نشریه علمی- پژوهشی مهندسی هوانوردی
سال پانزدهم، شماره دوم، پاییز و زمستان ۹۲

ساخت تستر نمایشگر و بررسی صحت عملکرد سیستم اجتناب از برخوردهای هوایی

دلیلی اسکویی، حمیدرضا[۱*]، بخشنده، محمد[۲]، امانی، ایمان[۳]، تقی زاده، فرهاد[۴]

۱- استادیار، مرکز تحصیلات تکمیلی، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری
۲- کارشناس ارشد، مرکز تحصیلات تکمیلی، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری
۳- کارشناس ارشد، مرکز تحصیلات تکمیلی، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری
۴- کارشناس ارشد، مرکز تحصیلات تکمیلی، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری
(دریافت مقاله: ۱۳۹۳/۰۳/۱۱ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۰۹/۱۶)

چکیده

سیستم TCAS بمنظور جلوگیری از برخورد هوایی هواپیماهای در حال پرواز در مسیرهای پروازی طراحی و ساخته شده است. اصولا در صنعت هوایی یکی از مهمترین ارکان اطمینان از عملکرد صحیح سیستم ها و دستگاه ها، تسترهای تخصصی هر قطعه می باشد. در این پژوهش، ساخت تستر برای قطعه نمایشگر اطلاعات TCAS یا TCAS Display Unit (TDU) مورد نظر می باشد. از آنجا که TDU رابط خلبان، کامپیوتر و آنتن های TCAS می باشد، خلبان با استفاده از آن از وجود هواپیماهای مزاحم و احتمال برخورد آگاه شده و مانور مناسب را انجام می دهد. لذا بدیهی است که اهمیت بسیار زیادی در جلوگیری از وقوع سوانح هوایی دارد. نتیجه این پژوهش دستیابی به دانش فنی طراحی و ساخت تستر این قطعه می باشد که با توجه به رفع نیاز کشور به آن از وقوع بسیاری از سوانح و رویدادهای هوایی جلوگیری خواهد شد.

واژه‌های کلیدی: *سیستم اجتناب از برخورد، نمایشگر سیستم اجتناب از برخورد، ARINC 429*

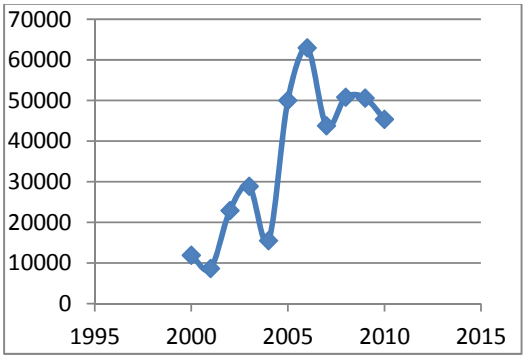
* نویسنده پاسخگو، تلفن: ۰۹۱۲۶۹۶۳۰۹۴، پست الکترونیک: H_oskouei@yahoo.com

مقدمه

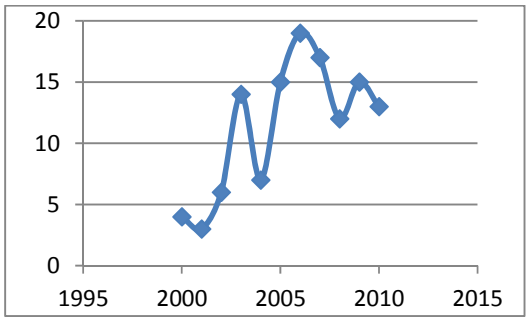
ساخت سیستمی برای کاهش تعداد تصادم‌های هوایی، سالهاست که از اهداف مهم صنعت هوانوردی محسوب می‌گردد. در سال ۱۹۵۰ اولین سیستم اجتناب از برخورد هواپیماها ساخته شد که قابلیت چندانی نداشت. اما وقوع یک‌سری تصادفات هوایی در ایالات متحده آمریکا در سال‌های ۱۹۵۶- ۱۹۸۶ موجب شد که پیشرفت‌های زیادی در این مسیر اتفاق بیفتد [۱و۲]. در سال‌های بین ۱۹۶۰ تا ۱۹۷۰ طرح‌های زیادی ارائه شد که بر مبنای ارسال و دریافت پالس جستجو یا بازجویی[1] کار می‌کرد و با صدور علائم هشداردهنده خلبان را آگاه می‌نمود. در سال ۱۹۷۰ سیستمی به نام BCAS[2] طراحی شد که فاصله و ارتفاع هواپیماها را به‌صورت متقابل به خلبان‌ها نشان می‌داد. در سال ۱۹۸۱ سیستم BCAS پس از انجام تغییراتی بهبود یافته و با نام TCAS ارائه شد. تاکنون سه مدل مختلف از TCAS با نام‌های TCAS I، TCAS II و TCAS III ساخته شده است. در TCAS I تنها ترافیک اطراف هواپیما به‌صورت مشاوره ترافیکی به خلبان (TA) نشان داده می‌شود. در TCAS II علاوه بر TA دستورالعمل پرهیز از برخورد (RA) در جهت عمودی نیز به خلبان نشان داده می‌شود. TCAS III ضمن نشان‌دادن TA و RA به خلبان، می‌تواند به‌صورت خودکار در هر دو محور عمودی و افقی هواپیما را از خطر دور نماید.

مدل TCAS II از سال ۱۹۹۰ به‌صورت عملی مورد آزمایش قرار گرفت. هم‌زمان با توسعه TCAS در آمریکا، ایکائو نیز در این زمینه فعال شد که در نتیجه در سال ۱۹۹۳، سیستم TCAS با نام ACAS از سوی ایکائو معرفی شد. از سال ۲۰۰۰ سیستم TCAS II Version 7.00 با نام ACAS II بعنوان سیستم استاندارد برای هواپیماها تعیین گردید. این سیستم توانایی نشان دادن ترافیک ۲۴ هواپیما، در محدوده ۵ ناتیکال مایلی را دارد. در ایران استفاده از TCAS از سال ۲۰۰۳ اجباری شده است. سیستم استفاده شده در ایران ساخت شرکت SEXTANT از زیر مجموعه های کمپانی Thales Avionics فرانسه می باشد [۱]. این سیستم در هر دو نوع هواپیماهای شرکتهای ایرباس و بوئینگ قابل نصب و استفاده است. قطعه TCAS Display Unit که اختصاصا RA/TA VSI- TCAS نیز نامیده می شود، با شماره فنی P/N: 457400xx قطعه ای است که در هواپیماهای شرکت ایران ایر استفاده می شود و در این پروژه اقدام به ساخت تستر آن شده است.

