

مروری بر ارتفاع سنج های بارومتریک و نقش آنها در ارتقاء ایمنی کپسول های فضایی تحقیقاتی هنگام ورود مجدد به اتمسفر

چکیده: در مأموریت های کپسول های فضایی بازگشت پذیر، تخمین دقیق ارتفاع در فاز ورود مجدد به اتمسفر، نقش حیاتی در راه اندازی ایمن سامانه های فرود و بازیابی ایفا می کند. این مقاله با تمرکز بر ارتفاع سنج های بارومتریک در کپسول های فضایی تحقیقاتی، به بررسی جامع انواع مدل های مورد استفاده، شامل سامانه های آنروئیدی، پیزومقاومتی، ارتعاشی و حالت جامد و تحلیل عملکرد و ویژگی های فنی آنها می پردازد. در ادامه خطاهای مؤثر بر دقت اندازه گیری ارتفاع، از جمله نویزهای سنسور، تأخیر در سیستم های لوله کشی و پردازش، خطاهای تبدیل A/D، اثرات آنروئیدینامیکی ناشی از موقعیت نصب سنسور و تداخلات مدل سازی اتمسفر به طور مستقل ارزیابی شده اند. با استفاده از داده های مأموریت آزمایشی کپسول اوریون، میزان تأثیر هر یک از این منابع خطا بر دقت تخمین ارتفاع بررسی شده است. همچنین نقش الگوریتم های ترکیبی مانند فیلتر کالمن در کاهش عدم قطعیت اندازه گیری و نحوه به کارگیری داده های ارتفاعی برای راه اندازی مرحله به مرحله سامانه کاهش سرعت و بازیابی تشریح شده است. در بخش پایانی، کاربرد فناوری های نوظهور مانند ادغام GNSS با ارتفاع سنج های بارومتریک، استفاده از سنسورهای MEMS و پیاده سازی معماری های مبتنی بر هوش مصنوعی پیشرفته از جمله شبکه های عصبی عمیق در سامانه های آینده مورد بحث قرار گرفته است.

واژه های راهنما: ارتفاع سنج بارومتریک، کپسول فضایی تحقیقاتی، فشار اتمسفری، خطاهای اندازه گیری ارتفاع، سامانه فرود و بازیابی

سهیلا عبدالهی پور*

استادیار،
پژوهشگاه هوافضا،
وزارت علوم، تحقیقات و فناوری،
تهران

مقاله مروری

دریافت: ۱۴۰۴/۰۵/۱۸

بازنگری: ۱۴۰۴/۰۸/۱۱

پذیرش: ۱۴۰۴/۱۲/۰۶

Soheila
Abdolahipour*
Assistant Professor,
Faculty of Ministry
of Science, Research
and Technology,
Tehran

A review of barometric altimeters and their role in enhancing the safety of research space capsules during atmospheric reentry

Abstract: In re-entry capsule missions, accurate altitude estimation during atmospheric reentry plays a critical role in the safe deployment of landing and recovery systems. This paper, focusing on barometric altimeters in research space capsules, provides a comprehensive review of the various models used, including aneroid, piezoresistive, vibrating, and solid-state systems, along with an analysis of their performance and technical characteristics. Errors affecting altitude measurement accuracy, such as sensor noise, delays in plumbing and processing systems, A/D conversion errors, aerodynamic effects, and atmospheric modeling discrepancies, are independently assessed. Using experimental mission data from the Orion capsule, the impact of each error source on altitude estimation accuracy is examined. Finally, the application of emerging technologies, such as integrating GNSS with barometric altimeters, employing MEMS sensors, and implementing advanced AI-based architectures, including deep neural networks in future systems, is discussed.

Keywords: Barometric altimeter, Research space capsule, Atmospheric pressure, Altitude measurement errors, Landing and recovery system

۱- مقدمه

فشار نسبت به توده‌های هوا می‌تواند منجر به اندازه‌گیری فشار کل (مجموع فشار استاتیک و دینامیک) به جای فشار استاتیک شده و خطای چشمگیری در تخمین ارتفاع ایجاد کند. این مشکل در سامانه‌های دارای حرکات پیچیده یا در دستگاه‌های کوچک مجهز به حسگرهای مبتنی بر فناوری MEMS، به دلیل محدودیت طراحی ورودی‌های فشار، برجسته‌تر می‌شود. در همین راستا، نتایج یک پژوهش که با بهره‌گیری از مدل اتمسفر استاندارد انجام شده است، نشان می‌دهد که سرعت حرکت می‌تواند بر خطای قرائت ارتفاع سنج بارومتریک اثرگذار باشد؛ در این مطالعه، یک رابطه اصلاحی برای جبران این خطا ارائه شده است [۲].

در سال‌های اخیر، رویکردهای متنوعی برای کاهش خطاهای ارتفاع سنج بارومتریک ارائه شده است. به‌عنوان نمونه، نتایج یک مطالعه [۳] نشان می‌دهد که استفاده همزمان از چندین حسگر فشار و ترکیب داده‌های آن‌ها با الگوریتم فیلتر کالمن، دقت تخمین ارتفاع را به‌طور محسوسی افزایش می‌دهد. در پژوهشی دیگر، بکارگیری الگوریتم تلفیق داده تطبیقی برای ادغام داده‌های ارتفاع بارومتریک با GPS منجر به کاهش قابل توجه خطاهای ناشی از سنسورهای فشار در شبیه‌سازی‌ها شده است [۱]. همچنین، یک رویکرد نوین مبتنی بر داده‌های ADS-B برای شناسایی خطاهای تنظیم فشار ارتفاع سنج BPS پیشنهاد شده است [۴]؛ این روش نه تنها اهمیت کالیبراسیون دقیق فشار را در هوانوردی نشان می‌دهد، بلکه امکان ارتقای ایمنی پرواز را از طریق پایش بلادرنگ فراهم می‌سازد.

در تحقیقات داخلی نیز تلاش‌هایی در این زمینه صورت گرفته است. برای نمونه، طراحی یک الگوریتم ترکیبی بارومتریک-اینرسی، برای بهبود دقت و پایداری ارتفاع‌سنجی در شرایط پروازی نامطمئن صورت گرفته است. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که افزودن داده‌های بارومتریک می‌تواند به کاهش خطای تجمعی در سامانه‌های ناوبری کمک کند [۵]. همچنین در یک پژوهش بر روی سامانه ارتفاع‌سنجی هواپیمای بوئینگ 707 نشان داده شد که با تحلیل دقیق منابع خطا و به‌کارگیری روش‌های اصلاحی در چارچوب RVSM می‌توان خطای سیستم را به حدود 22ft کاهش داد؛ رقمی که با استانداردهای بین‌المللی سازگار است و ارزیابی عملکرد سامانه را در محدوده رضایت‌بخش قرار می‌دهد [۶].

در سال‌های اخیر اهمیت ارتفاع‌سنج بارومتریک در محیط‌های پیچیده پروازی دوچندان شده است. ناوبری عمودی

ارتفاع‌سنجی، به عنوان یکی از بنیان‌های اساسی ناوبری و ایمنی پرواز، نقشی کلیدی در هدایت، کنترل و بازیابی سامانه‌های پرنده ایفا می‌کند. از هواپیماها و بالگردها گرفته تا کپسول‌های فضایی بازگشت‌پذیر، دقت در تعیین ارتفاع از سطح زمین یا سطح مرجع مشخص، برای حفظ پایداری، جلوگیری از برخورد و اجرای عملیات فرود حیاتی است. در یک دسته‌بندی عمومی، ارتفاع‌سنج‌ها به دو گروه تقسیم می‌شوند:

۱. ابزارهایی که ارتفاع یک جسم را نسبت به سطح مبنا (معمولاً سطح دریا) می‌سنجند.

۲. ابزارهایی که فاصله لحظه‌ای تا سطح زمین یا جسم مرجع را اندازه‌گیری می‌کنند.

گروه نخست، عمدتاً شامل ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک^۱ (BALT) است که بر مبنای تغییرات فشار استاتیک با ارتفاع عمل می‌کنند. گروه دوم، شامل سنسورهای چون رادار ارتفاع‌سنج، لیدار و سیستم موقعیت‌یابی جهانی^۲ (GPS) است که مبتنی بر امواج الکترومغناطیس هستند. ابزارهای ارتفاع‌سنج بسته به فناوری مورد استفاده، در طیف وسیعی از کاربردهای نظامی، فضایی، ژئودزی و نقشه‌برداری، چتربازی و حتی کوهنوردی مورد بهره‌برداری قرار می‌گیرند. در این میان، ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک به دلیل ساختار ساده، هزینه پایین و قابلیت عملکرد مستقل از ارتباطات ماهواره‌ای، به یکی از مهم‌ترین گزینه‌ها در کاربردهای حیاتی تبدیل شده‌اند؛ به‌ویژه در شرایطی که سیستم‌های الکترواپتیکی یا سیستم ماهواره‌ای موقعیت‌یابی جهانی^۳ (GNSS) در دسترس نیستند یا با خطا مواجه می‌شوند.

در سال‌های اخیر، مطالعات متعددی به بررسی عملکرد و ملاحظات طراحی ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک در کاربردهای هوافضایی پرداخته‌اند. یکی از محورهای مهم این پژوهش‌ها، افزایش قابلیت اطمینان داده‌های سامانه‌های GPS/GNSS از طریق تقویت با داده‌های بارومتریک است، به‌ویژه در حوزه هوانوردی که دقت عمودی نقش حیاتی دارد [۱].

یافته‌های حاصل از شبیه‌سازی‌های عددی و آزمایش‌های تجربی نشان می‌دهد که میزان خطا در اندازه‌گیری فشار استاتیک، تحت تأثیر عواملی مانند اینرسی پاسخ بارومتر، جهت جریان هوا و توزیع فشار روی سطح جسم متحرک، رفتاری پیچیده و غیرخطی دارد. به‌طور خاص، حرکت افقی حسگرهای

³ Global Navigation Satellite System

¹ Barometric altimeter

² Global Positioning System

ارتفاع از سطح زمین، فشار اتمسفر کاهش می‌یابد و این افت فشار مبنای محاسبه ارتفاع قرار می‌گیرد.

۲-۱- اصول عملکرد ارتفاع‌سنج بارومتریک و تأثیر فشار اتمسفر

در طول دهه‌های گذشته، انواع مختلفی از سیستم‌های اندازه‌گیری ارتفاع بارومتریک توسعه یافته‌اند، اما همگی در نهایت به اصل بنیادی کاهش فشار با افزایش ارتفاع متکی هستند. فرضیات خاصی برای ساده‌سازی رابطه فشار و ارتفاع در نظر گرفته شده‌اند به طوری که ارتفاع از سطح دریا در هر نقطه از اتمسفر زمین به صورت یک تابع تک‌مقداری از فشار هوا قابل محاسبه باشد. برای ساده‌سازی این رابطه یک مدل نظری موسوم به اتمسفر استاندارد بین‌المللی (ISA) ارائه شده است که شرایط اتمسفر زمین را در حالت پایدار تعریف می‌کند [۱۱]. این مدل، که توسط سازمان‌های بین‌المللی هوانوردی همچون سازمان بین‌المللی هوانوردی غیرنظامی (ICAO) و سازمان جهانی هواشناسی (WMO) پذیرفته شده است، مبنای طراحی و کالیبراسیون اکثر ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک محسوب می‌شود [۱۲]. فرضیات اصلی ISA به شرح زیر است:

۱- فشار و دمای مرجع در سطح دریا به ترتیب برابر با 1013.25 mbar معادل 29.92 in. Hg و 288.15 K معادل 15°C در نظر گرفته می‌شوند [۱۳].

۲- در لایه پایینی اتمسفر یعنی تروپوسفر^۱ (شکل (۱)) با افزایش ارتفاع، دما با نرخ ثابت 6.5×10^{-3} K/m کاهش می‌یابد تا زمانی که به ارتفاع 11 km برسد؛ این نقطه به تروپوپاز^۲ معروف است. قانونی که دما T را به ارتفاع H تا رسیدن به ارتفاع تروپوپاز مرتبط می‌کند توسط رابطه زیر ارائه می‌شود که در آن L نرخ کاهش دما است.

$$T = T_0 - LH \quad (1)$$

۳- بر اساس تعریف انجام شده، استراتوپاز در 20 km رخ می‌دهد. منطقه بین تروپوپاز و استراتوپاز^۳ به عنوان استراتوسفر^۴ شناخته می‌شود. در تروپوپاز و استراتوسفر، دما تا رسیدن به ارتفاع استراتوپاز به مقدار $216.65 \text{ K } (-56.5^\circ\text{C})$ ثابت می‌ماند [۱۴].

۴- در ارتفاعات بالاتر از 20 km لایه کموسفر^۵ است که در آن، دما مجدداً به صورت خطی با ارتفاع افزایش می‌یابد. در این منطقه

در عملیات نوین هوانوردی، به‌ویژه فرودهای دقیق و خودکار، به‌شدت وابسته به GNSS است. اما محدودیت‌های ذاتی GNSS در شرایط از دست رفتن ماهواره‌ها یا ناپایداری سیگنال، چالش‌هایی در دستیابی به دقت‌های بالای عمودی ایجاد می‌کند. در چنین شرایطی، استفاده از حسگرهای داخلی مانند بارومترها برای تأمین الزامات ناوبری عمودی و افزایش پایداری سیستم ناوبری ضروری است [۷]. در پروژه Urban Air Mobility آلمان، یک رویکرد ترکیبی برای بهبود ناوبری عمودی پهباد توسعه داده شد که شامل ترکیب داده‌های ارتفاع‌سنج بارومتریک با ارتفاع‌سنج راداری و تصحیح‌های داده‌شده از ایستگاه‌های زمینی است. با استفاده از فیلتری پیچیده بر پایه کالمن، این سیستم قادر است در شرایط از دست رفتن GNSS اطلاعات ارتفاع بسیار دقیق و قابل اتکایی را فراهم کند [۸].

علاوه بر کاربردهای هوافضایی، تحقیقات اخیر نشان داده‌اند که ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک نقش مهمی در سامانه‌های موقعیت‌یابی تلفن‌های هوشمند و ربات‌های متحرک [۹] ایفا می‌کنند. در عرصه حمل و نقل زمینی نیز، مدلی از ادغام ارتفاع‌سنج بارومتریک با SINS/DR در خودروهای زمینی جهت اندازه‌گیری آنومالی گرانشی پیشنهاد شده که دقت را تا ۱۱٪ بهبود می‌دهد [۱۰].

در این مقاله، با تمرکز بر ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک در کاربردهای کپسول‌های فضایی بازگشت‌پذیر و با هدف ارتقاء ایمنی فرود کپسول‌های فضایی در مأموریت‌های علمی، ضمن بررسی اصول عملکرد این ابزارها، به تحلیل خطاهای متداول، چالش‌های نصب در شرایط پروازی سخت و ناپایدار و نقش آنها در راه‌اندازی سامانه‌های فرود و بازیابی پرداخته می‌شود. همچنین نمونه‌ای واقعی از مأموریت‌های فضایی از جمله کپسول اوریون مورد ارزیابی قرار گرفته است تا پیوند فناوری با کاربرد عملی به‌خوبی نشان داده شود.

