

MỤC LỤC

LỜI NÓI ĐẦU	1
CÁC TỪ VIẾT TẮT	3
CHƯƠNG 1: TỔNG QUAN VỀ CÁC HỆ THỐNG DẪN ĐƯỜNG VỆ TINH	5
1.1 Sơ lược lịch sử phát triển.....	5
1.2 Các hệ thống dẫn đường vệ tinh trên thế giới.....	7
1.2.1 Hệ thống dẫn đường vệ tinh NAVSTAR -GPS	7
1.2.2 Hệ thống Glonass	15
1.2.3 Hệ thống vệ tinh dẫn đường dân dụng bao phủ INMARSAT	18
1.3 Các hệ tọa độ sử dụng trong dẫn đường vệ tinh	20
1.3.1 Hệ tọa độ địa lý OzXdYdZd	20
1.3.2 Hệ tọa độ chuẩn địa tâm.....	21
1.3.3 Hệ tọa độ GPS.....	22
1.3.4 Hệ tọa độ địa lý cục bộ ENU	24
1.4 Hệ thời gian sử dụng trong dẫn đường vệ tinh	24
1.3.1 Giờ GPS	24
1.3.2 Giờ UTC.....	25
1.5 Lịch vệ tinh	27
CHƯƠNG 2: NGUYÊN LÝ ĐỊNH VỊ CỦA HỆ THỐNG DẪN ĐƯỜNG VỆ TINH NAVSTAR -GPS.....	28
2.1 Nguyên lý dẫn đường của hệ thống dẫn đường vệ tinh NAVSTAR - GPS	28
2.2 Xác định khoảng cách giả để định vị trong phương pháp dẫn đường ...	29
2.2.1 Định nghĩa khoảng cách giả.....	29
2.2.2 Xác định vị trí từ các khoảng cách giả.....	31
2.3 Định vị tương đối thời gian thực GPS	34
2.4 Tín hiệu dẫn đường từ vệ tinh trong hệ thống GPS.....	35

2.4.1	Cấu trúc tín hiệu	35
2.4.2	Tính chất và thành phần của tín hiệu GPS	39
2.5	Cấu trúc máy thu GPS	47
2.5.1	Lọc và khuếch đại tín hiệu cao tần.....	47
2.5.2	Đổi tần và khuếch đại trung tần	48
2.5.3	Số hoá tín hiệu GPS	49
2.5.4	Xử lý tín hiệu bằng cơ sở	50
2.6	Độ chính xác của hệ thống GPS và các nguyên nhân gây sai số.....	52
2.6.1	Độ chính xác của GPS	52
2.6.2	Các nguyên nhân gây sai số	53
CHƯƠNG 3 : ỨNG DỤNG HỆ THỐNG ĐỊNH VỊ VỆ TINH TRONG		
NGÀNH HÀNG KHÔNG		
3.1.	Hạn chế của hệ thống dẫn đường truyền thống	55
3.2.	Cấu trúc hệ thống Testbed	56
3.3.	Các hệ thống tăng cường dẫn đường	56
3.3.1.	Hệ thống SBAS (Satellite Based Augmentation System)	57
3.3.2.	Hệ thống GBAS (Ground-Based Augmentation System)	60
3.3.3.	Các yếu tố ảnh hưởng đến hệ thống tăng cường	63
CHƯƠNG 4: KHAI THÁC HỆ THỐNG DẪN ĐƯỜNG VỆ TINH TRÊN		
MÁY BAY BOEING 777.....		
4.1	Giới thiệu hệ thống dẫn đường vệ tinh trên máy bay Boeing 777	64
4.2	Máy thu tín hiệu vệ tinh GPS trên máy bay Boeing 777	65
4.2.1	Sơ đồ khối máy thu GPS trên Boeing 777.....	65
4.2.2	Nguyên lý làm việc của hệ thống GPS trên máy bay Boeing 777	67
4.3	Chức năng các khối trong hệ thống GPS trên máy bay Boeing 777	70
4.3.1	Chức năng khối thu nhận đa phương thức MMR.....	70
4.3.2	Hệ thống dẫn đường quán tính ADIRS	75
4.3.3	Khối nguồn và anten GPS.....	78

4.3.4 Hệ thống hiển thị	79
4.3.5 Khối dữ liệu không khí và dẫn đường quán tính ADIRU	82
4.3.6 Hệ thống cảnh báo gần mặt đất GPWC (ground proximity warning computer)	84
4.3.7 Hệ thống tính toán và quản lý chuyến bay FMCF (flight management computing function)	84
4.4 Công tác kiểm tra mặt đất	85
4.5 Công tác bảo dưỡng cho hệ thống GPS trên máy bay Boeing 777.....	85
KẾT LUẬN	86
TÀI LIỆU THAM KHẢO.....	88

LỜI NÓI ĐẦU

Ngày nay, thế giới thông tin ngày càng phát triển một cách đa dạng và phong phú. Nhu cầu về thông tin liên lạc trong cuộc sống càng tăng cả về số lượng và chất lượng, đòi hỏi các dịch vụ của ngành viễn thông càng mở rộng. Trong những năm gần đây thông tin vệ tinh trên thế giới đã có những bước tiến vượt bậc đáp ứng nhu cầu đời sống, đưa con người nhanh chóng tiếp cận với các tiến bộ khoa học kỹ thuật.

Nhằm đáp ứng cho các mục đích dẫn đường cũng như xác định vị trí một cách chính xác, nhanh chóng và thuận tiện, một số quốc gia và tổ chức quốc tế trên thế giới đã xây dựng nên các hệ thống định vị dẫn đường có độ chính xác cao để thay thế cho các phương pháp định vị dẫn đường truyền thống như: NAVSTAR - GPS, GLONASS, INMARSAT, GALILEO...

Công nghệ định vị toàn cầu NAVSTAR - GPS (Navigation Satellites Time and Ranging - Global Positioning System) là hệ thống định vị toàn cầu được Bộ Quốc Phòng Mỹ xây dựng và phát triển vào năm 1973 và được hoàn thiện vào năm 1994.

Công nghệ GPS bắt đầu được giới thiệu và ứng dụng vào Việt Nam từ giữa những năm 1990 nhưng chủ yếu để phục vụ cho công việc quan trắc bản đồ. Những năm gần đây hệ thống GPS đã được Việt Nam áp dụng vào quản lý, giám sát các phương tiện giao thông, đặc biệt ứng dụng công nghệ GPS vào các phương tiện kỹ thuật cao như: máy bay và tàu thủy... Tạo bước tiến vượt bậc cho việc phát triển ứng dụng GPS cho hệ thống dẫn đường tự động.

Để hiểu rõ hơn về hệ thống GPS em chọn đề tài “***Nghiên cứu và khai thác hệ thống dẫn đường bằng vệ tinh GPS***” làm đồ án tốt nghiệp của mình. Đồ án sẽ đi sâu vào khai thác dựa trên cơ sở hệ thống NAVSTAR - GPS của Mỹ.

Nội dung của đồ án bao gồm 4 chương :

Chương 1: Tổng quan về các hệ thống dẫn đường vệ tinh quốc tế

Chương 2: Nguyên lý định vị của hệ thống dẫn đường vệ tinh
NAVSTAR – GPS

Chương 3: Ứng dụng hệ thống định vị vệ tinh trong ngành hàng không

Chương 4: Khai thác hệ thống dẫn đường vệ tinh trên máy bay BOEING 777

Với thời gian có hạn cũng như là hạn chế về tài liệu, vì tài liệu về lĩnh vực hàng không rất khó tiếp cận, do tính bảo mật và độc quyền của các hãng máy bay. Vì vậy việc khai thác hệ thống gặp rất nhiều khó khăn và không thể đề cập được đầy đủ. Tuy nhiên, bằng nỗ lực bản thân, em đã đáp ứng được yêu cầu của đồ án đề ra, mặc dù không thể không có những thiếu sót. Rất mong được sự đóng góp ý kiến của các thầy cô và các bạn để đồ án được hoàn thiện hơn.

Hải Phòng, ngày tháng năm 2013

Sinh viên thực hiện

Trần Văn Việt

CÁC TỪ VIẾT TẮT

ADIRS	<ul style="list-style-type: none"> • Air Data Inertial Reference System Hệ thống tham chiếu quán tính và dữ liệu không khí
ADIRU	<ul style="list-style-type: none"> • Air Data Inertial Reference Unit Khối tham chiếu quán tính và dữ liệu không khí
AFDS	<ul style="list-style-type: none"> • Autopilot Flight Director System Hệ thống điều khiển dẫn đường tự động
AIMS	<ul style="list-style-type: none"> • Airplane Information Management System Hệ thống quản lý thông tin máy bay
ARINC	<ul style="list-style-type: none"> • Aeronautical Radio Inc. Viện vô tuyến hàng không
CDU	<ul style="list-style-type: none"> • Control Display Unit • Khối hiển thị điều khiển
CMCF	<ul style="list-style-type: none"> • Central Maintenance Computing Function • Hàm (chức năng) tính toán bảo dưỡng trung tâm
FCA	<ul style="list-style-type: none"> • Fault Containment Area • Vùng có hỏng hóc
FCM	<ul style="list-style-type: none"> • Fault Containment Module • Khối bị hỏng hóc
FIM	<ul style="list-style-type: none"> • Fault Isolation Manual • Hướng dẫn xử lý hỏng hóc
FMCF	<ul style="list-style-type: none"> • Flight Management Computing Function • Hàm (chức năng) tính toán quản lý chuyến bay
GPS	<ul style="list-style-type: none"> • Global Positioning System • Hệ thống định vị toàn cầu
INS	<ul style="list-style-type: none"> • Inertial Navigation System • Hệ thống dẫn đường quán tính
MAT	<ul style="list-style-type: none"> • Maintenance Access Terminal

	<ul style="list-style-type: none">• Máy tính truy xuất thông tin phục vụ bảo dưỡng
MEC	<ul style="list-style-type: none">• Main Equipment Center• Khoang thiết bị chính
NCD	<ul style="list-style-type: none">• No Computed Data• Dữ liệu không được tính toán
ND	<ul style="list-style-type: none">• Navigation Display• Màn hình dẫn đường
NVM	<ul style="list-style-type: none">•• Non-Volatile Memory• Bộ nhớ cố định (không bị mất dữ liệu khi mất nguồn)
PFC	<ul style="list-style-type: none">• Primary Flight Computer• Máy tính điều khiển chuyến bay chính

CHƯƠNG 1: TỔNG QUAN VỀ CÁC HỆ THỐNG DẪN ĐƯỜNG VỆ TINH

1.1 Sơ lược lịch sử phát triển

Bắt đầu vào những thập niên 1960, hệ thống vệ tinh được thiết lập có ý nghĩa quan trọng của việc dẫn đường trên trái đất. Hệ thống được thiết kế chủ yếu cho việc xác định vị trí hàng ngày cho tàu bè. Nhưng đã bắt đầu đặt nền móng cho việc sử dụng trong quá trình dẫn đường cho các phương tiện trên không.

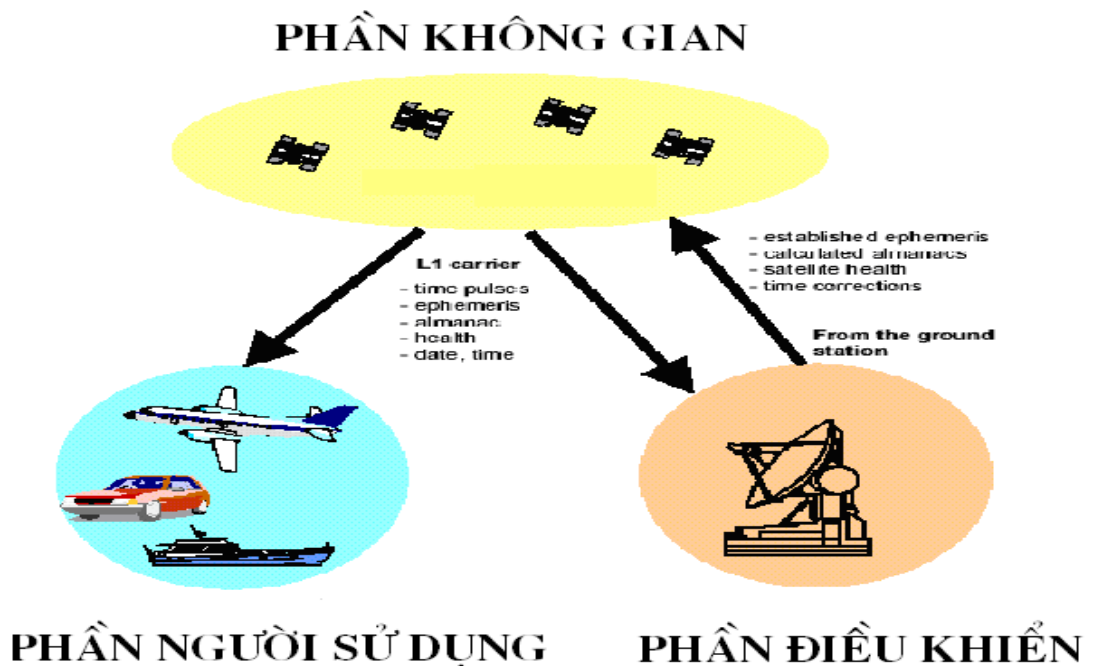
Bắt đầu vào những năm 1970, hệ thống dẫn đường vệ tinh đối với máy bay được phát triển nhanh. Chúng được đầu tư sử dụng công nghệ cao và mang lại hiệu quả kinh tế cao. Trong những năm tiếp theo hệ thống được sử dụng một cách rộng rãi, và cho đến năm 1996 hệ thống được ứng dụng trong việc dẫn đường đối với các máy bay trên toàn thế giới.

Hiện nay, trên thế giới đồng thời triển khai các hệ thống dẫn đường như:

- Navigation Satellites Time and Ranging Global Positioning System (**NAVSTAR-GPS**) hay GPS: Là một hệ thống định vị dẫn đường toàn cầu. Được phát triển vào năm 1973 và được hoàn thiện vào năm 1994 bởi “Bộ Quốc Phòng Mỹ”.
- Global Navigation Satellites System (**GLONASS**): Là một hệ thống định vị dẫn đường toàn cầu do 3 cơ quan của Nga: Scientific/Production Group on Applied Mechanics Kranoyarsk, Scientific/Production Group on Space Device Engineering Moscow và Russian Institute of Radio Navigation and Time cùng xây dựng và phát triển.
- **INMARSAT** Civil Navigation Satellite Overlay: là hệ thống cung cấp phần không gian (Space segment). Tổ chức INMARSAT đã thực hiện những nghiên cứu và thử nghiệm dẫn đến việc phát triển vùng phủ sóng vệ tinh địa tĩnh dân dụng cho GPS và GLONASS, nhằm cung cấp

dữ liệu cho phép các hệ thống dẫn đường vệ tinh đáp ứng được các yêu cầu liên quan đến độ tin cậy và tích hợp thông tin của các nhà chức trách hàng không và hàng hải.

Các hệ thống dẫn đường vệ tinh dùng để cung cấp thông tin về vị trí, tốc độ và thời gian cho các máy thu ở mọi thời điểm trên trái đất, trong mọi điều kiện thời tiết. Hệ thống có thể xác định vị trí với sai số từ vài trăm mét đến vài mét và có thể giảm xuống chỉ còn vài centimet. Tất nhiên, độ chính xác càng cao thì máy thu GPS càng phức tạp hơn và giá thành vì thế cũng tăng theo.



Hình 1.1: Các thành phần của hệ thống dẫn đường vệ tinh

Nhìn chung các hệ thống bao gồm 3 phần chính như sau:

- Phần không gian (Space Segment) bao gồm: các vệ tinh không gian. Có nhiệm vụ thu nhận tín hiệu từ trạm điều khiển mặt đất, tín hiệu này dùng để điều khiển sai lệch quỹ đạo vệ tinh trong khi bay, hiệu chỉnh đồng hồ vệ tinh. Sau đó phát tín hiệu mang thông tin về vị trí vệ tinh, thời gian chuẩn tới các thuê bao.
- Phần điều khiển (Control Segment) bao gồm: 1 trạm mặt đất điều khiển trung tâm, một số trạm theo dõi và trạm hiệu chỉnh số liệu. Nhiệm vụ phát và thu tín hiệu dùng trong việc tính toán và dự báo thời

điểm vệ tinh xuất hiện tại từng thời điểm một cách chính xác và hiệu chỉnh.

- Phần sử dụng (User Segment): là các thuê bao (máy thu và xử lý tín hiệu). Nhiệm vụ thu nhận tín hiệu mang thông tin vị trí và thời gian chuẩn của vệ tinh, tính toán và đưa ra vị trí chính xác của các thuê bao.

1.2 Các hệ thống dẫn đường vệ tinh trên thế giới

1.2.1 Hệ thống dẫn đường vệ tinh NAVSTAR

a) Giới thiệu

Thuật ngữ GPS (Global Positioning System) được sử dụng để mô tả các hệ thống vệ tinh định vị toàn cầu. Các hệ thống này đều dựa trên cơ sở ứng dụng các khả năng của vệ tinh nhân tạo để định vị tọa độ người sử dụng trong không gian 3 chiều với độ chính xác cao. Các hệ thống này có vùng bao phủ toàn cầu và hoạt động tin cậy trong mọi điều kiện thời tiết với thời gian liên tục suốt 24 giờ trong ngày.

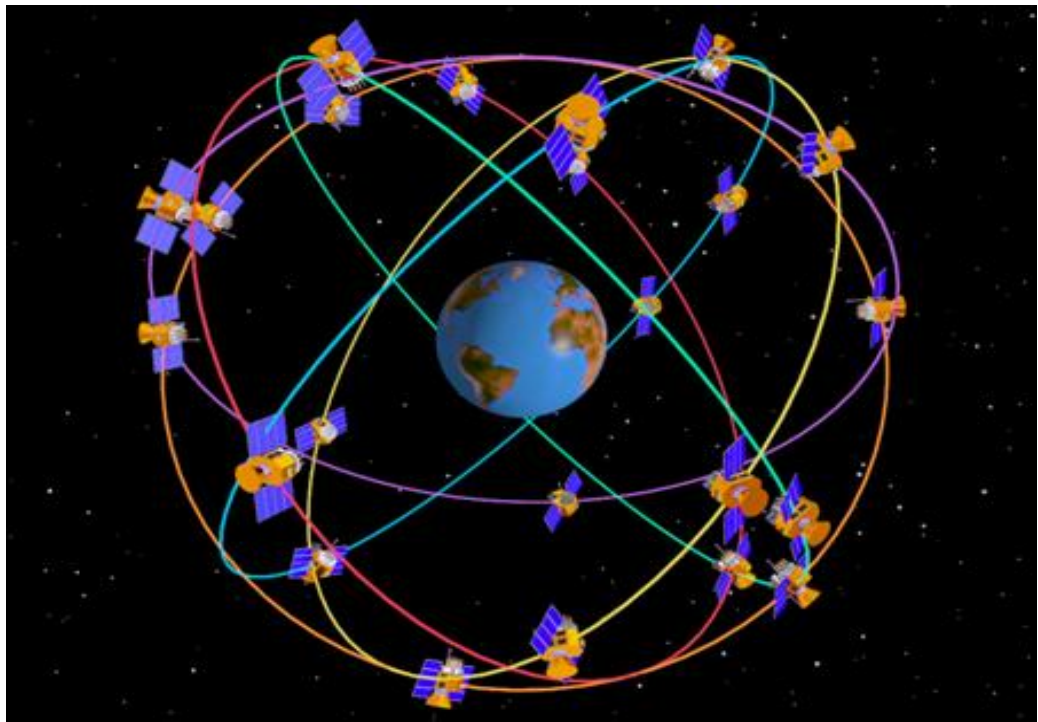
Navigation Satellites Time and Ranging Global Positioning System (NAVSTAR-GPS) hay GPS: Là một hệ thống định vị dẫn đường toàn cầu được phát triển vào năm 1973 và được hoàn thiện vào năm 1994 bởi “Bộ Quốc Phòng Mỹ”. Hệ thống cho phép người sử dụng xác định vị trí, thời gian và vận tốc một cách chính xác ở bất kỳ lúc nào, ở bất kỳ đâu và trong bất kỳ điều kiện thời tiết nào trên thế giới.

Lúc đầu hệ thống này được phát triển chỉ dành cho mục đích quân sự, tuy nhiên, sau đó cơ quan hàng không liên bang của Mỹ cũng đã chấp nhận trong việc sử dụng hệ thống này cho các mục đích dân sự.