نگاهی به آمار ارسال به خارج این قطعه در طول چند سال گذشته نشانگر هزینه بسیار گزاف صرف شده برای آن دارد (شکل‌های ۱ و ۲). بر اساس آمار موجود تنها دریکی از خطوط هوایی کشور به طور متوسط سالانه ۱۰ دستگاه از این قطعه جهت تست و تعمیر به خارج از کشور ارسال شده که هزینه متوسط آن در سال حدود ۵۰۰۰۰ یورو بوده است. همچنین پیشنهاد شرکت Thales برای فروش دستگاه تستر TCAS Indicator در حدود ۶۷۰۰۰ یورو بوده است، که متاسفانه از فروش آن به ایران نیز خودداری شده است.



شکل ۱- منحنی هزینه سالیانه تست و تعمیر TDU در خارج از کشور



شکل ۲- منحنی تعداد سالیانه TDU ارسال شده به خارج از کشور

قبل از انجام این پژوهش، مطالعه و ارزیابی فنی و اقتصادی در رابطه با امکان ساخت تستر در داخل کشور انجام شده است. با توجه به آمار ارسال به خارج، قیمت تستر خارجی و محدودیت‌های موجود، به این نتیجه رسیدیم که ساخت تستر کاملاً به‌صرفه بوده و بر اهمیت انجام این پژوهش می‌افزاید. شایان ذکر است که علاوه‌بر هزینه، دستیابی به دانش فنی ساخت تستر برای سیستم‌های پیشرفته‌ای از این نوع، دارای اهمیت فوق‌العاده‌ای می‌باشد.

خلاصه مراحل انجام این پژوهش و ساخت تستر به‌صورت زیر می‌باشد:

- معرفی سیستم TCAS، ساختار و عملکرد آن
- معرفی ساختمان قطعه TDU و تعیین نیازمندی‌های تست قطعه
- معرفی استاندارد ARINC429
- طراحی دستگاه مولد ARINC429
- شبیه‌سازی داده‌های هواپیماهای عبوری براساس سیستم TCAS
- طراحی تست پانل مخصوص تست TDU

معرفی سیستم TCAS

پس از تجزیه، تحلیل و ارزیابی گسترده پروازها توسط اداره هواپیمایی فدرال آمریکا و سایر کشورها در طول سال‌های متمادی، مقامات سازمان‌های هواپیمایی کشوری و صنعت حمل‌ونقل هوایی، راه‌حلی به‌منظور کاهش خطر برخورد هواپیماها در آسمان یافت نمودند. این راه‌حل به‌عنوان سیستم هشدار ترافیک و اجتناب از برخورد[۳] یا سیستم هوابرد اجتناب از برخورد[۴] شناخته شده است [۳و۴].

TCAS یا ACAS سیستم‌هایی می‌باشند که برای شناسایی و ردیابی هواپیماهای در حال پرواز در مجاورت یک هواپیما مورد استفاده قرار می‌گیرند. در این سیستم‌ها، با جستجو و بررسی داده‌های دریافتی از فرستنده سایر هواپیماها، محدوده، جهت‌گیری و در صورت امکان اطلاعات ارتفاع نسبی هواپیمای نزدیک‌شونده، تجزیه و تحلیل می‌گردد. TCAS از خانواده دستگاه‌های هوابرد است که عملکردی مستقل از سیستم‌های زمینی کنترل ترافیک هوایی[۵] داشته و امکان حفاظتی اجتناب از برخورد را برای طیف گسترده‌ای از انواع هواپیما فراهم می‌نماید. این عملکرد نظارتی محدوده (برد)، ارتفاع و جهت‌گیری هواپیمای نزدیک‌شونده را در اختیار سیستم عملکرد اجتناب از برخورد قرار می‌دهد، به‌گونه‌ای که احتمال برخورد تعیین شده و اطلاعات نمایش داده شده در صفحه نمایش ترافیک، دقیق می‌باشد.

شکل ۳- تشخیص تهدید ACAS / TCAS

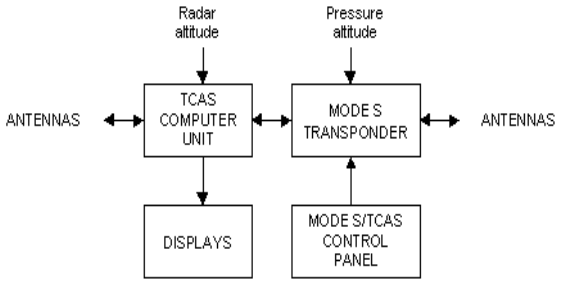
سیستم TCAS به‌طور همزمان می‌تواند حداقل ۳۰ هواپیمای مجهز به ترانسپوندر را در محدوده نظارتی خود رهگیری کند.

در سیستم TCAS II مبنای عملکرد بدین صورت است که دستگاه TCAS، سیگنال بازجویی را برای ترانسپوندر هواپیماهای دیگری که در محدوده آن می‌باشد، ارسال نموده و منتظر دریافت پاسخ آنها می‌ماند. سپس با آنالیز کامپیوتری پاسخ‌های دریافت‌شده، TCAS مشخص می‌کند که کدام‌یک از هواپیماهای اطراف یک خطر بالقوه می‌باشد. پس از آن و به‌منظور اطمینان از جدایی کافی مابین دو هواپیما، هشدارها و علائم مناسب توسط این سیستم به خدمه پرواز ارائه می‌گردد.

این سیستم از قسمت‌های زیر تشکیل شده است:

- کنترل پانل TCAS/ Mode S برای کنترل کردن تمامی اجزا TCAS
- ترانسپوندر Modes S به‌منظور تبادل اطلاعات هوا به هوا بر اساس دستورالعمل‌های مشورتی صادر شده
- کامپیوترکه عملیات نظارت، رهگیری هواپیمای خودی و هدف، تشخیص خطر، تولید مشاوره و دستورالعمل‌های لازم را انجام می‌دهد.
- صفحه نمایش TCAS برای RA و TA که همگی با هم در نمایشگر سرعت عمودی (VSI) ادغام شده‌اند.