۲- ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک (BALT)

ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک یکی از ابزارهای کلیدی در صنایع هوافضا، ناوبری هوایی و کاربردهای علمی هستند که عملکرد آنها مبتنی بر اندازه‌گیری فشار اتمسفر و تبدیل آن به مقدار متناظر ارتفاع است. اصل فیزیکی این ابزارها بر رابطه بین فشار استاتیک اتمسفر و ارتفاع هندسی استوار است؛ به این معنا که با افزایش

⁴ Stratosphere

⁵ Chemosphere

¹ Troposphere

² Tropopause

³ Stratopause

$$\frac{-dp}{p} = \frac{g}{R_a T} dH \quad (5)$$

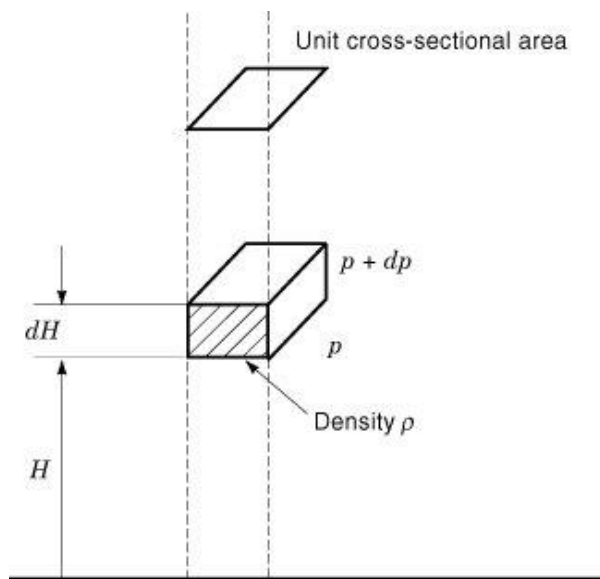
مقدار g ، شتاب گرانشی با افزایش فاصله از مرکز زمین کاهش می‌یابد. معادله حاکم بر آن به صورت زیر است:

$$g = \frac{R^2}{(R+H)^2} g_0 \quad (6)$$

بر اساس این فرضیات می‌توان معادلات پیوسته بین فشار و ارتفاع را در هر یک از نواحی تروپوسفر، استراتوسفر و کموسفر استخراج کرد [۱۶]. این معادلات از تلفیق قانون گازهای ایده‌آل و اصل تعادل هیدرواستاتیکی به دست می‌آیند. برای نمونه، رابطه فشار به ارتفاع در تروپوسفر با جایگزینی معادله (۱) در معادله (۵) و انتگرال‌گیری به شکل زیر است:

$$P_s = P_{s0} \left(1 - \frac{L}{T_0} H\right)^{g_0 / L R_a} \quad (7)$$

که در آن P_0 فشار در سطح دریا، L نرخ کاهش دما، H ارتفاع، g_0 شتاب گرانشی استاندارد و T_0 دمای سطح دریا است.

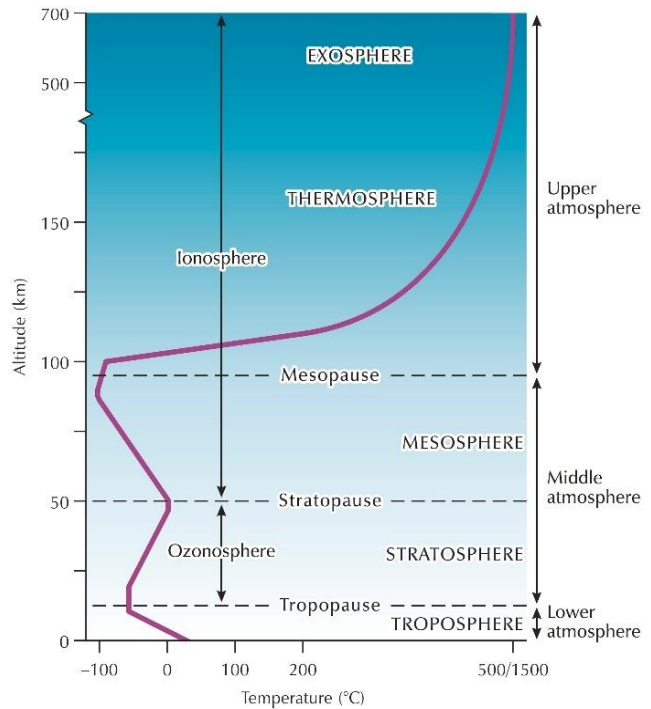


شکل ۲ تغییر در مقدار فشار اتمسفر به دلیل چگالی هوا [۱۷]

با توجه به این معادلات، رابطه فشار با ارتفاع غیرخطی است، به‌ویژه در محدوده‌هایی که دما تغییرات پیچیده‌تری دارد. برای استفاده کاربردی از این روابط در سامانه‌های ناوبری، معمولاً از تکنیک‌های خطی‌سازی نرم‌افزاری یا سخت‌افزاری استفاده می‌شود تا داده‌ها به صورت بلادرنگ قابل تحلیل باشند [۱۸]. نکته مهم آن است که هرگونه انحراف شرایط واقعی اتمسفر از مدل ISA مانند اثر تغییرات جوی، عرض جغرافیایی و فصل، منجر به خطا در برآورد ارتفاع می‌شود [۱۹-۲۰]. بنابراین،

نرخ افزایش دما به مقدار $1.0 \times 10^{-3} \text{ K/m}$ تعریف شده است. بالاترین حد ارتفاع برای کموسفر تقریباً در ۳۲ km تعریف شده است. درجه حرارت در کموسفر توسط رابطه (۲) محاسبه می‌شود که در آن H_s ارتفاع استراتوپاز است.

$$T = T_T + L(H - H_s) \quad (2)$$



شکل ۱ اتمسفر استاندارد، لایه‌های اتمسفری با توجه به تغییرات عمودی دمای هوا [۱۵]

با استفاده از این مفروضات، اکنون می‌توان رابطه ارتفاع در مقابل فشار استاتیک را در نظر گرفتن شکل (۲) به دست آورد. یک تغییر کوچک در فشار هوا dp با چگالی ρ ، به دلیل یک تغییر کوچک در ارتفاع dH را می‌توان با معادل کردن نیروهایی که در صفحه عمودی بر حجم هوا وارد می‌شوند به دست آورد به طوری که

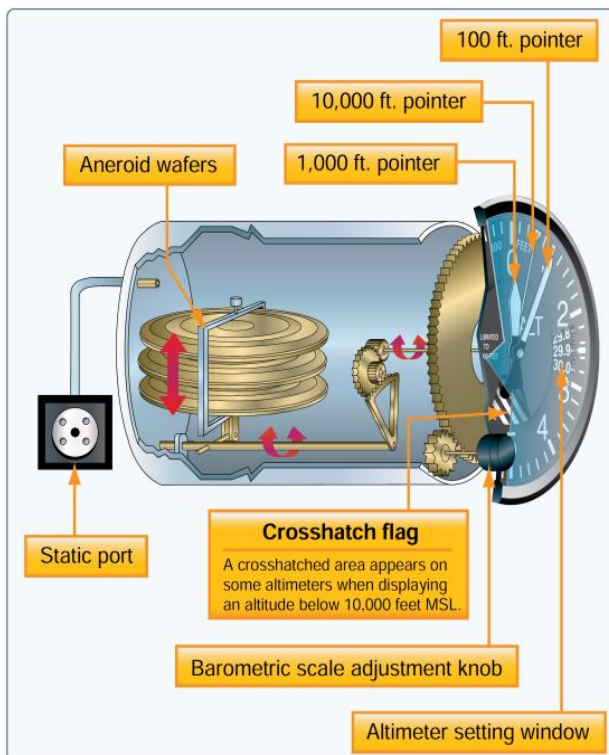
$$-dp = \rho g dH \quad (3)$$

که در آن g شتاب گرانشی زمین است. این تغییرات در فشار هوا را می‌توان با استفاده از قوانین گاز ایده‌آل به ارتفاع مربوط کرد. از قانون گاز رابطه زیر وجود دارد،

$$p = \rho R_a T \quad (4)$$

که در آن T دمای هوا بر حسب کلون و R_a ثابت گاز هوا (287.053 J/kg·K) است. از ترکیب معادلات (۳) و (۴) از طریق متغیر ρ معادله زیر به دست می‌آید:

نازک تشکیل شده‌اند که در شرایط خلأ نسبی آب‌بندی شده‌اند (شکل (۴)). در این نمونه‌ها واحد نمایشگر می‌تواند شامل یک یا چند عقربه باشد که به صورت مدرج، ارتفاع را در واحدهای صد، هزار یا ده‌هزار فوت نشان می‌دهد. تنظیم دقت و مقیاس‌گذاری از طریق مکانیزم خطی‌سازی داخلی صورت می‌گیرد. این مکانیزم با تنظیم بهره^۲ در پاسخ مکانیکی کپسول‌ها، اثرات غیرخطی در رابطه فشار-ارتفاع را تا حد زیادی جبران می‌کند.



شکل ۴ ارتفاع‌سنج بارومتریک آنروئیدی [۲۰]

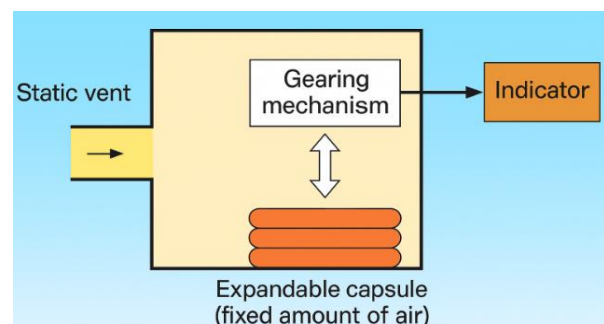
از سوی دیگر خواص الاستیسیته مواد تشکیل‌دهنده کپسول آنروئید، نسبت به دما حساس‌اند. به‌طور خاص، با کاهش دما، مدول الاستیسیته فلز افزایش یافته و در نتیجه پاسخ مکانیکی کپسول نیز تغییر می‌کند. برای جبران این پدیده، در ساختار ارتفاع‌سنج از نوارهای دو فلزی^۳ استفاده می‌شود که با تغییر دما انحنای پیدا کرده و اثرات تغییر مدول را جبران می‌کنند. بدون این جبران، ممکن است ارتفاع‌سنج در دمای پایین‌تر از استاندارد، ارتفاعی بیشتر از مقدار واقعی را نشان دهد، که در عملیات پروازی، به‌ویژه در پروازهای نزدیک به سطح یا در هنگام فرود، می‌تواند خطرناک باشد.

در نسل‌های پیشرفته ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک، استفاده از سنسورهای فشار مبتنی بر فناوری‌های نوین مانند پیزومقاومتی^۴

ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک باید با داده‌های محلی مانند فشار سطح دریا به طور مداوم کالیبره شوند. این حساسیت به شرایط محیطی، یکی از محدودیت‌های ذاتی این ارتفاع‌سنج‌ها است. به‌علاوه، این سنسورها هیچ اطلاعاتی درباره موانع روی سطح زمین مانند کوه، برج یا خطوط برق، ارائه نمی‌دهند و به همین دلیل، در مأموریت‌هایی که ایمنی بسیار حیاتی است، معمولاً در ترکیب با سایر سیستم‌ها مانند رادار، لیدار یا GPS استفاده می‌شوند. به‌طور خلاصه، شناخت دقیق ساختار اتمسفر و روابط فشار-ارتفاع، زیربنای طراحی، کالیبراسیون و تحلیل عملکرد ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک در کاربردهای پیشرفته از جمله مأموریت‌های فضایی است.

۲-۲- ساختار و فناوری سنسورهای فشار در ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک مدرن

در نسل‌های اولیه این ارتفاع‌سنج‌ها، از کپسول‌های آنروئیدی^۱ استفاده شده است (شکل (۳)). این کپسول‌ها از یک محفظه انعطاف‌پذیر شامل هوای ثابت به‌عنوان مرجع، تشکیل شده‌اند که در شرایط خلأ نسبی آب‌بندی شده‌اند. با تغییر فشار استاتیک محیط، این محفظه تغییر شکل می‌دهد و منقبض یا منبسط می‌شود. این تغییر مکانیکی به‌واسطه مجموعه‌ای از مکانیزم‌های انتقال نیرو مانند چرخ‌دنده‌های قطاعی و فنرهای بازگشتی، به صفحه نشانگر آنالوگ منتقل و به مقدار ارتفاع تبدیل می‌گردد. این نوع طراحی هنوز به‌عنوان ساختار پایه در برخی سیستم‌های پشتیبان به‌کار می‌رود، به‌ویژه در سیستم‌هایی که به سادگی، استقلال و قابلیت اطمینان بالا نیاز دارند.



شکل ۳ شماتیک نسل اولیه ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک [۱۷]

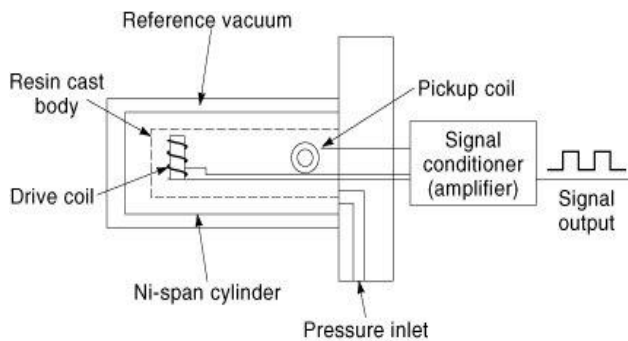
در حال حاضر ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک معمولی متکی بر کپسول‌های آنروئید هستند که از مجموعه‌ای از دیسک‌های فلزی

³ Bimetallic strips

⁴ Piezoresistive sensors

¹ Aneroid chambers

² Gain adjustment



شکل ۶ ارتفاع سنج بارومتریک سنسور ارتعاشی [۱۷]

در نهایت، سنسورهای حالت جامد به جای دیافراگم‌های فلزی از مواد پیشرفته‌ای مانند سیلیکون، کوارتز و سرامیک بهره می‌برند که رفتار مکانیکی خطی‌تری داشته و نسبت به هیستریزس و تغییرات دمایی مقاوم‌تر و دارای پایداری مکانیکی هستند [۲۶-۲۷]. این سنسورها معمولاً بر دو اصل فیزیکی عمل می‌کنند:

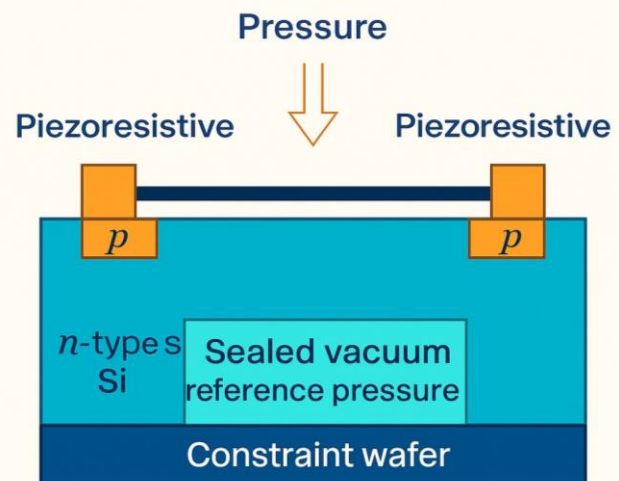
۱. اثر پیزومقاومتی: تغییر در مقاومت الکتریکی عناصر نیمه‌رسانا به واسطه تنش مکانیکی وارد شده از طریق فشار، که با استفاده از پل وتستون قابل آشکارسازی است.
۲. اثر خازنی^۵: تغییر ظرفیت الکتریکی بین دیافراگم و الکتروود مرجع که امکان تشخیص تغییرات بسیار جزئی فشار را فراهم می‌کند.

