

## کاربرد تکنیک DGPS جهت بهبود طرح‌های ناوبری فرودگاه‌های ایران

فرخ بالسینی، مژده مهدوی\*، محسن معدنی

گروه الکترونیک، واحد شهر قدس، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران، m.mahdavi@qodsiu.ac.ir

### چکیده

این مقاله نقش دستگاه‌های کمک ناوبری زمینی ILS/DME را به منظور هدایت هواپیما در مسیرهای هوایی بررسی نموده که به علت محدودیت‌های موجود برای نصب آن‌ها در تمام مناطق، به‌ضرورت استفاده از ماهواره‌های GPS نیز پرداخته است. محدودیت مختلف ماهواره‌ها، باعث کاهش دقت سیگنال‌های دریافتی توسط هواپیما خواهد شد که برای حذف آن‌ها و افزایش دقت ناوبری، می‌توان از تکنیک‌های مختلف، PBN-SBAS-GBAS-ABAS استفاده نمود. روش‌های یادشده در بیشتر کشورهای پیشرفته در امر هوانوردی امتیازات فراوانی به همراه دارد ولی به دلیل آماده نبودن بسترها و زیرساخت‌های اولیه برای استفاده از تکنیک‌های یادشده در فرودگاه‌های ایران، جهت افزایش دقت دستگاه‌های زمینی ILS/DME روش ترکیب DGPS و GDOP پیشنهاد شده است. هدف اصلی این مقاله، شبیه‌سازی مسیرهای پروازی فرودگاه بین‌المللی پرتردد مشهد با پخش سیگنال‌های ناوبری ILS/DME به کمک روش DGPS و GDOP می‌باشد که تاکنون شبیه‌سازی دقیقی با نرم‌افزار موجود در کابین هواپیما، در این زمینه انجام نشده است. رسم منحنی سیگنال‌های شبیه‌سازی‌شده دستگاه‌های زمینی مانند انحراف از خط مرکزی باند، شیب فرود و فاصله هواپیما تا فرودگاه به روش فوق و مقایسه آن با سیگنال‌های ماهواره GPS از نکات برجسته این مقاله می‌باشد. جهت انجام شبیه‌سازی‌ها از نرم‌افزار AD\_AFIS استفاده شده است.

### کلیدواژه

شبیه‌سازی ناوبری، سیستم DME، ماهواره GPS

### مقدمه

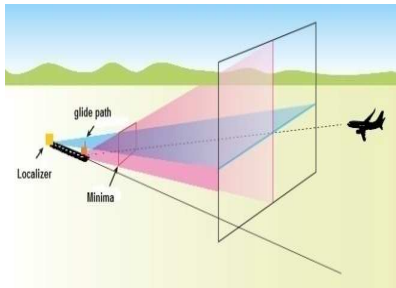
یکی از سامانه‌های پر استفاده در امر ناوبری دستگاه DME است که در داخل فرودگاه‌ها و اطراف آن‌ها نصب می‌شود. هواپیما با ارسال مرتب زوج پالس‌های گوسین سؤال<sup>۸</sup> به دستگاه و دریافت سیگنال‌های پاسخ<sup>۹</sup> از آن، فاصله‌اش را از فرودگاه به دست می‌آورد. سیگنال‌های ارسالی از آنتن این سامانه به‌صورت پخش همه‌جهته<sup>۱۰</sup> می‌باشد. در حالت ایده آل بیشترین فاصله اندازه‌گیری شده به کمک این سیستم<sup>۱۱</sup> ۲۰۰NM می‌باشد که همزمان به تعداد ۱۰۰ هواپیما سرویس ناوبری می‌دهد [۲]. مراحل محاسبه فاصله هواپیما توسط ایستگاه زمینی DME به دو قسمت مرحله جستجو و مرحله ردیابی تقسیم می‌شود. در مرحله جستجو با ارسال (۱۵۰-۱۲۰) زوج پالس گوسین از طرف هواپیما موقعیت ایستگاه ناوبری زمینی پیدا خواهد شد [۳و۴]. در مرحله ردیابی، تعداد ۲۷ زوج پالس گوسین پرسش در هر ثانیه<sup>۱۲</sup> از طرف هواپیما به سمت DME ارسال می‌شود. و متقابلاً همین تعداد پالس پاسخ از سمت ایستگاه زمینی، به گیرنده هواپیما خواهد رسید. در نتیجه فاصله هواپیما از فرودگاه توسط رابطه (۱) به دست می‌آید [۴].

علم ناوبری در هوانوردی، اهمیت ویژه‌ای دارد که برای هدایت صحیح هواپیما در مسیر پرواز نیز از این علم استفاده می‌شود. سامانه DME<sup>۱</sup> برای تعیین موقعیت و فاصله هواپیما تا فرودگاه کاربرد داشته و از ILS<sup>۲</sup> جهت به دست آوردن شیب و انحراف از خط مرکزی باند در زمان فرود هواپیما استفاده می‌شود. این دو سامانه، سیگنال‌های الکترونیکی را جهت ناوبری و هدایت هواپیماها در فضا منتشر می‌کنند. عدم نصب دستگاه‌های ناوبری زمینی در تمام مناطق، تشعشع سیگنال‌های آن‌ها به‌صورت انتشار در خط مستقیم<sup>۳</sup> و همچنین افزایش روزافزون حجم ترافیک در مسیرهای هوایی سبب استفاده از ماهواره‌ها در هوانوردی شده است. از طرفی مسافت طولانی ماهواره‌ها از سطح زمین باعث بروز انواع خطا در سیگنال‌های ارسالی به هواپیما خواهد شد. برای حذف این خطاها و افزایش دقت ناوبری، می‌توان از تکنیک‌های مختلفی مانند ABAS<sup>۷</sup>، GBAS<sup>۶</sup>، SBAS<sup>۵</sup>، PBN<sup>۴</sup> استفاده نمود [۱].

<sup>۸</sup>Interrogator  
<sup>۹</sup>Transponder  
<sup>۱۰</sup>Omnidirectional

<sup>۱</sup>Distance Measuring Equipment  
<sup>۲</sup>Instrument Landing System  
<sup>۳</sup>Line Of Sight  
<sup>۴</sup>Performance-based Navigation  
<sup>۵</sup>Satellite Based Augmentation System

در اندازه گیری فاصله، انحراف از خط مرکزی باند و شیب فرود هواپیما از فرودگاه خواهند شد.

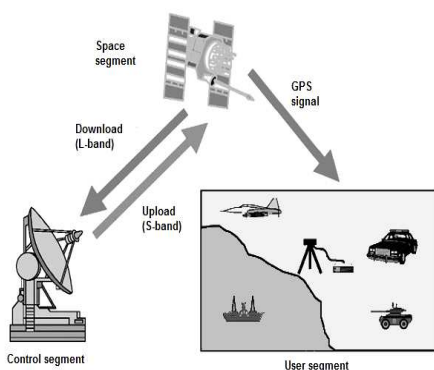


شکل ۲. فرود هواپیما در باند فرودگاه به کمک سیگنال های سیستم ILS [۵].

ب: نصب دستگاه های ناوبری زمینی در جنگل ها، کوهستان ها، بیابان ها و اقیانوس ها امکان پذیر نبوده و در مناطق یاد شده سرویس ناوبری نخواهیم داشت. از این رو سامانه های GPS<sup>۱۵</sup> به عنوان اولین و کامل ترین ماهواره در مسیرهای هوایی به هواپیماها سرویس ناوبری می دهند [۶]. ماهواره GPS توسط اداره نظامی آمریکا بوجود آمده و تعیین دقیق و پیوسته موقعیت های طول، عرض، ارتفاع، زمان و ... را برای کاربرها به عهده دارد. مدارهای ماهواره به مرکزیت زمین، در ارتفاع ۲۰۲۰۰ کیلومتری طوری طراحی شده اند که هر لحظه (۱۲-۴) ماهواره در هر نقطه از زمین را به صورت انتشار در خط مستقیم در دید داشته باشند. هدف اصلی این ماهواره ها انتقال اطلاعات به زمین با فرکانس های اختصاص داده شده به آن ها می باشد. سرویس های ناوبری ماهواره GPS در دو بخش ارائه می شوند که در ادامه توضیح داده شده است.

### الف: سرویس مکان یابی استاندارد<sup>۱۶</sup> SPS

این سرویس برای همه کاربرها از جمله در هوانوردی کاربرد دارد، که مکان یابی را با دقت حدود ۱۰۰ متر افقی و ۱۵۶ متر عمودی و زمان را نسبت به UTC<sup>۱۷</sup> با دقت ۳۴۰ نانوثانیه در ۹۵٪ اوقات فراهم می نماید [۶].



شکل ۳. ارسال سیگنال های PPS به کاربران [۶]

$$S = \frac{C}{2} \times (t_{Total} - t_0) \quad (1)$$

$$C = 3 \times 10^8 \frac{m}{s}$$

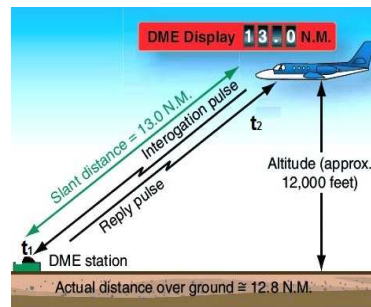
$t_1$ : زمان سپری شدن سیگنال سؤال از هواپیما به ایستگاه زمینی

$t_2$ : زمان سپری شدن سیگنال پاسخ از ایستگاه زمینی به هواپیما

$t_0$ : زمان تحلیل سیگنال های دریافتی در گیرنده DME

S: فاصله هواپیما تا فرودگاه

شکل ۱ بیانگر ارسال پالس های سؤال و پاسخ دستگاه زمینی است.



شکل ۱. ارسال و دریافت سیگنال های سؤال و پاسخ هواپیما و دستگاه DME زمینی [۳].