شکل زیر ارتباط این اجزا را به‌صورت بلوک دیاگرام نشان می‌دهد:



شکل ۴- بلوک دیاگرام TCAS II

نمایشگرهای TCAS

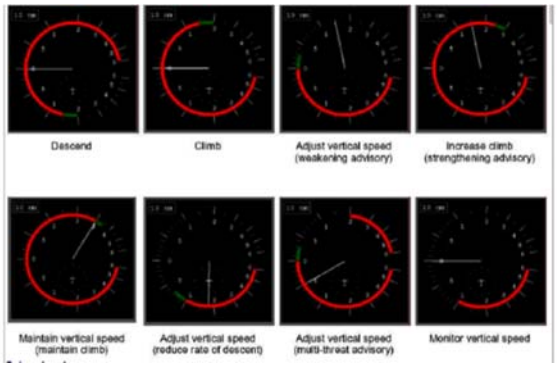
در نمایشگر TCAS، موقعیت ترافیک هواپیماهای اطراف به‌صورت بصری نشان داده می‌شود. همچنین اطلاعات سرعت عمودی و ارتفاع کل ترافیک عبوری نمایش داده شده که شامل گزارش ارتفاع نیز می‌باشند. اطلاعات ارتفاع با همان رنگ نماد

هواپیما نمایش داده می‌شود. ارتفاع نسبی هواپیماهای مزاحم که در ارتفاعی بیشتر یا کمتر از هواپیمای خودی در حال پرواز هستند، بر حسب صد فوت، با علامت "+" و بالاتر از هواپیمای خودی یا با علامت "- " و در زیر آن نشان داده می‌شود. در برخی از هواپیماها، به‌جای ارتفاع نسبی، سطح پروازی هواپیمای مزاحم نمایش داده می شود. در صورتی‌که هواپیمای مزاحم بالاتر از هواپیمای خودی باشد، سطح پرواز، بالای نماد ترافیک نشان داده می‌شود و نماد ترافیک مزاحم نیز، پایین هواپیمای خودی قرار می‌گیرد. اگر هواپیمای مزاحم ارتفاع خود را گزارش ندهد، اطلاعات ارتفاع برای نماد ترافیک نشان داده شده، وجود نخواهد داشت.

دستگاه‌های TA/RA VSI

صفحه نمایش TCAS اطلاعات مربوط به ترافیک اطراف و علائم خاص را برای اصلاح سرعت عمودی به خلبان نشان می‌دهد. وقتی که یک هواپیما از مرز حجم محافظت‌شده بیرونی عبور می‌کند، به‌صورت یک دایره زردرنگ در شاخص آنی سرعت عمودی (IVSI)، نمایش داده می‌شود. این امر به‌منزله‌ی یک مشاوره ترافیکی (TA) است. وقتی که هواپیما از مرز حجم محافظت‌شده درونی عبور می‌کند، به‌صورت یک مربع قرمز (دستورالعمل مشاوره‌ای (RA)) نمایش داده می‌شود. زمانی‌که این اتفاق روی می‌دهد، خلبان باید سرعت عمودی خود را برای افزایش و یا حفظ جدایی لازم مانیتور کرده و آن را تغییر دهد. ابرو یا کمان قرمز نرخ عمودی "خارج از محدوده" را نشان می‌دهد. کمان سبز رنگ نیز محدوده سرعت عمودی را که خلبان به‌منظور انطباق با RA بایستی "پرواز " را به سمت آن انجام دهد، نشان می‌دهد.

شکل ۵- صفحه نمایش TA



شکل ۶- صفحه نمایش RA

ترافیک و مشاوره‌های نمایش داده شده، با هشداردهنده-های شنیداری تولید شده توسط کامپیوتر TCAS تکمیل می-شود. این هشدارها در زمان‌هایی نظیر آغاز TA، آغاز RA، تغییرات RA و نیز زمانی که هواپیما ازخطر خارج می‌شود، صادر می‌گردد.

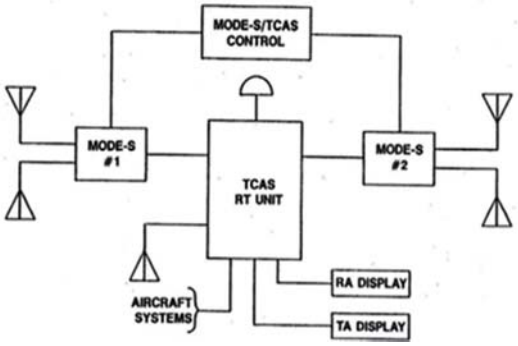
نقش TCAS Display Unit در سیستم TCAS

کامپیوتر TCAS اطلاعات مختلفی را بر روی نمایشگر، نشان می‌دهد. این اطلاعات شامل RA های معتبر، TA های معتبر، اطلاعات هواپیماهای اطراف از نظر فاصله، جهت حرکت، ارتفاع پروازی و این‌که آیا تهدیدی برای هواپیمای خودی به شمار می روند یا خیرمی‌باشد [۵].

نمایشگر TCAS، نشان‌دهنده اطلاعات سیستم TCAS در هواپیما می‌باشد. هر هواپیما مجهز به ۲ سیستم TCAS است و بر همین اساس در هواپیما ۲ دستگاه TDU نصب شده است. این قطعه با عناوین TCAS Indicator، TCAS Display Unit و نیز RA/TAVSI-TCAS Indicator شناخته می‌شود.