جدول (۱) مقایسه‌ای جامع از انواع سنسورهای فشار به کاررفته در ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک را با تمرکز بر دقت، محدوده عملکرد، حساسیت محیطی و دامنه کاربرد ارائه می‌دهد. ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک مدرن، به‌ویژه نمونه‌های مبتنی بر MEMS و پیزومقاومتی در ابعاد کوچک طراحی شده و به دلیل مصرف توان پایین و پایداری مناسب، در سامانه‌های ناوبری هوایی و فضایی به‌طور گسترده استفاده می‌شوند.

دقت این تجهیزات معمولاً در حدود ± 1 mbar (معادل تقریبی $\pm 8-9$ m در ارتفاع) گزارش شده و در نمونه‌های پیشرفته‌تر تا حدود ± 0.1 mbar (کمتر از 1 m انحراف ارتفاع) بهبود یافته است. رزولوشن این سنسورها اغلب به 0.1 mbar می‌رسد که امکان تفکیک‌پذیری ارتفاعی در حد یک متر را فراهم می‌کند. چنین ویژگی‌هایی برای کاربردهای هوانوردی سبک و همچنین مأموریت‌های بازگشت فضایی، به‌ویژه در مرحله ورود به اتمسفر و راه‌اندازی سامانه‌های بازیابی مانند چتر نجات، از اهمیت حیاتی برخوردار است.

[۲۱-۲۲]، ارتعاشی^۱ و حالت جامد^۲ به‌طور گسترده رواج یافته است. این سنسورها نه تنها دقت و پایداری بالاتری نسبت به نسخه‌های مکانیکی کلاسیک دارند، بلکه با توجه به ابعاد کوچک، مصرف انرژی پایین و یکپارچه‌سازی الکترونیکی، در سامانه‌های ناوبری هواپیما، فضاپیما، پهپاد و تجهیزات سبک پروازی نیز به‌کار گرفته می‌شوند [۲۳].

در سنسورهای پیزومقاومتی مبتنی بر مدار مجتمع^۳ یک دیافراگم نازک سیلیکونی به‌عنوان عضو حسگر عمل می‌کند (شکل (۵)). هنگامی که فشار به دیافراگم نیمه‌رسانا وارد می‌شود، انحراف مکانیکی آن منجر به تغییر مقاومت الکتریکی می‌شود. این تغییرات مقاومت با استفاده از پل وتستون اندازه‌گیری شده و پس از پردازش، به مقدار فشار و سپس ارتفاع تبدیل می‌گردند. این ساختار به دلیل پاسخ سریع، حساسیت بالا و سازگاری با فناوری MEMS در سامانه‌های مدرن پرتابه‌ای و حتی تجهیزات پوشیدنی نیز قابل پیاده‌سازی است [۲۴].



شکل ۵ شماتیک ارتفاع‌سنج بارومتریک بر اساس مدار مجتمع

پیزومقاومتی [۱۷]

نوع دوم، سنسورهای ارتعاشی (شکل (۶)) هستند که بر اساس تغییر فرکانس طبیعی یک المان ارتعاشی تحت فشار، کار می‌کنند. با افزایش یا کاهش فشار، فرکانس ارتعاشی تغییر کرده و مدارهای الکترونیکی این تغییر را به سیگنال دیجیتال با دقت بالا تبدیل می‌کنند. این سنسورها به دلیل پایداری بلندمدت، مقاومت بالا در برابر نویزهای مکانیکی و دقت بسیار بالا، در سیستم‌های ارتفاع‌سنجی پروازی با دقت بالا^۴ مورد استفاده قرار می‌گیرند [۲۵].

⁴ High-resolution baro altimeters

⁵ Capacitive effect

¹ Vibrating element sensors

² Solid-state sensors

³ Integrated Circuit (IC)

۲-۳- کاربردهای صنعتی و پژوهشی ارتفاعسنج‌های بارومتریک

ارتفاعسنج‌های بارومتریک امروزه در طیف وسیعی از حوزه‌های صنعتی و پژوهشی مورد استفاده قرار می‌گیرند که در ادامه به تعدادی از آنها اشاره می‌شود:

۱- صنعت هوافضا و هوانوردی: ارتفاعسنج‌های بارومتریک یکی از اجزای حیاتی سامانه‌های هدایت و ناوبری در صنعت هوافضا و هوانوردی محسوب می‌شوند. این سنسورها در سامانه‌های پشتیبان ارتفاع و تنظیم فشار کابین کاربرد گسترده‌ای دارند [۲۸]. به‌ویژه در هواپیماهای با طراحی سبک و هواپیماهای بدون سرنشین، به دلیل وزن و مصرف توان پایین، بارومتر نسبت به GPS یا سامانه ناوبری اینرسی INS مزیت دارد. در صنایع هوافضا، استفاده از سیستم‌های ترکیبی GNSS/BALT/INS

در سامانه‌های فرود اضطراری و ناوبری کپسول‌های بازگشتی روزبه‌روز فراگیرتر شده است.

۲- نقشه‌برداری، ژئودزی و رادارسنجی: در سیستم‌های نقشه‌برداری هوایی، مانند پهپادهای فتوگرامتری، بارومتر یکی از اجزای مهم برای تولید نقشه‌های سه‌بعدی ارتفاعی، تعیین خطوط تراز، مدل‌سازی ارتفاعی و تحلیل توپوگرافی است. امروزه بسیاری از سیستم‌های ژئودزی از تلفیق داده بارومتریک با GNSS استفاده می‌کنند تا از خطاهای ارتفاعی لحظه‌ای بکاهند. همچنین، در پژوهش‌های ژئوفیزیکی و تغییرات زمین‌ساختی از ارتفاعسنج‌های بارومتریک دقیق در ایستگاه‌های GNSS استفاده می‌شود تا تغییرات محلی فشار اتمسفر به عنوان یک عامل موثر در دقت تعیین ارتفاع، حذف شود.

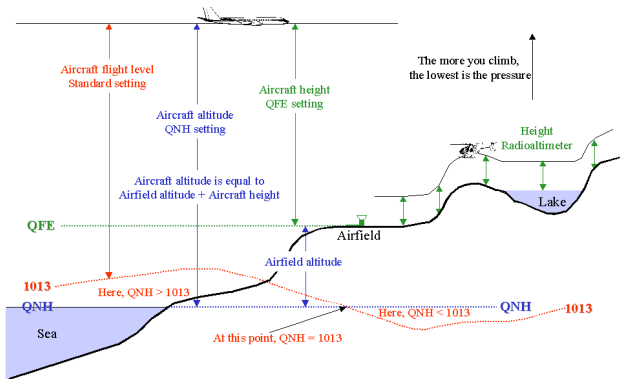
جدول ۱ مقایسه انواع سنسورهای ارتفاعسنج‌های بارومتریک

نوع سنسور	محدوده عملکرد فشار/ارتفاع	دقت	حساسیت محیطی	قابلیت اطمینان مزایا و معایب	کاربرد در هوافضا
آنروئیدی مکانیکی (Aneroid)	سطح دریا تا 15 km	±20-50 ft	حساس به تغییرات دما و فشار کابین، کمتر حساس به ارتعاش	مستقل از سایر سیستم‌ها، ساختار ساده، مقاوم و قابل اتکا در شرایط اضطراری، دقت و پایداری کمتر	هواپیماهای سبک و آموزشی، ابزار پشتیبان در هواپیماهای تجاری
پیزومقاومتی (Piezoresistive)	0-20 psi/ up to 20 km	±0.5-1 mbar/ ≈±5-10 m	حساس به نوبز حرارتی و کشش مکانیکی	دقت بالا، مصرف پایین، نیازمند کالیبراسیون، سازگار با سیستم‌های دیجیتال	هواپیماهای تجاری مدرن، سامانه‌های ناوبری IC، پر کاربرد در پهپادها و کپسول‌های تحقیقاتی
ارتعاشی (Vibrating Element)	10-1100 mbar/ 0-50 km	±0.1-0.2 mbar/ ≈±1-2 m	مقاوم در برابر تغییر دما، شوک و ارتعاش، پایداری بلندمدت	دقت بالا، پیچیدگی ساخت، قیمت بالا	هواپیماهای تجاری و نظامی پیشرفته، سامانه‌های ارتفاعسنجی دقیق
حالت جامد (Solid-State)	0-100 km	±0.01 mbar/ ≈±10 cm	عملکرد پایدار در شرایط شدید محیطی	پایداری حرارتی، مقاومت در برابر هیستریزس، خطی بودن، قیمت بالا	سامانه‌های فضایی، ماهواره‌ها و فضاپیماهای قابل بازگشت، کمتر رایج در ناوبری هوایی تجاری

ناپایداری‌های جوی به کار می‌روند. امروزه برخی از گوشی‌های هوشمند نیز به سنسور بارومتریک مجهز شده‌اند و با داده‌کاوی جمعی^۱، اطلاعات فشار هوا به صورت جهانی جمع‌آوری می‌شود. این نوآوری در پروژه‌هایی مانند iBarometer و PressureNet نقش کلیدی در پیش‌بینی دقیق‌تر الگوهای آب و هوایی دارد [۲۹].

۳- فناوری هواشناسی و پیش‌بینی آب و هوا: بارومترها یکی از پایه‌ای‌ترین ابزارهای ایستگاه‌های هواشناسی هستند. در ایستگاه‌های سیار مانند بالن‌های هواشناسی از بارومتر به همراه سنسورهای دما و رطوبت برای استخراج و تحلیل ساختار لایه‌های اتمسفر استفاده می‌شود. اطلاعات حاصل از این سیستم‌ها در مدل‌سازی دقیق‌تری از جبهه‌های هوا، طوفان‌ها و

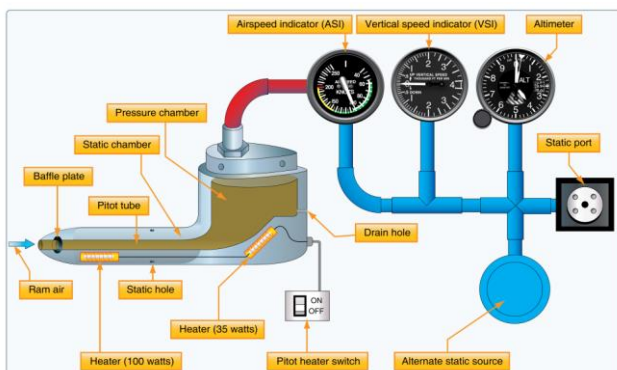
¹ Crowd-sourcing



شکل ۷ تعیین ارتفاع هواپیما نسبت به سطوح مختلف [۲۰]

یکی از ابزارهای اصلی برای ارائه این اطلاعات در هواپیما، ارتفاع‌سنج بارومتریک است. این سامانه نه تنها در ناوبری و کنترل پرواز، بلکه در هماهنگی میان هواپیماها در فضای هوایی مشترک نقش دارد. در هواپیماهای مدرن، علی‌رغم وجود سیستم‌های دیجیتال و GPS، همچنان ارتفاع‌سنج بارومتریک به‌عنوان ابزار پشتیبان و گاه اصلی مورد استفاده قرار می‌گیرد، زیرا عملکرد آن به زیرساخت‌های بیرونی وابسته نیست [۳۴].

در هواپیماها فشار استاتیک از طریق لوله‌های پیتوت یا درجه‌های استاتیک هم‌سطح بدنه تأمین می‌شود. لوله پیتوت اغلب به عنوان یک جسم شبیه پراب کوچک در جلوی هواپیما قرار دارد تا سرعت هوا را اندازه‌گیری کند. این پراب وظیفه تأمین فشار استاتیک هوا برای اندازه‌گیری ارتفاع در شرایط مستقل از سرعت هواپیما را به عهده دارد. سیستم پیتوت استاتیک در شکل (۸) یک سیستم ترکیبی است که از فشار هوای ساکن و فشار دینامیکی ناشی از حرکت هواپیما در هوا استفاده می‌کند. این فشارهای ترکیبی برای عملکرد نشانگر سرعت هوا (ASI)، ارتفاع‌سنج و نشانگر سرعت عمودی (VSI) استفاده می‌شود.



شکل ۸ دیاگرام یک سیستم پیتوت-استاتیک شامل لوله پیتوت، ابزار پیتوت-استاتیک و پورت استاتیک [۲۰]

توجه به این نکته مهم است که لوله‌های پیتوت می‌توانند خطاهایی را در اندازه‌گیری ارتفاع ایجاد کنند. لوله‌ها به صورت

۴- چارچوب اینترنت/اشیا (IoT): بارومترهای دیجیتال به عنوان اجزای کلیدی در سیستم‌های پایش محیطی به کار گرفته می‌شوند. تلفیق این سنسورها با پلتفرم‌های IoT، ضمن فراهم‌سازی داده‌های بلادرنگ از فشار و ارتفاع به بهینه‌سازی مصرف انرژی، ارتقاء سطح ایمنی و تصمیم‌گیری هوشمند در محیط‌های متصل منجر می‌شود.

در معماری‌های نوین مبتنی بر اینترنت اشیا، سنسورهای بارومتریک به صورت بی‌سیم به گره‌های ارتباطی، رایانه‌های لبه‌ای یا سرورهای ابری متصل می‌شوند. این یکپارچه‌سازی در کاربردهای غیرنظامی نظیر پایش هواشناسی شهری، سامانه‌های حمل و نقل هوشمند (ITS) و ساختمان‌های خودکفا (Self-sufficient Buildings)، امکان اندازه‌گیری بلادرنگ فشار و ارتفاع را فراهم می‌سازد و زیرساخت لازم برای تصمیم‌سازی هوشمند، تطبیقی و مقیاس‌پذیر را فراهم می‌کند [۳۰].

۵- پژوهش‌های زیست‌محیطی و اقلیم‌سنجی: این سنسورها در تحقیقات اکولوژیک برای تحلیل رفتار حیوانات در زیستگاه‌های کوهستانی و تحلیل مسیر مهاجرت پرندگان نیز به کار می‌روند. پژوهش‌های اخیر نشان داده‌اند که داده‌های فشار اتمسفر می‌توانند شاخصی برای پیش‌بینی وقوع بهمن، تغییرات زیست‌محیطی و ناهنجاری‌های اقلیمی باشند.

۶- ایمنی صنعتی و معدن: در معادن زیرزمینی، تونل‌ها و محیط‌های بسته که GPS پوشش ندارد از ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک برای تعیین موقعیت نسبی اپراتورها و سامانه‌های مانیتورینگ سلامت کارگران در معادن استفاده می‌شود. همچنین، در صنایع پتروشیمی و پالایشگاه‌ها، بارومتر بخشی از سامانه‌های هشدار فشار محیطی و ایمنی فرایند است.

۷- پزشکی و سلامت: ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک در ابزارهای پوشیدنی کوهنوردان، اسکی‌بازان و دوچرخه‌سواران حرفه‌ای نیز استفاده می‌شوند [۳۱-۳۲].