Hệ thống NAVSTAR bao gồm các hệ thống truyền và nhận tín hiệu về vị trí và thời gian sử dụng sóng vô tuyến và các trạm không gian.

b) Cấu trúc hệ thống NAVSTAR - GPS**• Phần vệ tinh không gian**

Các vệ tinh được sắp xếp trên 6 mặt phẳng quỹ đạo tròn và nghiêng so với mặt phẳng xích đạo một góc bằng 55° . Trên mỗi mặt phẳng quỹ đạo có từ 3 đến 4 vệ tinh cùng hoạt động và các vệ tinh này lệch pha nhau 90° . Các quỹ đạo này nằm ở độ cao 20.200km. Các vệ tinh được sắp xếp trong không gian sao cho hầu hết các vùng trên mặt đất luôn nhìn thấy được ít nhất 4 vệ tinh trong suốt 24 giờ một ngày. Thời gian đi hết một vòng quỹ đạo của vệ tinh là 11 giờ 58 phút. Bao gồm một chùm 24 vệ tinh, trong đó 21 vệ tinh ở trạng thái hoạt động, 3 vệ tinh còn lại được sử dụng để dự phòng cho hệ thống.



Hình 1.2: Các quỹ đạo của vệ tinh trong hệ thống GPS

Mỗi vệ tinh liên tục truyền tín hiệu trên hai tần số trong dải băng tần L:

$$L1 = 1575,42 \text{ MHz và } L2 = 1227,6 \text{ MHz.}$$

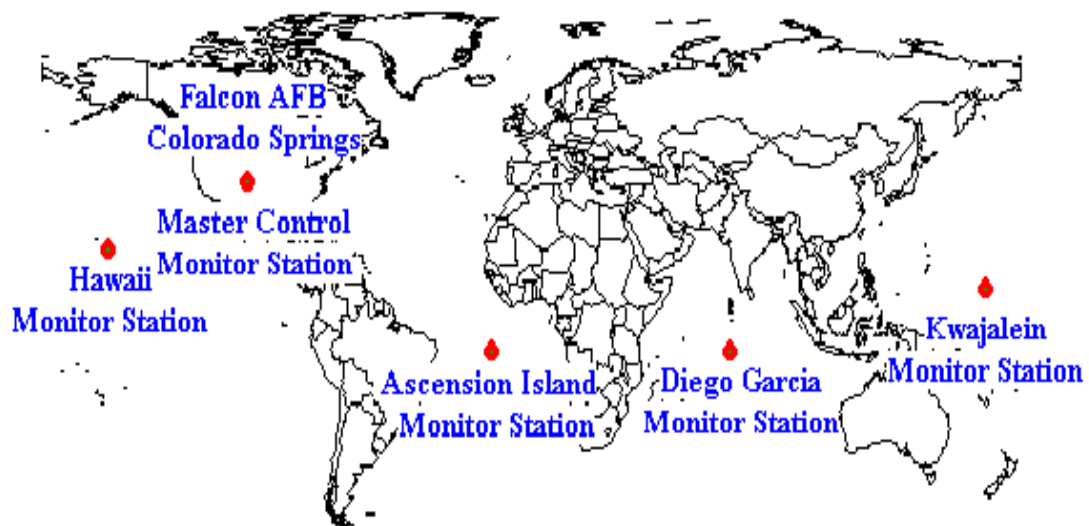
Tần số L1 mang cả mã C/A (Coarse/Acquisition) và mã P (Precision), trong khi đó tần số L2 chỉ mang mã P. Ngoài ra, cả hai tần số này còn mang theo các dữ liệu thông tin dẫn đường như: thời gian đồng hồ vệ tinh, các thông số về thiên văn, các thông tin về tình trạng của tín hiệu vệ tinh, thời

gian chuẩn của hệ thống (UTC) và thông tin về đồng bộ. Mã P được dành riêng cho các ứng dụng đòi hỏi độ chính xác cao và những người sử dụng mã này cần phải được phép của “Bộ Quốc Phòng Mỹ”, trong khi đó mã C/A được sử dụng miễn phí cho mọi mục đích. Mỗi vệ tinh được gán cho một mã C/A và mã P riêng. Các mã này được dùng để nhận biết vệ tinh gọi là mã vàng (Gold Code).

• Phần điều khiển hệ thống

Phần điều khiển bao gồm: 1 trạm điều khiển trung tâm (Master Control Station) và 5 trạm theo dõi vệ tinh (Monitor Station), 3 trong số đó là trạm hiệu chỉnh số liệu (Upload Station) đặt trên mặt đất, liên tục giám sát đường đi của các vệ tinh trong không gian .

Peter H. Dana 5/27/95



Global Positioning System (GPS) Master Control and Monitor Station Network

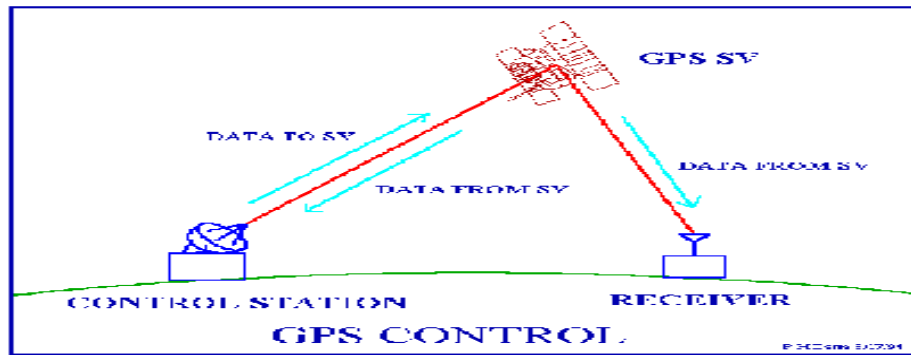
Hình 1.3: Vị trí đặt trạm điều khiển GPS trên mặt đất

Các trạm trong phần điều khiển có nhiệm vụ:

+Giám sát và hiệu chỉnh quỹ đạo và đồng hồ vệ tinh.

+Tính toán và gửi các bản tin dẫn đường vệ tinh. Bản tin này được cập nhật hàng ngày mô tả về vị trí vệ tinh trong tương lai và thu nhận dữ liệu từ tất cả các vệ tinh gửi về.

+Cập nhật các bản tin dẫn đường vệ tinh một cách thường xuyên.



Hình 1.4: Phần điều khiển vệ tinh trong hệ thống GPS

Trạm điều khiển trung tâm đặt ở Colorado Spring, Colorado USA. Trạm trung tâm điều phối mọi hoạt động trong phần điều khiển. Trạm điều khiển trung tâm có 1 đồng hồ nguyên tử, thời gian của đồng hồ này được dùng để truyền đến cho vệ tinh, là thời gian chuẩn để hiệu chỉnh đồng hồ nguyên tử của vệ tinh.

Các trạm giám sát theo dõi vệ tinh 24h trên 1 ngày. Trạm điều khiển trung tâm sẽ điều khiển các trạm giám sát thông qua các đường nối. Các điểm đặt trạm giám sát của hệ thống trên trái đất:

- +Ascension island
- +Colorado Spring, Colorado USA
- +Diego Garcia island
- +Hawaii
- +Kawajalein island

Trạm theo dõi thông tin gửi xuống từ vệ tinh:

- +Báo cáo chính xác thời gian của đồng hồ vệ tinh.

+Tạm hợp chuyển cho trạm điều khiển mọi thông tin về dữ liệu khí tượng bao gồm: áp suất khí áp, nhiệt độ, điểm sương. Trạm điều khiển trung tâm sử dụng những dữ liệu này để tính toán và đưa ra dự báo về quỹ đạo vệ tinh trong tương lai.

Trạm điều khiển trung tâm sử dụng các trạm hiệu chỉnh số liệu để gửi thông tin cho vệ tinh bao gồm:

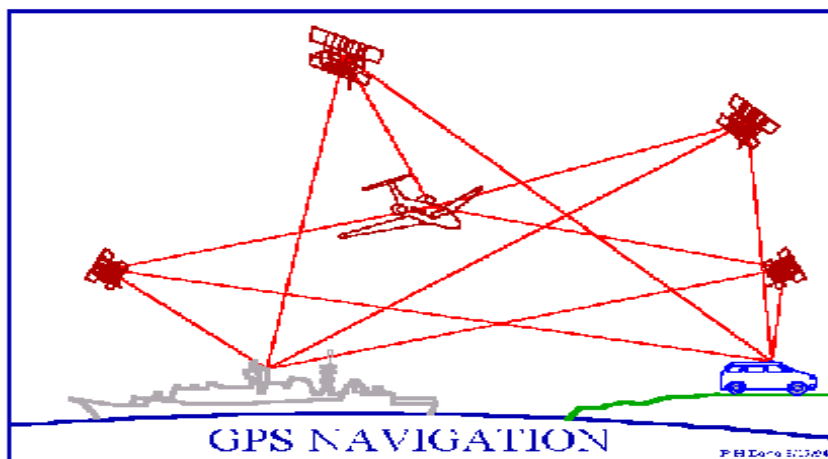
+Mệnh lệnh hiệu chỉnh quỹ vệ tinh. Vệ tinh sử dụng tín hiệu này để khởi động các tên lửa điều khiển đưa vệ tinh về quỹ đạo đúng.

+Bản tin dẫn đường đến vệ tinh.

Các trạm hiệu chỉnh số liệu là các trạm được đặt ở Ascension island, Diego Garcia island và Kawajalein island.

♦ Phần sử dụng

Bao gồm các thiết bị thu tín hiệu GPS sử dụng cho nhiều mục đích khác nhau. Kiểu loại thiết bị thu hết sức đa dạng, từ các thiết bị xách tay không đắt tiền đến các hệ thống phức tạp đòi hỏi phải được cấp chứng chỉ chất lượng kỹ thuật để trang bị cho các trung tâm dẫn đường, điều hành bay.



Hình 1.5: Phần thiết bị sử dụng dẫn đường GPS

Thiết bị máy thu tín hiệu GPS chủ yếu gồm anten thu, bộ phận giải mã, bộ phận xử lý các mã của tín hiệu vệ tinh GPS, riêng đối với ngành hàng không nó còn xử lý các thông tin dẫn đường và truyền hiển thị các thông tin cho tổ lái và một số thiết bị cần sử dụng dữ liệu GPS trong quá trình bay.

Khi bật công tắc nguồn của thiết bị máy thu GPS lên, máy thu sẽ tự động cung cấp các giải pháp dẫn đường chính xác mà không cần phải nạp các dữ liệu từ bên ngoài. Điều đó chỉ có thể thực hiện được khi máy thu nhận

được tín hiệu từ số vệ tinh sao đảm bảo cung cấp đủ dữ liệu cho bài toán xác định vị trí.

Đối với các giải pháp dẫn đường 2 chiều, tức là khi đã xác định được độ cao chỉ cần xác định kinh độ và vĩ độ, khi đó cần phải có ít nhất tín hiệu từ 3 vệ tinh, còn đối với các giải pháp dẫn đường 3 chiều thì cần phải có ít nhất tín hiệu từ 4 vệ tinh nằm ở trong vùng bao phủ mà máy thu có thể nhìn thấy. Việc xử lý tín hiệu từ 3 hoặc 4 vệ tinh có thể tiến hành đồng thời hoặc tuần tự.

- Các thiết bị thu thường gồm 3 thành phần chính:

+Anten và các thiết bị điện tử đi kèm.

+Bộ phận nhận và xử lý tín hiệu.

+Màn hình điều khiển.

c) Các thông số kỹ thuật của hệ thống NAVSTAR

• Vệ tinh: 24 vệ tinh

Quỹ đạo tròn: 12 giờ (bán kính 26.000km). Với 6 mặt phẳng quỹ đạo

Độ nghiêng so với đường kính xích đạo: 55°

• Trạm kiểm tra mặt đất:

01 Trạm điều khiển chính.

05 Trạm kiểm tra phân bố rải rác. 03 Anten mặt đất phân bố rải rác.

• Số thuê bao sử dụng: Không hạn chế.

• Giải tần số:

L1: 1575,42 MHz

Mã C/A 1,023 Mbits/s

Mã P 10,23 Mbits/s

Thông tin dẫn đường 50 bits/s

L2: 1227,6 MHz

Mã P 10,23 Mbits/s

Thông tin dẫn đường 50 bits/s

- Các hệ thống sử dụng và độ chính xác:

PPS SPS

Định vị ngang 18m (95%) 100m (95%)

Định vị đứng 28m (95%) 157m (95%)

Tốc độ 0,2m/s (95%)

Thời gian 180ns (95%) 385ns (95%)

Trong đó, PPS là hệ thống định vị chính xác, SPS là dịch vụ định vị chuẩn.

- Thời gian đặt:

Khi lịch đã nạp trước : 1÷5 phút (tùy thiết bị của người sử dụng)

Khởi động nguội: 20 phút.

- Tầm bao phủ: Toàn cầu.
- Độ toàn vẹn: Hệ thống kiểm tra và phát hiện sai số ở trong vệ tinh, thời gian tác dụng thường nhỏ hơn 90 phút (một số vệ tinh có thể nằm ngoài tầm nhìn thấy của các trạm kiểm soát đến 2 giờ).
- Tương thích với thời gian: UTC giờ quy ước chung.
- Phương pháp định vị: Kiểu thụ động, đo khoảng cách 1 chiều.
- Thời gian triển khai thực hiện Block II: 3 chiều toàn cầu năm 1992.
- Khả năng sử dụng cho mục đích thông tin: Không.
- Mốc trắc địa: WGS-83.
- Nâng cấp hệ thống: Độ chính xác và độ toàn vẹn có thể cải thiện bằng cách sử dụng ở dạng vi sai, tức là dùng các trạm kiểm tra mặt đất giám sát vệ tinh và truyền các hiệu chỉnh khoảng cách.

d) Vệ tinh NAVSTAR - GPS

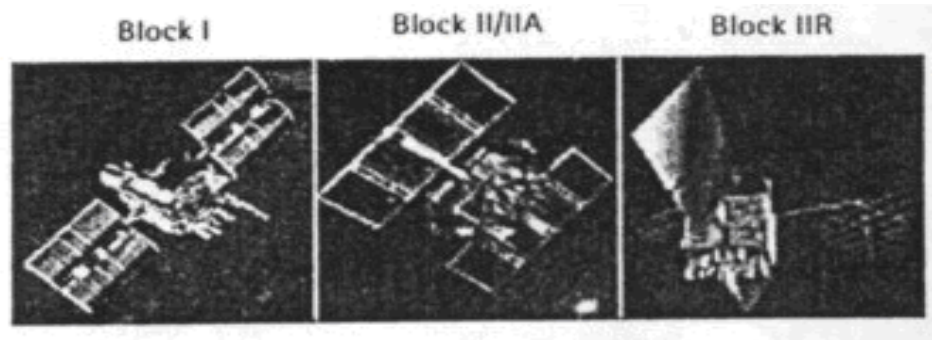
Mẫu đầu tiên của dạng vệ tinh Block I được phóng vào năm 1978 tại Vandenberg Air Force - California. Hiện nay, tất cả các vệ tinh Block I không còn hoạt động, mặc dù vẫn còn một vệ tinh phát không liên tục. Các vệ tinh này được thiết kế với tuổi thọ 4,5 năm. Sự khác nhau chủ yếu giữa các vệ tinh này và các thế hệ sau là nó không có khả năng làm suy giảm tín hiệu phát, cho nên nó làm giảm độ chính xác của người sử dụng đối với hệ thống GPS. Thế hệ thứ 2 được phóng lần đầu tiên vào năm 1985, những vệ tinh này có khả năng làm suy giảm tín hiệu và được thiết kế với tuổi thọ là 7,5 năm. Sau đây là một số thông số kỹ thuật của các vệ tinh Block IIA:

- Trọng lượng : 930kg (trên quỹ đạo)
- Kích thước : 5,1m
- Tốc độ di chuyển : 4km/s
- Phát tín hiệu trên dải tần L1 = 1575,42MHz và L2 = 1227,60MHz.
- Thu tín hiệu tần số 1738,74MHz.
- 02 Đồng hồ nguyên tử Cesium và 02 đồng hồ nguyên tử Rubidium.
- Tuổi thọ thiết kế : 7 năm
- Được phóng bằng tên lửa Delta.

Vệ tinh của Block IIR được thiết kế với tuổi thọ dài hơn là 10 năm và có khả năng liên lạc vệ tinh với vệ tinh, được phóng vào năm 1996 để duy trì chòm vệ tinh. Thế hệ tiếp theo là các vệ tinh Block IIF, sau khi kiểm nghiệm được công bố là hoạt động với đầy đủ chức năng vào ngày 17/7/1995.

Các vệ tinh NAVSTAR có 2 chỉ số phân biệt. Chỉ số đầu tiên dựa trên thứ tự phóng gọi là số NAVSTAR, hay số vệ tinh SVN (Space Vehicle Numbers). Đây là hệ được sử dụng theo quy định của cơ quan chương trình chung của Mỹ. Tuy nhiên, chỉ số thứ 2 được người sử dụng chính thức công nhận. Nó dựa trên cơ sở sự sắp xếp quỹ đạo của vệ tinh trực tiếp phát tín hiệu, đó là số giả ngẫu nhiên PRN (Pseudo Random Number) hoặc số nhận dạng

của vệ tinh SVID (Space Vehicle Identity). Đây là những thông số được hiển thị trên máy thu.



Hình 1.6: Các thế hệ vệ tinh trong hệ thống GPS

Ưu điểm

- Về phương thức truyền tín hiệu, GPS sử dụng kỹ thuật số (điều xung), do đó máy phát không cần công suất lớn. Đòi hỏi về tỷ lệ tín/tạp (S/N) không cần lớn mà máy thu vẫn có thể tách sóng được, như vậy yếu tố ảnh hưởng của thời tiết và địa hình là không đáng ngại.
- Mốc trắc địa của hệ thống tọa độ GPS là hệ thống tọa độ WGS-83. Đây là hệ thống đo đạc chuẩn được ICAO phê chuẩn.
- Xét về khía cạnh kinh tế - xã hội, ta thấy, với đà phát triển kinh tế của Mỹ cũng như các ảnh hưởng về chính trị - quân sự, đặc biệt là khả năng tiếp cận thị trường nhanh trong việc sản xuất hàng loạt các chủng loại máy thu GPS, trong đó có cả máy cầm tay rất gọn và rẻ, nên trong thực tế GPS chiếm được ưu thế hơn trên thị trường quốc tế.

1.2.2 Hệ thống Glonass

a) Giới thiệu

Global Navigation Satellites System (GLONASS): Là một hệ thống định vị dẫn đường toàn cầu do 3 cơ quan của Nga là Scientific/Production Group on Applied Mechanics Kranoyarsk, Scientific/Production Group on Space Device Engineering Moscow và Russian Institute of Radio Navigation

and Time xây dựng và phát triển. Hệ thống này cũng có chức năng và mục đích tương tự hệ thống GPS của Mỹ.

b) Cấu trúc hệ thống GLONASS

• Phần không gian

Ở hệ thống này, sự bố trí quỹ đạo của các vệ tinh khác với hệ thống GPS. Các mặt phẳng quỹ đạo có độ cao nhỏ hơn một chút và bằng 19.100km, nhưng với góc nghiêng là 65° so với mặt phẳng xích đạo và các mặt phẳng quỹ đạo lệch nhau một góc là 120° . Các vệ tinh trên mỗi mặt phẳng quỹ đạo lệch nhau 45° và lệch 15° so với các vệ tinh ở các quỹ đạo khác. Hệ thống GLONASS có chòm vệ tinh bao gồm 24 vệ tinh (trong đó có 3 vệ tinh ở trạng thái dự phòng), nhưng chỉ bố trí trên 3 mặt phẳng quỹ đạo, mỗi mặt phẳng có 7 đến 8 vệ tinh hoạt động.

Các vệ tinh GLONASS hiện nay có chu kỳ quỹ đạo là 676 phút và lặp lại sau khoảng thời gian gần 8 ngày (7 ngày 23 giờ 27 phút). Do đó, không giống như NAVISTAR, các vệ tinh GLONASS không xuất hiện đồng thời tại cùng một điểm trong vũ trụ hàng ngày. Tuy nhiên, vì các vệ tinh lệch pha nhau 45° trong cùng một mặt phẳng sẽ đảm bảo tính hình học và khả năng định vị tương tự như NAVISTAR. Các thiết bị sử dụng hệ thống GLONASS hoạt động trong chế độ thụ động và tiến hành đo đến 4 thông số dẫn đường vệ tinh.

Các thông tin dẫn đường truyền từ một vệ tinh bao gồm các thông tin về vị trí thiên văn của vệ tinh và những hiệu chỉnh tương đối của hệ thống GLONASS, cũng như các thông tin có liên quan đến trạng thái của vệ tinh.

Hệ thống GLONASS phát các tín hiệu dẫn đường trong dải tần từ 1602,5625MHz đến 1615,5MHz với khoảng cách tần số từ vệ tinh này đến vệ tinh khác là 0,5625MHz. Việc nhận dạng vệ tinh dựa trên các tần số sóng mang mà chúng sử dụng.

• Phân điều khiển

Gồm các trạm điều khiển và theo dõi phân bố trên lãnh thổ nước Nga, trong đó trạm điều khiển chính đặt tại Moscow.