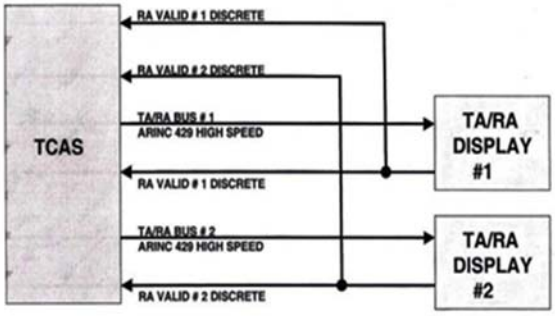
دستگاه‌های TCAS از نظر نوع نمایشگر به دو دسته تقسیم می‌شوند. در دسته اول، نمایشگرهای مربوط به ترافیک TA و دستورات عملیاتی RA از هم جدا هستند؛ ولی در دسته دوم، هر دو بر روی یک صفحه نمایش، نشان داده می‌شوند. قطعه مورد نظر ما با شماره فنی 467400xx ساخت کارخانه SEXTANT و از نوع دوم می‌باشد. این قطعه یک نمایشگر LCD TFT دارد که کلیه اطلاعات مربوط به هواپیماهای اطراف، TA و RA، به‌صورت همزمان بر روی آن نمایش داده می‌شود.

بلوک دیاگرام نحوه ارتباط اجزای TCAS در شکل زیر ارائه شده است:



شکل ۷- بلوک دیاگرام ارتباط اجزاء TCAS

سیگنال‌های ارسالی از TCAS به نمایشگر اغلب به صورت اطلاعات High speed ARINC429، Analog و Discrete می‌باشد. شکل زیر بلوک دیاگرام این اتصال و اطلاعات را نشان می‌دهد:

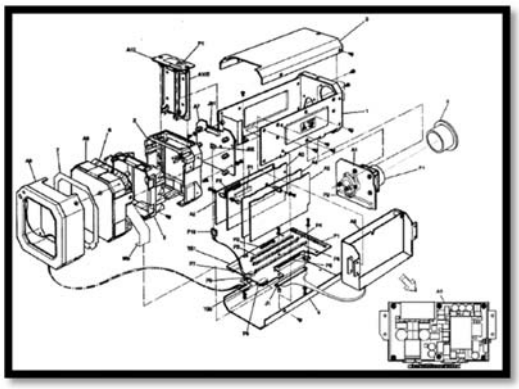


شکل ۸- بلوک دیاگرام اتصال و اطلاعات TCAS و TDU

یک نمایشگر RA/TA VSI، اطلاعات زیر را نمایش می‌دهد:

- اطلاعات لحظه‌ای سرعت عمودی که به‌صورت یک اشاره-گر و یک مقیاس دایره‌ای نشان داده می‌شود.
- اطلاعات TCAS II شامل:
  - اطلاعات ترافیک (TA) به‌صورت نمادهای رنگی و علائم نشانگر موقعیت و جهت حرکت هواپیماهای مزاحم
  - دستورات حفاظتی RA به‌صورت اقدامات اصلاحی یا محدودکننده فضا جهت جلوگیری از برخورد (کمان‌های قرمز و سبزرنگ که بر روی مقیاس VSI اولیه قرار دارند).
  - پیغام‌های خطا و سایر علائم ذیربط

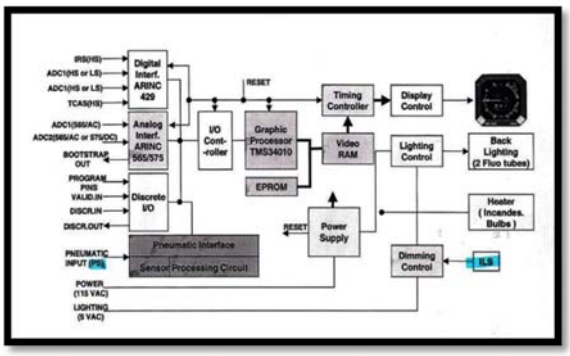
ساختار مکانیکی TDU در شکل زیر ارائه شده است:



شکل ۹- ساختار مکانیکی TDU

از لحاظ الکترونیکی، TDU شامل اجزای زیر است:

- LCD
- منبع تغذیه
- دو بورد رابط ورودی - خروجی I/O
- بورد کنترل نمایشگر
- منبع تغذیه سیستم روشنایی
- بورد اتصال فیلترینگ
- بورد پردازشگر گرافیک



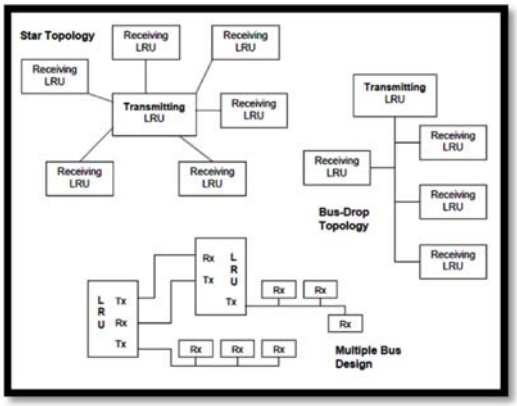
شکل ۱۰- بلوک دیاگرام عملیاتی بوردها در TDU

استاندارد ARINC 429

استاندارد موسوم به ARINC429، استانداردی است که تعیین‌کننده نحوه ارتباط دستگاه‌ها و سیستم‌های اویونیکی با یکدیگر می‌باشد [۴و۶]. این استاندارد نوع داده، مشخصات الکتریکی و پروتکل‌های مورد استفاده را تعیین می‌کند. این استاندارد از یک درگاه داده یکسویه که سیستم انتقال اطلاعات دیجیتال[۶] یا Mark33 نام دارد، استفاده می‌کند. ارسال و دریافت داده‌ها در درگاه‌های جداگانه انجام می‌شود؛ لذا حجم سیم‌کشی در هواپیماهایی که سیستم‌های اویونیکی متعددی دارند، زیاد می‌باشد. همچنین، ARINC429 الزامات استاندارد

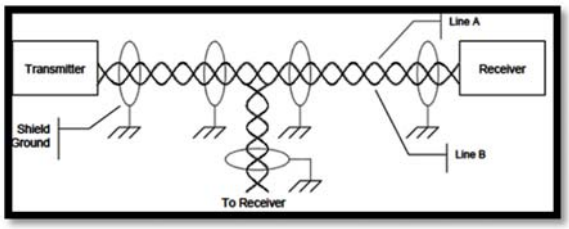
برای ارسال داده دیجیتال بین هواپیماهای تجاری را تعیین می‌کند [۶و۷]. سطح سیگنال‌ها، زمان‌بندی و پروتکل ارتباطی با در نظر گرفتن فاکتورهای طراحی و پیاده‌سازی، در این استاندارد تعیین شده است. استفاده از ARINC429 برای تولیدکنندگان قطعات اویونیکی اجباری نیست؛ لیکن استفاده از آن، امکان همکاری فیمابین دستگاه‌های عملیاتی را فراهم می‌کند.