۳- کاربرد ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک در هواپیماها و تحلیل منابع خطا

در تمامی مراحل پرواز، آگاهی از موقعیت عمودی نسبت به سطح زمین یا یک مرجع فشار مشخص برای هدایت امن و دقیق هواپیما حیاتی است. از آنجایی که فشار هوا تابعی از شرایط جوی و مکان جغرافیایی است، تنظیم دستی ارتفاع‌سنج برای جبران تغییرات فشار ضروری است. در هواپیما خلبان از دو نوع تنظیم استفاده می‌کند (شکل (۷)): فشار سطح دریا در لحظه پرواز QNH و فشار محلی سطح فرودگاه QFE [۳۳].

۳- خطای ناشی از موقعیت قرارگیری دریچه‌های استاتیک: مکان قرارگیری دریچه‌های فشار استاتیک بر روی بدنه هواپیما، تأثیر مهمی در دقت اندازه‌گیری دارد. در سرعت‌های بالا، اثرات امواج شوک و جریان‌های گردابه‌ای ممکن است باعث ورود فشار اضافی به سنسور شود.

۴- مسدود شدن دریچه‌های استاتیک توسط یخ: یکی از مشکلات رایج در همه انواع ابزارهای مبتنی بر فشار استاتیک، تشکیل یخ و تجمع آب در داخل لوله‌ها یا دریچه‌ها است. برای جلوگیری از این موضوع، از المنت‌های گرمایی داخلی استفاده می‌شود. تغییرات فشار و دما می‌تواند باعث متراکم شدن آب در لوله‌ها و پورت‌ها شود. به منظور عملکرد مناسب ابزار و به حداقل رساندن خطاها، باید مقررات و تدارکاتی برای بررسی خطوط استاتیک وجود داشته باشد.

۵- محدودیت‌های مدل ISA و تصحیح رایانه‌ای: با فرضیات ISA، تغییرات دما و اثرات سرعت هوا نادیده گرفته می‌شوند [۳۵]. رایانه‌های پروازی با استفاده از داده‌های سنسورها و مبدل‌های آنالوگ به دیجیتال دقیق، قادرند مدل‌های عددی تطبیقی اجرا کرده و اثر دما، سرعت، شتاب و سایر پارامترهای موثر بر اندازه‌گیری ارتفاع را در زمان واقعی جبران کنند. این الگوریتم‌ها موجب می‌شوند خلبان همواره اطلاعاتی با دقت بالا در اختیار داشته باشد [۳۶، ۳۳].

۴- ارتفاع سنج بارومتریک در فضاپیماها

سامانه‌های ناوبری فضاپیماها برای عملکرد ایمن و دقیق در شرایط پیچیده پروازی، به مجموعه‌ای از سنسورها برای تخمین جهت‌یابی و موقعیت وابسته‌اند. این سنسورها در فازهای پروازی مختلف، از صعود و گردش در مدار پایین زمین (LEO) گرفته تا ورود مجدد به اتمسفر زمین و همچنین در مأموریت‌های کاوشی مانند مریخ‌نوردها اطلاعات حیاتی را فراهم می‌کنند. از آنجاکه فضاپیماها در محیط‌های بسیار متفاوت مانند خلأ اتمسفر زمین و لایه‌های مختلف اتمسفر عمل می‌کنند، چندین نوع سنسور مختلف مورد نیاز است تا بتوانند شرایط مختلف را پوشش دهند. از این‌رو تنوع و افزودنی‌ها^۳ در طراحی سنسورهای پروازی یک اصل اساسی در تضمین ایمنی و قابلیت اطمینان به شمار می‌رود. در فاز ورود به اتمسفر که طی آن کپسول فضایی از شرایط خلأ به محیط چگال‌تر اتمسفر باز می‌گردد، تخمین دقیق ارتفاع برای راه‌اندازی سامانه‌های کاهش سرعت و فرود اهمیت

مکانیکی طراحی شده‌اند تا حداقل خطاها را ایجاد کنند و همچنین به گونه‌ای بر روی هواپیما قرار می‌گیرند که وضعیت هواپیما، بر جریان هوا به سمت لوله تأثیری نداشته باشد. در صورتی که طراحی یا موقعیت نصب لوله پیتوت به درستی انجام نشده باشد، ممکن است در سرعت‌های بالا موجب تشکیل امواج شوک یا ناپایداری جریان توربولانس در اطراف آن گردد. این پدیده می‌تواند باعث ورود هوای اضافی به پورت‌های فشار استاتیک شده و منجر به افزایش غیرواقعی فشار اندازه‌گیری شده توسط سیستم ارتفاع‌سنج شود. در تلاش برای کاهش برخی از مشکلات ناشی از لوله‌های پیتوت، استفاده از دریچه‌های استاتیک^۱ در هوانوردی مدرن رایج شده است. آنها طوری طراحی شده‌اند که به صورت هم‌سطح بر روی بدنه هواپیما نصب شوند (شکل (۹)) این دریچه‌ها به ویژه، در طراحی‌های نظامی به دلایل حفاظت راداری کاربرد گسترده‌ای پیدا کرده که در آن حذف لوله پیتوت به صورت پراب، قابلیت‌های پنهان‌کاری^۲ را بهبود داده است. در صورت، ارتفاع‌سنج‌ها مستعد خطاهایی هستند که شامل موارد زیر می‌شود:

۱- خطاهای ذاتی ابزار: این دسته از خطاها شامل نواقص ساخت، کالیبراسیون، نصب و همچنین فرسودگی اجزای مکانیکی می‌شود.

۲- تأخیر ابزار: تأخیر در پاسخ‌دهی نیز ممکن است در پروازهای سریع یا مانورهای شدید رخ دهد.



شکل ۹ پورت‌های ثابت و دریچه استاتیک نصب شده بر روی یک هواپیمای مسافربری ایرباس A380-800

³ Redundancy

¹ Static vents

² Stealth capabilities

حیاتی دارد. کپسول فضایی بازگشت‌پذیر در فاز ورود مجدد، با اتکا به داده‌های ارتفاع استخراج‌شده از سامانه‌های ناوبری، توالی رویدادهای سامانه فرود و بازیابی (LRS) را فعال می‌سازد. این توالی شامل باز شدن چتر ترمزی اولیه، گسترش چتر اصلی فرود و آغاز مراحل نهایی بازیابی کپسول است. هر یک از این رویدادها باید در ارتفاع‌های از پیش تعریف‌شده و از طریق فرمان‌های صادرشده توسط رایانه پرواز اجرا شوند تا استقرار تجهیزات کاهش سرعت و بازیابی به‌طور ایمن و کنترل‌شده انجام گیرد. به‌منظور تأمین داده‌های ارتفاع قابل اطمینان در این شرایط حساس دو نوع سنسور کلیدی مورد استفاده قرار می‌گیرند: گیرنده‌های GPS و مجموعه ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک که نقش مکمل و پشتیبان یکدیگر را بر عهده دارند.

سیستم موقعیت‌یاب GPS به‌صورت گسترده در ناوبری فضایی مورد استفاده قرار می‌گیرد. گیرنده‌های GPS نصب‌شده در فضاپیما، نسبت به نمونه‌های زمینی، توانایی عملکرد در سرعت‌های بسیار بالا و در محیط‌های پرتلاطم ورودی را دارند. منبع اصلی موقعیت و ارتفاع فضاپیما در اکثر بخش‌های پرواز به‌ویژه در مدار پایین زمین و فاز صعود، پاسخ فیلتر شده ناوبری^۱ است که با داده‌های اندازه‌گیری توسط GPS به روز شده است. اما GPS دارای محدودیت‌هایی نیز هست؛ مثلاً در نزدیکی ماه، به‌دلیل نبود دید مستقیم به ماهواره‌ها، این سیستم قابل استفاده نیست. همچنین در فاز ورود مجدد، به‌ویژه پس از ورود به اتمسفر و بروز پدیده قطع ارتباط رادیویی^۲ احتمال دارد ارتباط GPS به‌طور موقت قطع شود. در این شرایط، منابع پشتیبان اطلاعات ارتفاعی اهمیت می‌یابند.

۴-۱- تکنیک محاسبه ارتفاع با استفاده از سنسور فشار در فضاپیماها

در وسایل پرنده‌ای نظیر هواپیماها یا پهپادها که معمولاً با زاویه حمله نسبتاً کوچک و پایدار پرواز می‌کنند، فشار استاتیک بر-اساس اندازه‌گیری‌هایی از نوع بوم نفوذی^۳ مانند لوله پیتوت-استاتیک انجام می‌شود. اما در کپسول‌های بازگشت‌پذیر، شرایط شدید حرارتی ناشی از گرمایش آئرودینامیکی در فاز ورود به اتمسفر، به‌ویژه در سرعت‌های بالای پرواز، اجازه استفاده از پراب‌های بیرونی را نمی‌دهد؛ چرا که این تجهیزات ممکن است دچار سوختگی یا آسیب مکانیکی جدی شوند [۱۲]. به همین دلیل، در این دسته از فضاپیماها، فشارسنج‌ها معمولاً به‌صورت سطحی و مستقر روی بدنه کپسول فضایی مانند دریچه‌های استاتیک نصب می‌شوند تا با کمترین برجستگی و بیشترین مقاومت حرارتی عمل کنند.

۴-۱-۱- چالش زاویه حمله و ضریب فشار C_p

در مأموریت‌های پروازی با پیکربندی آئرودینامیکی پایدار و زاویه حمله کوچک و تقریباً ثابت مانند پهپادها و هواپیماهای مسافربری و حامل‌های بار، نصب سنسورهای فشار در نواحی‌ای با ضریب فشار C_p نزدیک به صفر امری متداول است، زیرا امکان اندازه‌گیری مستقیم و دقیق فشار استاتیک محیطی را فراهم می‌سازد. با این وجود در کپسول‌های فضایی با قابلیت ورود مجدد

در خصوص اهمیت افزونگی در طراحی‌های فضایی، تکیه بر تنها یک نوع منبع داده، به‌ویژه در فازهایی با حساسیت بالا مانند فرود، پذیرفته نیست. ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک در این سامانه نقش حیاتی به‌عنوان منبع پشتیبان اطلاعات ارتفاعی ایفا می‌کنند و جزئی حیاتی از طراحی چندلایه ایمنی سامانه ناوبری به شمار می‌روند. ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک که در بدنه فضاپیما یا کپسول فضایی بازگشتی نصب شده‌اند، با اندازه‌گیری فشار استاتیک اتمسفر در ارتفاعات مختلف، تخمینی مستقل از GPS برای ارتفاع فراهم می‌کنند. این سامانه‌ها به‌ویژه در لحظاتی که داده GPS قطع یا مشکوک است، به‌عنوان محرک رویدادهای حیاتی فرود و بازیابی LRS عمل می‌کنند. دلیل احتمالی از کار افتادن GPS می‌تواند شامل خرابی سخت‌افزاری گیرنده GPS، خطای تداخلی ناشی از وجود لایه پلاسما در هنگام ورود به اتمسفر و عدم قفل مجدد با ماهواره‌ها پس از پدیده قطع ارتباط

سیستم موقعیت‌یاب GPS به‌صورت گسترده در ناوبری فضایی مورد استفاده قرار می‌گیرد. گیرنده‌های GPS نصب‌شده در فضاپیما، نسبت به نمونه‌های زمینی، توانایی عملکرد در سرعت‌های بسیار بالا و در محیط‌های پرتلاطم ورودی را دارند. منبع اصلی موقعیت و ارتفاع فضاپیما در اکثر بخش‌های پرواز به‌ویژه در مدار پایین زمین و فاز صعود، پاسخ فیلتر شده ناوبری^۱ است که با داده‌های اندازه‌گیری توسط GPS به روز شده است. اما GPS دارای محدودیت‌هایی نیز هست؛ مثلاً در نزدیکی ماه، به‌دلیل نبود دید مستقیم به ماهواره‌ها، این سیستم قابل استفاده نیست. همچنین در فاز ورود مجدد، به‌ویژه پس از ورود به اتمسفر و بروز پدیده قطع ارتباط رادیویی^۲ احتمال دارد ارتباط GPS به‌طور موقت قطع شود. در این شرایط، منابع پشتیبان اطلاعات ارتفاعی اهمیت می‌یابند.

در خصوص اهمیت افزونگی در طراحی‌های فضایی، تکیه بر تنها یک نوع منبع داده، به‌ویژه در فازهایی با حساسیت بالا مانند فرود، پذیرفته نیست. ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک در این سامانه نقش حیاتی به‌عنوان منبع پشتیبان اطلاعات ارتفاعی ایفا می‌کنند و جزئی حیاتی از طراحی چندلایه ایمنی سامانه ناوبری به شمار می‌روند. ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک که در بدنه فضاپیما یا کپسول فضایی بازگشتی نصب شده‌اند، با اندازه‌گیری فشار استاتیک اتمسفر در ارتفاعات مختلف، تخمینی مستقل از GPS برای ارتفاع فراهم می‌کنند. این سامانه‌ها به‌ویژه در لحظاتی که داده GPS قطع یا مشکوک است، به‌عنوان محرک رویدادهای حیاتی فرود و بازیابی LRS عمل می‌کنند. دلیل احتمالی از کار افتادن GPS می‌تواند شامل خرابی سخت‌افزاری گیرنده GPS، خطای تداخلی ناشی از وجود لایه پلاسما در هنگام ورود به اتمسفر و عدم قفل مجدد با ماهواره‌ها پس از پدیده قطع ارتباط

³ intrusive boom

¹ Filtered navigation solution

² Radio blackout

در طراحی سامانه‌های ناوبری فضاپیماهای بازگشت‌پذیر، ترکیبی از چندین سنسور مستقل برای تضمین دقت و اعتمادپذیری ناوبری به کار گرفته می‌شود. به‌عنوان نمونه، فضاپیمای اوریون که توسط ناسا برای مأموریت‌های سرنشین‌دار به اعماق فضا طراحی شده، در یک آزمایش پروازی اکتشافی EFT-1 از یک سامانه ناوبری ترکیبی بهره می‌برد که شامل دو واحد اندازه‌گیری اینرسی (IMU) یک گیرنده GPS و سه ارتفاع‌سنج بارومتریک نسل دوم از نوع PPT-2 ساخت شرکت Honeywell است [۳۸]. در حالت ایده‌آل، سامانه ناوبری بر اساس داده‌های IMU و GPS ترکیب شده با فیلتر کالمن عمل می‌کند. اما در سناریوی احتمالی که داده‌های GPS در لحظات بحرانی ورود به اتمسفر در دسترس نباشند، سامانه ناوبری ممکن است نتواند ارتفاع دقیقی برای راه‌اندازی رویدادهای سامانه فرود و بازیابی (LRS) ارائه دهد. در این حالت، ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک به‌عنوان مرجع مستقل پشتیبان وارد عمل می‌شوند و با ارائه تخمینی مستقیم از فشار، محرک اجرای فرآیند بازیابی می‌شوند.