ILS دستگاهی است که به خلبان کمک خواهد کرد تا در شرایط بد آب و هوایی، تقرب و فرودی ایمن و سالم بر روی باند انجام دهد. این سامانه به همراه DME در سایت های ناوبری نصب می شود. خلبان دو نوع اطلاعات از این سامانه دریافت می کند که شامل اطلاعات راهنمای افقی و عمودی است [۵]. سیگنال هایی که اطلاعات مربوط به حرکت هواپیما در سمت افق را در اختیار خلبان قرار می دهد توسط دستگاهی بنام LLZ<sup>۱۴</sup> تولید می گردد. گیرنده هواپیما با دریافت اطلاعات لازم، میزان انحراف هواپیما نسبت به خط مرکزی باند را تعیین و خلبان با حرکت عرضی به چپ و راست، هواپیما را دقیقاً در خط مرکزی باند هدایت خواهد نمود [۵]. پخش سیگنال ها جهت تعیین شیب فرود هواپیما توسط دستگاهی بنام GP<sup>۱۳</sup> تولید می گردد. خلبان با دریافت اطلاعات لازم در گیرنده در صورت نیاز با کاهش یا افزایش ارتفاع، هواپیما را با شیب (۴-۲) درجه در باند فرود خواهد آورد [۵]. در شکل ۲ نمایش نمادین ILS آمده است. در ادامه این مقاله محدودیت ها و مشکلات دستگاه های ناوبری، روش های بهبود عملکرد ناوبری، روش پیشنهادی و نتایج شبیه سازی آمده است.

### محدودیت ها و مشکلات دستگاه های ناوبری زمینی

جهت نصب سامانه های ILS/DME دو مشکل اساسی در فرودگاه ها وجود دارد:

**الف:** چون پخش سیگنال های ناوبری آن ها به صورت مستقیم منتشر می شوند، بنابراین با توجه به موانع موجود در مسیر ارسال، بعضی مواقع این سیگنال ها به هواپیما یا سیستم زمینی نرسیده و یا به صورت اکو دریافت خواهند شد. در نتیجه، عوامل بالا باعث ایجاد خطا و کاهش دقت

<sup>۱۵</sup>Global Positioning System

<sup>۱۶</sup>Standard Positioning Service

<sup>۱۷</sup>Universal Time Coordinated

<sup>۱۳</sup>Localizer

<sup>۱۴</sup>Glide Path

صحت ارسال سیگنال: در ماهواره GPS اگر سیگنالی قطع شود بعد از دو ساعت پیام هشدار به خلبان داده خواهد شد و هیچ تضمینی برای ارائه سرویس ناوبری وجود ندارد (سیگنال تعریف نشده است)، در صورتی که با توجه به عدد نشان داده شده توسط دستگاه‌های زمینی صحت ارسال سیگنال همواره برقرار است.

پیوستگی سیگنال: با توجه تأثیر تغییر جوی بر GPS احتمال قطع سیگنال وجود داشته و هیچ تضمینی برای ارائه سرویس ناوبری همیشگی وجود ندارد (سیگنال تعریف نشده است) ولی با توجه به عدد نشان داده شده پیوستگی و عدم قطع سیگنال و ارائه سرویس ناوبری توسط دستگاه‌های زمینی امکان پذیر است. پس به دلیل محدودیت‌های دستگاه‌های زمینی و عدم امکان نصب آنها در تمام مناطق و همچنین وجود عوامل خطا در ماهواره‌ها، باید از تکنیک‌های جدیدی استفاده شود که سبب بهبود پارامترهای فوق در تمام مناطق شود [۶].

### روش‌های بهبود عملکرد ناوبری

در این بخش اهم روش‌های بهبود ناوبری که امروزه در کشورهای پیشرفته کاربرد دارد آمده است:

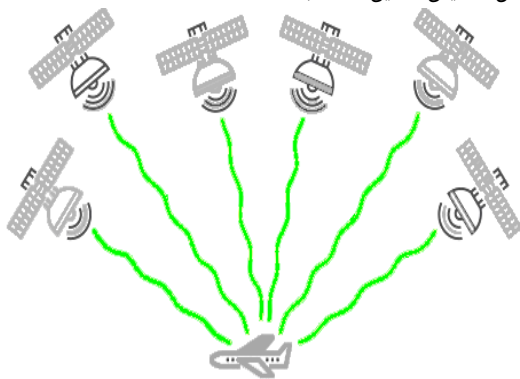
#### الف: بهبود عملکرد ناوبری هوانوردی با تکنیک ABAS<sup>23</sup>

این تکنیک معمولاً در دو حالت کاربرد دارد:

**الف:** با نصب گیرنده‌ای داخل هواپیما و دریافت سیگنال‌های ارسالی از حداقل پنج ماهواره، موقعیت‌های مستقلی برای هواپیما محاسبه خواهد شد، که اگر تعدادی از ماهواره‌ها معیوب باشند، موقعیت‌های به دست آمده باهم تفاوت داشته و ماهواره معیوب قابل شناسایی نخواهد بود.

ب: با افزایش ماهواره‌ها قطعاً تعداد موقعیت‌ها افزایش یافته و در صورت مغایرت آن‌ها ماهواره‌های معیوب شناسایی می‌شوند.

در روش ABAS احتمال اینکه تمامی ماهواره‌ها از یکدیگر مکان‌هندسی مناسبی داشته و سیگنال‌های آن‌ها به هواپیما برسد ضعیف می‌باشد. بنابراین پارامتر دسترسی به سیگنال برای هواپیما به صورت دائم غیرممکن بوده و سرویس ناوبری بهینه‌ای نخواهیم داشت [۷]. در شکل ۴ نمایش نمادین حالت ب ABAS آمده است.



FDE need six satellite in view

شکل ۴. روش ABAS در بهبود ناوبری [۷]

#### ب: سرویس مکان‌یابی دقیق PPS<sup>18</sup>

سرویس نظامی دقیق و بسیار سریعی است که به‌طور مداوم برای کاربران مجاز که توسط آمریکا تأیید شده باشد سرویس می‌دهد [۶]. در شکل ۳ نمایش نمادین این مطلب آمده است.

جهت اطمینان از صحت عملکرد سیگنال‌های ارسالی دستگاه‌های زمینی و ماهواره‌ها همواره پارامترهای ناوبری زیر بررسی می‌شوند:

#### دقت سیگنال<sup>19</sup>

نشانه دقت سیگنال‌های ارسالی از سمت ماهواره‌ها می‌باشد که اگر کاربر این سیگنال‌ها را با خطا دریافت کند در پیدا کردن موقعیت دچار اشتباه خواهد شد. این پارامتر مهم‌ترین عامل ارزیابی سیگنال‌های ناوبری است.

#### صحت سیگنال<sup>20</sup>

نشانه صحت و درستی سیگنال‌های ارسالی می‌باشد که اگر غلط باشند باید بلافاصله به کاربر، جهت عدم استفاده از سیگنال‌های نادرست پیام هشدار داده شود.

#### پیوستگی سیگنال<sup>21</sup>

یعنی سیگنال‌ها در تمام مدت به‌صورت شبانه‌روزی و بدون وقفه ارسال شده و قطع نشوند.

#### در دسترس بودن سیگنال<sup>22</sup>

هرگاه برای سیگنال تمامی پارامترهای دقت بالا، صحت و پیوستگی به‌صورت یکجا فراهم شود، آنگاه در دسترس و اختیار کاربر (هواپیما) قرار خواهد گرفت [۶].

ارسال سیگنال‌های GPS از فاصله طولانی به کاربران و تأثیر تغییرات جوی بر آن‌ها باعث بروز انواع خطاهای یونوسفر، اتمسفر، مسیرهای چندگانه، ساعت ماهواره و بروز خطای عمدی در سیگنال‌های ساعت ماهواره خواهند شد [۶].

در جدول ۱ بررسی پارامترهای ناوبری در GPS و سامانه‌های زمینی آمده است.

جدول ۱. تجزیه و تحلیل پارامترهای ناوبری در GPS و ILS-DME

پارامترها ناوبری	GPS	ILS/DME
دقت افقی	۱۳ متر	۱۶ متر
دقت عمودی	۲۲ متر	۴ متر
در دسترس بودن سیگنال	٪ ۹۹	٪ ۱۰۰
صحت ارسال سیگنال	تعریف نشده	$2 \times 10^{-7}$
پیوستگی سیگنال	تعریف نشده	$1 \times 10^{-5}$

با توجه به جدول ۱ نتایج زیر حاصل می‌شود:

دقت عمودی: در مسیر پروازی یک کیلومتری خطای دستگاه زمینی ۱۶ متر کمتر از GPS می‌باشد.

در دسترس بودن سیگنال: سیگنال‌ها توسط دستگاه‌های زمینی در تمام اوقات در اختیار هواپیما قرار می‌گیرد، ولی احتمال قطع سیگنال توسط GPS وجود دارد.

<sup>18</sup>Precision Positioning Service

<sup>19</sup>Accuracy

<sup>20</sup>Integrity

<sup>21</sup>Continuity

<sup>22</sup>Availability

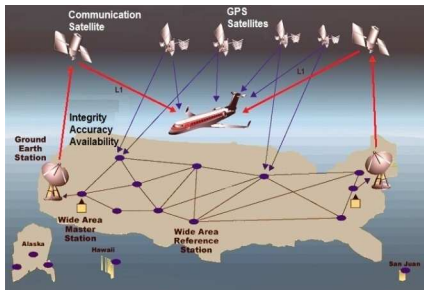
<sup>23</sup>Aircraft Based Augmentation System

هشدار به خلبان: پیام خطایی است که جهت عدم ایجاد سانحه به خلبان داده می‌شود. این پارامتر در GPS به دلیل وجود انواع خطاها دو ساعت بوده و در GBAS بهبود یافته است.

دسترسی به سیگنال: اعداد نشان داده شده بهبود GBAS نسبت به GPS را نشان می‌دهد [۸].

### ج: بهبود عملکرد ناوبری هوانوردی با تکنیک SBAS<sup>26</sup>

با توجه به شکل ۶ در روش SBAS مجموعه ایستگاه‌های مرجع (دایره‌ها) که موقعیت آنها از پیش تعیین شده، در نقاط مختلف دنیا نصب می‌شود. ایستگاه‌های مرجع، سیگنال‌های ماهواره GPS را دریافت و برای پردازش و اصلاح خطا به ایستگاه مرکزی می‌فرستند. سپس اطلاعات اصلاح شده به ماهواره‌های GEO<sup>27</sup> ارسال و از طریق آن‌ها مجدد به سمت زمین برمی‌گردند. لذا کلیه کاربرانی (هواپیما، کشتی و...) که در محدوده پوشش ماهواره‌های GEO باشند می‌توانند موقعیت دقیق خود را به دست آورند [۹].