در استاندارد ARINC429 نحوه ارتباط قطعات و سیستم‌های اویونیکی برای هواپیماهای تجاری مشخص شده است. استاندارد ARINC429 سخت‌افزار و فرمت داده لازم برای انتقال را تعیین کرده است. سخت‌افزار در اینجا شامل یک ارسال‌کننده است که به ۲۰ گیرنده از طریق جفت‌سیم‌های به‌هم‌تابیده متصل بوده و در آن، داده فقط در یک جهت قابل انتقال است. ارتباط دوطرفه نیازمند ۲ کانال یا درگاه می‌باشد. اغلب قطعات و LRU ها به شکل ساختار Star یا Bus Drop پیکربندی می‌شوند. هر LRU می‌تواند شامل چندین درگاه سریال و دریافت داده باشد. این ساختار ساده، تقریباً در تمامی نقاط، انتقال مطمئن داده را تضمین می‌کند.



شکل ۱۱- انواع پیکربندی اتصال در ARINC429

بر اساس استاندارد ARNIC429، کابل انتقال از نوع جفت‌سیم به‌هم‌تابیده دارای محافظ با مقاومت ۷۸ اهم می‌باشد. محافظ بایستی از هر دو سر درگاه انتقال، به زمین وصل باشد. امپدانس خروجی فرستنده 75 ± 5 اهم بوده که به‌صورت مساوی بین خطوط A و B تقسیم می‌گردد. گیرنده باید دارای امپدانس مؤثر حداقل ۸ کیلواهم باشد. حداکثر طول سیم در این استاندارد مشخص نشده و لذا به تعداد گیرنده‌ها، جریان ورودی گیرنده و قدرت خروجی فرستنده بستگی دارد. اغلب سیستم‌ها، برای ارتفاعات کمتر از ۱۵۰ فوت ساخته می‌شوند که در شرایط خاص تا ۳۰۰ فوت نیز این ارتفاع، قابل افزایش است.



شکل ۱۲ - سیم کشی بین فرستنده -گیرنده

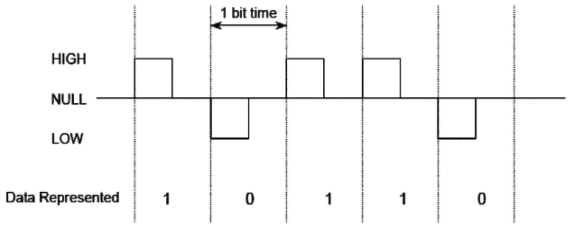
مشخصات انتقال در ARINC429 بدین صورت است که داده‌ها در آن با دو سرعت مختلف ارسال می‌شود. سرعت کم ۱۲/۵ کیلوهرتز بوده که عملاً در محدوده ۱۲ تا ۱۴/۵ کیلوهرتز قرار می‌گیرد. سرعت بالا نیز، ۱۰۰ کیلوهرتز با دقت ۱ درصد می‌باشد. در یک درگاه انتقال نباید به‌صورت هم‌زمان از هر دو سرعت استفاده شود. داده با شکل دوقطبی و بازگشتی به صفر ارسال شده و دارای وضعیت‌های LOW، HI و NULL می‌باشد. مقادیر سطح ولتاژ که در خروجی مبدأ اندازه‌گیری می‌شود، در جدول زیر ارائه شده است:

جدول ۱- سطح ولتاژ در مبدا و مقصد

TRANSMIT	STATE	RECEIVE
$+10.0\ \text{V} \pm 1.0\ \text{V}$	HIGH	$+6.5\ \text{V}\ to\ 1.0\ \text{V}$
$0\ \text{V} \pm 0.5\ \text{V}$	NULL	$+2.5\ \text{V}\ to - 2.5\ \text{V}$
$-10.0\ \text{V} \pm 1.0\ \text{V}$	LOW	$-6.5\ \text{V}\ to - 13\ \text{V}$

همان‌طور که در شکل ۱۳ نشان داده شده است، در این استاندارد، وضعیت یک، با ارسال سیگنال بین صفر (Null) تا +10V در نیم‌سیکل اول و سپس بازگشت به صفر مشخص می‌شود. وضعیت صفر نیز، با افتادن سیگنال از صفر به -10V برای نیم‌سیکل اول و بازگشت به صفر مشخص می‌شود.

به‌دلیل استفاده از فرمت Return to Zero، زمان هر بیت با بازگشت به صفر تمام می‌شود. بنابراین نیازی به استفاده از سیگنال Clock External وجود نخواهد داشت.



شکل ۱۳- شکل موج بیت‌های صفر و یک

پروتکل ARINC429 از قالب نقطه‌به‌نقطه برای ارسال داده از یک منبع به ۲۰ گیرنده استفاده می‌کند. فرستنده، همواره داده یا حالت صفر را ارسال می‌کند. بیشتر داده-های ARINC تنها شامل یک کلمه به‌شکل باینری (BCD) یا داده Alphanumeric کدشده با ISO Alphabet No.5 می-باشد. ارسال فایلی با بیش از یک کلمه نیز امکان‌پذیر است.