• Phân sử dụng

Bao gồm các thiết bị thu sử dụng cho nhiều mục đích khác nhau. Kiểu loại thiết bị thu hết sức đa dạng, từ các thiết bị xách tay không đắt tiền đến các hệ thống phức tạp đòi hỏi phải được cấp chứng chỉ chất lượng kỹ thuật để trang bị cho các trung tâm dẫn đường, điều hành bay.

c) Thông số kỹ thuật của hệ thống GLONASS

- Vệ tinh: 24 vệ tinh (trong đó có 3 vệ tinh dự phòng), quỹ đạo tròn, chu kỳ quay là 11 giờ 45 phút.
- Độ cao : 19.100km
- Độ nghiêng so với đường xích đạo : $64,8^0$
- Số thuê bao sử dụng: Không hạn chế.
- Giải tần số: $(1602,5625 \div 1615,5) \pm 0,5$ MHz.
- Phương pháp định vị: Kiểu thụ động, đo khoảng cách và tốc độ
- Độ chính xác:
 - Định vị ngang : 100m (95%)
 - Định vị đứng : 150m (95%)
- Tốc độ : 15cm/s (95%)
- Thời gian : $1\mu s$
- Thời gian phát tín hiệu: Thời gian phát tín hiệu tùy thuộc nhiều vào thông số thiết bị cụ thể của người sử dụng. Vệ tinh truyền thông tin cho mục đích dẫn đường trong 30 giây và thông tin về trạng thái của vệ tinh trong 2,5 phút.
- Tầm bao phủ: Toàn cầu.

- Độ toàn vẹn: Các thông tin truyền từ mỗi vệ tinh đến người sử dụng có chứa các dữ liệu về các hỏng hóc có liên quan đến vệ tinh ngay có hỏng hóc xảy ra. Các thông tin hỏng xuất hiện trong nội dung của các thông tin dẫn đường của tất cả các vệ tinh không muộn hơn 16 giờ từ khi có hỏng hóc.
- Tiến độ triển khai:
 - 1989 - 1990 : 10÷12 Vệ tinh hoạt động
 - 1991 - 1995 : 24 Vệ tinh hoạt động
- Khả năng sử dụng cho mục đích thông tin: Hệ thống không sử dụng để truyền lại bất kỳ một thông tin nào khác.
- Nâng cấp hệ thống: Độ chính xác của hệ thống có thể nâng cao một cách đáng kể khi người sử dụng vận hành ở phương pháp vi sai.
- Năng lượng phát đẳng hướng ảnh hưởng tín hiệu vệ tinh:
 - Dọc theo trục anten truyền : 25dBW
 - Trong khoảng $\pm 15^\circ$: 27dBW
 - Công suất tín hiệu nhận được (Ps) : -(156÷161)dBW
- Động năng : (39÷44)dBW
- Tốc độ truyền dữ liệu thông tin : 50 bits/s
- Tỷ lệ S/N : (22÷27)dB

1.2.3 Hệ thống vệ tinh dẫn đường dân dụng bao phủ INMARSAT

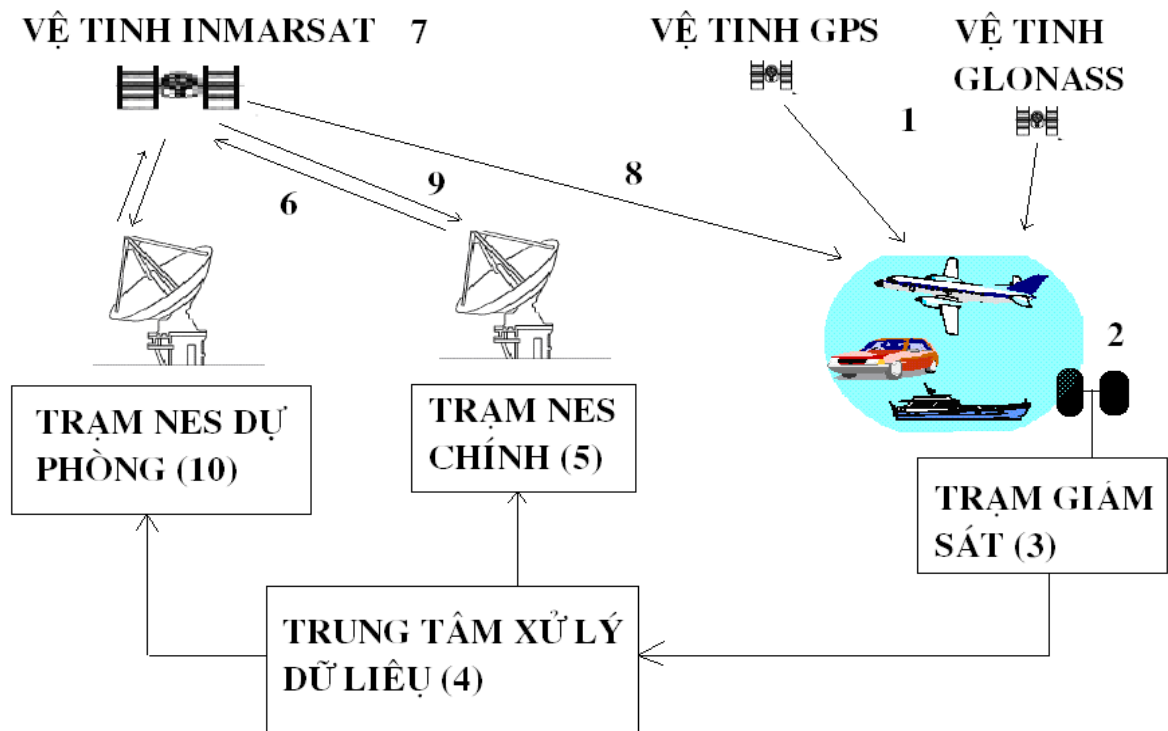
Chức năng của vệ tinh dẫn đường dân dụng bao phủ INMARSAT là mở rộng khả năng và kết hợp hệ thống vệ tinh GPS và GLONASS. Tín hiệu dẫn đường bao phủ được phát từ các đài mặt đất và truyền lên Các vệ tinh trong hệ thống INMARSAT - 3. Các vệ tinh này có chứa các kênh đặc biệt để phát lại tín hiệu dẫn đường cho các thuê bao. Kỹ thuật phát tín hiệu dẫn đường của các kênh lặp lại này khác với kỹ thuật phát trong hệ thống GPS và

GLONASS. Các vệ tinh GLONASS và GPS mang các thông tin dẫn đường thông, còn vệ tinh INMARSAT mang tín hiệu phát dẫn đường tương ứng.

Tổ chức INMARSAT đã thực hiện những nghiên cứu và thử nghiệm dẫn đến việc phát triển vùng phủ sóng vệ tinh địa tĩnh dân dụng cho hệ thống GPS và GLONASS nhằm cung cấp dữ liệu cho phép các hệ thống dẫn đường vệ tinh đáp ứng được các yêu cầu liên quan đến độ tin cậy và tích hợp thông tin của các nhà chức trách hàng không và hàng hải.

INMARSAT là tổ chức cung cấp Space segment. Trong khi đó các nhà cung cấp dịch vụ sẽ cung cấp các dịch vụ sau:

Truyền thông tin tích hợp và tình trạng của mỗi vệ tinh GLONASS và GPS theo thời gian thực để đảm bảo cho các thuê bao không sử dụng nhằm các vệ tinh trong việc dẫn đường. Tính năng này được gọi là kênh tích hợp GNSS (GIC: GNSS integrity channel)



Hình 1.7: Cấu trúc hệ thống INMARSAT

Thêm vào dịch vụ GIC, các nhà cung cấp dịch vụ còn truyền các tín hiệu cụ thể bổ sung nhằm hỗ trợ hệ thống GPS, làm tăng khả năng phục vụ của tín

hiệu từ GPS. Việc tăng được khả năng phục vụ của tín hiệu GPS dẫn đến tăng khả năng của RAIM. Tính năng này được gọi là đo cự ly GIC (Ranging GIC).

Truyền các thông tin hiệu chỉnh sai lệch vùng rộng của GPS và GLONASS, làm tăng độ chính xác của tín hiệu GPS và GLONASS. Dịch vụ này được gọi là WADGNSS (Wide area differential GNSS).

Việc kết hợp các tính năng trên thành 1 hệ thống như hình vẽ được gọi là hệ thống hỗ trợ mở rộng vùng (WASS).

1.3 Các hệ tọa độ sử dụng trong dẫn đường vệ tinh

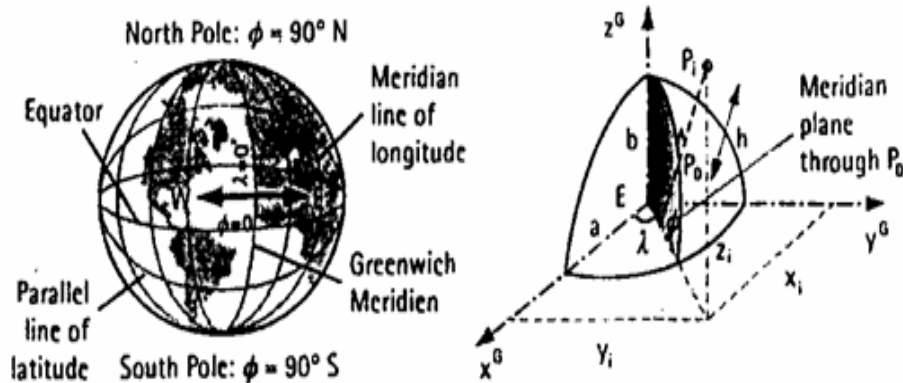
Trong thực tế một vị trí có thể được xác định trên bản đồ bằng tay, hoặc bằng điện tử, nhưng vấn đề quan trọng ở đây là cả vị trí cần xác định và bản đồ phải cùng chung một hệ tọa độ (có nghĩa là chúng sử dụng cùng các thông số để mô tả hình dáng và kích thước của trái đất). Việc này đòi hỏi phải biết chính xác trường hấp dẫn của trái đất, vì trường hấp dẫn quyết định việc xác định tâm của trái đất. Cho nên, việc tìm hiểu về bất kỳ hệ tọa độ địa lý (kinh độ, vĩ độ, độ cao) hoặc hệ tọa độ Decac có gốc tọa độ tại tâm trái đất (hệ tọa độ địa tâm) có ý nghĩa vô cùng quan trọng trong việc nâng cao độ chính xác định vị GPS và trong công tác dẫn đường.

1.3.1 Hệ tọa độ địa lý $O_zX_dY_dZ_d$

Hệ tọa độ địa lý (Hình 1.8) là hệ tọa độ gắn với trái đất xem trái đất là một quả cầu đứng yên trong hệ quy chiếu đang xét. Mặt phẳng xích đạo là mặt phẳng vuông góc với trục quay quả đất, chia trái đất thành hai bán cầu: Bắc cầu và Nam cầu. Các mặt phẳng chứa trục quay quả đất cắt quả đất theo các đường tròn gọi là kinh tuyến gốc (kinh tuyến 0) đi qua Greenwich – Luân Đôn chia trái đất thành hai bán cầu Đông, Tây. Các mặt phẳng vuông góc trục quay cắt trái đất theo các vòng tròn gọi là vĩ tuyến.

Như vậy, trái đất được chia làm 180 độ kinh tuyến Đông (mang dấu +), 180 độ kinh tuyến Tây (mang dấu -). Từ xích đạo đến hai cực sẽ chia thành vĩ

tuyến Bắc (mang dấu +) và vĩ tuyến Nam (mang dấu -). Hệ toạ độ này cho phép xác định vị trí máy bay so với trái đất (kinh độ, vĩ độ, độ cao).

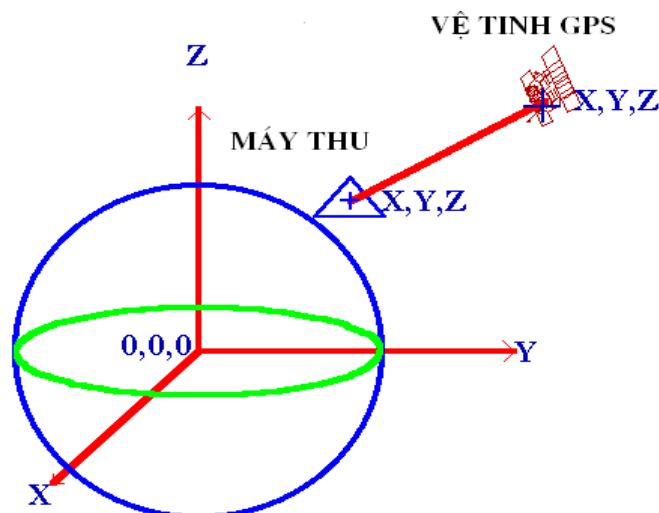


Hình 1.8 : Hệ toạ độ địa lý

- Tâm Oz trùng với tâm trái đất.
- Trục OzXd đi qua giao điểm của xích đạo và kinh tuyến 0.
- Trục OzZd là trục quay của trái đất hướng lên cực Bắc.
- Trục OzYd tạo với hai trục kia thành tam diện thuận.

1.3.2 Hệ toạ độ chuẩn địa tâm

Hệ toạ độ chuẩn địa tâm (ECEF) là hệ toạ độ có tâm trùng với tâm trái đất, gắn chặt với trái đất và quay cùng trái đất nó (Hình 1.9).



Hình 1.9: hệ toạ độ chuẩn địa tâm

Hướng các trục của ECEF được xác định như sau:

- Góc toạ độ trùng với tâm của trái đất.
- Trục Ox là trục nối tâm O và giao điểm giữa kinh tuyến gốc và đường xích đạo, còn gọi là trục địa lý.
- Trục Oz là trục quay của trái đất và hướng theo phương bắc. Trục Oy là trục vuông góc với hai trục Ox và Oz và hợp thành một tam diện thuận Oxyz. Hệ toạ độ chuẩn địa tâm là hệ toạ độ trung gian cho các tính toán dẫn đường của hệ thống định vị toàn cầu GPS.

Khi biết toạ độ của một điểm M (x,y,z) trong hệ toạ độ chuẩn địa tâm ta có thể chuyển đổi được sang hệ toạ độ địa lý M(λ, φ, r) như sau :

- Chuyển từ hệ toạ độ địa lý sang hệ toạ độ chuẩn địa tâm theo hệ phương trình:

$$X = r \cdot \cos\lambda \cdot \cos\varphi$$

$$Y = r \cdot \sin\lambda \cdot \cos\varphi$$

$$Z = r \cdot \sin\varphi$$

- Chuyển từ hệ toạ độ địa tâm sang hệ toạ độ địa lý theo hệ phương trình:

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$$

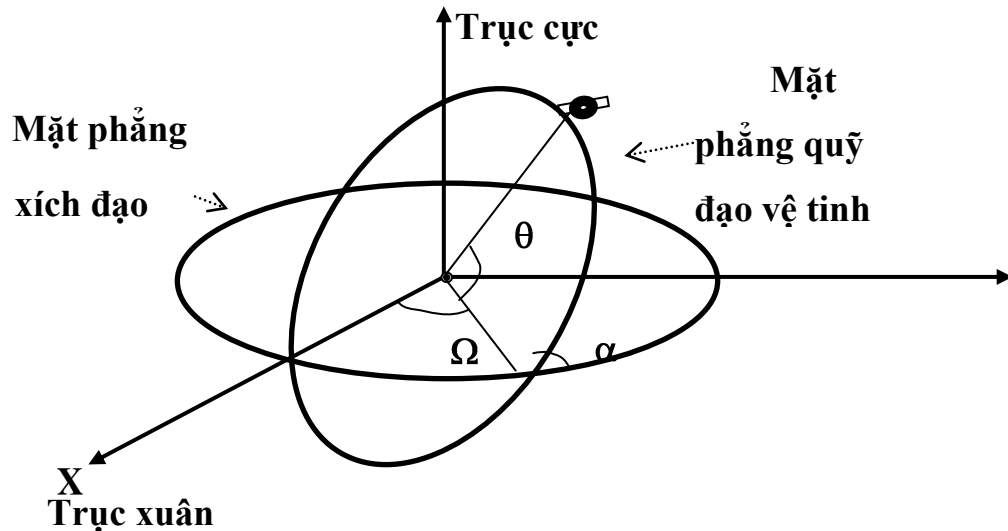
$$\varphi = \arcsin \frac{z}{r} \quad \left(-\frac{1}{2}\pi \leq \varphi \leq \frac{1}{2}\pi \right)$$

$$\lambda = \arctg \frac{y}{x} \quad \left(-\pi \leq \varphi \leq \pi \right)$$

1.3.3 Hệ toạ độ GPS

Hệ toạ độ GPS là hệ toạ độ cực không chuẩn hay là hệ toạ độ hình elip, còn được biết đến là hệ toạ độ đo đạc toàn cầu WGS – 84 (World Geodetic System), được phát triển bởi bộ quốc phòng Mỹ vào năm 1984 (hình 1.10).

- OX là trục xuân phân (vernal equinox). Đường xuân phân là đường thẳng nối giữa tâm trái đất và mặt trời ở thời điểm xuân phân (lúc này, mặt trời nằm trên mặt phẳng xích đạo). Sau thời điểm này, đường xuân phân đi theo cung song ngư (Constellation Pisces).
- Trục cực là trục đi qua tâm trái đất và Bắc cực.
- Trục còn lại tạo với hai trục kia thành tam diện thuận.



Hình 1.10: Hệ tọa độ GPS

Trong thiết kế góc nghiêng quỹ đạo vệ tinh GPS $\alpha \equiv 55^\circ$ và khoảng cách từ tâm trái đất đến vệ tinh $R = 26.560$ km. Như vậy, quỹ đạo vệ tinh sẽ được xác định bởi góc nghiêng quỹ đạo α và góc xuân phân Ω . Ngoài ra, trái đất luôn quay nên góc xuân phân luôn thay đổi với tốc độ $0,7292 \cdot 10^{-4}$ rad/s với chu kỳ một ngày thiên văn (86.164 s = 23,934h) nên ta có:

$$\Omega(t) = \Omega_0 - (t - t_0)360/86164 \text{ [độ]}$$

Thời gian vệ tinh bay một vòng trong nửa ngày thiên văn (43.082s), vậy góc xác định vệ tinh ở thời điểm t là:

$$\theta(t) = \theta_0 + (t - t_0)360/43.802 \text{ [độ]}$$

Như vậy, nhờ tọa độ (Ω, θ) ta có thể xác định vị trí của vệ tinh vì góc nghiêng quỹ đạo α và bán kính R hoàn toàn có thể xác định được.

- Hệ phương trình chuyển đổi hệ tọa độ GPS sang hệ tọa độ chuẩn địa tâm:

$$x = R(\cos \theta \cdot \cos \Omega - \sin \theta \cdot \sin \Omega \cos \alpha)$$

$$y = R(\cos \theta \sin \Omega + \sin \theta \cos \Omega \cos \alpha)$$

$$Z = R \sin \theta \sin \alpha$$

1.3.4 Hệ tọa độ địa lý cục bộ ENU (East North Up Coordinate)

Hệ tọa độ địa lý cục bộ ENU là hệ tọa độ không gian có gốc tọa độ O được gắn với một điểm cố định trên mặt đất, thường là với sân bay cất cánh.

- Trục Ox là trục hướng theo phương Bắc.
- Trục Oy vuông góc với trục Ox
- Trục Oz vuông góc với hai trục Ox, Oy và hợp thành một tam diện thuận. Đây là hệ tọa độ thường được sử dụng trong dẫn đường hàng không.

Ta có thể chuyển đổi vị trí một điểm trong hệ tọa độ địa lý cục bộ ENU sang hệ tọa độ chuẩn địa tâm ECEF theo phương trình sau:

$$\mathbf{X}_{ENU} = \mathbf{C}_{ENU}^{ECEF} \cdot \mathbf{X}_{ECEF} + \mathbf{S}$$

Trong đó : \mathbf{X}_{ENU} , \mathbf{X}_{ECEF} tương ứng là tọa độ của phương tiện bay trong hai hệ tọa độ địa lý cục bộ ENU và hệ tọa độ chuẩn địa tâm ECEF.

\mathbf{C}_{ENU}^{ECEF} là ma trận chuyển từ hệ tọa độ chuẩn địa tâm ECEF sang hệ tọa độ Địa lý cục bộ ENU.

1.4 Hệ thời gian sử dụng trong dẫn đường vệ tinh

1.4.1 Giờ GPS

Giờ GPS do phân điều khiển thiết lập và được dùng như là thời gian chủ yếu cho việc điều hành GPS. Giờ GPS dựa vào giờ UTC, điểm 0 của thời gian vào giữa đêm 05/1/1980 và sáng 06/1/1980. Đơn vị lớn nhất sử dụng là tuần và được định nghĩa là 604800 giây. Giờ GPS có thể khác với UTC, vì giờ GPS là một thang giờ liên tục, trong khi UTC được hiệu chỉnh theo chu kỳ

với phần nguyên của giây đôi ra. Thang giờ GPS được duy trì trong vòng vài mili giây của UTC (với modul là 1s). Các dữ liệu dẫn đường chứa các dữ liệu đòi hỏi liên quan giữa giờ GPS và UTC. Trong mỗi vệ tinh, các điểm chia 1,5s là đơn vị thuận tiện cho việc tính và liên lạc thời gian chính xác. Thời gian được công bố theo cách thức này gọi là số đếm Z (Z-Count).