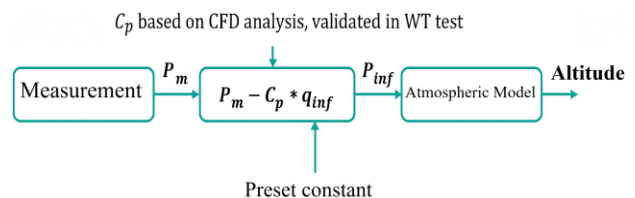
ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک در این فضاپیمای اوریون در محفظه میانی کپسول و در نزدیکی دو دریچه غیرفعال فشار استاتیک نصب شده‌اند. شکل (۱۱) محل نصب مجموعه ارتفاع‌سنج بارومتریک و شکل (۱۲) تصویری از دریچه‌های فشار استاتیک را نشان می‌دهد که امکان یکسان‌سازی فشار محفظه میانی را فراهم می‌کند. این سنسورها در یک مجموعه یکپارچه بسته‌بندی شده و وظیفه آنها تبدیل فشار محیطی به سیگنال‌های آنالوگ ولتاژ است. دامنه عملکرد سنسورهای PPT-2 از خلأ کامل (0.1 V) تا فشار 20 psi (5 V) است. این سیگنال‌های آنالوگ توسط کارت‌های مبدل ورودی/خروجی آنالوگ-دیجیتال مستقر در واحد قدرت و داده^۱ (PDU)، به داده‌های دیجیتال تبدیل می‌شوند و سپس از طریق شبکه داخلی داده به رایانه مدیریت پرواز منتقل می‌گردند.

در رایانه مدیریت پرواز، داده‌های دیجیتال ارتفاع تحت پردازش اولیه قرار گرفته، از نظر صحت عملکرد بررسی شده و در صورت نیاز فیلترسازی می‌شوند. سپس با استفاده از نگاشت‌های از پیش تعریف شده مبتنی بر مدل اتمسفر استاندارد، فشارهای اندازه‌گیری شده به ارتفاع متناظر تبدیل می‌گردند. ماژول تشخیص خطا، ایزوله کردن و بازیابی عملکرد ارتفاع‌سنج بارومتریک^۲ (FDIR) از الگوریتم رأی‌گیری آماری برای استخراج مقدار میانگین از میان سه سنسور استفاده می‌کند تا از تأثیر داده‌های معیوب احتمالی جلوگیری شود. الگوریتم انتخاب مقدار

به اتمسفر، دامنه تغییرات زاویه حمله می‌تواند تا $\pm 60^\circ$ متغیر باشد. چنین شرایطی سبب می‌شود توزیع فشار روی بدنه به شدت وابسته به وضعیت پروازی بوده و یافتن ناحیه‌ای با ضریب فشار محلی صفر ($C_p \approx 0$) در تمام سناریوهای مأموریتی عملاً ناممکن باشد. از این رو برای دستیابی به تخمین دقیق ارتفاع از طریق سنجش فشار اتمسفر بهره‌گیری از تکنیک‌های اصلاح‌شده و مدل محور ضروری است.

۴-۱-۲- الگوریتم محاسبه ارتفاع با استفاده از ضریب فشار C_p

الگوریتم محاسبه ارتفاع در یک تکنیک اندازه‌گیری ارتفاع توسط سنسور فشار در کپسول‌های فضایی در شکل (۱۰) نشان داده شده است.

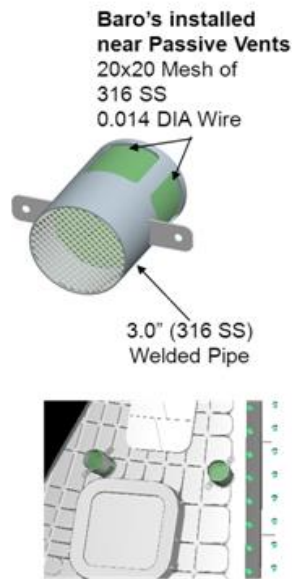


شکل ۱۰ الگوریتم محاسبه ارتفاع کپسول فضایی با استفاده از سنسورهای فشار [۳۷]

در این تکنیک برای تخمین ارتفاع مبتنی بر فشار، ابتدا پیش از انجام مأموریت، هندسه بدنه خارجی کپسول فضایی از نظر آئرودینامیکی با استفاده از شبیه‌سازی‌های دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) مورد تحلیل قرار گرفته و ضریب فشار محلی C_p در موقعیت قرارگیری سنسور فشار استخراج می‌شود. سپس این نتایج از طریق آزمون‌های تجربی شامل تست‌های تونل باد، مورد اعتبارسنجی و کالیبراسیون قرار می‌گیرند. از سوی دیگر، در فاز عملیاتی کپسول فضایی، فشار P_m توسط سنسور سطحی در هر لحظه از مأموریت اندازه‌گیری می‌شود. سپس با داشتن مقادیر ضریب فشار محلی C_p و فشار دینامیک q_{inf} ، به کمک رابطه $C_p = (P_m - P_{inf}) / q_{inf}$ ، فشار محیطی P_{inf} در هر لحظه محاسبه می‌شود. در نهایت، فشار بازیابی شده به‌عنوان ورودی مدل اتمسفر استاندارد به کار می‌رود تا ارتفاع متناظر استخراج گردد. لازم به ذکر است که دقت این فرآیند وابسته به در دست داشتن مشخصات کامل پروفیل پروازی (ارتفاع، سرعت و زاویه حمله) برای اعمال اصلاحات ضروری در الگوریتم محاسباتی خواهد بود.

² Fault Detection, Isolation, and Recovery (FDIR) Software

¹ Power and Data Units (PDUs)



شکل ۱۲ شماتیک و ابعاد درپچه‌های فشار استاتیک ارتفاع سنج بارومتریک در کپسول فضایی اوریون [۳۷-۳۸]

بررسی خطاهای این سنسورها از دو منظر حیاتی است:

۱- ارزیابی شود که آیا مقادیر فعلی تنظیم شده برای راه‌اندازی رویدادهای سامانه فرود و بازیابی، در حضور خطاهای قابل پیش‌بینی ارتفاع سنج بارومتریک، همچنان منجر به فعال‌سازی صحیح و در محدوده مجاز این رویدادها می‌شوند یا خیر. در صورت عدم انطباق، نقاط راه‌انداز باید به‌گونه‌ای بازتنظیم شوند که اثرات خطاهای ارتفاعی جبران گردد.

۲- تعیین شود که کدام بازه ارتفاعی از دقت کافی برخوردار است تا اطلاعات خروجی ارتفاع سنج بارومتریک در آن، بتواند با اطمینان برای فعال‌سازی رویدادهای سامانه فرود و بازیابی مورد استفاده قرار گیرد.

خطاهای تأثیرگذار بر عملکرد ارتفاع سنج‌های بارومتریک در کپسول‌های فضایی را می‌توان به‌صورت زیر دسته‌بندی کرد [۳۸]:

- خطاهای ناشی از عملکرد سنسور فشار
- خطاهای ناشی از تبدیل آنالوگ به دیجیتال
- اثرات اُترودینامیکی
- خطاهای مدل اتمسفر
- تأخیر انتقال داده
- پدیده‌های محیطی مانند امواج و جزر و مد

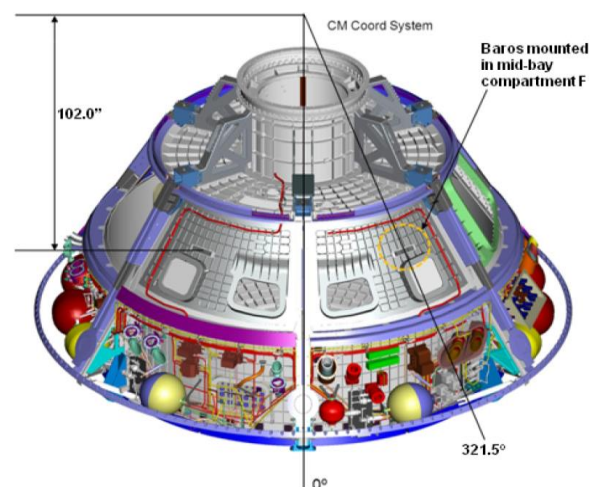
در بین این موارد، سه دسته نخست بیشترین تأثیر را بر دقت نهایی دارند و به‌صورت مستقیم در قالب فشار حس شده ظاهر می‌شوند.

میانگین، داده‌ها را در برابر هر گونه خرابی شناسایی نشده یک ارتفاع سنج، محافظت می‌کند.

ارتفاع انتخاب شده از بین داده‌های ارتفاع سنج بارومتریک به نرم‌افزار پایین دستی منتقل می‌شود. نرم‌افزار پایین دستی از بین منابع ارتفاع موجود، یک ارتفاع را انتخاب می‌کند. منابع ارتفاع همان‌طور که قبلاً گفته شد ارتفاع سنج بارومتریک، پاسخ ناوبری به کمک GPS و پاسخ ناوبری اینرسی است. ناوبری به کمک GPS منبع اصلی، ارتفاع سنج‌های بارومتریک منبع ثانویه و پاسخ اینرسی، منبع سوم هستند. بهترین ارتفاع موجود سپس به نرم‌افزار راه‌اندازی سامانه کاهش سرعت و فرود^۱ منتقل می‌شود، جایی که می‌توان از آن برای راه‌اندازی رویدادهای هدایت، ناوبری و کنترل (GNC) و سامانه فرود و بازیابی (LRS) استفاده کرد. استفاده از سه نوع سنسور مستقل در این معماری، افزونگی عملکرد و افزایش قابلیت اطمینان سامانه را تضمین می‌نماید.

۲-۴- منابع خطای ارتفاع سنج بارومتریک در کپسول‌های فضایی

در سامانه‌های کنترلی پرواز و فرود کپسول‌های فضایی بازگشت‌پذیر، دقت در اندازه‌گیری ارتفاع یکی از پارامترهای کلیدی برای فعال‌سازی ایمن و به‌موقع سامانه‌های فرود و بازیابی محسوب می‌شود. ارتفاع سنج‌های بارومتریک، با توجه به ساختار عملکردی و اصول اندازه‌گیری فشار، ممکن است تحت تأثیر عوامل متعددی دچار انحراف در خروجی شوند که در نهایت منجر به استخراج مقادیر ارتفاع با درصدی خطا خواهد شد.



شکل ۱۱ موقعیت قرارگیری ارتفاع سنج بارومتریک در کپسول فضایی اوریون [۳۷، ۳۸]

¹ Descent and Landing Triggers Software

مختلف را برای رویدادهای کلیدی سامانه فرود و بازیابی LRS در ارتفاع‌های معین، در مأموریت آزمایشی کپسول فضایی اوریون (مطابق با شکل (۱۳)) نشان می‌دهد.

۴-۲-۲- خطاهای ناشی از تبدیل آنالوگ به دیجیتال A/D

در سیستم‌های ارتفاع‌سنجی بارومتریک، سیگنال فشار سنجیده شده معمولاً به صورت ولتاژ آنالوگ پیوسته تولید می‌شود و باید پیش از پردازش توسط رایانه پروازی به داده دیجیتال تبدیل شود. این فرآیند توسط مبدل‌های A/D صورت می‌پذیرد که معمولاً بخشی از واحدهای قدرت و داده در سامانه کنترل پرواز را تشکیل می‌دهند. در طراحی‌های متداول، محدوده ولتاژ ورودی A/D برابر با صفر تا 6 V در نظر گرفته می‌شود. با فرض دقت نسبی $\pm 1\%$ از مقیاس کامل برای این مبدل‌ها، میزان خطای احتمالی تبدیل برابر با ± 0.06 V خواهد بود که متناظر با حدود 0.2 psi در فشار و متعاقباً خطای ارتفاعی قابل توجه است.

برخلاف نویزهای تصادفی که ماهیت پراکنده دارند، خطاهای A/D غالباً به صورت سوگیری ثابت بروز می‌کنند؛ بدین معنا که مقدار فشار حس شده ممکن است به طور سیستماتیک بالاتر یا پایین‌تر از مقدار واقعی گزارش شود. این نوع سوگیری، به ویژه در ارتفاع‌سنجی پروازی می‌تواند در زمان‌بندی فعال‌سازی زیرسامانه‌های بحرانی مانند LRS تأثیرگذار باشد، به خصوص در صورتی که با خطای سنسور هم‌جهت شود و منجر به انحراف دوچندان گردد. برای نمونه، جدول (۲) مقدار خطای ارتفاع ناشی از تبدیل A/D را در مأموریت آزمایشی کپسول فضایی اوریون نمایش می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود؛ این خطا در ارتفاعات بالا ممکن است تا بیش از 3000 ft (914.4 m) نیز برسد که لزوم استفاده از روش‌های تصحیح و الگوریتم‌های فیلترسازی را نشان می‌دهد.

۴-۲-۳- اثرات آثرودینامیک

در طول ورود مجدد کپسول فضایی به اتمسفر به واسطه عدد ماخ بالا و زاویه حمله متغیر کپسول در این فاز، ساختار میدان جریان اطراف بدنه پیچیده و متلاطم می‌شود [۳۹-۴۰]. در این فاز با توجه به موقعیت پورت ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک، فشار حس شده در سنسورهای فشار، تحت تأثیر شرایط دینامیکی

سایر خطاها معمولاً اثر ثانویه دارند، اما در طراحی ایمن سامانه نمی‌توان آنها را نادیده گرفت. در ادامه هر یک به طور جداگانه بررسی شده است.

۴-۲-۱- خطاهای ناشی از عملکرد سنسور فشار

عملکرد صحیح سامانه ارتفاع‌سنج بارومتریک در فاز بازگشت کپسول فضایی، به طور مستقیم به دقت و سرعت پاسخ‌دهی سنسور فشار وابسته است؛ زیرا فعال‌سازی به موقع سامانه کاهش سرعت، شامل باز شدن چتر ترمزی و چتر اصلی بر اساس داده‌های لحظه‌ای فشار و تخمین ارتفاع انجام می‌شود. این رویدادها عموماً در ارتفاع‌هایی پایین‌تر از 7 km رخ می‌دهند. از این‌رو، طراحی سنسور فشار به گونه‌ای صورت می‌گیرد که محدوده عملکرد آن عمدتاً بازه‌ای کمتر از 10 km (مطابق با فشارهای بالاتر از حدود 200 mbar) را پوشش دهد.

انتخاب محدوده اندازه‌گیری سنسور معمولاً با حاشیه‌ای ایمن در حدود 20 psi (0-20 psia) صورت می‌پذیرد تا کلیه سناریوهای مأموریتی را پوشش دهد. سنسورهای فشار دقیق از برندهای مورد تأیید صنعت هوافضا با دقت ترکیبی در حدود ± 1 mbar در کل محدوده دمای عملکرد گزینه‌های مناسب برای این منظور محسوب می‌شوند. علاوه بر دقت، زمان پاسخ‌دهی دینامیکی نیز نقش مهمی در اطمینان از صحت اطلاعات ارتفاعی ایفا می‌کند. در مأموریت‌هایی با نرخ تغییر فشار بالا مانند ورود مجدد به اتمسفر [۳۸]، زمان پاسخ‌دهی کمتر از 2 ms برای خود سنسور و کمتر از 1 ms برای سامانه لوله‌کشی از محل نمونه‌گیری فشار در سطح بدنه کپسول تا سنسور الزامی است تا تغییرات لحظه‌ای فشار محیطی به درستی ثبت شود.

بر اساس برگه مشخصات سیستم ارتفاع‌سنج بارومتریک مورد استفاده در مأموریت آزمایشی کپسول اوریون، حداکثر خطای اندازه‌گیری ارتفاع برابر با 0.09% مقیاس کامل گزارش شده است. در این سیستم محدوده ولتاژ خروجی از 0.1 V (خلأ کامل) تا 5 V (در فشار 20 psi) تعریف شده و این خطای نسبی معادل با 0.0041 V یا 0.018 psi خواهد بود.