شکل ۶. تکنیک SBAS در بهبود ناوبری [۹]

بررسی تکنیک SBAS با استفاده از پارامترهای ناوبری در جدول ۳ آمده است.

جدول ۳. تجزیه و تحلیل پارامترهای ناوبری در تکنیک SBAS

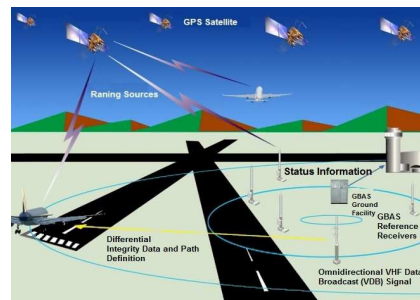
پارامترهای ناوبری	مسیر بین شهرها و کشورها	مسیر ۴۰ کیلومتری فرودگاه
دقت افقی	۳.۷ کیلومتر	۱۶ متر
دقت عمودی	تعریف نشده	تعریف نشده
صحت ارسال سیگنال	$1-1 \times 10^{-7}$	$1-1 \times 10^{-7}$
هشدار به خلبان	۵ دقیقه	۵ دقیقه
پیوستگی سیگنال	$1-1 \times 10^{-8}$	$1-1 \times 10^{-8}$
دسترسی سیگنال	٪۱۰۰	٪۱۰۰

نتایج حاصل از جدول ۳ بشرح زیر است:

با توجه به جدول، از روش SBAS برخلاف GBAS در مسیره‌های دوردست و خارج فرودگاه استفاده می‌شود. بنابراین می‌توان این روش را با GPS به صورت زیر مقایسه نمود.

### ب: بهبود عملکرد ناوبری هوانوردی با تکنیک GBAS<sup>24</sup>

این روش جهت تصحیح خطا و افزایش دقت و با نصب سیستم GBAS در فاصله (۲۰-۳۰) نایکال مایلی باند فرودگاه کاربرد دارد. اطلاعات اصلاحی موقعیت، از مقایسه موقعیت دریافت شده از ماهواره‌ها و موقعیت از پیش تعیین شده گیرنده‌های نصب شده روی زمین به دست می‌آیند. شکل ۵ نشان می‌دهد که ۴ گیرنده مرجع زمینی نصب شده در اطراف فرودگاه، سیگنال‌های ماهواره‌های GPS را دریافت و برای پردازش و تصحیح خطا به ایستگاه مرکزی ارسال می‌کنند. سپس توسط بخش VDB<sup>25</sup> (آنتن GBAS) اطلاعات GBAS به هواپیما ارسال و مسیر فرود ناوبری پروازها با دقت بالایی انجام می‌شود. مزیت مهم تکنیک GBAS افزایش قابل توجه دقت در زمان فرود هواپیما می‌باشد و علت این افزایش، وجود ۴ گیرنده بوده که موقعیت صحیح برای آن‌ها از قبل داده شده است. در صورتی که در ILS/DME به دلیل وجود موانع و تغییرات جوی، در مسیر ارسال سیگنال احتمال کاهش مقدار دقت وجود دارد. عیب GBAS محدوده پوششی کم برای هواپیماها می‌باشد [۸].



شکل ۵. تکنیک GBAS جهت ارائه ناوبری با دقت بالا [۸]

بررسی تکنیک GBAS با استفاده از پارامترهای ناوبری در جدول ۲ آمده است.

جدول ۲. تجزیه و تحلیل پارامترهای ناوبری در تکنیک GBAS

پارامترهای ناوبری	تکنیک GBAS
دقت افقی	۱۶ متر
دقت عمودی	۶-۴ متر
صحت ارسال سیگنال	$1-2 \times 10^{-7}$
هشدار به خلبان	در ۶ ثانیه
پیوستگی سیگنال	$1-8 \times 10^{-6}$ هر ۱۵ ثانیه
در دسترس بودن سیگنال	٪۱۰۰

نتایج حاصل از مقایسه جداول ۱ و ۲ عبارتند از:

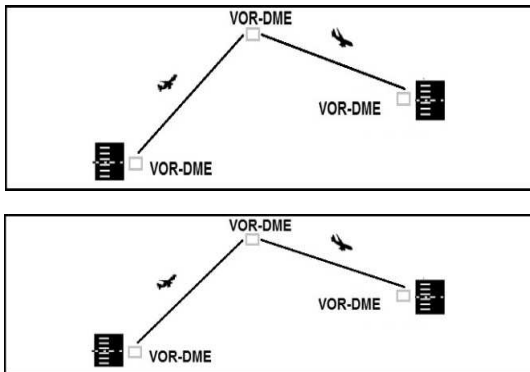
دقت عمودی: اعداد نمایش داده شده نشان از بهبود روش GBAS نسبت به GPS دارد.

صحت و پیوستگی سیگنال: این سیگنال‌ها در GPS به دلیل وجود خطاهای مختلف در مسیر ارسال تعریف نشده و تضمینی برای اجرای آن‌ها وجود ندارد. ولی همین پارامترها در GBAS بهبود پیدا کرده است.

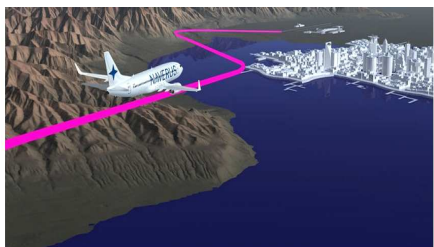
<sup>26</sup>Satellite Based Augmentation System  
<sup>27</sup>Geostationary Earth Orbit

<sup>24</sup>Ground Based Augmentation System  
<sup>25</sup>VHF Digital Broadcast

بسیار بالا و بدون انحراف از مسیر اقدام به پرواز نماید. با توجه به شکل ۸، این ویژگی پرواز در مسیر منحنی در زمان تقرب و فرود هواپیما کاربردهای فراوانی دارد از جمله کاهش آلودگی صوتی، عدم عبور پرواز از مناطق پرجمعیت، عدم عبور پرواز از روی کوه، جنگل و... که زمان فرود، احتمال خطر و سانحه برای هواپیما وجود داشته باشد [۱۰].



شکل ۷. مقایسه ناوبری مبتنی بر دستگاه‌های زمینی و RNAV [۱۰]



شکل ۸. ناوبری به روش RNP [۱۰]

با توجه به شکل ۹ اعداد در تکنیک RNP نشانگر افزایش دقت افقی در این سرویس ناوبری است. مثلا استفاده از سرویس ناوبری RNP<sup>1</sup> یعنی فاصله ۱ NM (۳۶۰۰ متر) به صورت افقی در سمت چپ و راست توسط هواپیما در ۹۵٪ از زمان پرواز، رعایت شده است. هواپیمای دوم می‌تواند به فاصله ۲NM از هواپیمای اول حرکت کند. از بقیه اعداد نیز همین مفهوم حاصل می‌شود. از این طرح پروازی می‌توان نتیجه گرفت که در تکنیک PBN (RNAV-RNP) از فضا استفاده بهینه نموده و همزمان چندین هواپیما می‌توانند با فواصل کم تعیین شده به سمت فرودگاه حرکت کنند که چنین حالتی برای اجرای طرح‌های پرواز با استفاده از تکنیک‌های قبلی و دستگاه‌های ناوبری زمینی اتفاق نخواهد افتاد [۱۰].

بسیاری از فرودگاه‌های پیشرفته و پرتراфик با استفاده از سرویس‌های RNAV و RNP طرح‌های ناوبری را با دقت بالا اجرا نموده که امتیازات افزایش ایمنی پروازها، افزایش فراوان ظرفیت استفاده از فضا، کاهش چشمگیر مصرف سوخت هواپیماها، کاهش آلودگی صوتی، کاهش نشر گازهای مضر متصاعد شده از هواپیماها و کاهش آلودگی هوا را به دنبال خواهد داشت [۱۱ و ۱۰].

دقت افقی: اعداد نمایش داده شده روش SBAS با توجه به اینکه در مسیر طولانی‌تری انجام می‌شود، پس در مقایسه با جدول ۱ نسبت به GPS، بهبود نشان می‌دهد.

دقت عمودی: چون پرواز در خارج فرودگاه و در زمان فرود هواپیما انجام نمی‌شود، دقت عمودی اهمیتی ندارد (تعریف نشده).

بقیه پارامترها: پارامترهای صحت، پیوستگی، دسترسی و هشدار به خلبان در روش SBAS نسبت به GPS جدول ۱ بهبود قابل ملاحظه‌ای را نشان می‌دهد. بهبود پارامترهای روش SBAS نسبت به GPS به دلیل وجود نصب ایستگاه‌های مرجع با موقعیت معلوم و اصلاح آنها در ایستگاه مرکزی می‌باشد [۹].

### د: بهبود طرح‌های پروازی هوانوردی با تکنیک PBN<sup>28</sup>

به روش PBN، ناوبری مبتنی بر عملکرد گفته می‌شود، که با دو پارامتر زیر ارتباط مستقیم دارد.

الف: تجهیزات الکترونیکی و ناوبری داخلی هواپیما باید مدرن و به روز باشند.

ب: با استفاده از نرم‌افزارهای مخصوص، طرح‌ها و مسیرهای پروازی نسبت به تکنیک‌های قبلی با دقت بسیار بالاتری طراحی شوند.

بخاطر عوامل اشاره شده، ناوبری از طریق PBN برخلاف تکنیک‌های GBAS و SBAS محدود به منطقه خاصی نمی‌شود و خلبان در هر شرایط آب و هوایی و در تمام مناطق، با دقت بسیار بالاتری نسبت به تکنیک‌های قبلی، هواپیما را در مسیرهای تعریف شده هدایت خواهد کرد. این تکنیک از دو سرویس ناوبری عمده زیر استفاده می‌کند [۱۰].