1.4.2 Giờ UTC

Các tham số cần thiết để tính toán thời gian UTC từ thời gian GPS được cho trong khung phụ thứ 4 của bản tin dữ liệu dẫn đường (được biết thêm ở phần bản tin dẫn đường trong chương 2). Dữ liệu này bao gồm một thông báo cho người sử dụng đang quan tâm đến các thông số vừa qua hoặc sắp tới của gia số thời gian là do các giây đôi ra Δf_{LSF} cùng với số tuần WN_{LSF} và số ngày DN tại điểm cuối của giây đôi ra trở nên có hiệu lực. Hai lượng tử sau đó được biết như là thời gian có hiệu lực của giây đôi ra. Ngày một được định nghĩa là ngày thứ nhất liên quan đến điểm kết thúc hay khởi đầu của một tuần và giá trị WN_{LSF} gồm 8 bit có giá trị bé nhất của số tuần.

Có 3 khác biệt tồn tại giữa mối quan hệ giữa thời gian UTC và thời gian GPS. Sự khác nhau này phụ thuộc vào mối quan hệ của thời gian có hiệu lực đối với thời gian GPS hiện tại của máy thu.

Trường hợp thứ nhất:

Bất kỳ lúc nào thì thời gian có hiệu lực được thể hiện bằng giá trị WN_{LSF} và WN là không âm so với thời gian hiện tại của người sử dụng và thời gian hiện tại của người sử dụng thì không rơi vào khoảng thời gian bắt đầu tại $DN+3/4$ và kết thúc tại $DN+5/4$, thời gian UTC được tính như sau:

$$T_{UTC} = (t_E - \Delta t_{UTC}) \quad (s)$$

$$\text{Với: } \Delta t_{UTC} = \Delta t_{LS} + A_0 + A_1[t_E - t_{0t} + 604800(WN - WN_t)] \quad (s);$$

t_E - thời gian GPS của người sử dụng từ thời điểm bắt đầu của tuần;

Δt_{LS} - gia số thời gian của các giây đôi ra;

A_0 - hằng số của đa thức từ bản tin dữ liệu tạm thời;

A_1 - thành phần bậc nhất của đa thức từ bản tin dữ liệu tạm thời;

T_{0t} - thời gian chuẩn cho dữ liệu UTC;

WN - hằng số tuần hiện tại lấy từ khung phụ 1;

WN_t - số tuần chuẩn UTC.

Thời gian GPS của người sử dụng t_E được tính theo giây có liên quan tới điểm khởi đầu hay kết thúc của tuần, và thời gian chuẩn t_{0t} cho dữ liệu UTC được tính từ điểm bắt đầu của tuần đó mà số tuần WN_t được cho trong từ thứ 8 của khung phụ thứ 3. Giá trị của WN_t gồm 8 bit có giá trị nhỏ nhất của số tuần đầy đủ. Vì vậy, người sử dụng phải tính tới đặc điểm làm tròn của thông số này cũng như các thông số WN, WN_t và WN_{LSF} do kết thúc số tuần đầy đủ. Các thông số này được quản lý bởi phần điều khiển để mà giá trị tuyệt đối của sự sai lệch giữa WN chưa làm tròn và WN_t không vượt quá 127.

a) Trường hợp thứ hai:

Bất cứ khi nào thời gian GPS của người sử dụng rơi vào khoảng thời gian từ $DN+3/4$ đến $DN+5/4$ có thể xuất hiện các giây dôi ra do sự thay đổi số tuần thì UTC tính như sau:

$$T_{UTC} = W[86400 + \Delta t_{LSF} - \Delta t_{LS}] \text{ (s)}$$

Với: $W = (t_E - \Delta t_{UTC} - 43200) + 43200$ (s) (thành phần trong ngoặc lặp lại sau 86.400s).

Việc xác định Δt_{UTC} áp dụng thông qua khoảng thời gian chuyển tiếp.

b) Trường hợp thứ ba:

Bất cứ khi nào thời gian có hiệu lực của các giây dôi ra được chỉ ra bởi giá trị của WN_{LSF} và DN là âm so với thời gian GPS hiện tại của người sử dụng thì quan hệ trước đây của t_{UTC} ở trường hợp thứ nhất sẽ có hiệu lực trừ phi Δt_{LSF} được thay thế cho Δt_{LS} . Phần điều khiển phối hợp cập nhật các thông số UTC ở các bản tin phát lên vệ tinh để duy trì sự liên lạc của khung thời gian UTC.

1.5 Lịch vệ tinh

Để đảm bảo dẫn đường cho máy bay được chính xác ta cần biết chính xác toạ độ và tốc độ của vệ tinh, các tham số về toạ độ và tốc độ của vệ tinh được tập hợp lại gọi là lịch sao.

Các tham số đó được truyền lại cho vệ tinh và được lưu lại trong bộ nhớ rồi được truyền xuống cho máy thu theo tín hiệu hỏi hoặc theo chu kỳ, lịch sao được các đài quan sát ở mặt đất theo dõi và truyền thông tin này cho trung tâm điều khiển, trung tâm này có nhiệm vụ xử lý các thông tin do đài quan sát truyền tới để đưa ra những dự báo tiếp theo về toạ độ và tốc độ của vệ tinh trên quỹ đạo trong tương lai. Dữ liệu dự báo của lịch sao được truyền lên lại cho vệ tinh, được lưu vào bộ nhớ và phát lại trong quá trình phát tín hiệu dẫn đường.

Ngoài ra, các vệ tinh còn truyền các thông tin khác về quỹ đạo của các vệ tinh trong hệ thống. Toàn bộ các thông tin về tất cả các vệ tinh có trong mạng được gọi là lịch thư.

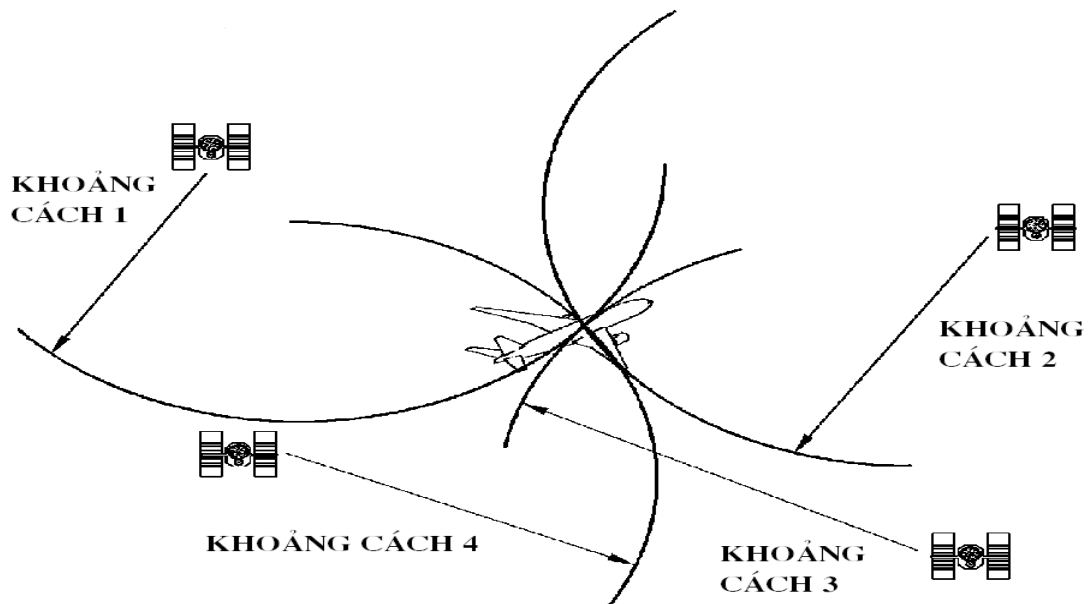
Những thông tin trong lịch thư cho phép máy thu chọn những vệ tinh nào thuận lợi nhất trong chế độ dẫn đường, định vị và rút ngắn thời gian tìm kiếm

CHƯƠNG 2: NGUYÊN LÝ ĐỊNH VỊ CỦA HỆ THỐNG DẪN ĐƯỜNG VỆ TINH NAVSTAR

2.1 Nguyên lý dẫn đường của hệ thống dẫn đường vệ tinh NAVSTAR

Nguyên lý dẫn đường trong hệ thống NAVSTAR theo nguyên lý tính khoảng cách: Nếu biết được khoảng cách và tọa độ của ít nhất 4 điểm đến 1 điểm bất kỳ thì vị trí của điểm đó có thể xác định một cách chính xác.

Giả sử rằng (như hình 2.1), khoảng cách từ máy thu đến vệ tinh thứ nhất là d_1 , điều đó có nghĩa rằng vị trí máy thu nằm trên mặt cầu có tâm là vệ tinh đó và bán kính là d_1 . Nếu biết khoảng cách từ máy thu đến vệ tinh thứ hai là d_2 thì vị trí máy thu được xác định trên đường tròn giao tiếp của hai mặt cầu d_1 và d_2 . Khi biết được khoảng cách d_3 đến vệ tinh thứ ba thì có thể xác định được vị trí máy thu ở một trong hai giao điểm của đường tròn trên với mặt cầu thứ ba. Trong hai giao điểm đó có một điểm là vị trí ảo, sử dụng những phương trình tính toán sẵn có thể xác định được vị trí thật của máy thu. Tuy nhiên, nếu đo được khoảng cách d_4 đến vệ tinh thứ tư thì vị trí máy thu có thể xác định được một cách hoàn toàn chính xác.



Hình 2.1: Nguyên lý dẫn đường bằng khoảng cách

Để xác định khoảng cách từ máy thu ta sử dụng công thức sau:

$$D = v \cdot \Delta t$$

Trong đó: v - tốc độ lan truyền của sóng điện = 299792458m/s

Δt - thời gian sóng điện từ đi từ máy phát đến máy thu.

Tuy nhiên, qua cách tính trên ta chỉ mới xác định được vị trí của máy thu trong không gian. Để biết được vị trí máy thu so với mặt đất, chúng ta cần phải sử dụng thêm các thông tin khác.

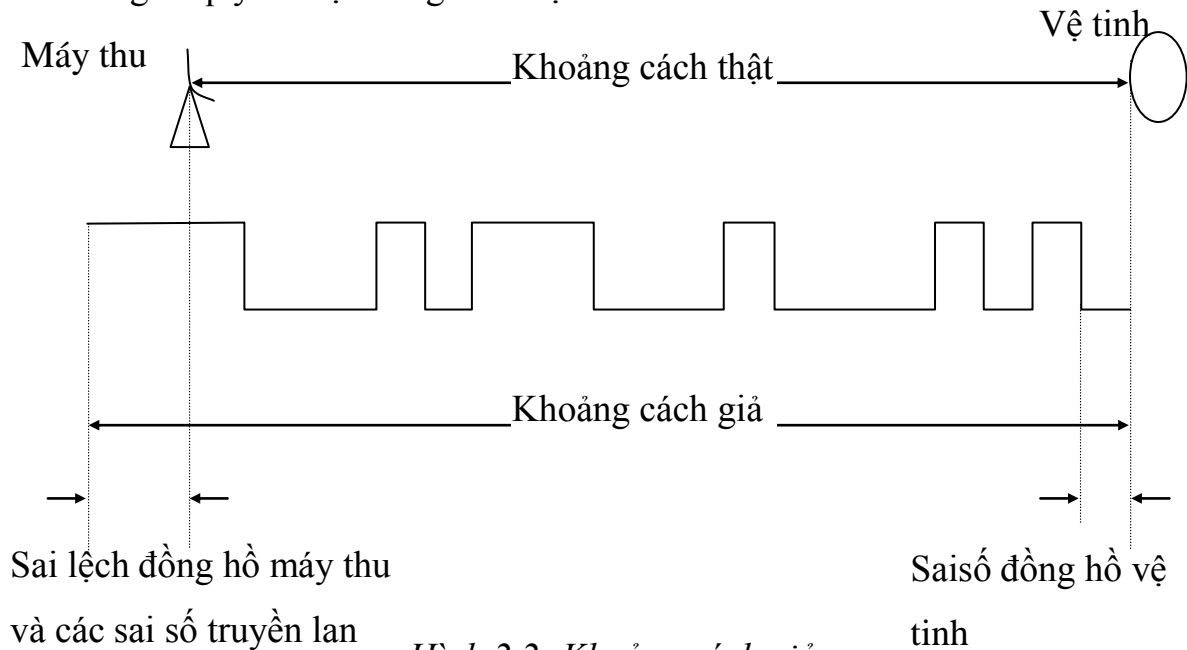
Các vệ tinh GPS được đặt trên các quỹ đạo cực kỳ chính xác, các vệ tinh bay quanh quỹ đạo với thời gian là 11 giờ 58 phút và chúng đi qua các trạm kiểm soát mỗi ngày 2 lần. Các trạm kiểm soát đó được trang bị các thiết bị để thu nhận tín hiệu, tính toán chính xác vị trí, độ cao và tốc độ của các vệ tinh và truyền trở lại vệ tinh các thông tin đó. Khi một vệ tinh đi qua các trạm kiểm soát thì bất kỳ một sự sai lệch nào trên quỹ đạo cũng có thể xác định được. Những nguyên nhân chính gây nên sai lệch quỹ đạo là sức hút của mặt trời, mặt trăng, áp suất của các bức xạ mặt trời... Vệ tinh sẽ truyền các thông tin về vị trí so với tâm trái đất và nó đến các máy thu (cùng với các tín hiệu thời gian). Các máy thu sau đó sẽ sử dụng các thông tin (vị trí và thời gian chuẩn) vào trong bài toán mô hình trái đất để xác định kinh độ, vĩ độ, cũng như khoảng cách của chúng. Mô hình toán học trái đất được sử dụng trong hệ thống GPS được gọi là hệ trục địa toàn cầu WGS-84 (World Geodetic System).

2.2 Xác định khoảng cách giả để định vị trong phương pháp dẫn đường

2.2.1 Định nghĩa khoảng cách giả

Khoảng cách giả là khoảng cách đo được từ máy thu đến vệ tinh, thường được tính bằng mét. Trong phần này khoảng cách giả và thời gian là đồng nghĩa với nhau. Bởi vì, thời gian cần thiết để tín hiệu lan truyền từ vệ tinh đến máy thu (thời gian lan truyền vô tuyến điện), đồng nghĩa với khoảng cách theo công thức $d = v \cdot \Delta t$. Vấn đề là phải xác định thời gian lan truyền chính xác.

Thuật ngữ giả được sử dụng bởi vì khoảng cách có sai số. Để xác định thời gian được chính xác giữa hai vị trí, các đồng hồ phải được đồng bộ với nhau. Các đồng hồ giữa các vệ tinh được đồng bộ nên khoảng cách giữa chúng là khoảng cách thật, nhưng đồng hồ của máy thu không được đồng bộ với đồng hồ của vệ tinh. Điều này gây ra sai số (thời gian máy thu bắt được tín hiệu không trùng với thời gian phát tín hiệu của vệ tinh), để khắc phục chỉ có thể giải quyết được bằng toán học.

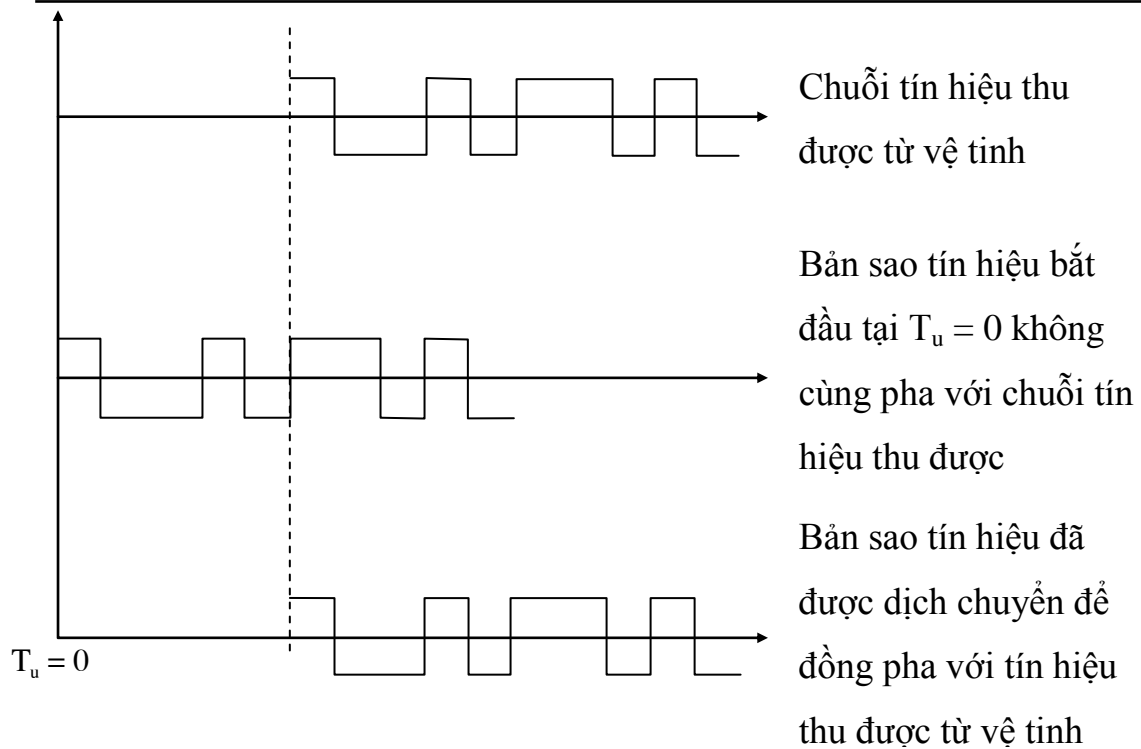


Hình 2.2: Khoảng cách giả

Cơ sở việc đo khoảng cách là máy thu tạo ra một bản sao mã để so sánh với bản mã gốc của vệ tinh (hình 2.3).

Như vậy, vấn đề đặt ra là xác định sự chênh lệch thời gian giữa hai mã trên. Tuy vậy, từ khoảng cách giả đó không thể tính ra được khoảng cách thật nếu không có các thông tin khác.

Thông thường máy thu GPS phải xác định khoảng cách tới ba vệ tinh khác nhau và biết chính xác vị trí của tất cả các vệ tinh trong không gian của hệ thống. Tất cả những điều này được sử dụng để loại trừ thời gian sai lệch giữa hai đồng hồ và phương pháp giải để tìm tọa độ vị trí.



Hình 2.3: Sự dịch chuyển bản sao để đồng bộ với tín hiệu thu

2.2.2 Xác định vị trí từ các khoảng cách giả

Giả sử rằng, đồng hồ máy thu được đồng bộ với đồng hồ trên vệ tinh và không có độ trễ tín hiệu ở tầng điện ly, tầng đối lưu làm trễ thời gian tới của tín hiệu, đồng thời không có sai số trong đo đạc thì việc xác định khoảng cách từ máy thu tới vệ tinh sẽ rất đơn giản. Như vậy, chúng ta có thể xác định được vị trí máy thu, nó phải nằm trên mặt cầu có tâm là vệ tinh và có bán kính là khoảng cách đo được, gọi đó là d_1 . Ta đồng thời đo khoảng cách tới vệ tinh thứ hai thì máy thu cũng phải nằm trên một mặt cầu với bán kính d_2 và có tâm là vệ tinh vệ tinh thứ hai. Hai mặt cầu này sẽ giao nhau với quỹ tích của các điểm giao nhau là một vòng tròn được gọi là đường vị trí, máy thu phải nằm trên đường vị trí này. Tiếp tục đo khoảng cách tới vệ tinh thứ ba ta có mặt cầu thứ ba có bán kính d_3 , mặt cầu này giao với hai mặt cầu kia chỉ tại hai điểm. Một trong hai điểm sẽ bị loại trừ ngay lập tức, vì nó nằm ở rất xa trong vũ trụ và sẽ không phải là vị trí của máy thu. Vì vậy, việc đo khoảng cách tới ba vệ

ting đủ cung cấp thông tin để xác định vị trí tọa độ ba chiều của máy thu theo nguyên lý tối thiểu.

Với sai số thời gian là 1ms sẽ gây ra sai số khoảng cách khoảng 300km, đây là sai số không thể chấp nhận được. Do đó, người khai thác hệ thống phải có nhiệm vụ đồng bộ các đồng hồ vệ tinh bằng cách thường xuyên hiệu chỉnh từ mặt đất. Máy thu GPS sử dụng các giá trị hiệu chỉnh đồng hồ vệ tinh để hiệu chỉnh khoảng cách giả đo được.

Ngoài ra, trong quá trình đo khoảng cách còn xuất hiện sai số đồng hồ. Khi đó, với ba mặt cầu với bán kính là khoảng cách giả đã đo được sẽ không cắt nhau tại một điểm. Tuy nhiên, nếu có thể xác định được sai số của đồng hồ máy thu (dT) thì khoảng cách giả có thể được hiệu chỉnh và vị trí của máy thu được xác định.