لازم به ذکر است که خطاهای سنسور ماهیتی بدون میانگین سوگیری^۱ دارند، به این معنا که می‌توانند موجب تخمین فشار بالاتر یا پایین‌تر از مقدار واقعی شوند. در سامانه‌های حیاتی برای کاهش اثرات این نوع خطا معمولاً از سه سنسور مستقل همراه با الگوریتم رأی‌گیری سه‌گانه استفاده می‌شود تا قابلیت اطمینان افزایش یابد. جدول (۲) نمونه‌ای از خطاهای ارتفاع ناشی از منابع

^۱ Bias

شود، مدل‌ها دقت خود را از دست می‌دهند. به همین دلیل، عدم تطابق کامل بین شرایط واقعی پرواز و مدل‌سازی، به‌عنوان یکی از چالش‌های اساسی در ارزیابی خطای آئروپدینامیکی شناخته می‌شود.

خطاهای آئروپدینامیکی معمولاً منجر به سوگیری فشار حس شده به سمت مقادیر کمتر از فشار واقعی می‌شوند؛ چراکه موقعیت قرارگیری سنسورهای فشار در نواحی دارای اغتشاش و دنباله جریان، باعث ایجاد افت فشار موضعی می‌شود؛ به‌طوری‌که مقدار فشار واقعی منهای فشار حس شده توسط سنسور ارتفاع‌سنج بارومتریک تقریباً همیشه مثبت است. این امر به تخمین ارتفاعی بالاتر از مقدار واقعی می‌انجامد.

این سوگیری، غیرمقارن و با میانگین غیرصفر است و در بودجه خطای کل ارتفاع‌سنج سهم غالبی دارد. از آنجایی‌که فعال‌سازی سامانه‌های بازیابی و فرود وابسته به مقدار ارتفاع کپسول است، این سوگیری باعث می‌شود رویدادهایی مانند باز شدن چتر ترمزی یا چتر اصلی دیرتر از زمان بهینه و در ارتفاعی پایین‌تر از حد ایمن صورت گیرد. این موضوع می‌تواند بر ایمنی و موفقیت مأموریت تأثیر منفی بگذارد. لذا برای ایمنی و عملکرد دقیق سامانه‌های هدایت، نوبری، کنترل، فرود و بازیابی، نیازمند جبران‌سازی دقیق در نرم‌افزارهای پرواز و منطق تصمیم‌گیری است. جدول (۲) نمونه‌ای از خطای ارتفاع ناشی از اثرات آئروپدینامیک در مأموریت آزمایشی کپسول فضایی اوریون را نشان می‌دهد. علامت منفی در این داده‌ها نشان می‌دهد که ارتفاع حس شده بالاتر از ارتفاع واقعی است.

جریان هوای عبوری از سطح خارجی بدنه کپسول فضایی قرار می‌گیرد.

شکل (۱۴) نمونه‌ای از توزیع فشار هوای روی سطح بدنه کپسول فضایی اوریون را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود فشار روی سطح بدنه کپسول بسیار متفاوت از فشار استاتیکی هوای اتمسفر در ارتفاع مورد نظر است [۳۹-۴۰].

این اختلاف ناشی از پدیده‌های آئروپدینامیکی مختلف، منجر به انحراف در فشار اندازه‌گیری شده توسط سنسور و در نتیجه تخمین نادرست ارتفاع می‌شود. منابع اصلی خطای آئروپدینامیکی را می‌توان به سه دسته تفکیک کرد:

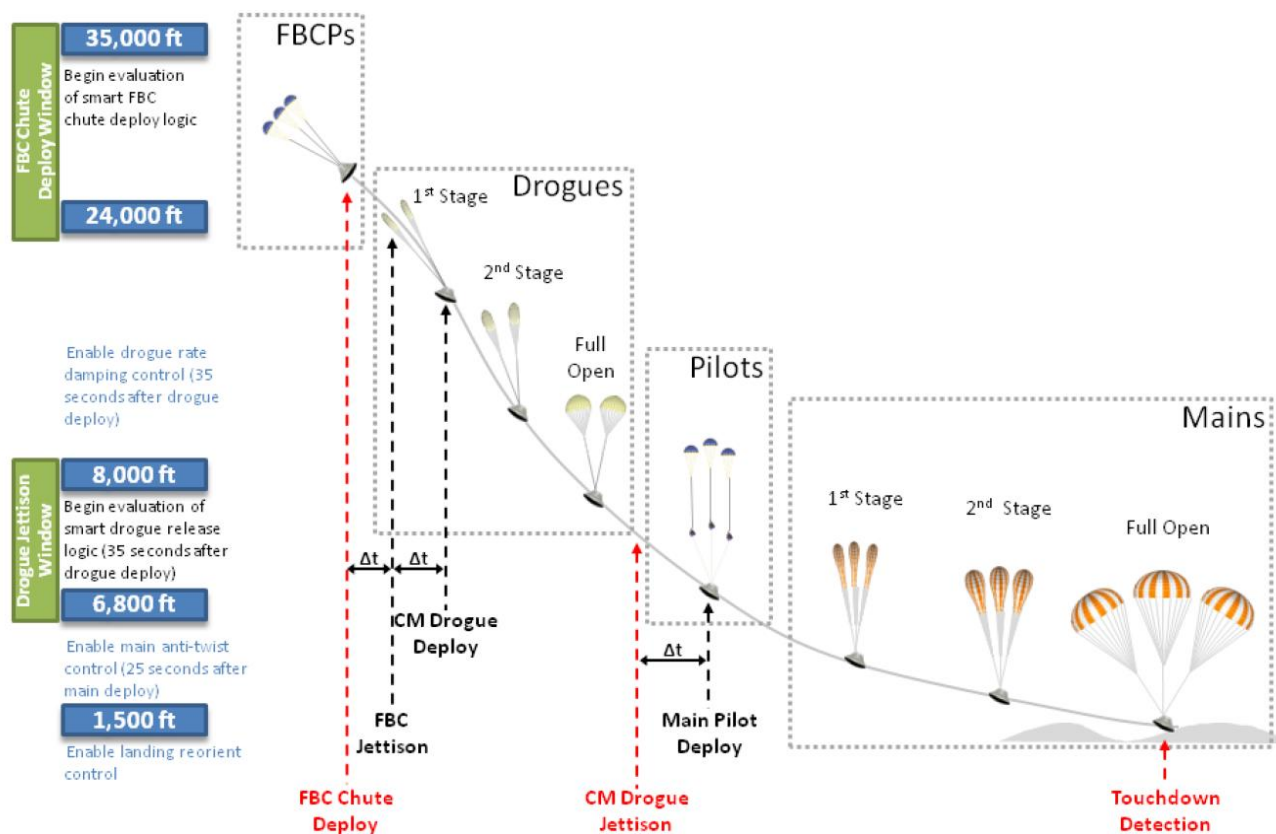
- اثر دنباله پایا^۱: باعث ایجاد اختلاف فشاری دائمی بین محفظه میانی (محل سنسور) و جریان آزاد می‌شود.
- اثر دنباله نوسانی^۲: ناشی از پدیده‌های گذرا و ناپایدار جریان مانند جدایش و نوسانات ورتکس‌ها است [۴۱].
- اثرات آکوستیک: ارتعاشات ناشی از امواج فشاری و صوتی که به سنسور منتقل شده و دقت اندازه‌گیری را مختل می‌کنند. جهت مدل‌سازی این اثرات، همکاری نزدیک تیم هدایت، نوبری و کنترل با تیم آئروپدینامیک ضروری است. توزیع فشار سطحی در شرایط متنوع پروازی با استفاده از شبیه‌سازی‌های عددی مبتنی بر دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) و همچنین آزمایش‌های تجربی نظیر آزمون‌های تونل باد، تعیین و تحلیل می‌شود. سپس از طریق تکنیک بیان شده در بخش (۴-۱-۲) از این مقاله، مدل‌هایی برای تبدیل فشار به ارتفاع ایجاد می‌شود. این مدل‌ها محدود به دامنه خاصی از وضعیت پروازی، جهت و زاویه حمله هستند و در صورتی که کپسول از این دامنه خارج

جدول ۲ خطاهای ارتفاع‌سنجی ناشی از منابع مختلف در رویدادهای سامانه فرود و بازیابی (LRS) مأموریت آزمایشی کپسول فضایی اوریون [۳۸]

LRS Event	Nominal Altitude (ft)	Sensor Error (ft)	A/D error (ft)	Latency error (ft)	Aerodynamic effects (ft)	Atmospheric effects (ft)
-	55,000	278	3,116	-60	-2,774	2,511
-	50,000	220	2,446	-60	-2,369	3,034
-	45,000	-	1,965	-60	-2,186	3,250
Start Smart FBC Jettison Logic	35,000	114	1,273	-60	-1,702	2,759
FBC Chute Deploy	24,000	74	818	-60	-1,611	1,830
Start Drogue Rate Damping	20,000	63	703	-20	-452	1,491
Main Chute Deploy	8,000	42	462	-20	-133	585
Start Roll Control	1,500	34	377	-4	7	287
Touchdown	0	32	361	-4	19	262

² Oscillating Wake Effects

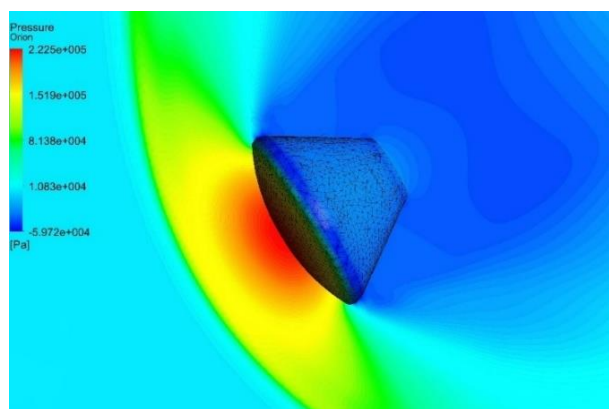
¹ Steady Wake Effects



شکل ۱۳ رویدادهای سامانه فرود و بازیابی (LRS) کپسول فضایی اوریون در فاز ورود مجدد به اتمسفر [۳۸]

اتمسفر استاندارد انجام می‌شود. مدل مرجع مورد استفاده معمولاً مدل اتمسفر استاندارد ایالات متحده (U.S. Standard Atmosphere 1976) است که تا ارتفاع 232000 ft (حدود 70700 m) اعتبار دارد. این مدل یک نمای ایده‌آل، حالت پایدار و میانگین از ساختار اتمسفر زمین است که بسیاری از متغیرهای محیطی واقعی در آن در نظر گرفته نمی‌شوند. اما اتمسفر واقعی در روز و موقعیت پرواز مختلف، ممکن است با این مدل اختلاف قابل توجهی داشته باشد. به همین دلیل برای تحلیل خطا، مدل واقعی تری مانند GRAM2007 (Global Reference Atmospheric Model) مورد استفاده قرار می‌گیرد [۴۲]. این مدل ترکیبی از داده‌های مشاهده‌ای و آماری است که مؤلفه‌های محلی، فصلی و پارامترهای تصادفی اتمسفر (نوسانات دما و رطوبت واقعی در یک روز و موقعیت) را لحاظ می‌کند و در مأموریت‌های ناسا به‌عنوان نماینده اتمسفر واقعی شناخته می‌شود. شکل (۱۵) خطای ناشی از به‌کارگیری مدل Standard76 به جای GRAM2007، در تبدیل فشار به ارتفاع را بر اساس شبیه‌سازی مونت‌کارلو نشان می‌دهد. محدوده $\text{Mean} \pm 3\sigma$ ، نمایانگر دامنه تغییرات ناشی از عدم قطعیت مدل است که به‌طور مستقل از خطاهای سنسور یا نویز اندازه‌گیری، محاسبه شده است.

جدول (۲) نمونه‌ای از خطای ارتفاع ناشی از اثرات آئروپینامیک در مأموریت آزمایشی کپسول فضایی اوریون را نشان می‌دهد. علامت منفی در این داده‌ها نشان می‌دهد که ارتفاع حس شده بالاتر از ارتفاع واقعی است.



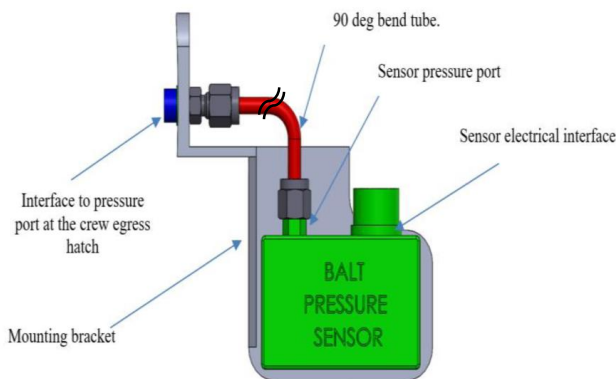
شکل ۱۴ نمونه‌ای از توزیع فشار هوای محاسبه شده اطراف بدنه کپسول فضایی اوریون در فاز ورود مجدد به اتمسفر

۴-۲-۴- خطاهای ناشی از مدل‌سازی اتمسفر

همان‌طور که پیش از این گفته شد در سیستم‌های ارتفاع‌سنج بارومتریک، تبدیل فشار حس شده به ارتفاع بر مبنای یک مدل

خروجی سنسور فشار $P_o(t)$ را بیان می‌کنند. در این محاسبات یک نسبت میرایی وجود دارد که با مقاومت فشار مؤثر^۲ (R) در رابطه است. طبق این مطالعات مقاومت فشار مؤثر از سه مؤلفه تشکیل می‌شود که شامل تلفات اصطکاکی (R_f)، تلفات ورودی (R_e) و تلفات هندسی (R_b) است. تلفات اصطکاکی در دیواره داخلی لوله اتفاق می‌افتد. تلفات ورودی به دلیل ورود سیال از منبعی با سطح بسیار بزرگتر به لوله‌ای با سطح مقطع بسیار کوچک پدید می‌آید [۴۵]. تلفات هندسی نیز به سبب خم‌ها و زانویی‌ها در مسیر لوله ایجاد می‌شود. تلفات کلی فشار یا همان مقاومت فشار مؤثر، هرچند کوچک به نظر برسد؛ در پروازهایی با نرخ تغییر ارتفاع بالا می‌تواند منجر به سوگیری مثبت در ارتفاع حس شده شود؛ یعنی ارتفاع اندازه‌گیری شده بیشتر از مقدار واقعی خواهد بود.

در آزمایش پروازی کپسول فضایی اوربون، زمان کل تأخیر ناشی از لوله‌کشی و دینامیک سنسور، حدود 100 ms برآورد شده است. با توجه به نرخ نزول در فاز بازگشت، این تأخیر منجر به خطاهای ارتفاع قابل اندازه‌گیری شده که در جدول (۲) ارائه شده است. علامت منفی بیانگر این است که ارتفاع حس شده بالاتر از ارتفاع واقعی گزارش می‌شود.