#### الف: RNAV<sup>29</sup>

در این تکنیک، مسیرهای پروازی به گونه‌ای طراحی می‌شوند که هواپیماها بتوانند از دستگاه‌های زمینی و ماهواره‌ها استفاده کرده به مسیر خود ادامه دهند. در شکل ۷ هواپیما در ناوبری مبتنی بر RNAV که از ماهواره‌ها و تجهیزات مدرن استفاده می‌کند، مسیر بسیار کوتاه‌تری را نسبت به هواپیمایی که از ناوبری سنتی (VOR<sup>30</sup>/DME) استفاده می‌کند، طی خواهد نمود. این مزیت به دلیل تجهیزات پیشرفته هواپیما و طراحی مسیر پروازی با قابلیت بالا می‌باشد. به بیان ساده‌تر اگر همین هواپیما از تجهیزات الکترونیکی قدیمی با قابلیت پایین استفاده کند نمی‌تواند از تکنیک ناوبری RNAV استفاده نماید و باید همان ناوبری سنتی را اجرا کند [۱۰]. در شکل ۷ مقایسه نمادین این مورد نمایش داده شده است.

#### ب: RNP<sup>31</sup>

تکنیک RNP مشابه سرویس ناوبری RNAV می‌باشد. با این تفاوت که هواپیماها باید مجهز به سیستم نظارت و هشدار نیز باشند، تا در صورت انحراف هواپیما از مسیر هوایی موردنظر به خلبان هشدار داده شود. در این روش هواپیما قادر خواهد بود که در یک مسیر منحنی با دقت

<sup>28</sup>Performance-based Navigation

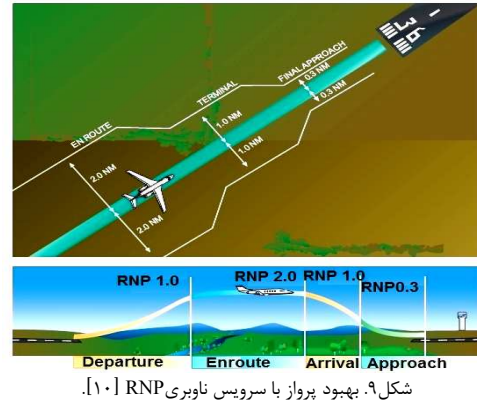
<sup>29</sup>Area navigation

<sup>30</sup>VHF Omnidirectional Range

<sup>31</sup>Required navigation performance

$GDOP > 6$  خیلی بد، سیگنال نامعتبر و کاربر موقعیتش را پیدا نخواهد کرد.

در شکل ۱۰ مکان هندسی ماهواره ها از نظر فاصله و زاویه و به وجود آمدن GDOP ایده آل و ضعیف بررسی شده است. با توجه به این شکل، در سمت چپ وضعیت قرار گرفتن ماهواره ها به گونه ای می باشد که از نظر زاویه و فاصله بسیار مناسب انتخاب شده، بنابراین تمام شرایط برای برقراری ارتباط ایده آل بوده و ارسال اطلاعات با دقت کافی برای هواپیماها ایجاد شده است. از طرفی در سمت راست همین شکل، نشان داده شده که نحوه چینش ماهواره ها اصلا مناسب نبوده، و نمی توانند اطلاعات مفیدی را در اختیار هواپیما و بقیه کاربرها قرار دهند [۱۷].



شکل ۹. بهبود پرواز با سرویس ناوبری RNP [۱۰].

### بهبود طرح های تقرب فرودگاه های ایران با تکنیک DGPS

در بخش های قبل تکنیک های مختلفی با هدف بهبود ناوبری هوانوردی در مسیرهای مختلف پروازی بررسی شدند. روش های یاد شده در کشورهای صاحب صنعت هوانوردی، کاربرد داشته و در کشور ایران فعلاً به دلایل زیر استفاده ای ندارد:

الف: زیرساخت های لازم جهت طراحی مسیرهای پروازی برای استفاده از تکنیک های فوق آماده نیست.

ب: جهت استفاده از روش های یاد شده، تمامی هواپیماها مجهز به تجهیزات پیشرفته نمی باشند. بنابراین جهت انجام طرح ها و مسیرهای پروازی فرودگاه های ایران در حال حاضر از تکنیک و روش سنتی به کمک دستگاه های زمینی DVOR<sup>۳۲</sup>/DME در نزدیک فرودگاه ها و بین شهرها و کشورها و از ILS/DME در زمان تقرب استفاده می شود که به دلیل محدودیت ها و مشکلات عنوان شده برای آن ها می توان از روش DGPS<sup>۳۳</sup> و GDOP<sup>۳۴</sup> برای مسیرهای پروازی در زمان تقرب با دقت بالا استفاده نمود.

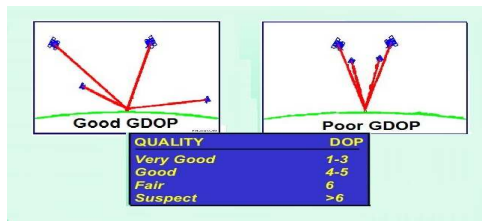
### تعیین موقعیت گیرنده ایستگاه مرجع در تکنیک DGPS با استفاده از الگوریتم GDOP

جهت تعیین موقعیت هواپیما به روش DGPS همواره لازم است ایستگاه مرجع با حداقل چهار ماهواره به صورت دائم ارتباط داشته باشد. برای این منظور می توان از الگوریتم GDOP به شرح ذیل استفاده کرد [۱۸-۱۲]. در این الگوریتم معیار اعتبارسنجی سیگنال های ماهواره ها این گونه توصیف می شود:

۱-۳: GDOP خیلی خوب، و کاربر موقعیتش را با دقت خیلی بالا پیدا خواهد کرد. این حالت می تواند به عنوان ایستگاه مرجع در روش DGPS انتخاب شود.

۴-۵: GDOP خوب، سیگنال ها معتبر بوده و کاربر موقعیتش را با دقت بالا پیدا خواهد کرد.

۶-۵: GDOP نسبتاً خوب، سیگنال نسبتاً معتبر و کاربر موقعیتش را با دقت نسبتاً بالا پیدا خواهد کرد.



شکل ۱۰. مقایسه GDOP ضعیف و ایده آل [۱۷].

### الگوریتم مربوط به عملکرد تکنیک DGPS و GDOP برای تعیین موقعیت بهینه هواپیما

در این روش یک گیرنده GPS به عنوان ایستگاه مرجع<sup>۳۴</sup> در نقطه ای مرتفع از فرودگاه نصب شده و با توجه به شکل ۱۱ موقعیت هواپیما با روش DGPS به صورت زیر تعیین می شود [۱۵، ۱۷، ۱۹، ۲۰].

الف: ابتدا مختصات مختلفی از سیگنال های دستگاه ناوبری زمینی مانند طول، عرض، ارتفاع، سرعت، فاصله و ... (x1-y1-z1,...) توسط ماهواره های GPS (حداقل ۴ و حداکثر ۱۲ ماهواره) در بهترین حالت الگوریتم GDOP، شناسایی و این اطلاعات به صورت پیش فرض و با دقت بالا در اختیار ایستگاه مرجع (DGPS) قرار می گیرد.

ب: سپس در حالت ضعیف الگوریتم GDOP مختصات دیگری از سیگنال ناوبری  $\pm\theta$  (x2-y2-z3,...) دریافت و با دقت پایین در اختیار ایستگاه مرجع قرار می گیرد.  $\pm\theta$  نشانگر مقدار کاهش پارامترهای ناوبری از جمله دقت می باشد.

ج: در این مرحله سیگنال های (الف و ب) به کمک ایستگاه مرجع، پس از تصحیحات تفاضلی (....., X3 = X2 - X1, ...), به صورت آنی<sup>۳۵</sup> و بدون پردازش و تأخیر زمانی روی اطلاعات دریافت شده به سمت هواپیمای در حال حرکت ارسال و با اصلاح  $\pm\theta$  سیگنال هایی با دقت بالا و کمترین خطا در اختیار خلبان قرار می گیرد.

د: چون گیرنده هواپیما مختصات دستگاه ناوبری را به دلیل خطاهای مختلف ماهواره ها و GDOP ضعیف به صورت  $(\pm\theta)$  (X-Y-Z),... دریافت می کند، ارتباط دوطرفه هواپیما با ایستگاه مرجع، سبب ارسال

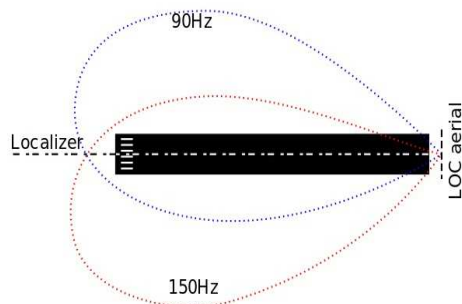
<sup>۳۴</sup>D(GPS) Reference Station  
<sup>۳۵</sup>Real Time

<sup>۳۲</sup>Doppler effect VOR  
<sup>۳۳</sup>Geometric Dilution Of Precision

سیستم عامل Windows طراحی شده، بسیار قدرتمند بوده و اطلاعات ارسالی از دستگاه های ناوبری را با سرعت و دقت بالا در کمترین زمان ممکن آنالیز و پردازش نموده، در اختیار کاربر قرار می دهد [۲۰].

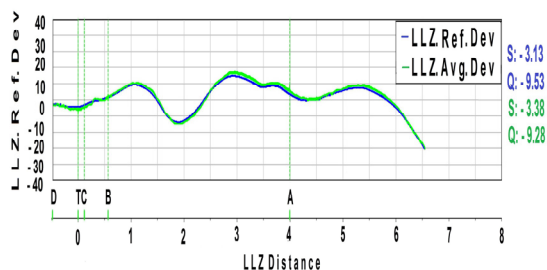
### شبیه سازی مسیر حرکت افقی هواپیما

قبلا اشاره شد که دستگاه ناوبری ILS شامل دو فرستنده GP, LLZ می باشد. بنابراین اگر پخش سیگنال های ناوبری هر کدام از دستگاه های فوق خطا داشته یا قطع شوند، ایستگاه ناوبری برای هواپیما غیر قابل استفاده بوده و خلبان نمی تواند در این فرودگاه فرود بیاید. با توجه به توضیحات اشاره شده و اهمیت دستگاه های ILS در زمان فرود هواپیماها، نیاز است پارامترهای مهم سیگنال های مسیر حرکت، مانند میزان انحراف هواپیما از خط مرکزی باند و مقدار شیب هواپیما در زمان فرود، را با دقت بالا و به کمک تکنیک DGPS شبیه سازی نماییم. لازم به یادآوری است که در تمام شبیه سازی ها از الگوریتم عملکرد تکنیک DGPS و GDOP استفاده شده است. در شکل ۱۲ پخش سیگنال های هدایت افقی توسط LLZ برای هواپیما آمده است.