کلمه داده در ARINC429، ۳۲ بیتی بوده و دارای پنج قسمت اطلاعاتی مشخص است. این قسمت‌ها عبارتند از:

- Parity – 1 bit
- Sign/Status Matrix (SSM) – 2 bits
- Data – 19 bits
- Source/Destination Identifier (SDI) – 2 bits
- Label – 8 bits

برای ارسال فایل روی ARINC Bus از پروتکل Williamsburg/Buckhorn استفاده می‌شود. این پروتکل از نوع وابسته به بیت بوده و برای انتقال فایل در زمان انتقال، به بیش از ۲۱ بیت داده نیاز است. در آغاز انتقال فایل در روش-های Bit-Oriented، لازم است تا گیرنده و فرستنده به‌منظور تشخیص پروتکل مشترک مورد استفاده خود توافق (Handshake) کنند. فرستنده (Source) با ارسال کدهای ازپیش تعریف‌شده مابین خود و گیرنده، ارتباط را آغاز می‌کند. در ابتدا یک درخواست ارسال[۷] که حاوی تعدادی کلمه (word) و کد مقصد است، فرستاده می‌شود. سپس، گیرنده با پیغام آماده دریافت[۸] که برای دقت بیشتر، حاوی تعدادی کلمه و کد مقصد است، به درخواست فرستنده پاسخ می‌دهد. فرستنده پس از دریافت این پیغام شروع به انتقال فایل می‌کند. فایل‌ها به‌صورت بلوک‌هایی از کلمات ۳ تا ۲۵۵ تایی که LDU[۹] نامیده می شوند، منتقل می‌گردند. انتقال فایل با یک SOT[۱۰] که شامل شماره ترتیب فایل، شاخص عمومی قالب[۱۱] و شماره ترتیب LDU است، شروع می‌شود. پس از SOT، کلمات داده و پس از آن، EOT[۱۲] ارسال می‌گردد. در نهایت نیز، گیرنده با تأیید EOT توسط یک کلمه ACK[۱۳] پاسخ فرستنده را می-دهد.

روند طراحی و ساخت تستر TDU

به‌منظور اطمینان از عملکرد صحیح نمایشگر، لازم است تا تست‌های مشخصی، در شرایط خاص و توسط تجهیزات ویژه، بر روی آن انجام گردد. این تست‌ها با توجه به استانداردهای بین‌المللی موجود و بر اساس دستورالعمل ارائه‌شده توسط کمپانی Thales Avionics (سازنده قطعه)، صورت گرفته و شامل موارد زیر است:

- آزمون مقاومت عایق
- آزمون توان مصرفی
- تست خودی (Self Test)
- تست عملکرد مدار کنترل روشنایی
- تست دقت ورودی‌های سرعت عمودی
- تست ورودی TCAS با ARINC 429 HS
- تست خروجی‌های Discrete

آزمون ورودی‌های ARINC429 برای TDU، شامل تست‌های زیر است:

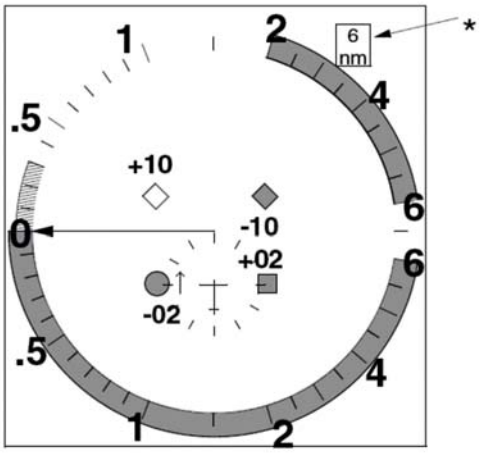
- Primary ARINC 429 LS Input (Port1)
- Secondary ARINC 429 LS Input (Port 2)
- Primary ARINC 429 HS Input (Port1)
- Secondary ARINC 429 HS Input (Port 2)

در این تست‌ها ابتدا از طریق انتخاب پایه‌های مناسب، ورودی و حالت مورد نظر تعیین شده و سپس، ورودی لازم اعمال می‌شود. در هر حالت بایستی مقدار مطلوب توسط نشانگر روی LCD نشان داده شود.

ورودی‌های آنالوگ از طریق اعمال ولتاژ Analog AC (بر اساس استاندارد ARINC565) و ولتاژ Analog DC (بر اساس استاندارد ARINC575) به ورودی‌های اولیه و ثانویه، تست می‌گردند.

ورودی نیوماتیک نیز با انتخاب پایه‌های مناسب و اعمال فشار توسط منبع فشار متغیر به ورودی سنسور فشار دستگاه مورد آزمون، تست می‌شود.

تست ورودی ARINC429 HS TCAS INPUT، با هدف بررسی نحوه دریافت پارامترهای مربوط به TCAS از طریق درگاه مربوطه، انجام می‌شود. در این تست فایلی از داده-های ARINC429 با Label های از پیش تعیین‌شده به دستگاه داده می‌شود. در نتیجه تصویر روی LCD، باید نماد[۱۴] مربوط به هواپیماهای شبیه‌سازی شده را به‌همراه جهت، ارتفاع و فاصله آن‌ها نشان دهد تا از صحت عملکرد آن اطمینان حاصل شود.



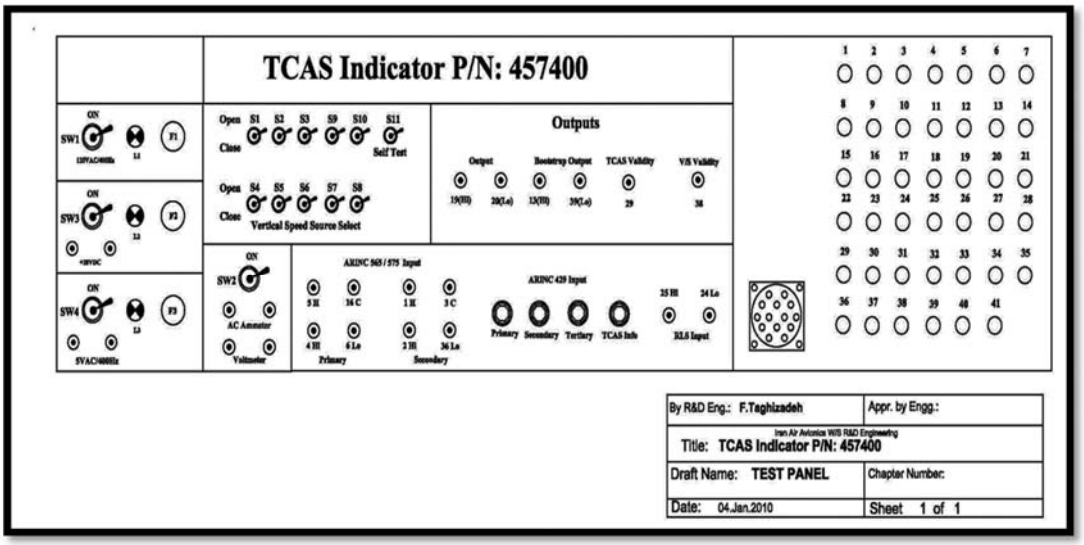
شکل ۱۴- شکل حاصل از ارسال فایل داده‌های ARINC 429 HS TCAS به TDU

در این پژوهش، بر اساس تست‌های فوق، تستری طراحی گردید که بتوان کلیه تست‌ها را به کمک آن انجام داد.