Chính vì thế, trên thực tế có 4 ẩn số hay 4 thông số chưa biết cần phải xác định là: kinh độ, vĩ độ, độ cao và giá trị hiệu chỉnh đồng hồ của máy thu. Về mặt toán học, chúng ta không thể xác định được 4 thông số nếu chỉ có 3 giá trị đo được. Để giải quyết vấn đề này là phải tiến hành đồng thời đo một khoảng cách giả tới vệ tinh thứ tư.

Đối với mỗi giá trị đo đạc khoảng cách giả ta có một phương trình biểu thị mối quan hệ giữa giá trị đo đạc và các thông số chưa biết như sau:

$$p_1 = \sqrt{(x - x_1)^2 + (y - y_1)^2 + (z - z_1)^2} - c \cdot DT$$

$$p_2 = \sqrt{(x - x_2)^2 + (y - y_2)^2 + (z - z_2)^2} - c \cdot DT$$

$$p_3 = \sqrt{(x - x_3)^2 + (y - y_3)^2 + (z - z_3)^2} - c \cdot DT$$

$$p_4 = \sqrt{(x - x_4)^2 + (y - y_4)^2 + (z - z_4)^2} - c \cdot DT$$

Giá trị đo đạc khoảng cách giả được thực hiện ở máy thu (tính bằng đơn vị quãng đường) nằm ở vế trái của mỗi phương trình, biểu thức dưới dấu căn là khoảng cách thật tới vệ tinh; x_i, y_i, z_i là tọa độ vị trí của vệ tinh thứ i ; các

toa độ vệ tinh được lấy từ bản tin dữ liệu tạm thời; X, Y, Z là toạ độ của máy thu, thành phần $c.DT$ là giá trị hiệu chỉnh khoảng cách giả từ số hiệu chỉnh đồng hồ của máy thu.

Giải hệ 4 phương trình này cho ta các giá trị X, Y, Z cùng số hiệu chỉnh đồng hồ dT . Mặc dù các phương trình được thiết lập theo hệ toạ độ Decac với gốc toạ độ là tâm trái đất (hệ toạ độ địa tâm), các giá trị kết quả X, Y, Z có thể dễ dàng chuyển đổi sang kinh độ, vĩ độ và độ cao.

a) Tuyến tính hoá phương trình khoảng cách giả

Do có căn bậc hai và bình phương trong phương trình nên giá trị khoảng cách giả đo được phụ thuộc vào toạ độ của máy thu là không tuyến tính. Các phương trình này không thể giải được bằng thuật toán bình thường mà phải sử dụng nguyên lý lặp lại của Newton-Raphson. Trong nguyên lý này, mỗi phương trình được kéo dài thành một chuỗi vô tận dựa vào một nhóm các giá trị thử nghiệm hoặc dự đoán X, Y, Z và dT . Các chuỗi này được loại bỏ các thành phần bậc cao chỉ giữ lại thành phần bậc nhất, khi đó các phương trình thành phương trình tuyến tính của gia số.

Bốn phương trình được thuần nhất có thể được giải đồng thời để xác định giá trị của các số giả cùng với các giá trị thử nghiệm được điều chỉnh sao cho phù hợp.

b) Hệ phương trình không tương thích

Vấn đề gì sẽ xảy ra khi có nhiều hơn 4 vệ tinh ở trong vùng quan sát của người sử dụng trong hệ thống GPS. Nếu máy thu của người sử dụng chỉ có thể theo dõi 4 vệ tinh vào một thời điểm thì máy thu sẽ chọn 4 vệ tinh để theo dõi. Nhưng nếu máy thu có thể theo dõi 5 hoặc nhiều vệ tinh đồng thời thì ta có thể gặp phải tình huống là giá trị xác định lớn hơn ẩn số, tức là ta có 5 hoặc nhiều phương trình hơn nhưng vẫn chỉ phải đi tìm 4 ẩn chưa biết.

Chúng ta không thể giải hệ phương trình như vậy theo cách như ta đã làm trong trường hợp có 4 phương trình. Hơn nữa, chúng ta không chú ý đến

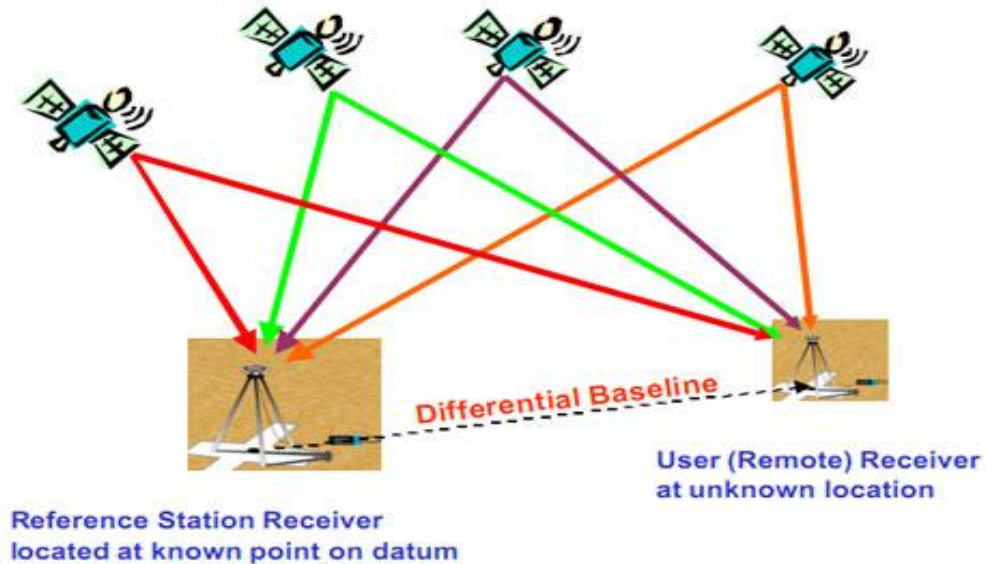
việc có những sai số khác trong đo đạc ngoài sai số ở vệ tinh và sai số đồng hồ máy thu. Sự tồn tại những sai số này có nghĩa rằng, bất kỳ hệ nhỏ nào được lấy ra từ hệ đầy đủ sẽ có những cách giải khác nhau. Trong trường hợp như vậy ta nói rằng hệ phương trình không tương thích. Ta có thể bỏ bớt những quan sát phụ, không thiết thực và dường như có vẻ lãng phí dữ liệu. Cách giải quyết tốt nhất là sử dụng phương pháp bình phương tối thiểu đã được xây dựng từ đầu năm 1980 của nhà toán học Đức là Kar Friedrich Gauss.

2.3 Định vị tương đối thời gian thực GPS (DGPS Differential GPS)

DGPS là một kỹ thuật định vị tương đối dựa trên mã, trong đó sử dụng 2 hay nhiều hơn máy thu đồng thời để theo dõi cùng một vệ tinh (Hình 2.4). Phương pháp này sử dụng có thể đạt được độ chính xác cấp m trong chế độ thời gian thực. Thực tế phương pháp này dựa trên cơ sở là sai số GPS trong khoảng cách không chính xác đã đo được cần thiết phải giống nhau đối với cả máy thu từ xa và máy thu gốc, miễn là độ dài dây gốc nằm trong khoảng vài trăm kilomet. Độ chính xác của phương pháp DGPS phụ thuộc vào khoảng cách giữa trạm chuẩn và vị trí máy thu GPS cần xác định vị trí.

Trong hệ thống DGPS, máy thu tham chiếu chuẩn được giữ cố định tại vị trí toạ độ đã biết trước. Phần mềm được hỗ trợ trong máy thu gốc sử dụng toạ độ gốc để xác định chính xác toạ độ của vệ tinh, nhận được theo đường thông tin vô tuyến, để tính toán khoảng cách tới mỗi vệ tinh trong tầm nhìn. Phần mềm này có nhiều sự khác biệt giữa khoảng cách tính toán được và khoảng cách không chính xác đã đo được, nên gây ra những sai số xác định khoảng cách (hay độ chính xác DGPS). Độ chính xác này được truyền đi theo dạng chuẩn gọi là RTCM tới máy thu từ xa thông qua kết nối truyền thông. Tại thiết bị ở xa sẽ sử dụng độ chính xác DGPS để làm bù sai số đo được tại máy thu từ xa này. Độ chính xác thu được từ phương pháp này biến đổi trong khoảng từ 1m đến 5m. Độ chính xác này phụ thuộc vào khoảng cách giữa máy thu từ xa và máy thu chuẩn đặt ở vị trí đã biết, tốc độ truyền của độ chính

xác RTCM DGPS, và sự thực hiện của thiết bị nhận mã C/A. Độ chính xác sẽ cao hơn nếu khoảng cách giữa máy thu gốc và máy thu từ xa ngắn và tốc độ truyền cao.



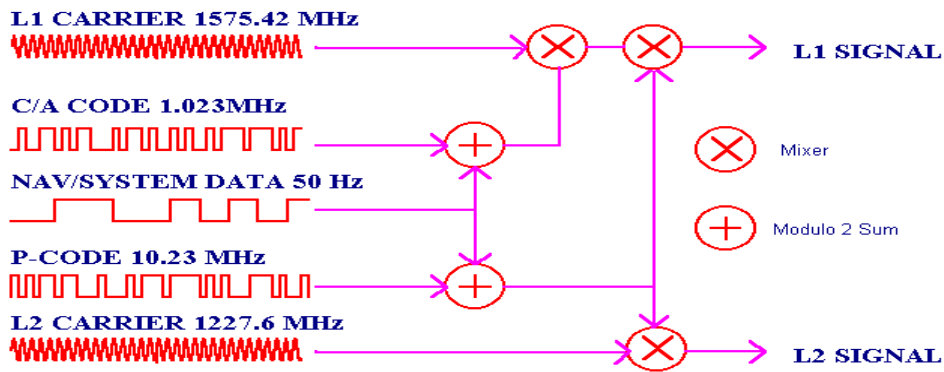
Hình 2.4 : Hoạt động DGPS trong thời gian thực

2.4 Tín hiệu dẫn đường từ vệ tinh trong hệ thống GPS

2.4.1 Cấu trúc tín hiệu

Mỗi vệ tinh GPS đồng thời truyền phát trên hai băng tần $L1 = 1575,42$ MHz và $L2 = 1227,60$ MHz. Sóng mang của tín hiệu $L1$ gồm 2 tín hiệu thành phần:

- Thành phần đồng pha được điều chế nhị pha bởi chuỗi dữ liệu 50bps và một mã giả ngẫu nhiên gọi là mã C/A, mã này gồm 1023 chip liên tục có chu kỳ là 1ms và tần số chip là 1023MHz.
- Thành phần pha vuông góc cũng được điều chế nhị pha bởi chuỗi dữ liệu 50bps nhưng với một mã giả ngẫu nhiên khác được gọi là mã P, mã này có chu kỳ là 1 tuần và có tần số chip là 10,23MHz.



Hình 2.5: Tín hiệu vệ tinh GPS

Ngược lại với tín hiệu L1, tín hiệu L2 được điều chế chỉ với mỗi chuỗi dữ liệu 50bps và mã P, mặc dù không có chức năng truyền chuỗi dữ liệu 50bps.

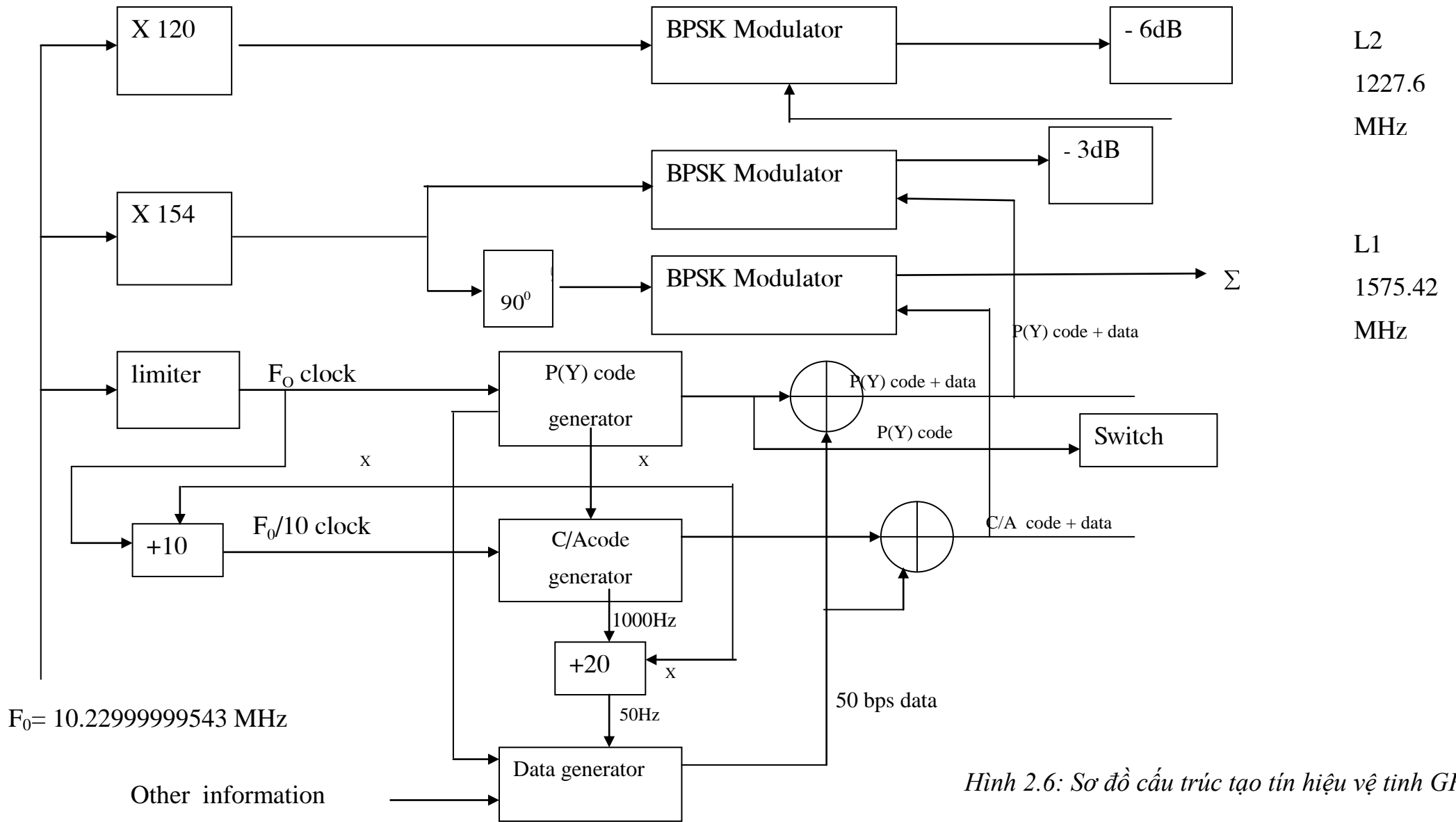
L1 (hoặc L2) được sử dụng cho các mục đích sau:

- Để tăng độ chính xác trong đo lường cự ly đối với các ứng dụng chính xác bằng việc sử dụng pha sóng mang.
- Cung cấp độ chính xác trong đo lường bằng hiệu ứng Doppler.
- Tần số Doppler được tích phân bằng cách đếm số chu kỳ của sóng mang thu được.

Việc sử dụng cả hai tần số L1 và L2 mang lại các lợi ích là cung cấp khả năng đo lường chính xác thời gian trễ truyền của tín hiệu khi qua tầng điện ly.

Việc thay đổi cả vận tốc pha và vận tốc nhóm của tín hiệu khi xuyên qua các tầng điện ly là nguyên nhân chính gây ra sai cự ly.

Các lỗi cự ly từ 10÷20m là bình thường và thỉnh thoảng còn lớn hơn nhiều, bởi vì sự trễ truyền của tín hiệu do tầng điện ly gây ra thì không tỷ lệ với tần số. Lỗi cự ly do tầng điện ly có thể được đánh giá một cách chính xác bằng cách so sánh thời gian đến của tín hiệu L1 và L2.



Hình 2.6: Sơ đồ cấu trúc tạo tín hiệu vệ tinh GPS

2.4.2 Tính chất và thành phần của tín hiệu GPS

a) Chuỗi dữ liệu 50bps

• Dữ liệu hành trình quỹ đạo của vệ tinh hay niên lịch

Mỗi vệ tinh truyền phát ra dữ liệu về hành trình quỹ đạo của nó được gọi là Almanac, dựa vào đó người sử dụng tính toán vị trí của mọi vệ tinh trong hệ thống vệ tinh GPS tại mọi thời điểm. Dữ liệu về hành trình quỹ đạo thì không đủ chính xác để xác định vị trí nhưng nó có thể được lưu giữ trong máy thu trong nhiều tháng. Đó là cơ sở để xác định vệ tinh nào nhìn thấy được vị trí máy thu, để máy thu có thể xác định những vệ tinh đó ngay khi mở máy. Dữ liệu về hành trình quỹ đạo còn sử dụng để xác định gần đúng độ dịch tần Doppler của tín hiệu để trợ giúp quá trình thu tín hiệu nhanh chóng từ vệ tinh.

• Dữ liệu tạm thời

Dữ liệu tạm thời tương tự như dữ liệu hành trình quỹ đạo, nhưng nó xác định một cách chính xác hơn nhiều vị trí của vệ tinh để chuyển đổi thời gian trễ của tín hiệu từ đó ước lượng vị trí của người sử dụng. Ngược với dữ liệu hành trình quỹ đạo, dữ liệu tạm thời cho vị trí thực tế của vệ tinh và chỉ được truyền bởi vệ tinh đó và dữ liệu này chỉ tồn tại trong vài giờ.

• Dữ liệu về thời gian

Chuỗi dữ liệu 50bps gồm cả tín hiệu mốc thời gian. Việc đánh mốc thời gian được sử dụng để thiết lập thời gian truyền của những điểm cụ thể trong tín hiệu GPS. Thông tin này là rất cần thiết để xác định thời gian trễ truyền lan của tín hiệu từ vệ tinh đến nay thu để đo cự ly.

• Dữ liệu về trễ truyền do tầng điện ly

Những lỗi xảy ra khi đo cự ly do ảnh hưởng của tầng điện ly một phần có thể loại bỏ bằng cách đánh giá sự trễ trong truyền sóng của tầng điện ly khi truyền chuỗi dữ liệu.

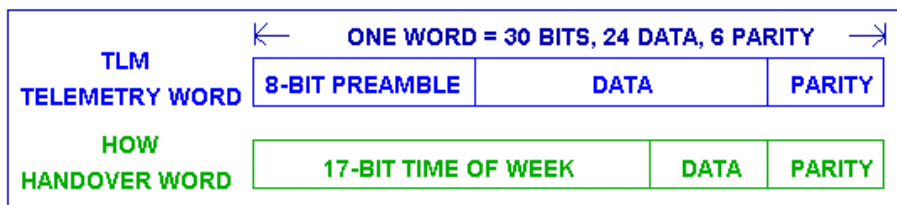
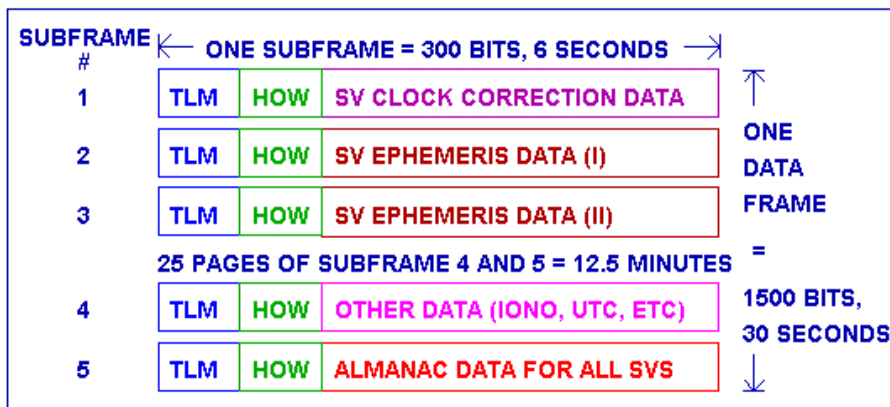
• **Thông tin về tình trạng vệ tinh**

Chuỗi dữ liệu cũng chứa đựng thông tin liên quan về tình trạng hiện tại của vệ tinh để máy thu có thể bỏ qua vệ tinh đó nếu nó không hoạt động tốt

b) Cấu trúc của bản tin dẫn đường

Một bản tin hoàn chỉnh gồm 25 khung, mỗi khung chứa 1500 bit, mỗi khung lại được chia thành 5 khung phụ, mỗi khung phụ chứa 300 bit, mỗi khung phụ gồm 10 từ, mỗi từ 30 bit, các bit nhận dạng của mỗi từ được phát đi đầu tiên. Ví dụ, với tốc độ 50bps cần phải mất 6s để truyền một khung phụ và 30 giây để truyền hết 1 khung. Việc truyền hoàn tất 25 khung thông tin dẫn đường đòi hỏi mất 750 giây hay 12,5 phút.