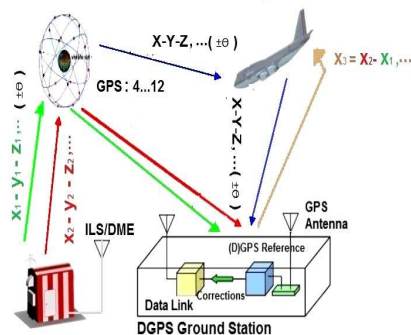
شکل ۱۲. پخش سیگنال های LLZ برای هدایت افقی هواپیما

با توجه به شکل ۱۲ در اثر پخش سیگنال های ۹۰ و ۱۵۰ هرتز از فرستنده LLZ در دو طرف خط مرکزی باند اختلاف عمق مدولاسیون یا  $DDM^{37}$  که به مفهوم انحراف هواپیما از خط مرکزی باند است به وجود خواهد آمد. در بهترین حالت اگر  $DDM = 0$  باشد هواپیما در زمان فرود دقیقاً در خط مرکزی باند حرکت خواهد نمود. این حالت غیرممکن بوده و هواپیما از خط مرکزی، مقداری انحراف خواهد داشت. ولی به کمک تکنیک DGPS می توان مقدار انحراف و خطا را به حداقل رساند [۴]. در شکل ۱۳ (الف-ب) مسیر حرکت افقی هواپیما و میزان خطای آن در زمان تقرب با تکنیک DGPS شبیه سازی شده است.



شکل ۱۳. الف. حرکت افقی هواپیما در زمان تقرب با تکنیک DGPS

سیگنال های اصلاحی (حالت ج) از DGPS به هواپیما شده و در نهایت، مقدار خطای  $\pm \theta$  سیگنال های دریافتی هواپیما حداقل شده و خلبان با کمترین خطا، موقعیت، فاصله، جهت، شیب فرود و ... را از باند فرودگاه به دست می آورد.



شکل ۱۱. اصلاح موقعیت هواپیما به کمک روش DGPS [۲۰]

در جدول ۴ پارامتر دقت با استفاده از روش DGPS، دستگاه های ناوبری زمینی (ILS/DME) و ماهواره GPS، مقایسه شده است.

جدول ۴. مقایسه دقت به کمک تکنیک DGPS (با GDOP)، ماهواره GPS و ILS-DME

پارامتر ناوبری	دقت
ماهواره GPS	دقت افقی: ۱۳ متر دقت عمودی: ۲۲ متر
ILS/DME	دقت افقی: ۱۶ متر دقت عمودی: ۴ متر
تکنیک DGPS (با GDOP)	دقت افقی: ۲/۲۲۹ متر دقت عمودی: ۲/۵۸۹ متر

نتایج حاصل از جدول ۴ به شرح زیر است:

دقت افقی: دقت افقی روش DGPS نسبت به GPS و ILS/DME به ترتیب در حدود ۱۱ و ۱۴ متر بهبود نشان می دهد.  
دقت عمودی: دقت عمودی روش DGPS نسبت به GPS و ILS/DME به ترتیب در حدود ۲۰ و ۱.۵ متر بهبود نشان می دهد.

### نتایج شبیه سازی طرح های تقرب فرودگاه پرتدد مشهد

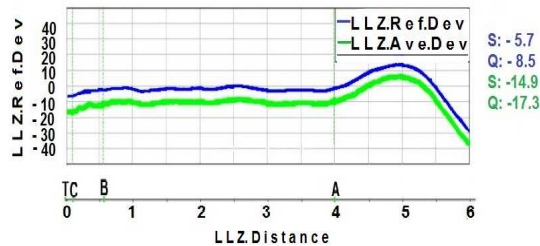
در این بخش سیگنال های مسیرهای پروازی در طرح های تقرب فرودگاه مشهد را با استفاده از تکنیک بهبود یافته DGPS و سیگنال های GPS بررسی، تجزیه و تحلیل و شبیه سازی نموده و آن ها را باهم مقایسه خواهیم نمود. دلیل انتخاب این فرودگاه این است که از لحاظ تعداد پروازهای ورودی و خروجی روزانه، این فرودگاه دارای رتبه نخست در ایران است. برای شبیه سازی از نرم افزار AD\_AFIS<sup>۳۶</sup> استفاده شده است. نرم افزار یاد شده مختص هوانوردی بوده و در کابین هواپیما، کنار گیرنده های دستگاه های ناوبری D(VOR)/DME و ILS/DME و دیگر تجهیزات الکترونیکی نصب می شود. این نرم افزار با استفاده از

<sup>۳۷</sup>DIFFERENCE IN DEPTH OF MOUDULATION

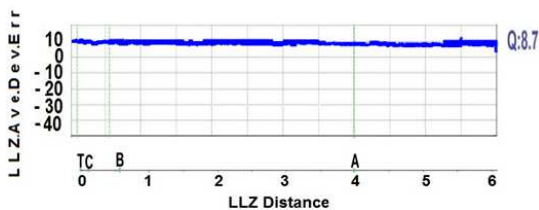
<sup>۳۶</sup>AERODATA- FLIGHT INSPECTION SYSTEM

حدودی ۴NM در طول مسیر پروازی و خط مرکزی باند فقط ۰/۱۹۲۶ متر انحراف دارد.

در شکل ۱۴ (الف - ب) مسیر حرکت افقی هواپیما و میزان خطای آن در زمان تقرب با ماهواره GPS شبیه‌سازی شده است.



شکل ۱۴. الف. حرکت افقی هواپیما در زمان تقرب با سیگنال‌های GPS



شکل ۱۴. ب. میزان خطای حرکت افقی هواپیما در زمان تقرب با GPS

منحنی‌ها در دو مسیر پروازی طرح تقرب، و با استفاده از سیگنال‌های ماهواره GPS و LLZ شبیه‌سازی شده‌اند. با استفاده از منحنی‌های مرجع و چک دوره‌ای انجام شده و رابطه (۳) داریم.

$$Q_{LLZRef} - Q_{LLZAve} = Q_{LLZAveErr} \quad (3)$$

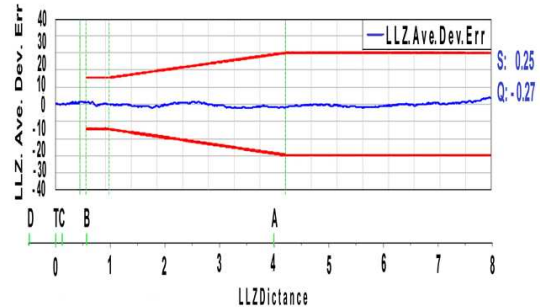
$$-15 \mu A - (-17.3) \mu A = 8.7 \mu A$$

$$150 \mu A \quad 107 m$$

$$1/18 \quad X = 6/27$$

اعداد  $X=6/27$  و  $X=0/1926$  از روابط (۲) و (۳) نمایانگر بهبود حدودی ۶ متر در روش DGPS نسبت به ماهواره GPS در این مسیر پروازی است. در شکل ۱۵ (الف - ب) توان تولید شده توسط LLZ و دریافت همین پارامتر به وسیله گیرنده هواپیما با روش DGPS و ماهواره GPS شبیه‌سازی شده‌اند.

سیگنال‌های ارسالی از دستگاه LLZ در گیرنده هواپیما به صورت چگالی توان<sup>۳۹</sup> دریافت خواهند شد. که این سیگنال‌ها به ترتیب با استفاده از تکنیک DGPS (شکل ۱۵- الف) و ماهواره GPS (۱۵- ب) شبیه‌سازی شده‌اند. حداقل توان دریافت شده در گیرنده هواپیما باید  $107 \text{ dBW/m}^2$  باشد. که خطوط قرمز نشانگر این دو حداقل در دو شکل بالا می‌باشد. طبیعی است که اگر سیگنال‌های ارسالی زیر این خط باشند، هیچ‌گونه توانی در گیرنده هواپیما دریافت نخواهد شد. همچنین محور افقی (LLZ Avg Corr) میزان شدت توان دریافتی از دستگاه LLZ می‌باشد. مقادیر لحظه‌ای و میانگین توان در شکل‌ها بیانگر بهبود توان دریافتی به روش DGPS می‌باشد. در جدول ۵ نتایج حاصل از سیگنال‌های شبیه‌سازی شده مسیر LLZ نمایش داده شده است.



شکل ۱۳. ب. میزان خطای حرکت افقی هواپیما در زمان تقرب با DGPS اطلاعات به دست آمده از شبیه‌سازی حاصل، شامل سه بخش است:

الف) منحنی LLZ Reference Deviation (LLZ.Ref.Dev)

این گراف شامل پارامتر مهم پخش برای انحراف حداکثر ۰/۵ متر از خط مرکزی باند با پخش افقی امواج جهت فرود هواپیما<sup>۳۸</sup> وسط دستگاه LLZ بوده و نخستین بار، زمان طراحی مسیرهای پروازی، توسط نرم‌افزار شبیه‌سازی شده که به عنوان سیگنال مرجع با بالاترین دقت و کمترین خطا در بخش نرم‌افزار هواپیما ذخیره و سیگنال‌های شبیه‌سازی شده دیگر با توجه به آن سنجیده خواهند شد [۴].