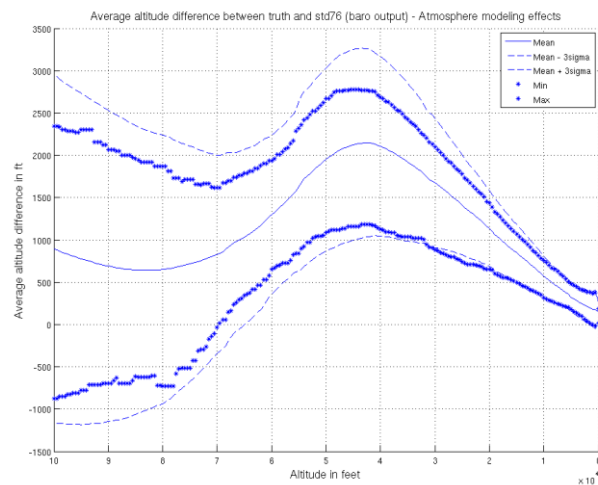


شکل ۱۶ شماتیک لوله‌کشی از پورت فشار به سنسور فشار [۳۷]

۴-۲-۶- امواج و جزر و مد

اگرچه نسبت به سایر منابع خطا، اثر امواج و جزر و مد کمتر است، اما در پروازهای نزدیک به سطح زمین، می‌تواند قابل توجه باشد. این اثرات ناشی از تغییرات محلی در فشار سطح دریا هستند و منجر به نوسانات ± 14 ft (حدود ± 4.3 m) در تخمین ارتفاع می‌شوند. این خطا دارای میانگین صفر است؛ یعنی احتمال انحراف به هر دو سمت مثبت یا منفی وجود دارد و به دلیل اینکه

در اغلب شرایط، برای یک فشار مشخص، مدل Standard76 ارتفاع بالاتری نسبت به مدل Standard76 نشان می‌دهد. بنابراین مقدار محاسبه‌شده ارتفاع از مدل Standard76 ممکن است کمتر از مقدار واقعی باشد که منجر به خطایی با سوگیری مشخص می‌شود. در نتیجه، مقدار گزارش شده توسط ارتفاع‌سنج، کمتر از ارتفاع واقعی خواهد بود و ممکن است باعث راه‌اندازی زود هنگام سامانه بازیابی گردد. نمونه حداکثر خطای ارتفاع ناشی از مدل اتمسفر در نقاط کلیدی مأموریت آزمایشی اوربون، در جدول (۲) نشان داده شده است. استفاده از مدل‌های پیش‌بینی گر پویا یا داده‌های لحظه‌ای هواشناسی می‌تواند اثر این خطا را کاهش دهد [۱۱].



شکل ۱۵ نمودار اختلاف بین ارتفاع محاسبه‌شده بر اساس مدل‌های Standard76 و GRAM2007 [۳۸]

۴-۲-۵- تأخیر در سیستم لوله‌کشی^۱ ارتفاع‌سنج بارومتریک

در بسیاری از سیستم‌های اندازه‌گیری فشار، فشار محیطی ابتدا از طریق یک مسیر لوله‌کشی مطابق شکل (۱۶) به سنسور فشار منتقل می‌شود. بررسی دینامیک فشار در چنین سیستم‌هایی نشان می‌دهد که خروجی سنسور $P_o(t)$ نسبت به فشار ورودی لوله $P_i(t)$ دارای تأخیر و میرایی است. این تأخیر انتقال در سامانه‌های پروازی دینامیک بالا مانند ورود مجدد کپسول‌های فضایی، می‌تواند موجب بروز خطای محسوس در تخمین ارتفاع شود. وایتمور و همکاران [۴۳-۴۴]، فرمول خطا در سیستم اندازه‌گیری فشار را از معادلات مکانیک سیالات ارائه کردند. این معادلات، رابطه بین فشار ورودی لوله اتصال $P_i(t)$ و فشار

² Effective pressure resistance

¹ Plumbing delay

و ضعف پوشش در برخی مناطق تشدید می‌شوند. برای افزایش دقت عمودی، استفاده از داده‌های ارتفاع سنج بارومتریک به‌عنوان منبع پشتیبان و جبران گر، راهکاری منطقی است. مطالعات اخیر نشان داده که ترکیب GNSS و داده بارومتریک از طریق روشی با عنوان اصلاح سرعت بارومتریک (BVC) خطای عمودی را تا ۲۷/۶٪ کاهش می‌دهد. این سیستم در محیط‌های با نقص GNSS مانند محیط شهری یا فزاهای تغییر سریع ارتفاع قابل استفاده است.

در صنایع هوافضا استفاده از سیستم‌های ترکیبی GNSS/BALT/INS روزبه‌روز فراگیرتر شده است. این رویکرد به‌ویژه در پهپادها، فضاپیماها و وسایل نقلیه بدون سرنشین مریخ‌نورد کاربرد دارد. چنین معماری‌هایی در کپسول‌هایی مانند Orion EFT-1 به‌صورت عملیاتی پیاده‌سازی شده‌اند و در آینده نیز به‌ویژه برای سامانه‌های خودران و پهپادهای خارج از دید بصری^۱ از اهمیت بالایی برخوردار خواهند بود [۲۳].

استفاده از نسل جدید سنسورهای میکروالکترومکانیکی (MEMS): نسل جدید سنسورهای MEMS با ابعاد کوچک، مصرف توان بسیار پایین و پایداری حرارتی بالا، جایگزین سنسورهای کلاسیک در بسیاری از پلتفرم‌ها شده‌اند. بارومترهای MEMS با دقت بالاتر، نرخ نمونه‌برداری سریع‌تر و قابلیت یکپارچه‌سازی با میکروکنترلرها و مقاومت در برابر شوک‌های شدید گزینه‌ای مناسب برای کپسول‌های بازگشتی و پهپادهای فوق‌سبک هستند [۲۲، ۴۹، ۵۰]. همچنین استفاده از سنسورهای MEMS با ابعاد چند میلی‌متری برای کاربردهای پهپاد، ماهواره‌های مکعبی کوچک و تجهیزات پوشیدنی، راه‌گشای تحول بزرگی هستند. سنسورهایی نظیر BMP390 یا LPS33HW با رزولوشن زیر 0.05 mbar در نسل جدید پهپادهای خودمختار استفاده می‌شوند.

سیستم‌های داده‌محور مبتنی بر یادگیری ماشین: در سال‌های اخیر، ترکیب سیستم‌های فشارسنج با مدل‌های یادگیری ماشین و شبکه‌های عصبی در حال تبدیل شدن به رویکردی نوین برای جبران خطاهای سنسوری و آنرویدینامیکی است [۳۰، ۵۱]. مطالعات اخیر در ناسا و آژانس فضایی اروپا نشان می‌دهد که استفاده از شبکه‌های عصبی کانولوشن^۲ برای پیش‌بینی ارتفاع دقیق در کپسول‌های فضایی با قابلیت ورود مجدد تا ۳۰٪ بهبود دقت به همراه دارد. این مدل‌ها قادرند:

- انحراف از مدل اتمسفر استاندارد را به‌صورت بلادرنگ اصلاح کنند.

مستقل از ارتفاع است، در ارتفاعات پایین (کمتر از 2 km) ممکن است در تصمیم‌گیری پروازی اثرگذار باشد.

۵- جمع‌بندی و چشم‌انداز آینده در فناوری‌های ارتفاع‌سنجی بارومتریک

ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک همچنان به‌عنوان یکی از ابزارهای کلیدی در سامانه‌های ناوبری و فرود در صنایع هوایی، فضایی و زیرساخت‌های هوشمند مطرح هستند. در مأموریت‌های ناسا، آژانس فضایی اروپا و همچنین مأموریت‌های فضایی شرکت‌های خصوصی مانند اسپیس‌ایکس، از بارومتر به‌عنوان منبع ارتفاع پشتیبان برای فاز ورود به اتمسفر استفاده می‌شود. با توسعه مأموریت‌های سرنشین‌دار به ماه (برنامه آرتیمیس)، مریخ (برنامه دراگون) و حتی فضاپیماهای قابل استفاده مجدد مانند Starliner و Dream Chaser طراحی سیستم‌های ارتفاع‌سنجی مقاوم، دقیق و خوداصلاح‌گر به یک ضرورت تبدیل شده است. در مأموریت‌های آینده سنسورهای مورد انتظار هستند که:

- بتوانند در سرعت‌های فراصوت در اتمسفر نازک مریخ نیز عمل کنند.
 - تحت شرایط حرارتی بالا (بیش از 1500°C) پایداری مکانیکی داشته باشند.
 - به‌صورت شبکه‌ای و از راه دور کنترل‌پذیر باشند.
- بررسی انجام‌شده در این مقاله نشان می‌دهد که با وجود محدودیت‌های ذاتی این سیستم‌ها در شرایط متغیر آنرویدینامیکی و اتمسفری، ترکیب آنها با فناوری‌های نوین منجر به جهش‌های مهمی در دقت و پایداری خواهد شد. در ادامه، تحولات کلیدی آینده این فناوری به تفکیک بررسی می‌شود:
- سیستم‌های هیبرید GNSS/BALT/INS: ادغام ارتفاع‌سنج بارومتریک با سیستم‌های موقعیت‌یاب جهانی (GNSS) و ناوبری اینرسی (INS) یکی از مهم‌ترین تحولات آینده در طراحی سامانه‌های ناوبری است [۴۶]. این ادغام با بهره‌گیری از فیلتر کالمن توسعه‌یافته منجر به تخمین پیوسته و دقیق ارتفاع در شرایط وجود نویز، اختلالات محیطی و قطع موقت داده‌های GNSS می‌گردد [۴۸، ۴۷، ۱۱].

سیستم‌های ماهواره‌ای GNSS قادر به ارائه موقعیت سه‌بعدی دقیق هستند؛ اما در محور عمودی (ارتفاع) دارای خطا می‌باشند. این خطاها به دلیل هندسه ماهواره‌ها، شرایط محیطی

² Convolutional Neural Network

¹ Beyond Visual Line of Sight

چالش‌های ارتفاع‌سنجی به دلیل تفاوت در گرانش و ترکیب جوهای غیردائمی (مانند مریخ) ماهیت متفاوتی دارند. برای این شرایط، اصلاح معادلات فشار-ارتفاع بر اساس گرانش محلی و مدل‌سازی ترمودینامیکی جو ضروری است. به کارگیری رویکردهایی چون تلفیق حسگرهای چندمنبعی^۵، شبیه‌سازی عددی پیشرفته، یادگیری ماشین برای پیش‌بینی تغییرات جوی و الگوریتم‌های کالیبراسیون و فیلتر کالمن تطبیقی می‌تواند دقت و قابلیت اطمینان سامانه‌های ارتفاع‌سنجی را به‌طور چشمگیری ارتقا دهد. تلفیق این فناوری‌ها در سامانه‌های پیشرفته نوابری، امکان اندازه‌گیری پایدار ارتفاع را حتی در محیط‌های غیرزمینی فراهم می‌سازد. بدیهی است که در شرایط خلأ (مانند ماه)، بارومتر کارایی ندارد و نیاز به سامانه‌های مکمل وجود دارد، اما بررسی چنین محیط‌هایی برای درک محدودیت‌ها و توسعه سامانه‌های چندمنبعی ضروری است.

به‌طور کلی تلفیق این فناوری‌ها در سامانه‌های پیشرفته نوابری، امکان اندازه‌گیری ارتفاع به‌صورت دقیق، سریع و پایدار در برابر نویزهای محیطی و شرایط عملیاتی سخت را فراهم کرده است. این روند، مسیر توسعه نسل جدید ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک را در حوزه‌های هوافضا، هوانوردی و کاربردهای صنعتی هموار می‌سازد.

۶- مراجع

- [1] C. Hajiyev, U. Hacizade, and D. Cilden-Guler, "Integration of barometric and GPS altimeters via adaptive data fusion algorithm," *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, vol. 35, no. 1, pp. 2–14, 2021, <https://doi.org/10.1002/acs.3184>.
- [2] T. Matyja, Z. Stanik, and A. Kubik, "Impact of the Static Pressure Measurement Accuracy on Barometric Altimeter Errors," *Safety & Defense*, vol. 8, no. 2, pp. 62–71, 2022, <https://doi.org/10.37105/sd.184>.
- [3] L. Nagi *et al.*, "Improvement of baro sensors matrix for altitude estimation," *Sensors*, vol. 22, no. 18, p. 7060, 2022, <https://doi.org/10.3390/s22187060>.
- [4] N. Mourousias, E. Robert, and D. De Smedt, "An Algorithm for Identifying Altimeter Setting Errors from ADS-B Data," in *2025 Integrated Communications, Navigation and Surveillance*

- با بهره‌گیری از تاریخچه داده‌ها، پروفایل ارتفاع را بازسازی کنند.

- خطاهای A/D یا لوله‌کشی را به‌صورت الگوریتمی جبران نمایند.

با افزایش توان محاسباتی در لبه^۱ و در دسترس بودن داده‌های پروازی بزرگ‌مقیاس، الگوریتم‌های یادگیری ماشین در حال ورود به حوزه تصحیح خطاهای مدل‌های اتمسفری و آئرویدینامیکی هستند. مدل‌هایی مانند شبکه‌های عصبی کانولوشن یا الگوریتم‌های تقویتی^۲ می‌توانند برای پیش‌بینی خطای ارتفاع حس شده نسبت به ارتفاع واقعی به کار روند و الگوریتم‌های تخمین ارتفاع را به صورت تطبیقی بهبود بخشند. *تقویت قابلیت اطمینان از طریق زیرسیستم‌های رأی‌گیری و معماری ماژولار*: سیستم‌های آینده ارتفاع‌سنجی با بهره‌گیری از ساختارهای ماژولار با چند سنسور مستقل و الگوریتم‌های رأی‌گیری سخت‌افزاری^۳ سطح ایمنی مأموریت را افزایش خواهند داد [۵۲، ۵۳]. این ساختارها در مواقعی که یکی از سنسورها دچار خطا یا رفتار غیرعادی شود، قادر به تشخیص و حذف خودکار داده معیوب هستند.

فیلتراسیون ذرات^۴ و شبکه‌های عصبی: از رویکردهای نوظهور در بهبود دقت ارتفاع‌سنجی می‌توان به بهره‌گیری از الگوریتم‌های فیلتراسیون ذرات و شبکه‌های عصبی اشاره کرد [۵۴]. فیلتر ذرات با شبیه‌سازی توزیع احتمالی حالت سیستم توسط مجموعه‌ای از نمونه‌ها، امکان تخمین دقیق ارتفاع در شرایط غیرخطی و دارای اغتشاشات پیچیده را فراهم می‌سازد. در سال‌های اخیر، استفاده از روش‌های هوش مصنوعی مانند شبکه‌های عصبی عمیق (Deep Neural Networks) و سامانه‌های ترکیبی عصبی-فازی (Neuro-Fuzzy Systems) به‌عنوان جایگزین یا مکمل فیلترهای کلاسیک در سناریوهای پروازی بحرانی (مانند ورود مجدد یا پرواز پهپادهای خودمختار) برای تخمین ارتفاع مطرح شده است [۵۵]. این روش‌ها توانایی بالایی در مدل‌سازی روابط غیرخطی پیچیده و جبران عدم قطعیت‌های ناشی از نویز حسگر و تغییرات دینامیکی محیط دارند [۵۶]. با این حال، چالش‌هایی همچون نیاز به داده‌های آموزشی گسترده [۵۷] و تضمین پایداری در شرایط پروازی شدید، از موانع اصلی پیاده‌سازی عملی آن‌ها به شمار می‌رود.