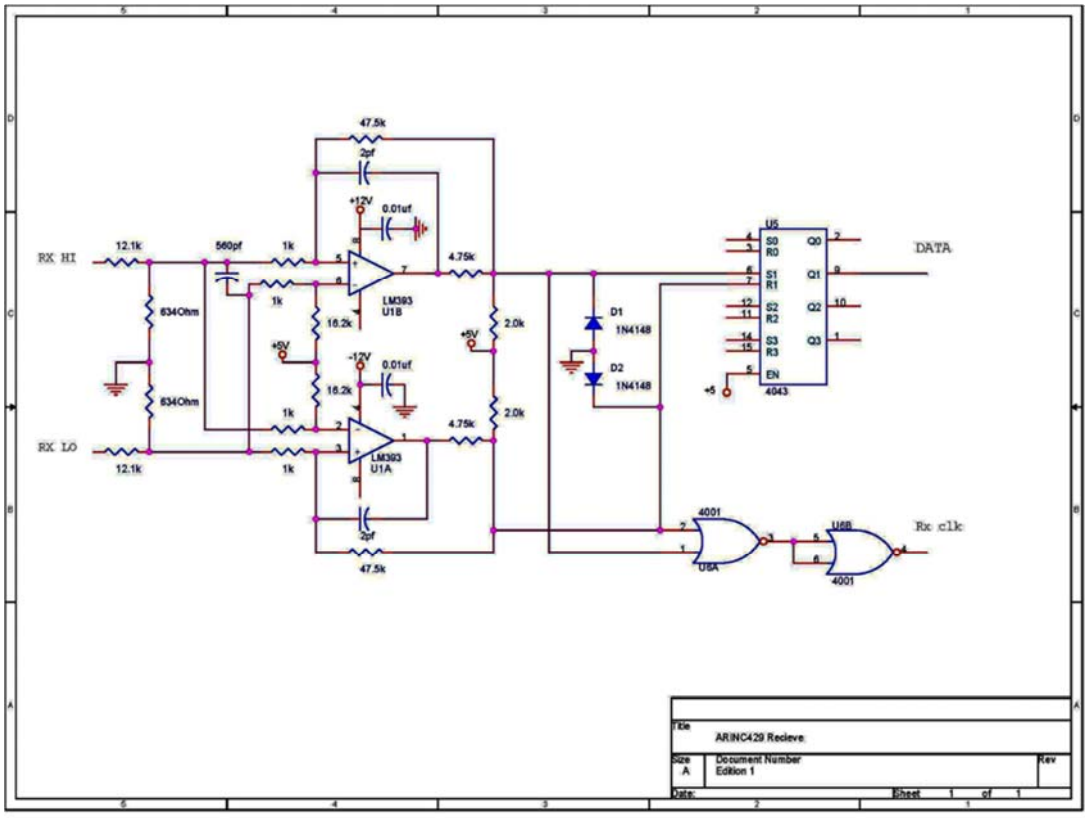
علاوه بر دستگاه‌های اندازه‌گیری نظیر Megohmmeter، مولتی‌متر، نورسنج، منبع نور و غیره که مورد استفاده قرار گرفتند، برای پیاده‌سازی تست‌ها، دو جزء اصلی تستر طراحی و ساخته شد:

- Test Panel که به‌عنوان رابط بین TDU و ابزارهای تست می‌باشد و همچنین شرایط اولیه و سایر وضعیت‌های لازم برای تست توسط آن قابل تنظیم و اعمال است.
- مولد ARINC429 HS TCAS که امکان تولید و اعمال فایل داده‌های ARINC429 را فراهم می‌کند. در حقیقت شبیه‌سازی هواپیماهای مزاحم و نمایش آن‌ها روی نمایشگر توسط این دستگاه انجام می‌گردد.

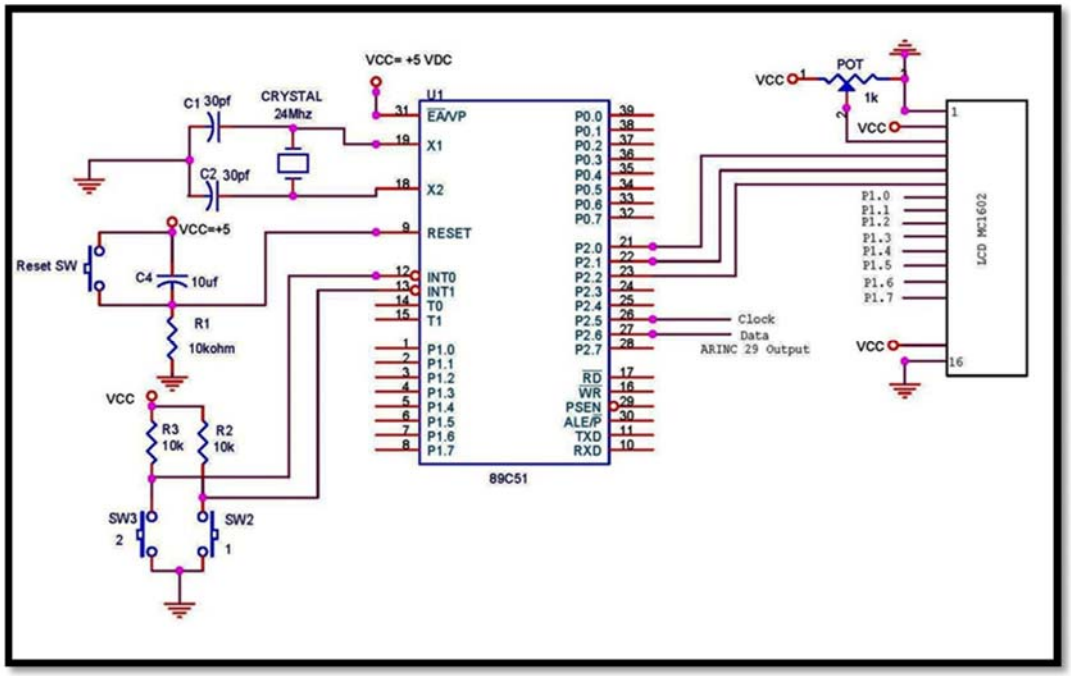
نقشه مدارها، داده‌های ارسالی و نقشه مدار تست پنل در ادامه ارائه شده است.