ب) منحنی LLZ Average Deviation (LLZ.Ave.Dev)

این گراف به عنوان چک دوره‌ای (هر ۶ ماه) دستگاه LLZ و برای اطمینان از پخش سیگنال‌های ارسالی، شبیه‌سازی شده و به دلیل خطاهای مختلف ماهواره‌ها و موانع موجود در مسیر پخش سیگنال‌های LLZ، با مقدار خطای  $\pm \theta$  به هواپیما خواهد رسید. گراف فوق با توجه به شکل منحنی مرجع مقایسه و با تکنیک DGPS به صورت تفاضلی، اصلاح شده و مقدار خطای  $\pm \theta$  کم خواهد شد [۴].

پ) منحنی LLZ Average Deviation Error (LLZ.Ave.Dev.Err)

این گراف به عنوان تفاضل منحنی‌های شبیه‌سازی شده LLZ Reference Deviation و LLZ Avg Deviation خواهد بود. حاصل تفاضل این دو منحنی، مقدار خطا و انحراف دستگاه LLZ را برای هواپیما در زمان فرود نسبت به خط مرکزی باند تعیین می‌کند. قرار گرفتن منحنی LLZ Average Deviation Error بین دو خط قرمز نشانگر میزان انحراف هواپیما در طول مسیر و در زمان تقرب است که مقدار قابل قبولی می‌باشد [۴].

ت) مقدار تغییرات میانگین سیگنال در طول مسیر می‌باشد.

ث) مقدار تغییرات لحظه‌ای سیگنال در طول مسیر می‌باشد.

با استفاده از شکل‌های ۱۳ (الف-ب)، جهت تعیین مقدار خطا از پارامتر Q (میانگین تغییرات سیگنال در طول مسیر) از رابطه (۲) به صورت زیر استفاده خواهد شد.

$$Q_{LLZRef} - Q_{LLZAve} = Q_{LLZAveErr} \quad (2)$$

$$-9.527 \mu A + 9.257 \mu A = -0.27 \mu A$$

$$150 \mu A \quad 107 m$$

$$-0.27 \quad X = 0/1926$$

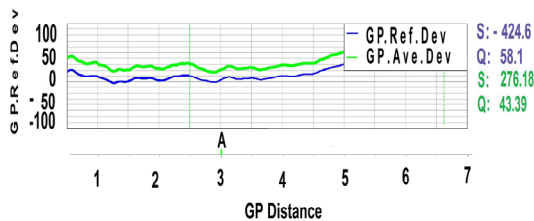
۱۵۰  $\mu A$  نشانگر انرژی حاصل از سیگنال‌های LLZ بوده که خلبان با دریافت آن متوجه خواهد شد که ۱۰۷ متر از خط مرکزی باند فاصله دارد و عدد  $X=0/1926$  یعنی هواپیما به کمک تکنیک DGPS از فاصله

<sup>39</sup>Power Density

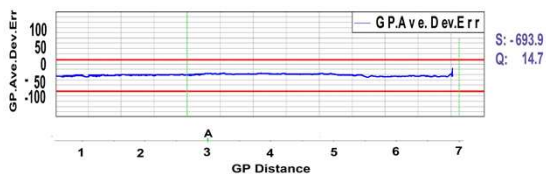
<sup>38</sup>with



مسیرهای پروازی، توسط نرم‌افزار شبیه‌سازی شده که با بالاترین دقت و کمتری خطا در بخش نرم‌افزار هواپیما ذخیره و سیگنال‌های شبیه‌سازی شده دیگر با توجه به آن سنجیده خواهند شد.



شکل ۱۵. الف. حرکت عمودی هواپیما در زمان تقرب با روش DGPS



شکل ۱۷. ب. حرکت عمودی هواپیما در زمان تقرب با ماهواره GPS

ب)  $GP.Ave.Dev = GP \text{ Average Deviation}$   
این گراف به‌عنوان چک دوره‌ای (هر ۶ ماه) دستگاه GP، شبیه‌سازی شده و به دلیل خطاهای مختلف ماهواره‌ها و موانع موجود در مسیر پخش سیگنال‌های GP، با مقدار خطای  $\pm \theta$  به هواپیما خواهد رسید. گراف فوق با توجه به شکل منحنی مرجع مقایسه و مقدار خطای  $\pm \theta$  خواهد شد.

ج)  $GP.Ave.Dev.Err = GP \text{ Average Deviation Error}$   
این گراف به‌عنوان تفاضل منحنی‌های شبیه‌سازی شده GP Reference و GP Avg Deviation خواهد بود. حاصل تفاضل این دو منحنی، مقدار خطای شیب، فرستنده GP را برای هواپیما در زمان فرود تعیین می‌کند. قرار گرفتن منحنی GP Avg Deviation Error بین دو خط قرمز نشانگر میزان خطای شیب در طول مسیر و در زمان تقرب است. جهت تعیین مقدار خطای شیب از پارامتر Q (میانگین تغییرات سیگنال در طول مسیر) با استفاده از رابطه (۴) خواهیم داشت.

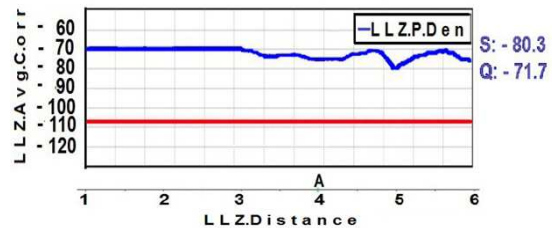
$$Q_{GP \text{ Ref}} - Q_{GP \text{ Avg}} = Q_{GP \text{ Avg Err}} \quad (4)$$

$$58/1 - 43/39 = 14/71 \mu A \quad \text{در نتیجه:}$$

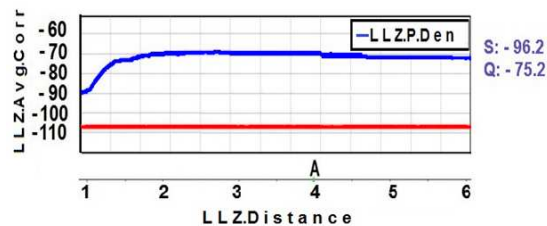
$$\text{به ازای } \theta = 3^\circ \text{ و } \theta/240 \text{ و } 150 \mu A \quad X = 0.07$$

عدد درجه  $X = 0.07$  نشان می‌دهد که هواپیما از فاصله ۷ ناتیکال مایلی به کمک تکنیک DGPS با شیب فرود  $(3 + 0.07)$  درباند فرودگاه مشهد فرود خواهد آمد. در شکل ۱۸ (الف - ب) مسیر حرکت عمودی هواپیما و میزان خطای آن برای تعیین شیب فرود در زمان تقرب با ماهواره GPS شبیه‌سازی شده است.

شبیه‌سازی‌ها در دو مسیر پروازی طرح تقرب، و با استفاده از سیگنال‌های ماهواره GPS و GP انجام شده‌اند. با استفاده از منحنی‌های مرجع، در رابطه (۵) داریم:



شکل ۱۵. الف. توان دریافتی در گیرنده هواپیما با روش DGPS



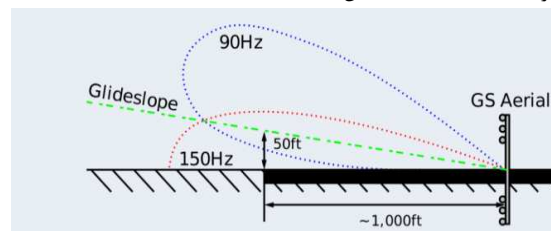
شکل ۱۵. ب. توان دریافتی در گیرنده هواپیما با ماهواره GPS

جدول ۵. نتایج حاصل از سیگنال‌های شبیه‌سازی شده مسیر LLZ

روش پیشنهادی	انحراف از خط مرکزی باند (متر)	توان لحظه‌ای dBW/m <sup>2</sup>	توان میانگین dBW/m <sup>2</sup>
DGPS	۰.۱۷۸ متر	-۸۰.۳ dBW/m <sup>2</sup>	-۷۱.۷ dBW/m <sup>2</sup>
ماهواره GPS	۶.۲۷ متر	-۹۶.۲ dBW/m <sup>2</sup>	-۷۵.۲ dBW/m <sup>2</sup>
بهبود با DGPS	حدود ۶ متر	-۱۶ dBW/m <sup>2</sup>	-۳.۳ dBW/m <sup>2</sup>

### شبیه‌سازی مسیر حرکت عمودی هواپیما

در شکل ۱۶ سیگنال‌های عمودی برای تعیین شیب فرود به کمک فرستنده Glide Path نمایش داده شده است.



شکل ۱۶. سیگنال‌های عمودی برای تعیین شیب فرود هواپیما [۴]

در شکل ۱۷ (الف - ب) مسیر حرکت عمودی هواپیما و میزان خطای آن در زمان تقرب با تکنیک DGPS شبیه‌سازی شده است.

منحنی‌های شکل نشان داده شده در شکل ۱۷ (الف و ب) در دو مسیر پروازی طرح تقرب، شبیه‌سازی شده‌اند که شامل سه بخش است:

الف)  $GP.Ref.Dev = GP \text{ Reference Deviation}$

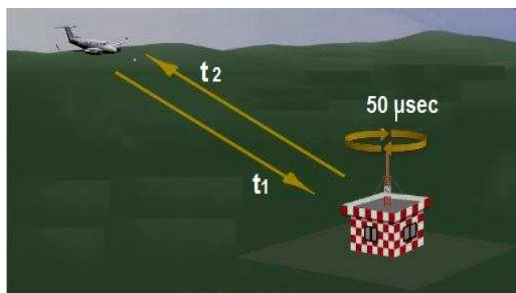
این منحنی به‌عنوان گراف مرجع جهت پخش عمودی امواج فرستنده GP با شیب  $(4-2)$  درجه جهت فرود هواپیما در زمان طراحی

جدول ۶: نتایج حاصل از سیگنال های شبیه سازی شده مسیر GP

روش بکار رفته	انحراف از خط مرکزی باند (متر)	توان لحظه ای dBW/m <sup>2</sup>	توان میانگین dBW/m <sup>2</sup>
DGPS	۰.۰۷ درجه	-۸۰.۳ dBW/m <sup>2</sup>	-۷۱.۷ dBW/m <sup>2</sup>
ماهواره GPS	۰.۳۵۹ درجه	-۹۶.۲ dBW/m <sup>2</sup>	-۷۵.۲ dBW/m <sup>2</sup>
DGPS با بهبود	حدود ۰.۳۲۵ درجه	-۱۶ dBW/m <sup>2</sup>	-۳.۳ dBW/m <sup>2</sup>

### تعیین فاصله هواپیما تا فرودگاه با پخش سیگنال های DME

شکل ۲۰ بیانگر پخش سیگنال های سؤال هواپیما و ارسال پاسخ از طرف سامانه کمک ناوبری DME می باشد. جهت تعیین فاصله هواپیما تا باند فرودگاه، ابتدا باید محل نصب و موقعیت سامانه مورد نظر پیدا شود. جستجوی موقعیت ایستگاه DME با روش DGPS و GPS در شکل ۲۱ (الف - ب) شبیه سازی شده است.



