۲۰	۱۱۴/۶۹	۴۱۷۳۵	۱۸/۴۹
۴۱۷۳۰	۰/۴۹	۴۱۷۱۸	۱۶۱/۳۹	۴۱۷۳۸	۵۳/۲۹
۴۱۷۴۰	۸۶/۴۹	۴۱۷۱۵	۲۴۶/۴۹	۴۱۷۴۰	۸۶/۴۹
۴۱۷۳۸	۵۳/۲۹	۴۱۷۲۵	۳۲/۴۹	۴۱۷۳۷	۳۹/۶۹
۴۱۷۳۵	۱۸/۴۹	۴۱۷۴۲	۱۲۷/۶۹	۴۱۷۲۳	۵۹/۲۹
۴۱۷۳۲	۱/۶۹	۴۱۷۴۴	۱۷۶/۸۹	۴۱۷۲۱	۹۴/۰۹
۴۱۷۲۸	۷/۲۹	۴۱۷۴۰	۶۸/۴۹	۴۱۷۲۰	۱۱۴/۵
۴۱۷۴۱	۱۰۶/۰۹	۴۱۷۳۶	۲۸/۰۹	۴۱۷۲۳	۵۹/۲۹
۴۱۷۲۵	۳۲/۴۹	۴۱۷۲۶	۲۲/۰۹	۴۱۷۲۵	۳۲/۴۹
۴۱۷۲۷	۱۳/۶۹	۴۱۷۳۱	۰/۰۹	۴۱۷۲۹	۲/۸۹

مختلف ارتفاع در این مقاله، محاسبه‌ی میانگین این خطا برای به‌دست آوردن یک مقدار در تمام حالات الزامی است.

$$\text{میانگین خطای آماری} = 7/195 \text{ پا}$$

$$\text{خطای سامانه} = 14/749 \text{ پا}$$

$$\text{(خطای کل)} = \text{مجموع خطای آماری و ذاتی}$$

$$\text{(پا)} = 14/749 + 7/195 = 21/944$$

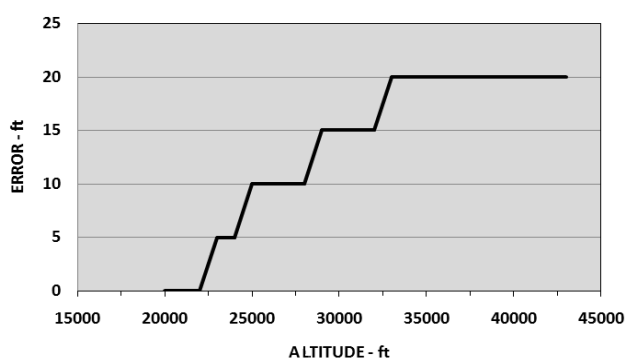
### نتیجه‌گیری

بررسی‌های به‌عمل آمده در رابطه با مفهوم و چگونگی انجام کاهش فاصله‌ی عمودی برای یک هواپیما نشان داد که این مسئله با شناخت و مطالعه‌ی دقیق نسبت به سامانه‌های نوین ارتفاعسنجی، و پس از آن پیش‌بینی و طراحی قطعات مورد نیاز جهت بهینه‌سازی هواپیمای ۷۰۷ و هر هواپیمای ترابری دیگری امکان‌پذیر است.

همچنین نتایج حاصله از اندازه‌گیری‌هایی که در پروازهای آزمایشی در ارتفاعات مختلف انجام شده و همچنین محاسبه و آنالیز خطای ارتفاعسنجی، عدم قطعیت در خطای دستگاه‌های اندازه‌گیری ارتفاع تقریباً برابر ۲۲ پا به‌دست آمده است. این مقدار خطا حاکی از دقت بالای سامانه و تناسب اندازه‌ی خطا با مقدار مجاز آن برای تمام محدوده‌های RVSM می‌باشد و در نتیجه قابل قبول بودن سامانه‌های پیش‌بینی شده در پروژه‌ی بهینه‌سازی هواپیمای ۷۰۷ می‌رساند. ذکر این نکته لازم است که هواپیماهای امروزی که با توجه به شرایط RVSM طراحی می‌شوند دارای مقدار خطایی به مراتب پایین‌تر از این حد می‌باشند.