شکل ۱۵- نقشه پانل تستر



شکل ۱۶- شماتیک مدار گیرنده ARINC 429



شکل ۱۷- نقشه شماتیک مدار میکروکنترلر مولر داده های ARINC 429

جدول ۲- کلمات ARINC429 نمایش داده شده بعنوان پیامهای TCAS روی TDU

TCAS Indicator ARINC 429 Words							
No	***Lable***	***Word HEX***	***Rate ms***	**r4**	**r3**	**r2**	**Lable (r1)**
1	274-0	180000	500	**18**	**00**	**00**	**3D**
2	204-0	63A980	500	**63**	**A9**	**80**	**21**
3	350-2	000002	500	**00**	**00**	**02**	**17**
4	015-0	808C6C	500	**80**	**8C**	**6C**	**B0**
5	013-0	018000	500	**01**	**80**	**00**	**D0**
6	270-0	950800	500	**95**	**08**	**00**	**1D**
7	357-2	92FC0E	500	**92**	**FC**	**92**	**F7**
8	130-0	608004	500	**60**	**80**	**04**	**1A**
9	131-0	E04004	500	**E0**	**40**	**04**	**9A**
10	132-0	680104	500	**68**	**01**	**04**	**5A**
11	130-0	608008	500	**60**	**80**	**08**	**1A**
12	131-0	7FC808	500	**7F**	**C8**	**08**	**9A**
13	132-0	F80088	500	**F8**	**00**	**88**	**5A**
14	130-0	60E80C	500	**60**	**E8**	**0C**	**1A**
15	131-0	7ED00C	500	**7E**	**D0**	**0C**	**9A**
16	132-0	E3018C	500	**E3**	**01**	**8C**	**5A**
17	130-0	E0E810	500	**E0**	**E8**	**10**	**1A**
18	131-0	614010	500	**61**	**40**	**10**	**9A**
19	132-0	7D0010	500	**7D**	**00**	**10**	**5A**
20	357-2	83000E	500	**83**	**00**	**0E**	**F7**

تصویری از تستر ساخته شده در شکل زیر نشان داده شده است.

شکل ۱۸- تصویر تستر ساخته شده

نتیجه‌گیری

در این پژوهش، ضمن بررسی نیاز کشور به تستر قطعه TCAS Display Unit (TDU) که از مهم‌ترین اجزای سیستم TCAS در هواپیماهای تجاری است، اقدام به شناسایی قطعه، طراحی و ساخت آن گردید. وجود این تستر علاوه بر صرفه‌جویی در هزینه‌های تعمیراتی خطوط هوایی و مقابله با محدودیت‌های ناشی از تحریم، به‌نوعی تضمین‌کننده عملکرد صحیح سیستم TCAS و نمایشگر آن می‌باشد. بنابراین، تأثیر به‌سزایی در جلوگیری از وقوع سوانح هوایی داشته و به اخذ گواهینامه‌های صلاحیت پروازی برای هواپیماهای تجاری کشور، از مراجع ذیصلاح هوانوردی داخلی و بین‌المللی کمک شایانی خواهد کرد.

خلاصه نتایج حاصل از این پژوهش عبارتند از:

- ساخت تستر TDU
- دست‌یابی به تکنولوژی تولید داده‌های ARINC429
- دست‌یابی به دانش شبیه‌سازی داده‌های سیستم TCAS
- کمک به کاهش سوانح هوایی از طریق حصول اطمینان از عملکرد صحیح سیستم TCAS

- تأمین صلاحیت پروازی هواپیماهای تجاری از طریق امکان تست و تعمیر TDU
- کاهش هزینه و زمان تعمیر قطعات و همچنین خودکفایی در تأمین تستر و حذف وابستگی‌ها در این زمینه به کشورهای دیگر

مراحل طراحی و ساخت این تستر با موفقیت انجام گردید و این دستگاه در اختیار ناوگان هوایی کشور قرار گرفت. همچنین لازم به ذکر است که بخشی از دانش فنی ارائه‌شده در این پژوهش، تاکنون در کشور بی‌سابقه بوده است.

پی‌نوشت

1- Interrogation pulse
2- Beacon Collision Avoidance system
3- TCAS
4- ACAS
5- ATC
6- DTIS: Digital Information Transmission System
7- RTS (Request to send)
8- CTS (Clear to send)
9- Link Data Units
10- Start of transmission word
11- GFI (General Format Identifier)
12- End of Transmission
13- Acknowledge
14- Symbol

مراجع و منابع

1. A.A.Ghollabdooz, “TCAS II /ACAS II Version 7.00 “, Iran Air Training Department,Tehran , [11 Mar 2006]
2. Thomson-CSF Sextant Company, “ RA/TA VSI TCAS Component Maintenance Manual, Part Number 457400”, [23 Dec 1999]
3. THALES AVIONICS S.A. “ RA/TA VSI TCAS Component Maintenance Manual”, Rev 03, [10 Oct 2007]
4. Wikimedia Foundation In corporation, “Traffic collision avoidance system” ONLINE, Wikipedia, the free encyclopedia. Available:http://en.wikipedia.org/wiki/Traffic_collision_avoidance_system [12May2011]
5. D.Pateyron, "Thales Avioniccs, "RA/TA VSI-TCAS P/N 457400xx Training Manual", Rev 01, CEDEX-France, [June 2001]
6. Pat Frodyma, "ARINC 429 Specifications Tutorial, V1.1", AIM GmbH, Sasbacher Str.2, 79111Freiburg,Germany, www.aim-online.com [1 July 2001]
7. Condor Engineering, Inc., ARINC Protocol Tutorial , Revision: 1.04, 101 W. Anapamu Street, Santa Barbara, CA 93101, http://www.condoreng.com [07June2000]