Ngoại trừ thỉnh thoảng thông tin được cập nhật thì các khung phụ 1, 2 và 3 là không đổi và tốc độ truyền lặp lại với mỗi khung là 30 giây, còn khung phụ 4 và 5 thì lần lượt thay nhau 25 lần. 25 phiên bản của khung phụ 4 và 5 được xem như 25 trang từ 1 đến 25. Do đó, ngoại trừ việc thỉnh thoảng cập nhật thì mỗi trang của 25 trang này được lặp lại sau 750 giây hay 12,5 phút



Hình 2.6: Cấu trúc khung bản tin dẫn đường

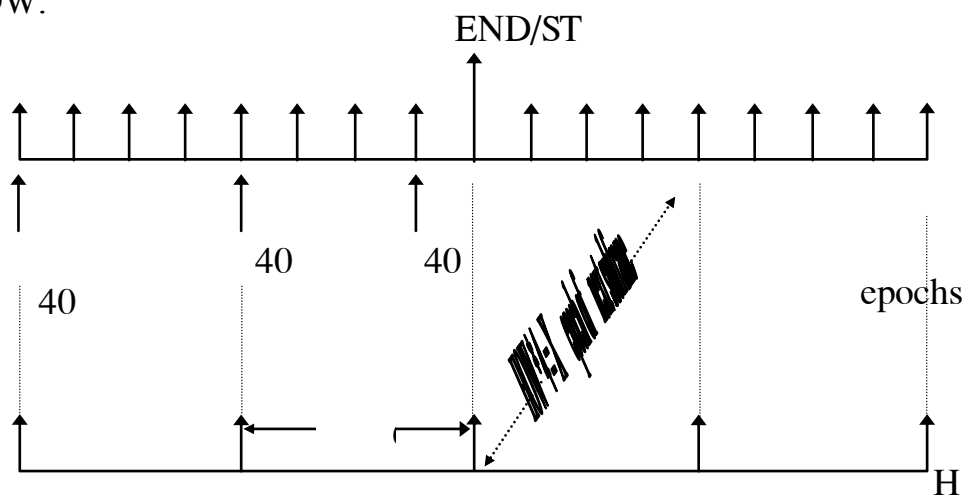
Mỗi khung phụ bắt đầu với một từ điều khiển xa TLM, 8 bit đầu tiên của TLM là phần mở đầu để cho máy thu có thể xác định được khung phụ bắt đầu khi nào, phần còn lại của TLM chứa các bit chẵn lẻ và thông tin về đo xa, nó chỉ có tác dụng đối với người sử dụng được cho phép và không phải là thành phần cơ bản. Từ thứ 2 của mỗi khung phụ được gọi là từ chuyển giao HOW.

• **Số đếm Z Z-Count**

Thông tin chứa HOW được truyền từ 29 bit gọi là số đếm Z (Z-Count). Z-Count thì không được truyền như là 1 từ đơn, nhưng một phần của nó thì được truyền trong HOW. Các điểm đầu của các Z-Count được phát ra bởi thanh ghi X_L của máy phát mã P trong vệ tinh sau mỗi 1,5 giây. 19 bit thấp của Z-Count được gọi là thời gian của 1 tuần (TOW), nó cho biết số lượng các X_L đầu đã xảy ra từ khi bắt đầu của tuần hiện hành. Khởi đầu của 1 tuần xảy ra tại X_L đầu tiên vào giữa đêm của ngày thứ 7 và sáng chủ nhật. TOW tăng từ 0 tại thời điểm bắt đầu của tuần đến 403.199, sau đó trở lại 0 vào thời điểm bắt đầu của tuần kế tiếp.

TOW 0 thì luôn xảy ra tại điểm bắt đầu khung phụ 1 của khung thứ nhất.

Một phiên bản của TOW được rút gọn chứa 17 bit cao, tức là gồm 17 bit của HOW.



Hình 2.7: Mối quan hệ giữa HOW và TOW

Từ đó máy thu có thể sử dụng phần đầu của TLM để xác định một cách chính xác thời điểm bắt đầu của khung phụ, do đó xác định được phương pháp xác định thời gian truyền của các phân tín hiệu GPS

- **Số tuần GPS (WN)**

10 Bit cao của Z-Count chứa số tuần GPS, nó là modulo của 1024 tuần. Trạng thái của 0 được định nghĩa rằng, tuần đó được bắt đầu với X_L đầu xảy ra gần đúng vào giữa đêm ngày 05/1/1980 hay sáng ngày 06/1/1980. Bởi vì WN là modulo của 1024 xảy ra cứ mỗi 1024 tuần và máy thu GPS phải được thiết kế để thích nghi với nó.

WN không phải là một phần của HOW nhưng nó là 10 bit đầu tiên của từ thứ 3 trong khung phụ 1.

- **Xác định khung và khung phụ**

3 Bit đầu của HOW được sử dụng để xác định khung phụ nào trong 5 khung phụ đang được truyền phát.

Khung đang được phát có thể được xác định từ TOW được tính từ HOW của khung phụ thứ 5. TOW này là TOW tại điểm bắt đầu của khung kế tiếp.

- **Thông tin bằng khung phụ**

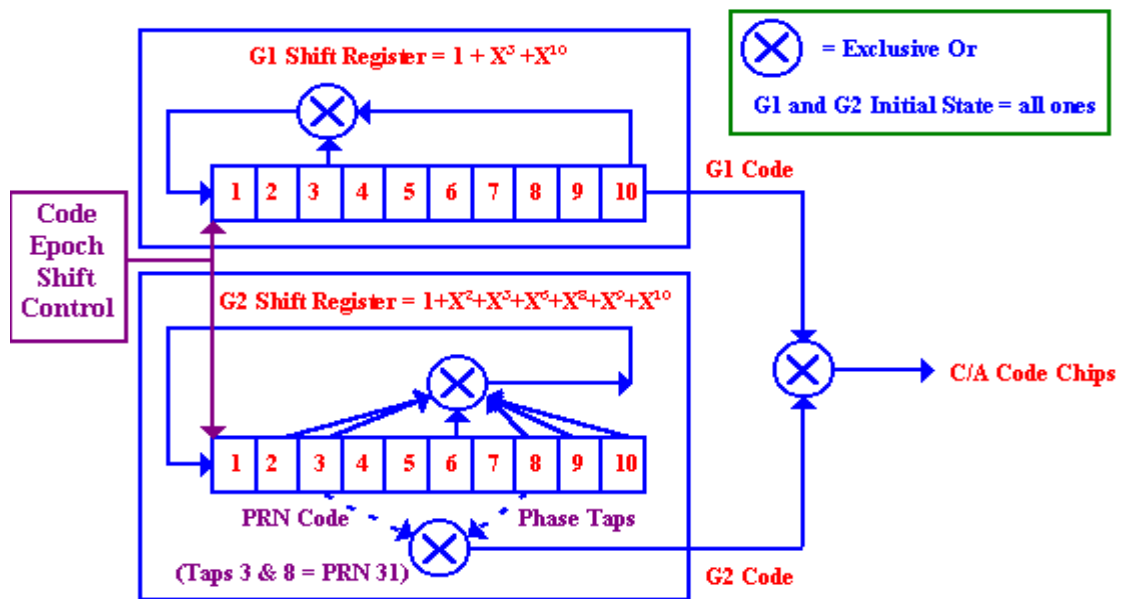
Ngoài TLM và HOW xuất hiện trong các khung phụ thì những thông tin sau được chứa trong 8 bit còn lại của khung phụ từ 1 đến 5.

c) Mã C/A và đặc tính của mã C/A

- **Khái quát**

Cho phép đo cự ly chính xác và hạn chế lỗi do đa đường truyền: Để thiết lập vị trí của người sử dụng trong khoảng $10 \div 100m$, việc đánh giá chính xác cự ly từ người sử dụng đến vệ tinh là cần thiết.

Việc sử dụng mã C/A để tăng độ rộng dải tần cũng làm giảm lỗi trong việc đo thời gian trễ truyền của tín hiệu do đa đường truyền gây nên.



Hình 2.8: Tổng quan về mã C/A

- Cho phép đồng thời đo cự ly từ một vài vệ tinh:
- Cho phép bảo vệ khỏi các tín hiệu can nhiễu:

Mã C/A cho phép chống các tín hiệu can nhiễu vào tín hiệu thu được một cách cố ý hay vô ý từ các tín hiệu nhân tạo khác.

Mã C/A làm tăng khả năng cản trở các tín hiệu can nhiễu vào từ các tín hiệu dải tần hẹp.

• **Đặc tính của mã C/A**

- **Cấu trúc thời gian**

Mỗi vệ tinh có một mã C/A duy nhất, nhưng tất cả các mã đều có sự lặp lại tuần tự 1023 chip với tốc độ 1023MHz, với chu kỳ lặp lại là 1ms.

Mỗi chip hoặc là dương, hoặc là âm, với cùng một giá trị. Cực của 1023 chip xuất hiện được phân phối một cách ngẫu nhiên, nhưng thật ra được tạo bởi thuật toán xác định được thực hiện bởi thanh ghi dịch.

- **Hàm tương quan tự động**

Hàm tự động tương quan hiệp phương sai của mã C/A là:

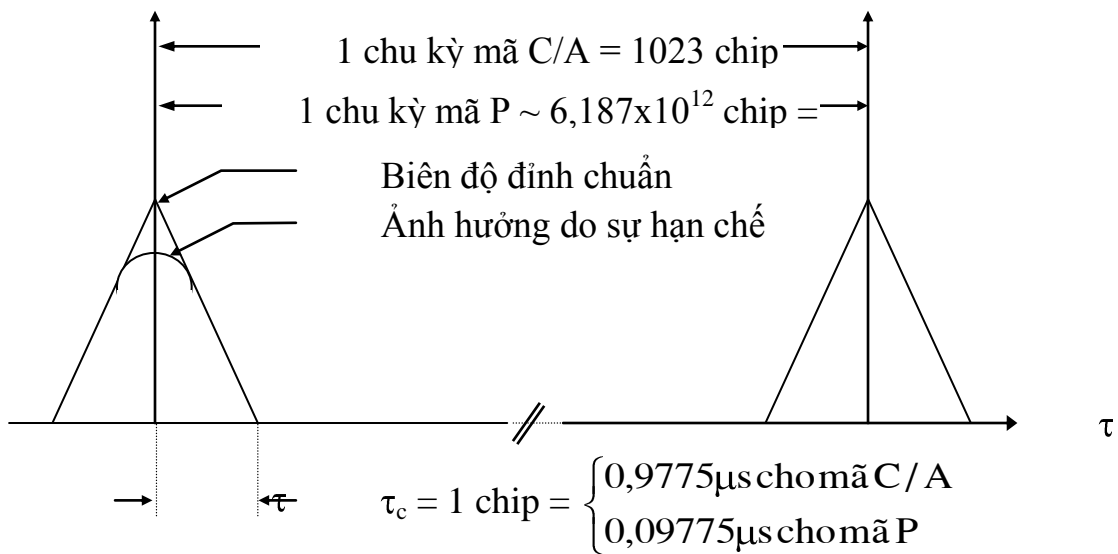
$$\psi(\tau) = \frac{1}{T} \int_0^T c(t) \cdot c(t - \tau) dt$$

Trong đó: $c(t)$ - dạng sóng lý tưởng hoá của mã C/A;

τ - Trễ truyền, được đo bằng giây;

T - chu kỳ mã.

Hàm tương quan tự động là tuần hoàn với τ , với chu kỳ 1ms. Một chu kỳ đơn (như hình 2.9). Nó cơ bản là 1 xung tam giác với đỉnh xung tại $\tau = 0$.



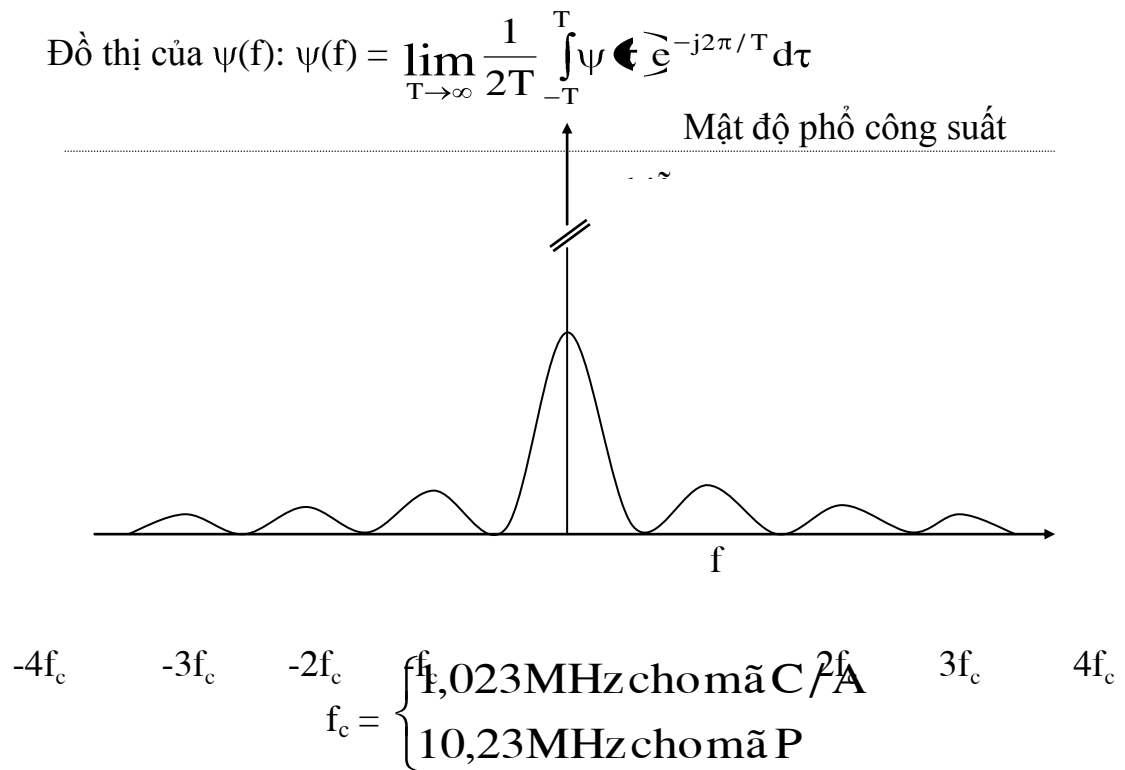
Hình 2.9: Hàm tương quan tự động của mã C/A và mã P

Trong thực tế, máy thu liên tục tính toán giá trị của hàm này để $c(t)$ trong tích phân ở trên là dạng sóng của mã tín hiệu và $c(t - \tau)$ là một dạng sóng đồng nhất với nhiễu (ngoại trừ thời gian trễ truyền τ) được phát ở trong máy thu.

- Phổ công suất

Phổ công suất $\psi(f)$ của mã C/A mô tả công suất của mã phân bố trong miền tần số như thế nào. Nó có thể được định nghĩa bằng các số hạng trong

chuỗi Fourier mở rộng của dạng sóng mã hoặc các số hạng tương đương của hàm tương quan tự động.



Hình 2.10: : Phổ công suất của mã C/A và mã P

Tuy nhiên, trong thực tế $\psi(f)$ gồm các đường phổ với khoảng cách 1KHz, bởi vì cấu trúc tuần hoàn 1ms của $\psi(f)$.

Công suất phổ của $\psi(\tau)$ có đặc tính dạng $\sin^2(x)/x^2$, với vị trí 0 đầu tiên tại 1,023MHz từ đỉnh trung tâm.

Gần 90% của công suất tín hiệu nằm giữa các vị trí 0, nhưng phần nhỏ hơn nằm ngoài các vị trí 0 là rất quan trọng để tính toán cụ thể.

- Đặc tính của sự đa truy nhập phân chia theo mã

Các mã C/A từ các vệ tinh khác nhau là trực giao, có nghĩa là với bất cứ 2 mã $c_1(t)$ và $c_2(t)$ từ 2 vệ tinh khác nhau có sự hiệp phương sai chéo:

$$\frac{1}{T} \int_0^T c_1(\tau) c_2(\tau) d\tau \cong 0 \text{ đối với mọi } \tau$$

Như vậy, khi tín hiệu từ vệ tinh được chọn để nén phổ bằng cách sử dụng bản sao mã của nó thì tín hiệu từ các vệ tinh khác coi như là tín hiệu nhiễu có dải tần rộng, chúng sẽ ở dưới mức nhiễu. Điều này cho phép một máy thu GPS tạo ra được nhiều dạng khác nhau của các tín hiệu vệ tinh riêng lẻ và xử lý chúng một cách riêng rẽ, mặc dù mọi tín hiệu đều được phát ở cùng một tần số. Quá trình này được gọi là đa truy nhập phân chia theo mã.

d) Mã P và các đặc tính của mã P

• Khái quát

Mã P chủ yếu được sử dụng cho những ứng dụng trong quân sự, có các chức năng sau: Tăng khả năng chống các tín hiệu can nhiễu. Vì dải thông của mã P lớn hơn gấp 10 lần dải thông của mã C/A, nó cho phép tăng khả năng chống nhiễu dải tần hẹp xấp xỉ 10dB.

Tăng độ chính xác đo cự ly: Độ chính xác trong đo lường cự ly được cải thiện khi mà dải thông tín hiệu tăng. Như vậy, mã P làm cho độ chính xác đo lường cự ly tăng.

Do mã P làm tăng dải thông tín hiệu nên nó cũng hạn chế được nhiều hơn các lỗi do đa đường truyền gây ra.

• Các đặc tính của mã P

Không giống như mã C/A, mã P điều chế cả hai sóng mang L1 và L2. Tần số chip của mã P là 10,23MHz, nó chính xác gấp 10 lần tần số chip của mã C/A và nó có chu kỳ là 1 tuần. Nó được phát một cách đồng bộ với mã C/A và việc truyền mỗi chip mã C/A luôn tương ứng với việc truyền mỗi chip mã P.

Mỗi vệ tinh chỉ phát một mã P duy nhất, kỹ thuật được sử dụng để phát thì tương tự như kỹ thuật phát mã C/A.

e) Mã Y và các đặc tính

Mã Y được mã hoá từ mã P để chống lại sự bắt chước và sự từ chối của mã P đối với những người sử dụng không được chấp thuận.

2.5 Cấu trúc máy thu GPS

Trong thực tế hiện nay người ta sử dụng nhiều loại máy thu để thu và xử lý tín hiệu GPS phục vụ dẫn đường cho phù hợp với nhiều loại thiết bị khác nhau trong nhiều lĩnh vực. Nhưng nhìn chung để đáp ứng việc thu được tín hiệu GPS thì các máy thu đều có sơ đồ khối sau:

- Lọc và khuếch đại tín hiệu cao tần
- Đổi tần và khuếch đại trung tần
- Số hoá tín hiệu GPS
- Xử lý tín hiệu bằng cơ sở

2.5.1 Lọc và khuếch đại tín hiệu cao tần

Trong máy thu GPS tầng đầu tiên của máy thu là tầng cao tần có nhiệm vụ lọc và khuếch đại tín hiệu GPS thu được từ Anten máy thu. Do năng lượng tín hiệu ở cửa vào máy thu GPS (sau Anten) rất thấp và dễ bị các tín hiệu có băng thông kề cận có năng lượng lớn hơn “che khuất” nên người ta phải khuếch đại tín hiệu cao tần thêm lên từ 35dB đến 55dB để có thể xử lý tín hiệu một cách hiệu quả ở các tầng sau. Mặt khác, tầng cao tần còn có bộ lọc thông dải (BPF - Band Pass Filter) để triệt nhiễu ngoại băng mà vẫn không ảnh hưởng gì đến đặc tuyến tín hiệu GPS. Băng thông danh định của tín hiệu GPS cả hai băng tần là 20 MHz (+ 10 MHz cho mỗi phía sóng mang) và người ta mong muốn sử dụng một bộ lọc thông dải có băng thông 20MHz để loại bỏ hoàn toàn nhiễu ngoại băng. Tuy nhiên, xét trên phương diện kỹ thuật thì khó có thể xây dựng được bộ lọc có tỉ lệ băng thông trên tần số sóng mang thấp như thế. Nên trên thực tế người ta sử dụng nhiều bộ lọc có băng thông rộng để loại ảnh hưởng gây nên nhiễu cao tần. Còn bộ lọc băng thông hẹp (băng thông

đúng 20MHz) có đặc tuyến dốc đó là bộ lọc SCF (Sharp Cutoff Filter) sẽ được sử dụng sau này khi đã được đưa xuống tần số trung tần.

2.5.2 Đổi tần và khuếch đại trung tần

Sau khi được khuếch đại ở tầng cao tần, tín hiệu GPS được đưa xuống tần số thấp hơn gọi là tần số trung tần để tiếp tục lọc và khuếch đại, được gọi là quá trình đổi tần. Đổi tần tín hiệu GPS nhằm đạt được các mục tiêu sau:

- Nâng cao hệ số khuếch đại tổng vượt quá ngưỡng khuếch đại đã đạt được ở tầng cao tần.
- Sau khi đổi tần, tỉ lệ băng thông tín hiệu trên tần số trung tâm sẽ tăng lên, cho phép xây dựng những bộ lọc băng thông hẹp SCF.
- Đổi tần sẽ đưa tín hiệu GPS xuống tần số thấp hơn làm cho việc lấy mẫu tín hiệu trở nên đơn giản hơn.