### پی‌نوشت

1. Reduced Vertical Separation Minimum
2. Air Traffic Controller
3. Altitude Measurement System
4. Air Data Display Unit
5. Instalation Configuration Module
6. Barometric Altimeter
7. Electro-Pneumatic Altimeter
8. Radio Altimeter
9. Mechanical Error
10. Scale Error
11. Position /Installation Error
12. Reversal Error
13. Hysteresis Error
14. Density Error
15. Altimetry system error
16. Precision Error
17. Bias Error



شکل ۹. تغییرات خطای اندازه‌گیری شده برحسب ارتفاع به ازای ماخ ۰/۸ و دمای ۳۰ درجه سانتی‌گراد

برای محاسبه‌ی مقدار خطای کالیبره کردن با در نظر گرفتن توجه به معادله‌ی تغییرات خطی خطا بر حسب ارتفاع در آزمایش فوق می‌توان نوشت:

$$y = ax + b \quad (7)$$

معادله‌ی خط کالیبراسیون به صورت زیر می‌باشد:

$$x_i + 00049/0 y = 08/14 \quad (8)$$

با توجه به مقادیر  $X_i$  و  $Y_i$  و فرمول ذیل مقدار خطای کالیبراسیون را محاسبه می‌کنیم:

$$S_k = \left[ \frac{1}{n-1} \sum_{k=1}^{24} (y - y_i)^2 \right]^{1/2} \quad (9)$$

مقدار خطای کالیبره کردن برای سامانه ارتفاعسنجی به ازای سرعت ماخ ۰/۸ برابر  $S_k = 676/14$  می‌باشد.

### ب- محاسبه‌ی خطای تبدیل - آنالوگ به دیجیتال

این خطا مربوط به بخش‌های الکتریکی جمع‌آوری اطلاعات و حسگرها می‌باشد و عموماً میزان عدم قطعیت پاسخ در هر یک از این پارامترها به‌عنوان مشخصه‌ی سامانه از پیش تعریف شده است. این مقدار با توجه به اطلاعات فنی منتشره از سوی شرکت سازنده ۰/۰۷۳ پا در نظر گرفته شد [۱۲].

### ج- مجموع خطاها در کنار هم

به‌منظور محاسبه‌ی خطای کل مجموع خطاهای کالیبره کردن و جمع‌آوری اطلاعات را محاسبه می‌کنیم:

$$\text{پا} = 14/749 = 14/676 + 0/073 = \text{خطای کالیبره} + \text{خطای}$$

جمع‌آوری اطلاعات = خطای سامانه

محاسبه‌ی خطای کل - مجموع خطای آماری و خطای ذاتی سامانه (Precision + Bias)

با توجه به مقادیر به‌دست آمده برای خطای دقت در سه محدوده‌ی



1. *International Civil Aviation Organisation (ICAO) Document 9574, Manual on the Implementation of a 300m (1,000 ft) Vertical Separation Minimum Between FL 290 - FL 410 Inclusive.*
2. *FAA Part 91- Appendix G (operation in RVSM airspace).*
3. *ICAO Document: Guidance Material on the Implementation and Application of a 300m (1,000 ft) Vertical Minimum.*
4. *ICAO Document NAT/DOC/001, the Consolidated Guidance Material North Atlantic Region.*
5. Stephen M. Batill "Experimental Uncertainty and Drag Measurements in the National Transonic Facility" *NASA Contractor Report 4600, 1994.*
6. خاکی، رضا- برومند، مسعود "بررسی عدم قطعیت در مطالعه تجربی کاهش پسای اصطکاکی توسط گرمایش سطح در لایه مرزی توربولانس" دو فصلنامه علمی تحقیقاتی علوم و فنون هوایی ۱۳۸۸.
7. Robert W. Walters and Luc Huysse "Uncertainty Analysis for Fluid Mechanics with Application" , *NASA/CR-2002-211449 ICASE Report No.2002-1*
8. *EUROCONTROL Document ASM. ET1. ST. 5000. Manual for Reduced Vertical Separation (RVSM) in Europe*
9. *Boeing 707 Flight Manual*
10. *Airline Transport pilot course – mach4*
11. خاکی، رضا "بررسی کاهش نیروی پسا توسط انتقال حرارت داخل لایه مرزی در محدوده توربولانس"، دانشگاه امیرکبیر، اسفند ۸۴.
12. Mechtly, E. A., 1973: The International System of Units, Physical Constants and Conversion Factors. *NASA SP-7012, Second Revision, National Aeronautics and Space Administration, Washington, D.C*