شکل ۲۰. تعیین فاصله هواپیما تا باند فرودگاه به کمک DME [۲]

در منحنی های شبیه سازی شده نقطه Lock محل پیدا شدن موقعیت این سامانه می باشد. در Memory برای لحظات خیلی کوتاه مجدد به حالت جستجو رفته و Unlock نقطه ای است که موقعیت ایستگاه پیدا نمی شود. در شکل ۲۱ (الف - ب) منحنی های شبیه سازی شده به ترتیب مربوط به DGPS و GPS می باشد که در هر دو موقعیت و محل نصب دستگاه DME پیداشده و اختلافی دیده نمی شود. تعیین فاصله هواپیما با روش DGPS در شکل ۲۲ (الف - ب) آمده است.

اطلاعات به دست آمده از شبیه سازی حاصل شامل سه بخش است: DME.Reference.Range جهت تعیین فاصله هواپیما تا فرودگاه این گراف به عنوان منحنی مرجع شبیه سازی شده در هواپیما ذخیره می شود. DME.Receive.Range فاصله هواپیما تا DME که به دلیل چک دوره ای (هر ۶ ماه) پخش ایستگاه زمینی شبیه سازی شده و با توجه به منحنی مرجع سنجیده خواهد شد. DME.Range.Error این گراف به عنوان تفاضل منحنی های شبیه سازی شده DME.Receive.Range و DME.Reference.Range می باشد. حاصل تفاضل این دو منحنی، تعیین مقدار خطای فاصله، هواپیما تا فرودگاه

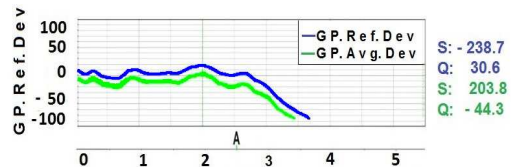
$$Q_{GP Ref} - Q_{GP Avg} = Q_{GP Avg Error} \quad (۵)$$

$$۳۰/۶ \mu A + ۴۴/۳ \mu A = ۷۴/۹ \mu A$$

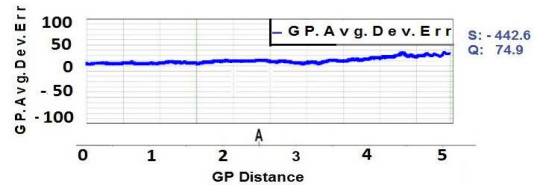
$$۱۵۰ \mu A \quad ۰/۲۴ \theta \quad \theta = ۳ \text{ درجه}$$

$$۷۴/۹ \mu A \quad X = ۰/۳۶$$

اعداد  $X = ۰/۰۷$  و  $X = ۰/۳۶$  حاصل از روابط (۴) و (۵) نمایانگر بهبود حدودی ۰/۳ درجه در روش DGPS نسبت به ماهواره GPS در این مسیر پروازی است.

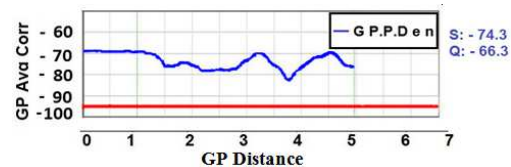


شکل ۱۸. الف. حرکت عمودی هواپیما در زمان تقرب با تکنیک GPS

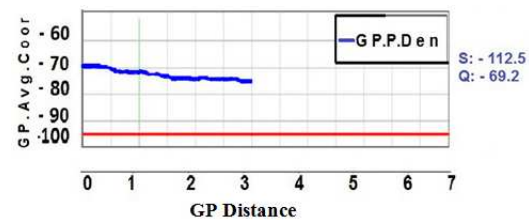


شکل ۱۸. ب. میزان خطای حرکت عمودی هواپیما در زمان تقرب با GPS

توان دریافتی هواپیما با تکنیک DGPS و GPS در شکل ۱۹ (الف - ب) آمده است.



شکل ۱۹. الف. توان دریافتی گیرنده هواپیما با DGPS



شکل ۱۹. ب. توان دریافتی گیرنده هواپیما با GPS

با توجه به منحنی های شبیه سازی شده شکل ۱۹ (الف - ب) و مقادیر آن ها نتیجه می گیریم که مقادیر لحظه ای و میانگین چگالی توان با روش DGPS نسبت به ماهواره GPS به ترتیب در حدود،  $۳۸$  و  $۳$  dBW/m<sup>2</sup> بهبود پیدا نموده است.

در جدول ۶ نتایج شبیه سازی های حرکت عمودی (شیب فرود هواپیما)

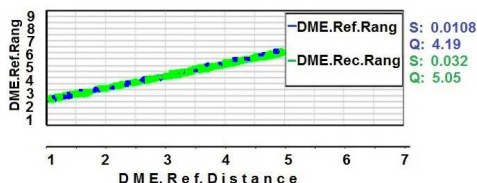
$$1/691 - 3/724 = -2/033$$

به ازای: (متر) خطا  $0/1$  NM

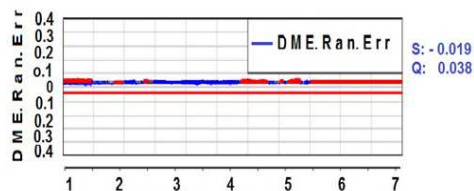
$$X = 0/2 \quad -2/033$$

در نتیجه

با توجه به اعداد (  $X = 0/1086$  ) نتیجه خواهیم گرفت که در روش DGPS نسبت به GPS، حدودا  $0/114$  متر بهبود دیده می شود. در ضمن محدوده اندازه گیری شده مربوط به فاصله 7 ناتیکیال مایلی بوده و در مسیرهای پروازی دورتر اعداد محاسبه شده برای تعیین فاصله هواپیما تا فرودگاه و مقدار بهبود آن با روش DGPS و ماهواره GPS بیشتر خواهد شد.

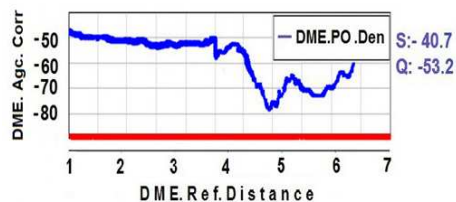


شکل 23 الف. تعیین فاصله هواپیما تا ایستگاه DME با ماهواره GPS

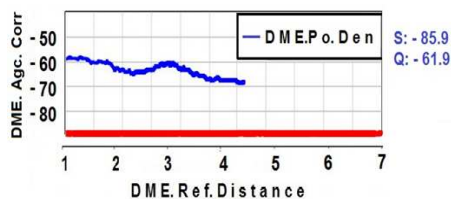


شکل 23 ب. تعیین خطای فاصله هواپیما تا ایستگاه DME با ماهواره GPS

تعیین توان دریافتی هواپیما با تکنیک DGPS و GPS در شکل 24 الف (ب) شبیه سازی شده است.



شکل 24 الف. توان دریافتی هواپیما با ماهواره DGPS



شکل 24 ب. توان دریافتی هواپیما با ماهواره GPS

بین خطوط قرمز بیانگر میزان خطای قابل قبول در طول مسیر و زمان تقرب هواپیما است. جهت تعیین مقدار خطا با استفاده از پارامتر Q و رابطه (6) خواهیم داشت.

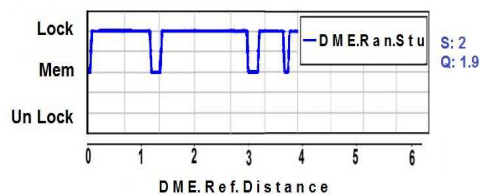
$$Q_{Ref Range} - Q_{Rec Range} = Q_{Range Error} \quad (6)$$

$$4/19 - 5/05 = -0/86$$

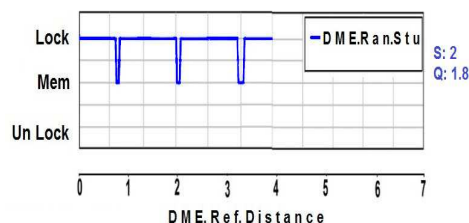
به ازای (متر) خطا  $0/1$  NM

$$X = 0/086 \quad -0/86$$

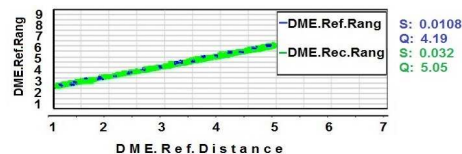
از محاسبات بالا نتیجه می گیریم که مقدار خطای تعیین شده فاصله هواپیما تا فرودگاه از محدوده 7 ناتیکیال مایلی حدودا  $0/086$  متر می باشد.



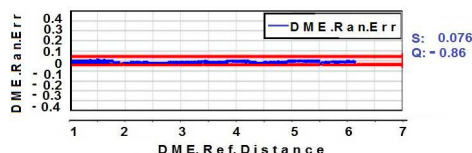
شکل 26 الف. جستجوی موقعیت ایستگاه DME با روش DGPS



شکل 26 ب. جستجوی موقعیت ایستگاه DME با GPS



شکل 27 الف. تعیین فاصله هواپیما تا ایستگاه DME با روش DGPS



شکل 27 ب. تعیین خطای فاصله هواپیما تا ایستگاه DME با DGPS

فاصله هواپیما با ماهواره GPS در شکل 23 الف - ب) شبیه سازی شده است.