Quá trình đổi tần được thực hiện bằng cách nhân tín hiệu GPS với tín hiệu dạng Sin lấy từ bộ dao động nội (LO- Local Oscillator) ở trong bộ trộn (Mix –Mixer). Tần số tín hiệu ở bộ dao động có thể lớn hơn hoặc nhỏ hơn tần số sóng mang GPS và hiệu hai tần số trung tần (IF - Intermediate Frequency). Sau bộ trộn sẽ có hai tín hiệu trung tần (một tín hiệu sinh ra do lấy tần số sóng mang trừ đi tần số bộ dao động nội và tín hiệu còn lại là do lấy tần số bộ dao động nội trừ đi tần số sóng mang thu được), nhưng người ta chỉ dùng một tín hiệu, còn tín hiệu không sử dụng kia được gọi là “tín hiệu ảnh”. Chúng ta có thể lọc bỏ tín hiệu ảnh nhưng việc thực hiện lọc bỏ khá khó khăn vì khoảng cách giữa hai tín hiệu chỉ là hai lần tần số trung tần. Chính vì lý do đó, chúng ta cần phải đổi tần nhiều lần để dễ dàng loại bỏ tín hiệu ảnh không mong muốn.

Thông thường, người ta hay thực hiện hai lần đổi tần đưa tín hiệu GPS xuống trung tần từ 4 đến 20MHz để có thể thực hiện lấy mẫu ở tốc độ hợp lý. Năng lượng tạp âm ở băng thông trung tần được tính như sau:

$$N = k \cdot T_C \cdot B$$

Trong đó: $k = 1,3806 \cdot 10^{-23}$ J/K

B : là băng thông tín hiệu (Hz)

T_C : là hệ số tạp nhiệt hiệu dụng (K)

Hệ số tạp nhiệt hiệu dụng T_C phụ thuộc rất nhiều yếu tố như tạp âm khí quyển, tạp âm nhiệt anten, suy hao theo cự ly, tạp âm máy thu và nhiệt độ môi trường. Người ta thường lấy $T_C = 513$ K và do đó, tạp âm ở băng thông 2MHz sẽ là -138,5 dBW, còn tạp âm ở băng thông 20MHz là -128,5 dBW. Lấy mức năng lượng tín hiệu thu được là -154,6 dBW.

Như vậy tỉ lệ SNR ở băng thông 20MHz sẽ là:

$$-154,6 - (-128,5) = -26,6 \text{ (dB)}$$

Tỉ lệ tín trên tạp SNR của tín hiệu băng thông 2MHz sẽ là:

$$(-154,6 - (-0,5)) - (-138,5) = -16,6 \text{ (dB)}$$

2.5.3 Số hoá tín hiệu GPS

Trong máy thu GPS hiện đại, quá trình xử lý tín hiệu số được vận dụng để bám tín hiệu vệ tinh, đo cự ly, tần số Doppler và giải điều chế dữ liệu tốc độ 50 bit/s. Chính vì những ưu điểm của tín hiệu số nên người ta phải lấy mẫu và số hoá tín hiệu GPS bằng bộ chuyển đổi tương tự - số (ADC - Analog to Digital Converter).

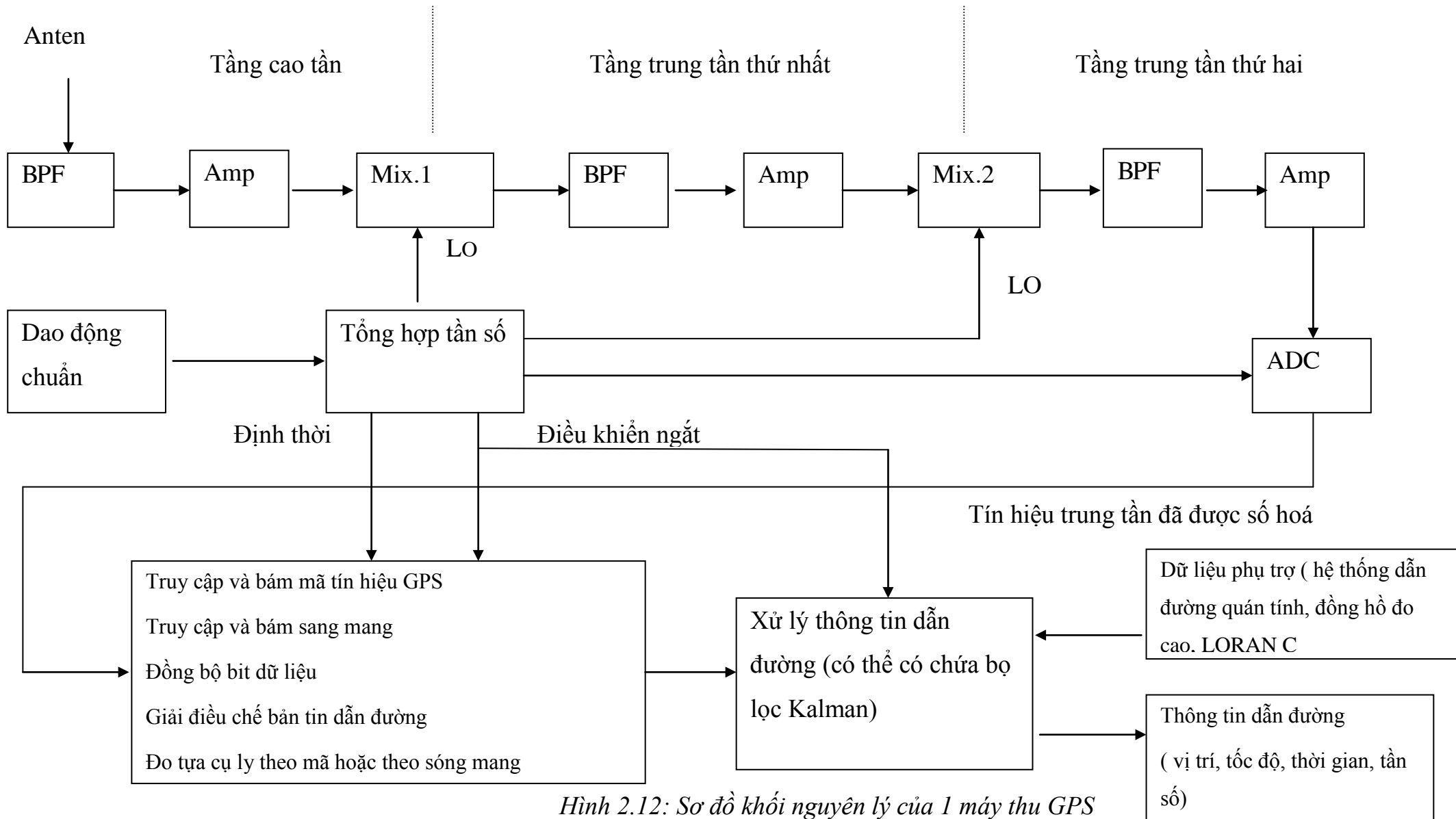
Hầu hết các máy thu đều sử dụng phương thức lượng tử hoá 1 bit khi lấy mẫu bởi không những đây là phương thức lấy mẫu đơn giản nhất mà nó còn ít chịu ảnh hưởng bởi sự thay đổi mức điện áp. Chính vì thế, máy thu loại này không cần sử dụng bộ tự động điều chỉnh hệ số khuếch đại AGC (Automatic Gain Control). Tuy vậy, khi xuất hiện tạp trắng có mức năng lượng cao hơn mức năng lượng tín hiệu thì việc lấy mẫu (chọn lựa bit 0 hay 1) sẽ rất khó khăn. Thêm vào đó, lượng tử hoá 1 bit cũng gây ra suy giảm tỉ lệ tín trên tạp

khoảng 2dB và “hiệu ứng giữ chỗ” đối với nhiễu năng lượng cao làm tín hiệu dễ bị ảnh hưởng bởi nhiễu.

2.5.4 Xử lý tín hiệu bằng cơ sở

Xử lý tín hiệu là quá trình thực hiện các thuật toán trong thời gian thực, sử dụng các phần cứng và các phần mềm của máy thu nhằm cung cấp, tìm và bám tín hiệu tín hiệu GPS, sau đó tiến hành giải mã bản tin dẫn đường để đo đạc tọa độ cụ thể theo mã hoặc pha sóng mang và tính toán tần số Doppler. Từ đó, xác định chính xác vị trí máy bay trong không gian. Để làm rõ hơn ta lần lượt tìm hiểu về quá trình tìm và bám tín hiệu tín hiệu GPS trong máy thu. Ta có thể chia nhỏ quy trình hai phần:

- Bám tần số và pha sóng mang
- Bám mã và giải trải phổ tín hiệu



Hình 2.12: Sơ đồ khối nguyên lý của 1 máy thu GPS

2.6 Độ chính xác của hệ thống GPS và các nguyên nhân gây sai số

2.6.1 Độ chính xác của GPS

Trước khi có bất kỳ một sự so sánh nào giữa GPS với các hệ thống khác, chúng ta cần hiểu về GPS. Nguyên lý hoạt động của GPS rất đơn giản, biết khoảng cách tới 3 điểm đã biết sẽ cho ta một vị trí chính xác, trong GPS những điểm đã biết là các vệ tinh.

Mỗi vệ tinh phát một bộ mã duy nhất trên dải tần L ở hai tần số là L1 và L2. Các thông số quỹ đạo và đồng hồ chính xác được các trạm mặt đất của khâu điều khiển đo đạc và điều khiển. Lịch vệ tinh chính xác và thông tin hiệu chỉnh đồng hồ là dữ liệu được phát cho từng vệ tinh, vì nó được phát từ trạm điều khiển chủ để mỗi vệ tinh biết thời gian và lịch vệ tinh cho chính xác. Do vậy, dữ liệu này liên tục được chuyển tới từng vệ tinh.

Đối với người sử dụng hệ thống thì muốn có được vị trí chính xác cần phải xác định khoảng cách tới ít nhất 3 vệ tinh. Kỹ thuật được sử dụng để đo khoảng cách này là tạo ra các bản sao mã nhận dạng vệ tinh trong máy thu rồi dịch chuyển nó theo thời gian cho đến khi thu được tương quan với tín hiệu vệ tinh. Giá trị đo đạc này được gọi là khoảng cách giả, đo từ 4 vệ tinh phải được thực hiện để giải 4 ẩn chưa biết trong các phương trình, đó là tọa độ X, Y, Z của vị trí và T là thời gian chính xác.

Sai số trong việc xác định vị trí phụ thuộc vị trí của 4 vệ tinh được biết như thế nào, đặc tính hình học của vệ tinh và độ chính xác khoảng cách giả đó được ra sao? Như vậy, thực sự có 4 nguồn sai số chính ảnh hưởng đến độ chính xác của việc xác định vị trí của hệ thống GPS. Đó là sai số trong phần vệ tinh và phần điều khiển, sai số do thời gian phát truyền, sai số đo đạc của máy thu, sai số của người sử dụng UERE.

2.6.2 Các nguyên nhân gây sai số

❖ Sai số do bầu khí quyển

a) Tầng điện ly và tầng đối lưu

Bất kỳ tín hiệu điện từ nào truyền qua môi trường ion hoá cũng chịu ảnh hưởng của tính chất khúc xạ tán. Làm các tín hiệu GPS chịu ảnh hưởng của tính chất khúc xạ tán phi tuyến của môi trường này

Tầng đối lưu là một tầng khí quyển trung tính, ảnh hưởng của nó lên tín hiệu định vị không phụ thuộc vào tầng số tín hiệu và do vậy sai số do nó gây ra không thể xác định được khi dùng các giá trị đo ở hai tầng số. Ảnh hưởng của tầng đối lưu với tín hiệu định vị có thể được liệt kê như sau:

- Kéo dài thời gian truyền tín hiệu (range delay).
- Tạo ra các hiện tượng khúc xạ khi tín hiệu truyền qua.
- Làm yếu tín hiệu truyền qua
- Dao động tín hiệu ở tầng số cao gây ra do những biến đổi có biên độ thấp xảy ra ở một số chỗ trong tầng đối lưu.

b) Sai số do quỹ đạo vệ tinh

Để xác định được vị trí và tốc độ của máy thu tín hiệu GPS người sử dụng phải biết phải biết được vị trí của vệ tinh tại thời điểm phát tín hiệu. Sai số do quỹ đạo vệ tinh là rất quan trọng, có ảnh hưởng trực tiếp đến tới độ chính xác của kết quả định vị vị trí tốt độ và thời gian của máy thu. Chuyển động của vệ tinh trên quỹ đạo do có nhiều tác động như: Tính không đồng nhất giữa Trọng Trường Trái Đất, ảnh hưởng của sức hút mặt trăng, mặt trời và các thiên thể khác, sức cản của bầu khí quyển, áp lực của bức xạ mặt trời... làm cho vệ tinh chuyển động lệch quỹ đạo của nó. Vị trí tức thời của vệ tinh chỉ có thể xác định theo mô hình chuyển động được xây dựng trên cơ sở các số liệu quan sát từ các trạm.

❖ Sai số do vệ tinh, máy thu**a) Sai số đồng hồ**

Tương tự như thông số quỹ đạo, thông số thời gian của vệ tinh bao gồm cả giá trị thời gian hiện tại và giá trị tiên đoán, cũng được xác định tại các trạm điều khiển tại mặt đất và truyền ngược lên vệ tinh để được mã hoá vào dữ liệu vệ tinh và truyền đi. Quá trình xác định thời gian vệ tinh theo hệ chuẩn GPST và quá trình tiên đoán thời gian đều chứa đựng sai số, được gọi là sai số do đồng hồ vệ tinh.

b) Sai số do nhiễu tín hiệu

Các phép đo mã và đo pha của tín hiệu GPS đều bị ảnh hưởng bởi nhiễu ngẫu nhiên (random noise), thường được gọi là nhiễu tại máy thu, bao gồm rất nhiều nguồn khác nhau: nhiễu gây ra do anten, do các bộ khuếch đại, do các dây dẫn, do máy thu, do các nguồn khác nhau.

Anten của máy thu không chỉ thu tín hiệu đi thẳng từ vệ tinh tới mà còn nhận cả các tín hiệu phản xạ từ mặt đất và môi trường xung quanh. Sai số do hiện tượng này gây ra được gọi là sai số do nhiễu xạ của tín hiệu vệ tinh.

❖ Sai số do người sử dụng

Là lỗi của người sử dụng, sai số trong quá trình đo và ghi nhận số liệu không chính xác hoặc khi nhập sai số liệu vào máy tính cũng là những nguyên nhân gây ra sai số, nhưng sai số này có thể sửa chữa được nếu phát hiện kịp thời.

CHƯƠNG 3: ỨNG DỤNG HỆ THỐNG ĐỊNH VỊ VỆ TINH TRONG NGÀNH HÀNG KHÔNG

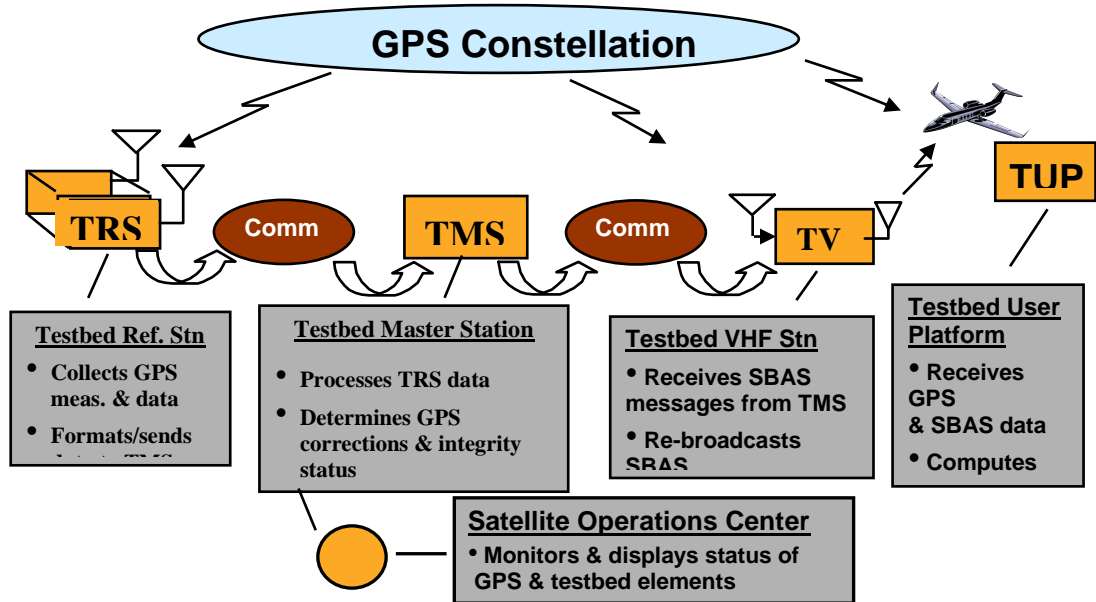
3.1. Hạn chế của hệ thống dẫn đường truyền thông

Bảng 3.1: Các hạn chế của hệ thống dẫn đường hiện tại

	NDB	VOR/DME	ILS /DME
Hạn chế về tầm phủ sóng	X	X	X
Khó khăn lắp đặt tại các vùng sâu xa và cao vì thiếu các chỉ dẫn về dẫn đường	X	X	
Khó khăn lắp đặt tại một số cảng hàng không			X
Thiết bị cũ, tính năng kém	X	X	X
Đường bay đặt dọc theo các hệ thống nên kéo dài hành trình bay	X	X	

3.2. Cấu trúc hệ thống Testbed

Nhằm khắc phục một phần nào của những hạn chế trên, chúng ta xét hệ thống mới đó là hệ thống sử dụng thông tin vệ tinh để dẫn đường.



Hình 3.1: Cấu trúc hệ thống

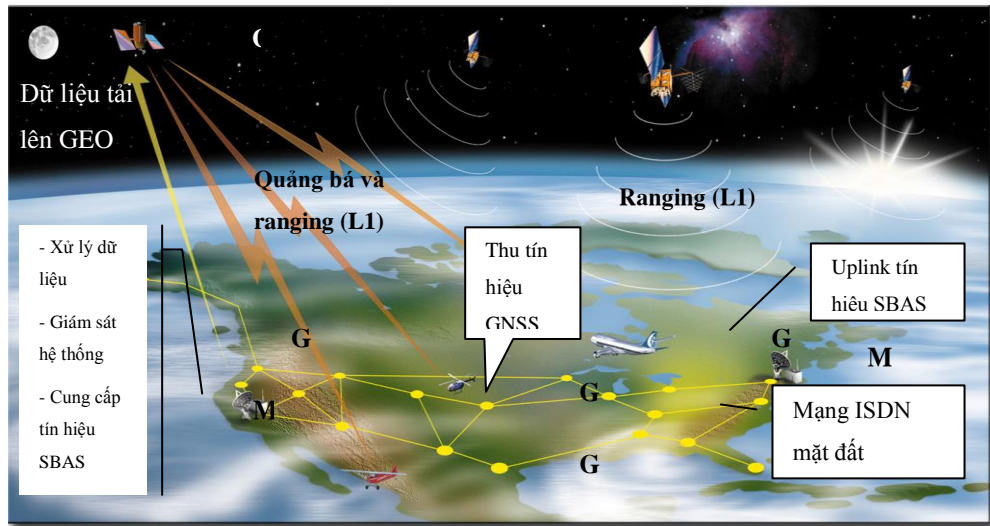
3.3. Các hệ thống tăng cường dẫn đường

Do các hạn chế nội tại của từng hệ thống (GPS, GLONASS), đó là khả năng không đáp ứng được độ chính xác (accuracy), tính toàn vẹn (integrity), mức độ tin cậy (reliability) cho yêu cầu dẫn đường hàng không trong mọi giai đoạn của chuyến bay, đặc biệt là hoạt động tiếp cận chính xác và hạ cánh, cho nên các hệ thống tăng cường dẫn đường vệ tinh được thiết lập để thỏa mãn các hạn chế của các hệ thống đó.