افزایش دقت و قابلیت اطمینان ارتفاع‌سنجی در مأموریت‌های بیرون از محیط استاندارد زمین: در مأموریت‌های فراتر از زمین،

⁴ Particle filtering

⁵ Multi-sensor fusion

¹ Edge Computing

² Reinforcement learning

³ Sensor voting mechanisms

- Electronic Systems Magazine*, vol. 30, no. 11, pp. 20–28, 2015, <https://doi.org/10.1109/MAES.2015.150013>.
- [14] P. Pisoft et al., "Stratospheric contraction caused by increasing greenhouse gases," *Environmental Research Letters*, vol. 16, no. 6, p. 064038, 2021, <https://doi.org/10.1088/1748-9326/abfe2b>.
- [15] B. Pacher, B. Lalic, J. Eitzinger, A. Dalla Marta, S. Orlandini, and A. Firanj Sremac, *Agricultural meteorology and climatology*. Firenze University Press, 2018, <https://doi.org/10.36253/978-88-6453-795-5>.
- [16] G. Jovanovic, "Gravity waves as a mechanism of troposphere–stratosphere–mesosphere coupling during sudden stratospheric warming," *Atmospheric Chemistry and Physics*, vol. 25, no. 5, pp. 2979–2988, 2025, <https://doi.org/10.5194/acp-25-2979-2025>.
- [17] Eren, Halit. *Altimeters* (2005) In book: Encyclopedia of RF and Microwave Engineering Edition: 1st Publisher, Wiley Editors, Kai Chang Curtin University of Technology, Bentley, Australia. <https://doi.org/10.1002/0471654507.emc005>.
- [18] T. L. Grigorie, L. Dinca, J.-I. Corcau, and O. Grigorie, "Aircraft's altitude measurement using pressure information: barometric altitude and density altitude," *wseas transactions ON circuits AND systems*. ISSN, pp. 1109–2734, 2010. [Online]. Available: <https://www.wseas.us/e-library/transactions/circuits/2010/89-895.pdf>.
- [19] S. DelMarco, "A multi-camera system for vision-based altitude estimation," in *Multimodal Image Exploitation and Learning 2021*, 2021, vol. 11734: SPIE, pp. 41–52, <https://doi.org/10.1117/12.2585807>.
- [20] U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, *Pilot's handbook of aeronautical knowledge*. Skyhorse Publishing Inc., 2023. [Online]. Available: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak.
- [21] Z. Hao and S. Huang, "Development of high precision barometric altimeter," *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, vol. 41, no. 1, pp. 134–136, 2009. [Online]. Available: https://www.researchgate.net/publication/295227128_Development_of_high_precision_barometric_altimeter.
- [22] W. Zhu, Y. Dong, G. Wang, Z. Qiao, and F. Gao, "High-precision barometric altitude measurement method and technology," in *2013 IEEE International Conference on Information and Automation (ICIA)*, *Conference (ICNS)*, 2025: IEEE, pp. 1–12, <https://doi.org/10.1109/ICNS65417.2025.10976916>.
- [5] J. Keyghobadi, S. Rafatnia, H. Noormohammadi, and M. Arbabmir, "Design and Implementation of Altitude Estimation Algorithm in the Integrated Barometric-inertial Altimeter Using Model Predictive Control," *Mechanical Engineering, University of Tabriz*, vol. 47, no. 2, pp. 233–238, 2017. [Online]. Available: <https://www.magiran.com/p1747014>. (In Persian)
- [6] R. Khaki, M. Bagheri, and B. Soleymani, "Equipping Boeing 707 Airplane with RVSM System and Uncertainty Analysis of Altimeter System," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 1, no. 1, pp. 31–39, 2012. [Online]. Available: https://www.astjournal.ir/article_5878_en.html. (In Persian)
- [7] S. Narayanan and O. Osechas, "Enhanced Vertical Navigation Using Barometric Measurements," *Sensors*, vol. 22, no. 23, p. 9263, 2022, <https://doi.org/10.3390/s22239263>.
- [8] S. C. Heilein, "Radar Altimeter Characterization and Augmentation of Ground-Corrected Barometric Vertical Navigation of UAVs," *Technische Universität München*, 2024, <https://elib.dlr.de/205686/>.
- [9] W. Dubois, N. Samson, E. Daum, J. Laconte, and F. Pomerleau, "Under Pressure: Altimeter-Aided ICP for 3D Maps Consistency," in *2025 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, 2025: IEEE, pp. 9370–9376, <https://doi.org/10.48550/arXiv.2410.00758>.
- [10] K. Zhang, Z. Zhang, J. Zhao, and S. Lv, "Barometric Altimeter Assisted SINS/DR Combined Land Vehicle Gravity Anomaly Method," in *2024 4th International Conference on Electronic Information Engineering and Computer (EIECT)*, 2024: IEEE, pp. 913–916, <https://doi.org/10.48550/arXiv.2410.16807>.
- [11] G. Scarmana, "Back to the Future: Revisiting Barometric Leveling," *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, vol. 48, pp. 403–408, 2024, <https://doi.org/10.5194/isprs-archives-XLVIII-4-2024-403-2024>.
- [12] N. S. Mohan et al., "Flush air data sensing system," *Current Science*, pp. 68–73, 2018, <https://doi.org/10.18520/cs/v114/i01/68-73>.
- [13] D. E. Bolanakis, K. T. Kotsis, and T. Laopoulos, "A prototype wireless sensor network system for a comparative evaluation of differential and absolute barometric altimetry," *IEEE Aerospace and*

- [32] D. Barro, L. Paolasso, D. A. Beltramone, C. Buonanotte, C. Buonanotte, and C. Deabato, "Bulding of a pain threshold measurement system," *IEEE Latin America Transactions*, vol. 11, no. 1, pp. 71–76, 2013, <https://doi.org/10.1109/TLA.2013.6502780>.
- [33] T. Matyja, Z. Stanik, and A. Kubik, "Automatic correction of barometric altimeters using additional air temperature and humidity measurements," *GPS Solutions*, vol. 28, no. 1, p. 40, 2024, <https://doi.org/10.1007/s10291-023-01582-7>.
- [34] W. Tang, G. Howell, and Y.-H. Tsai, "Barometric altimeter short-term accuracy analysis," *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 20, no. 12, pp. 24–26, 2005, <https://doi.org/10.1109/MAES.2005.1576100>.
- [35] T. Matyja, A. Kubik, and Z. Stanik, "The MEMS-based barometric altimeter inaccuracy and drift phenomenon," *Zeszyty Naukowe. Transport/Politechnika Śląska*, 2022, : <https://doi.org/10.20858/sjsutst.2022.116.9>.
- [36] A. Makshakov, Y. I. Stern, O. Volkova, and K. Vasilchenko, "Method and Hardware and Software for Measuring the Height of Aircraft and Descending Objects More Accurately," *Russian Microelectronics*, vol. 50, no. 7, pp. 555–561, 2021, <https://doi.org/10.1134/S1063739721070106>.
- [37] H. K. Gupta, R. Saravanan, and P. P. Simha, "Design of Baro-altimeter sensor plumb for Gaganyaan-Crew Module," *In FAST, VSSC*, 2022.
- [38] D. Brown, J.-P. Munoz, and R. Gay, "Determination of barometric altimeter errors for the orion exploration flight test-1 entry," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2012, p. 4993, <https://doi.org/10.2514/6.2012-4993>.
- [39] S. Abdolahi, M. Ramezani, M. Ebrahimi, "Configuration design of space capsule considering pitching moment coefficient and static stability factor," *Aerospace Mechanics Journal*, vol. 14, no. 4, pp. 21-32, 2019, 20.1001.1.26455323.1397.14.4.2.8. (In Persian)
- [40] S. Abdolahipour, A. Mardani, A. Shams Taleghani, "Effects of pulsed counter flow jets on aerothermodynamics performance of a Re-Entry capsule at supersonic flow," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 5, no. 1, pp. 55-65, 2016. [Online]. Available: https://www.astjournal.ir/article_19834.html?lang=en. (In Persian)
- [41] S. Abdolahipour, "Numerical investigation of the flow control by a pulsed vortex generator jet on the 2013: IEEE, pp. 430–435, <https://doi.org/10.1109/ICInfA.2013.6720337>.
- [23] N. Y. Ko, I. H. Choi, G. Song, and W. Youn, "Three-dimensional dynamic-model-aided navigation of multirotor unmanned aerial vehicles," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 170715–170732, 2019, <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2955756>.
- [24] L. Gupta, G. Singh, and V. Pandey, "A study of piezoresistive pressure sensor technology," in *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2327, no. 1: AIP Publishing LLC, p. 020008, <https://doi.org/10.1063/5.0039425>.
- [25] Torri, A., Foken, T., Bange, J. (2021). Pressure Sensors. In: Foken, T. (eds) Springer Handbook of Atmospheric Measurements. Springer Handbooks. Springer, Cham, <https://doi.org/10.1007/978-3-030-52171-4>.
- [26] Z. Yao *et al.*, "A high-temperature piezoresistive pressure sensor with an integrated signal-conditioning circuit," *Sensors*, vol. 16, no. 6, p. 913, 2016, <https://doi.org/10.3390/s16060913>.
- [27] T.-L. Chou, C.-H. Chu, C.-T. Lin, and K.-N. Chiang, "Sensitivity analysis of packaging effect of silicon-based piezoresistive pressure sensor," *Sensors and Actuators A: Physical*, vol. 152, no. 1, pp. 29–38, 2009, <https://doi.org/10.1016/j.sna.2009.03.007>.
- [28] D. E. Bolanakis, "Evaluating performance of MEMS barometric sensors in differential altimetry systems," *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 32, no. 9, pp. 34–39, 2017, <https://doi.org/10.1109/MAES.2017.160248>.
- [29] R. B. Balakit, F. R. G. Cruz, and M. A. C. Valencia, "Sonde Instrumentation for Upper Air Weather Monitoring System," in *2019 IEEE 11th International Conference on Humanoid, Nanotechnology, Information Technology, Communication and Control, Environment, and Management (HNICEM)*, 2019: IEEE, pp. 1–5, <https://doi.org/10.1109/HNICEM48295.2019.9072802>.
- [30] G. Ai *et al.*, "Barometric altimetry system as virtual constellation applied in CAPS," *Science in China Series G: Physics, Mechanics and Astronomy*, vol. 52, no. 3, pp. 376–383, 2009, <https://doi.org/10.1007/s11433-009-0060-y>.
- [31] M. Alghairi, B. A. K. Farhan, H. M. Ridha, S. Mutashar, W. Algriree, and B. M. Sabbar, "Advancing healthcare through piezoresistive pressure sensors: A comprehensive review of biomedical applications and performance metrics," *Journal of Physics Communications*, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.eswa.2023.122993>.

- [50] X. Wang, L. Hou, and J. Liu, "Designing and implementation of barometric altimeter in navigation receivers," in *Electronic Engineering and Information Science: Proceedings of the International Conference of Electronic Engineering and Information Science 2015 (ICEEIS 2015), January 17-18, 2015, Harbin, China*, 2015: CRC Press, p. 155, <https://doi.org/10.1201/b18471>.
- [51] T. C. de Araújo, L. T. Silva, and A. Moreira, "Deviation prediction and correction on low-cost atmospheric pressure sensors using a machine-learning algorithm," 2020, <https://doi.org/10.5220/0008968400410051>.
- [52] B. Su, L. Li, H. Zhang, and Q. He, "A Fault-Tolerant Multi-sensor Altitude Data Fusion Scheme Based on Chi-Square Test," in *International Conference on Guidance, Navigation and Control*, 2024: Springer, pp. 46–55, https://doi.org/10.1007/978-981-96-2200-9_5.
- [53] Q. Lai, H. Yuan, D. Wei, N. Wang, Z. Li, and X. Ji, "A multi-sensor tight fusion method designed for vehicle navigation," *Sensors*, vol. 20, no. 9, p. 2551, 2020, <https://doi.org/10.3390/s20092551>.
- [54] P. Tomiło, J. Michałowska, J. Laskowski, J. Pytko, O. Kochan, and E. Gnapanowski, "Artificial neural network model for estimation of relative airplane altitude," *Przegląd Elektrotechniczny*, vol. 2025, no. 2, 2025, <https://doi.org/10.15199/48.2025.02.28>.
- [55] P. Yuan *et al.*, "Deep neural networks for refining vertical modeling of global tropospheric delay," *Geophysical Research Letters*, vol. 52, no. 2, p. e2024GL111404, 2025, <https://doi.org/10.1029/2024GL111404>.
- [56] K. Ji, Q. An, and X. Hui, "Cross-correlation-based convolutional neural network with velocity regularization for high-resolution velocimetry of particle images," *Physics of Fluids*, vol. 36, no. 7, 2024, <https://doi.org/10.1063/5.0211212>.
- [57] M. Dreisbach, R. Leister, M. Probst, P. Friederich, A. Stroh, and J. Kriegseis, "Particle detection by means of neural networks and synthetic training data refinement in defocusing particle tracking velocimetry," *Measurement Science and Technology*, vol. 33, no. 12, p. 124001, 2022, <https://doi.org/10.1088/1361-6501/ac8a09>.
- turbulent flow of an airfoil," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 12, no. 2, pp. 79–97, 2024. [Online]. Available: https://www.astjournal.ir/article_706016.html?lang=en. (In Persian)
- [42] GRAM2007, Earth Global Reference Atmospheric Model (Earth-GRAM 2007), Software Package, Version 1, NASA Marshall Space Flight Center, MSFC, AL, 35812.
- [43] S. WHITMORE, "Formulation of a general technique for predicting pneumatic attenuation errors in airborne pressure sensing devices," in *4th Flight Test Conference*, 1988, p. 2085, <https://doi.org/10.2514/6.1988-2085>.
- [44] S. A. Whitmore and C. T. Leondes, "Pneumatic distortion compensation for aircraft surface pressure sensing devices," *Journal of Aircraft*, vol. 28, no. 12, pp. 828–836, 1991, <https://doi.org/10.2514/3.46105>.
- [45] H. Kudela, "Hydraulic losses in pipes," *Wroclaw University of Science*, p. 39, 2012. [Online]. Available: http://fluid.itcmp.pwr.wroc.pl/~znmp/dydaktyka/fundam_FM/Lecture11_1_2.pdf.R.
- [46] H. Qin, H. Zhang, Y. Niu, X. Chen, and S. Zhang, "Altitude data fusion algorithm based on INS and GNSS and barometer," in *2021 IEEE 3rd International Conference on Civil Aviation Safety and Information Technology (ICCASIT)*, 2021: IEEE, pp. 85–90, <https://doi.org/10.1109/ICCASIT53235.2021.9633496>.
- [47] J. Yun and B. Park, "A GNSS/Barometric Altimeter Tightly Coupled Integration for Three-Dimensional Semi-Indoor Mapping With Android Smartphones," *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, vol. 21, pp. 1–5, 2024, <https://doi.org/10.1109/LGRS.2024.3365610>.
- [48] Yiyu XU, Changfeng CHEN, Xuelin YUAN, Zhengkun CHEN, Zhijian ZHOU. "GNSS spoofing jamming detection based on altimeter assistance," *Systems Engineering and Electronics*, vol. 46, no. 5, pp. 1484-1492, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.sigpro.2024.109762>.
- [49] Q. Guo, Z. Zhou, and W. Xiong, "Design of a barometric altimeter based on a micro pressure sensor," *Nanotechnology and Precision Engineering*, vol. 10, no. 4, pp. 337–338, 2012, <https://doi.org/10.1109/ICMTMA54903.2022.00108>.