با استفاده از سیگنال های ماهواره GPS از شکل های 23 - الف و ب) و رابطه خواهیم داشت:

$$Q_{Ref Range} - Q_{Rec Range} = Q_{Range Error} \quad (7)$$

جدول ۷. نتایج حاصل از سیگنال های شبیه سازی شده فاصله هواپیما تا فرودگاه

روش بکار رفته	موقعیت ایستگاه DME	خطای فاصله تا فرودگاه (متر)	ارتفاع هواپیما از DME (متر)	توان لحظه ای دریافتی هواپیما $dBW/m^2$	توان میانگین دریافتی هواپیما $dBW/m^2$
DGPS	پیدا می شود	۰/۰۸۶	S: 3294 Q: 4580	-۴۰/۷	-۵۳/۲
ماهواره GPS	پیدا می شود	۰/۲	S: 3234 Q: 3570	-۸۵/۹	-۶۱/۶
بهبود DGPS	تفاوتی ندارد	۰/۱۱۴	S: 60 Q: 1000	-۴۵/۲	-۸/۴

### تشکر و قدردانی

از "اداره کل ارتباطات و ناوبری هوایی ایران" که همکاری لازم را برای انجام شبیه سازی های این مقاله در محیط پرواز واقعی داشتند، نهایت تشکر و قدردانی را داریم.

### نتیجه گیری

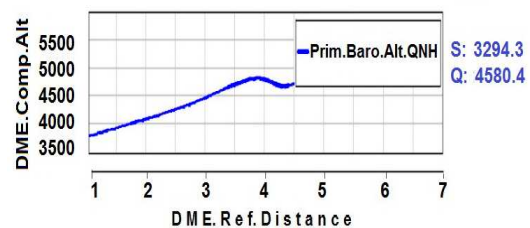
در این مقاله، محدودیت ها و نقاط ضعف سامانه های ناوبری زمینی و ماهواره GPS بررسی و برای رفع معضلات عنوان شده، تکنیک های مختلف ناوبری را جهت بهبود مسیرهای پروازی بررسی نموده و با توجه به دلایل عنوان شده نتیجه گرفتیم روش های مذکور در حال حاضر در هوانوردی ایران کاربردی ندارند. لذا به کمک تکنیک ترکیبی DGPS و GDOP، پخش سیگنال های دستگاه های زمینی ILS/DME در مسیرهای پروازی فرودگاه پرتردد مشهد را شبیه سازی نموده و آن ها را با یکدیگر مقایسه کردیم. نتیجه این مقایسه بهبود تمام پارامترها از جمله مهم ترین آن ها، افزایش دقت در طرح های پروازی بود. استفاده از این تکنیک سبب افزایش ضریب اطمینان برای خلبان ها، صرفه جویی در وقت و هزینه ها، افزایش ایمنی پروازها و کاهش مصرف سوخت و آلاینده های زیست محیطی در مسیرهای هوایی خواهد شد. از این تکنیک می توان در تمامی فرودگاه های ایران استفاده نمود. قابل ذکر است که تاکنون شبیه سازی دقیقی با نرم افزار موجود در کابین هواپیما، در این زمینه انجام نشده است که در این مقاله از این روش بهره گرفته شده است.

### مراجع

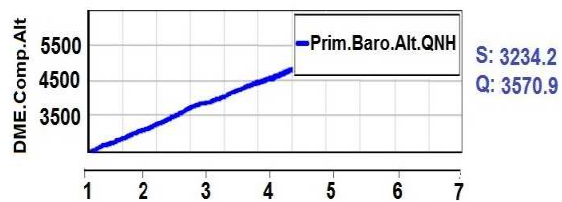
- [1] Utton, Benjamin, "Navigation Nautical Astronomy Pilots and pilotage" 15<sup>th</sup> ed, pp. 1-100, 2004.  
 [2] Publish by Indra Company, "Distance assuring Equipment Norm arc LDB-TION/REVISION B/5, pp. 1-100, Aug 2015.

با توجه به منحنی های شبیه سازی شده و مقادیر آن ها نتیجه می گیریم که مقادیر لحظه ای و میانگین چگالی توان با روش DGPS و GDOP (۲۴- الف) نسبت به ماهواره GPS (۲۴-ب) به ترتیب در حدود  $d BW/m^2$  (۴۵ و ۸) بهبود نشان می دهد. در واقع در روش DGPS چون سیگنال های دریافت شده هواپیما به صورت تفاضلی اصلاح شده است، پس سیگنال با مصرف توان و انرژی کمتری در گیرنده هواپیما دریافت می شود. ولی با استفاده از ماهواره به دلیل وجود انواع خطاها و موانع موجود در مسیر ارسال سیگنال های دستگاه های زمینی، سیگنال با مصرف انرژی بیشتری در گیرنده هواپیما دریافت خواهد شد.

تعیین ارتفاع هواپیما با تکنیک DGPS و ماهواره GPS در شکل ۲۵ (الف) (ب) نمایش داده شده است.



شکل ۲۵. الف. ارتفاع پروازی هواپیما با تکنیک DGPS



شکل ۲۵. ب. ارتفاع پروازی هواپیما با GPS

با توجه به منحنی های شبیه سازی شده و مقادیر آن ها نتیجه می گیریم که مقادیر لحظه ای و میانگین ارتفاع هواپیما از DME جهت دریافت سیگنال های آن به کمک روش DGPS (شکل- ۲۵ الف) نسبت به ماهواره GPS (شکل- ۲۵ ب) به ترتیب در حدود (۱۸ و ۳۰۳) متر بهبود یافته است. یعنی در روش DGPS به دلیل تصحیحات تفاضلی، در ارتفاع بالاتری سیگنال های دستگاه زمینی را دریافت نموده ولی حین پرواز به کمک ماهواره به دلیل مشکلات عنوان شده، برای دریافت سیگنال های دستگاه زمینی مجبور است ارتفاع پروازی را کاهش دهد. در ضمن اعداد محاسبه شده برای محدوده پروازی ۷ ناتی کال مایلی بوده و برای فواصل دورتر اختلاف اعداد و مقدار بهبود به روش DGPS بیشتر خواهد شد. در جدول ۷ نتایج شبیه سازی های فاصله هواپیما تا فرودگاه ارائه شده است.

- [14] K. J. Manjunath, K. L. Sudha, S. K. Raman Vignesam, "Investigation of GDOP for IRNSS", 2017 3rd International IEEE Conference on Applied and Theoretical Computing and Communication Technology (iCATccT), Tumkur, 2017.
- [15] Ian Sharp, Kegen Yu, "GDOP Analysis for Positioning System Design," IEEE TRANSACTIONS ON VEHICULAR TECHNOLOGY, vol. 58, no. 7, pp. 3371-3382, 2009.
- [16] Jungbeom Kim, Junesol Song, "Accuracy Improvement of DGPS for Low-Cost Single-Frequency Receiver Using Modified Falchion Corrector Parameter Correction," International Journal of GEO Information, vol. 6, no. 222, pp. 1-21, 2017.
- [17] Nalini kumari Arasavali, Sasibhushana Rao Gottapu, Ashok Kumar, "GDOP Analysis With Optimal Satellites Using GA for Southern Region of Indian Subcontinent," Science Direct, vol. 143, pp. 303-308, 2018.
- [18] Lavanya Bagadi, Gottapu Sasibhushana Rao "Application of Ant Colony Optimization for GDOP and GPS Position Estimation over South Coast of India," Journal of Advanced Research in Dynamical & Control Systems, vol. no. 10, 03 -Special Issue, 2018.
- [19] M.R.Mosavi, A.Rashidinia, "Improving Accuracy of DGPS Correction Prediction in Position Domain using Radial Basis Function Neural Network Trained by PSO Algorithm," Iranian Journal of Electrical & Electronic Engineering, vol. 13, no. 3, pp. 219-227, 2017.
- [20] Publish by Aero data Company, "Automatic light Inspection 113 User Manual Software Function," vol.1, pp. 1-53, 2013.
- [3] Publish by Indra Company, "Distance Measuring Equipment Normarc LDB-103", EDITION/REVISION B/5, pp. 1-200, Aug 2015.
- [4] Publish by ICAO, "ANNEX10, Radio Navigation Aids", vol.1, pp. 165-200, July 2006.
- [5] Publish by Indra Company, "NORMARC7000 Installation and Commissioning", pp. 80-100, Aug 2015.
- [6] Publish by ICAO, R. K. Nath, R. Mukherjee, and B. K. Sikdar, "Performance- based navigation," pp. 175-200, 2013.
- [7] Daniel Salós, Anais artinea, and B. K. Sikdar, "Receiver Autonomous Integrity Monitoring of GNSS Signals for Electronic Toll Collection," Aero Journal, vol. 47, pp. 94-103, 2014.
- [8] T.Murphy, T.Lmrich, "Implementation and operational Use of Ground-Based Augmentation Systems," Aerospace Journal, vol. 96, pp. 7-18, 2008.
- [9] Hongliang Xu, Jinling Wang, XingqunZhan, "autonomous broadcast ephemeris improvement for GNSS using inter-satellite ranging measurements," J. Advances in Computer Engineering and Technology, vol. 2, no. 1, pp. 17-26, 2012.
- [10] HanYi, shen Xiaoyun, Yan Siming, "Research on Satellite Navigation Performance Prediction Method in Support of PBN," Elsevier Trans. on Aero Systems vol. 15, no. 1, pp. 535-541, Jan. 2012.
- [11] Kabir O. Kasim, "Assessing the Benefits of Performance-Based Navigation Procedures," Journal of Aviation Technology and Engineering vol. 15, no. 1, pp. 1-5, Jan. 2017.
- [12] N. Acosta, J.Toloza, "Techniques to improve the GPS precision," International Journal of Advanced Electronic industry, vol. 1, no. 1, pp. 1-8, Jan. 2012.
- [13] Moiz chasmai, Arun barde, "Accuracy enhancement techniques for global navigation satellite systems and its military ground based navigation application," J. Wireless Communications and Networking Technologies, vol. 3, no. 1, pp. 20-26, 2014.