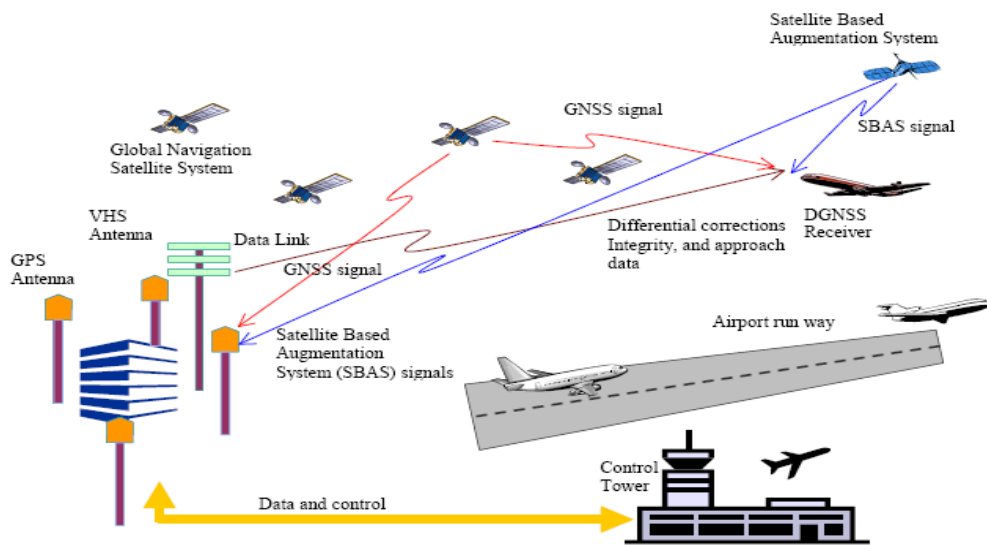
Các hệ thống tăng cường dẫn đường vệ tinh đó là: Hệ thống tăng cường diện rộng SBAS và hệ thống tăng cường cục bộ GBAS. Hệ thống tăng cường trên máy bay ABAS là một hệ thống độc lập hoặc là chức năng tích hợp trong máy thu GPS trên máy bay để cung cấp khả năng báo động về tình trạng các vệ tinh dẫn đường, đồng thời kết hợp số liệu dẫn đường từ các

nguồn khác trên máy bay để tăng cường mức độ sẵn sàng và độ chính xác định vị trong mọi giai đoạn của chuyến bay.

3.3.1. Hệ thống SBAS (Satellite Based Augmentation System)



Hình 3.2: Cấu trúc hệ thống SBAS



Hình 3.3: Hệ thống SBAS

❖ **Cấu trúc và nguyên lý hoạt động**

SBAS Là những hệ thống hỗ trợ cho vệ tinh về tăng độ rộng vùng phủ sóng, truyền gửi tín hiệu cho các thiết bị thu. Hệ thống bao gồm nhiều trạm dưới mặt đất, những trạm này lấy tín hiệu từ 1 hay nhiều vệ tinh, hoặc là những thông tin về môi trường có thể làm ảnh hưởng đến tín hiệu của người

dùng. Sau khi lấy những thông tin trên thì các trạm sẽ thực hiện 1 phép tính toán ra những sai số rồi sẽ gửi trả lại cho vệ tinh, truyền đến người sử dụng. Tuy SBAS được thiết kế và thực hiện với 1 quy mô lớn nhưng nó lại bị giới hạn bởi những quy tắc của Tổ chức Hàng không Dân dụng Quốc Tế ICAO, và nó chỉ được truyền theo 1 dạng thông báo đặc biệt và tần số phải phù hợp với Hoa Kỳ - Wide Area Augmentation System.

Các dữ liệu này được chuyển đến các trạm điều khiển chính MCS (Master Control Station) qua mạng số liệu ISDN trên mặt đất, các trạm này sẽ xử lý dữ liệu để xác định mức độ vẹn toàn, hiệu chỉnh vi sai, các thông tin lỗi thặng dư, thông tin tầng điện ly cho mỗi vệ tinh được giám sát và thiết lập các tham số dẫn đường cho vệ tinh quỹ đạo địa tĩnh (GEO). Thông tin này được gửi đến trạm vệ tinh mặt đất (GES) và được tải lên cùng với thông điệp dẫn đường GEO đến các vệ tinh GEO. Các vệ tinh GEO này sẽ quảng bá dữ liệu này trên tần số L1 được điều chế tương tự như tín hiệu GPS/GLONASS.

Để cung cấp mức độ vẹn toàn cho toàn bộ hệ thống, SBAS sẽ xác minh tính vẹn toàn nội tại trong hệ thống và đưa ra một số xử lý cần thiết để đảm bảo các yêu cầu hoạt động SBAS.

Máy thu SBAS của máy bay sẽ xử lý : (1) Dữ liệu mức độ vẹn toàn để đảm bảo vệ tinh được sử dụng đang cung cấp các dữ liệu dẫn đường hợp lệ, (2) các hiệu chỉnh vi sai và dữ liệu thông tin tầng điện ly để tăng cường độ chính xác phép giải nghiệm vị trí máy bay, (3) các dữ liệu đo cự ly từ 1 hoặc nhiều vệ tinh GEO để xác định vị trí.

❖ **Đánh giá hệ thống**

a. Ưu điểm

- Cung cấp thông tin vị trí 3 chiều chính xác, liên tục cho mọi giai đoạn của chuyến bay từ hoạt động đường dài trên đại dương đến tiếp cận chính xác cấp 1.

- Cung cấp chức năng dẫn đường nhất quán tại mọi nơi trên trái đất cho phép giảm thiểu tai nạn do việc sử dụng nhiều hệ thống dẫn đường khác nhau.

- Đơn giản hoá thiết bị trên máy bay.

- Tăng dung lượng vùng trời, giảm phân cách giữa các máy bay nhờ tăng độ chính xác dẫn đường .

b. Nhược điểm

- Do tính chất phân bố của hệ thống SBAS, yêu cầu sự phối hợp, hợp tác quốc tế chặt chẽ , gia tăng mức độ phức tạp trong việc quản lý mạng .

- Chất lượng dịch vụ của mạng tại 1 khu vực phụ thuộc vào số lượng các trạm theo dõi ở trong và lân cận khu vực đó.

- Vấn đề xử lý thời gian thực trong mạng diện rộng yêu cầu gia tăng số lượng các trạm điều khiển và GES .

- Thời gian chuyển giao giữa các mạng SBAS khá lớn (trên 10 phút) .

- Thuật toán hiệu chỉnh tầng Ion cung cấp dịch vụ dẫn đường tiếp cận chính xác cấp 1 có mức độ sẵn sàng thấp dù cấu hình mạng SBAS đầy đủ .
Yếu tố rủi ro có thể xuất hiện nếu thuật toán không đáp ứng được mong muốn , điều này dẫn đến việc chỉ thực hiện NPA tại một số khu vực trong vùng dịch vụ.

❖ Một số SBAS khác

- The Wide Area Augmentation System (WAAS)

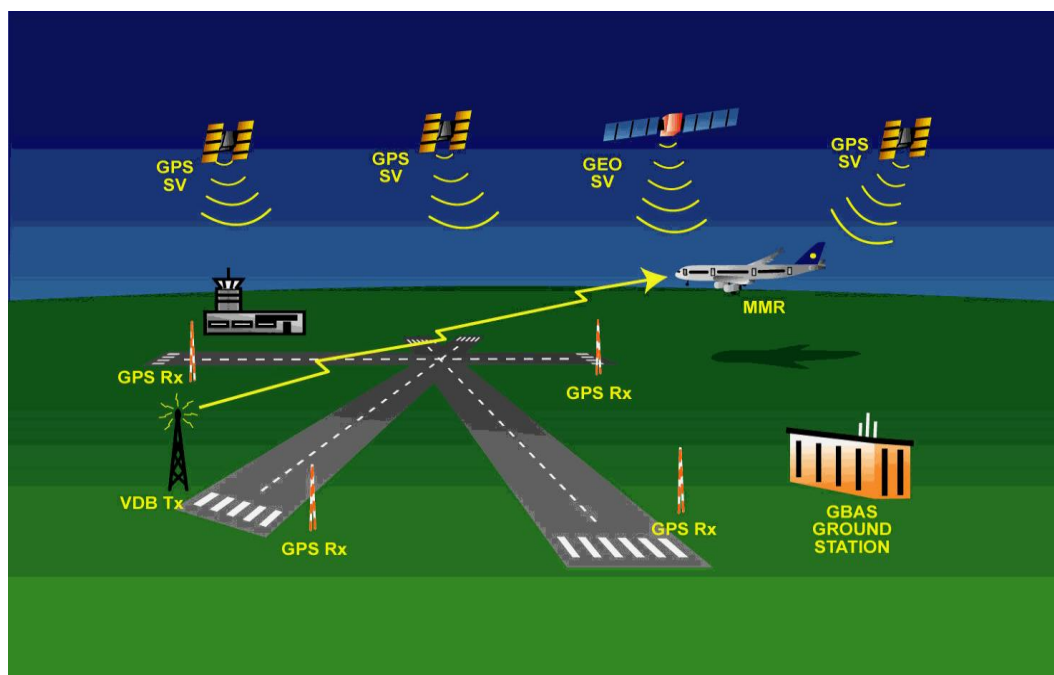
- The Wide Area GPS Enhancement (WAGE)

- The Multi-functional Satellite Augmentation System (MSAS)

- The GPS and GEO Augmented Navigation (GAGAN)

3.3.2. Hệ thống GBAS (Ground-Based Augmentation System)

Các thuật ngữ Ground Based Augmentation System (GBAS) and Ground-based Regional Augmentation System (GRAS) đều dùng để chỉ đến Hệ thống hỗ trợ những tín hiệu ở mặt đất. Các trạm dưới mặt đất không những xử lý những tín hiệu rườ rĩ gửi về vệ tinh – phần SBAS, mà còn lấy những Phép đo GNSS và tín hiệu của 1 hoặc nhiều vệ tinh rồi gửi tới người dung cuối.



Hình 3.3: GBAS components

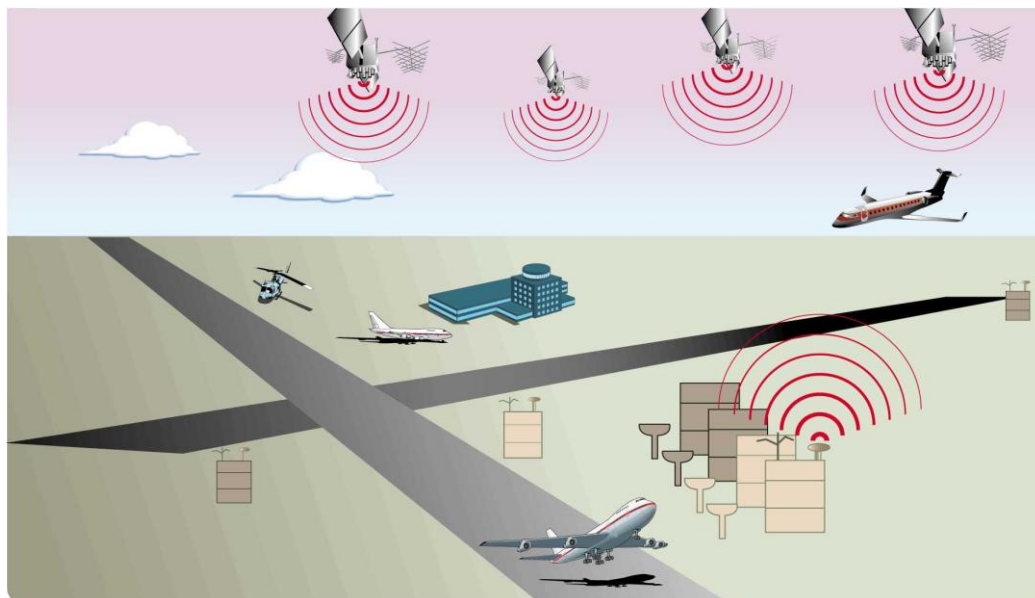
❖ Chức năng

Dịch vụ định vị cung cấp bởi GPS/GLONASS không thoả mãn đầy đủ các yêu cầu về mức độ vẹn toàn, liên tục, chính xác, sẵn sàng của dẫn đường tiếp cận và hạ cánh chính xác. Hệ thống GBAS vận dụng khái niệm GPS vi sai, sẽ tăng cường GPS.

SPS /GLONASS để thoả mãn các yêu cầu này. Các dịch vụ dẫn đường của GBAS được thể hiện trong hình 3.1 .

❖ Cấu trúc và nguyên lý hoạt động

GBAS là một hệ thống tích hợp bao gồm 2 thành phần riêng biệt: Hệ thống trên mặt đất GS (Ground System) và hệ thống trên máy bay AS (aircraft system) được trình bày trong hình 3.3.

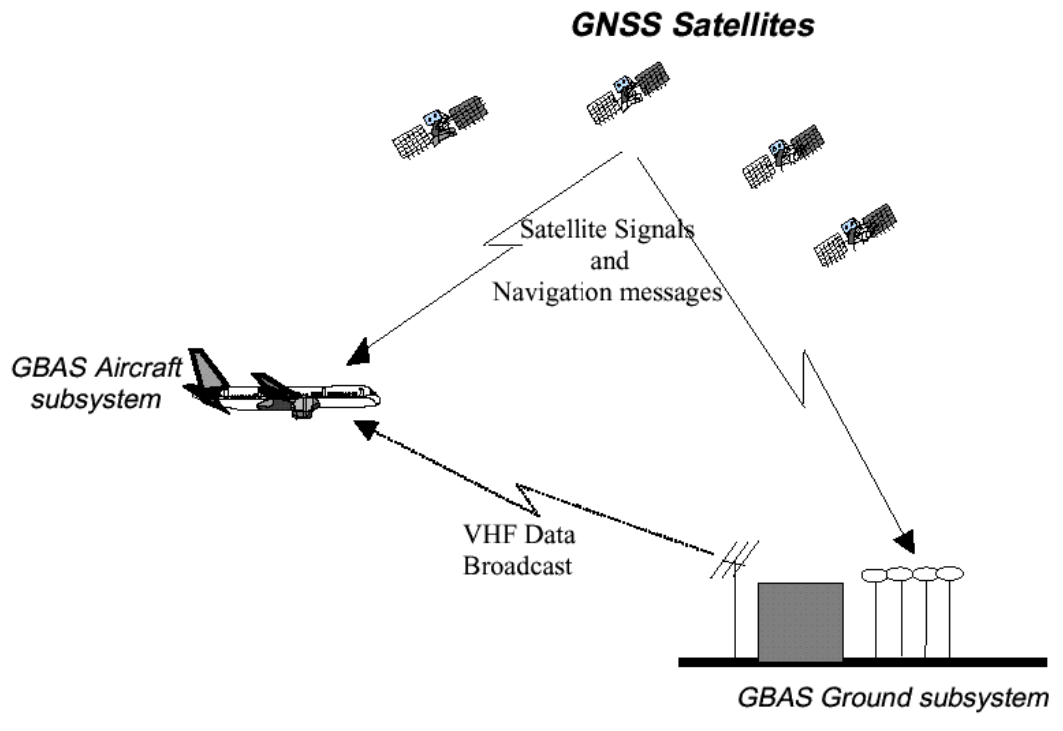


Hình 3.5: Hệ thống GBAS

GS cung cấp các hiệu chỉnh vị sai, các tham số vận toàn hệ thống, dữ liệu lộ điểm của các phương thức tiếp cận chính xác và quảng bá trên tần số VHF đến hệ thống AS trên máy bay.

Thành phần không gian cung cấp cho GS và hệ thống trên máy bay tín hiệu đo cự ly (GPS/GLONASS/SBAS) và các tham số quỹ đạo . Các giả vệ tinh đặt tại sân bay APL được thiết lập để tăng cường cấu hình vệ tinh cục bộ . Hệ thống trên máy bay sử dụng các hiệu chỉnh của GS đối với tín hiệu đo cự ly GPS/GLONASS và SBAS để xác định vị trí với mức độ chính xác, vận toàn, liên tục, sẵn sàng theo yêu cầu.

Các thông tin vị trí đã hiệu chỉnh sai số sẽ được sử dụng cùng với dữ liệu lộ điểm để điều khiển các hệ thống chấp hành tương ứng trên máy bay thực hiện tiếp cận chính xác.



Hình 3.6: Cấu trúc hệ thống GBAS

❖ Đánh giá hệ thống GBAS

a. Ưu điểm

- Một hệ thống mặt đất GBAS phục vụ nhiều đường băng trong sân bay cho phép giảm thiểu chi phí thiết bị .

- Cung cấp dịch vụ dẫn đường đa phương thức, linh hoạt, cho phép thực hiện tiếp cận công.

b. Nhược điểm

- Vùng cung cấp dịch vụ giới hạn trong khu vực gần sân bay (dưới 30 NM) và tín hiệu GBAS chịu ảnh hưởng của yếu tố địa hình.

- Hiện nay các thuật toán xác định khoảng tin cậy của các lỗi định vị cho các cấp dịch vụ IIIa và IIIb vẫn chưa hoàn thiện . Khả năng vệ tinh phát

đi các tín hiệu nguy hại , và các dị thường của vệ tinh hay của tín hiệu vệ tinh gây nên các lỗi về mức độ vẹn toàn (Integrity) .

3.3.3. Các yếu tố ảnh hưởng đến hệ thống tăng cường

❖ Ảnh hưởng bởi nhiễu

- Nhiễu truyền hình, các hệ thống VHF trên mặt đất , Rada ...
- Tăng cường các tần số vệ tinh dẫn đường (phân tập tần số) để giảm thiểu ảnh hưởng của nhiễu .

❖ Ảnh hưởng do khúc xạ của tầng ion

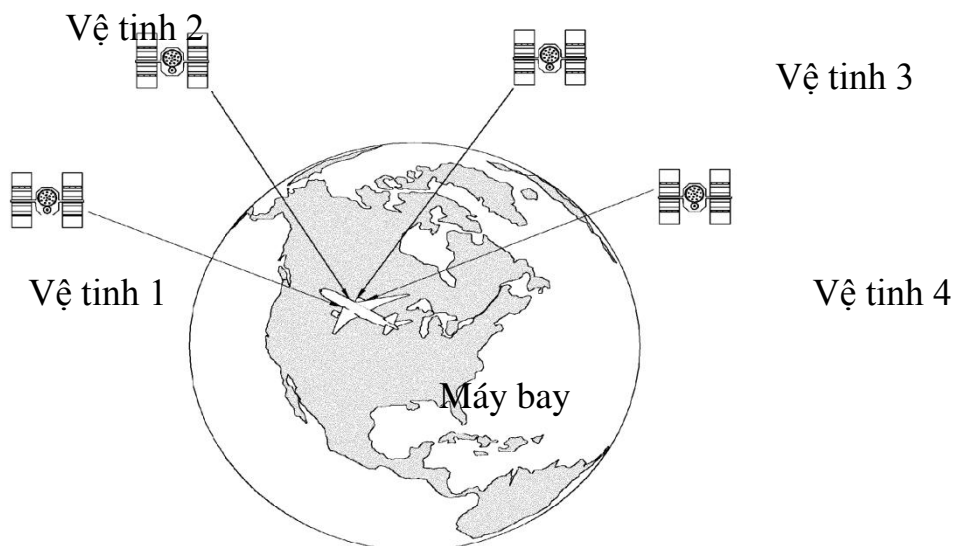
❖ Ảnh hưởng của bão từ (Scintillation)

- Bão từ xảy ra do chu kỳ hoạt động cực đại của mặt trời và ảnh hưởng nhiều nhất tại các vùng xích đạo và vùng cực quang (vĩ độ $65^{\circ} \text{N} - 72^{\circ} \text{N}$, $15^{\circ} \pm 10^{\circ} \text{N}$ đến $15^{\circ} \pm 10^{\circ} \text{S}$) .
- Bão từ tạo bởi phân bố điện tử không đồng nhất và sự dịch chuyển của từ trường trái đất gây nên các hiệu ứng truyền sóng đa đường của tín hiệu .
- Tại các thời điểm và vị trí nào đó trong khí quyển trái đất , mật độ điện tử đủ lớn làm suy giảm tín hiệu của một hoặc nhiều vệ tinh GNSS đến 20 dB hoặc lớn hơn trong khoảng thời gian đến vài phút

CHƯƠNG 4: ĐẶC ĐIỂM KHAI THÁC HỆ THỐNG DẪN ĐƯỜNG VỆ TINH TRÊN MÁY BAY BOEING 777

4.1 Giới thiệu hệ thống dẫn đường vệ tinh trên máy bay Boeing 777

Hệ thống GPS trên máy bay Boeing 777 hoạt động dựa trên nguyên lý dẫn đường hệ thống dẫn đường vệ tinh NAVSTAR, ở đây “người sử dụng” (user segment) chính là hệ thống thu tín hiệu dẫn đường được đặt trên máy bay, đó cũng chính là khối thu nhận đa phương thức MMR (multi-mode receiver).



Hình 4.1: Mô hình hệ thống sử dụng vệ tinh dẫn đường

Hệ thống định vị toàn cầu (GPS) trên máy bay Boeing 777 sử dụng vệ tinh dẫn đường với mục đích:

- Xác định chính xác vị trí của máy bay
- Cung cấp dữ liệu cho các hệ thống trên máy bay
- Cung cấp thông tin cho tổ lái.

Sau khi thu nhận những thông tin về vị trí từ 4 vệ tinh trong vùng quan sát hệ thống GPS sẽ tính toán và đưa ra chính xác những thông số sau:

- Kinh độ
- Vĩ độ
- Độ cao
- Thời gian chính xác
- Vận tốc địa hình

4.2 Máy thu tín hiệu vệ tinh GPS trên máy bay Boeing 777

4.2.1 Sơ đồ khối máy thu GPS trên Boeing 777

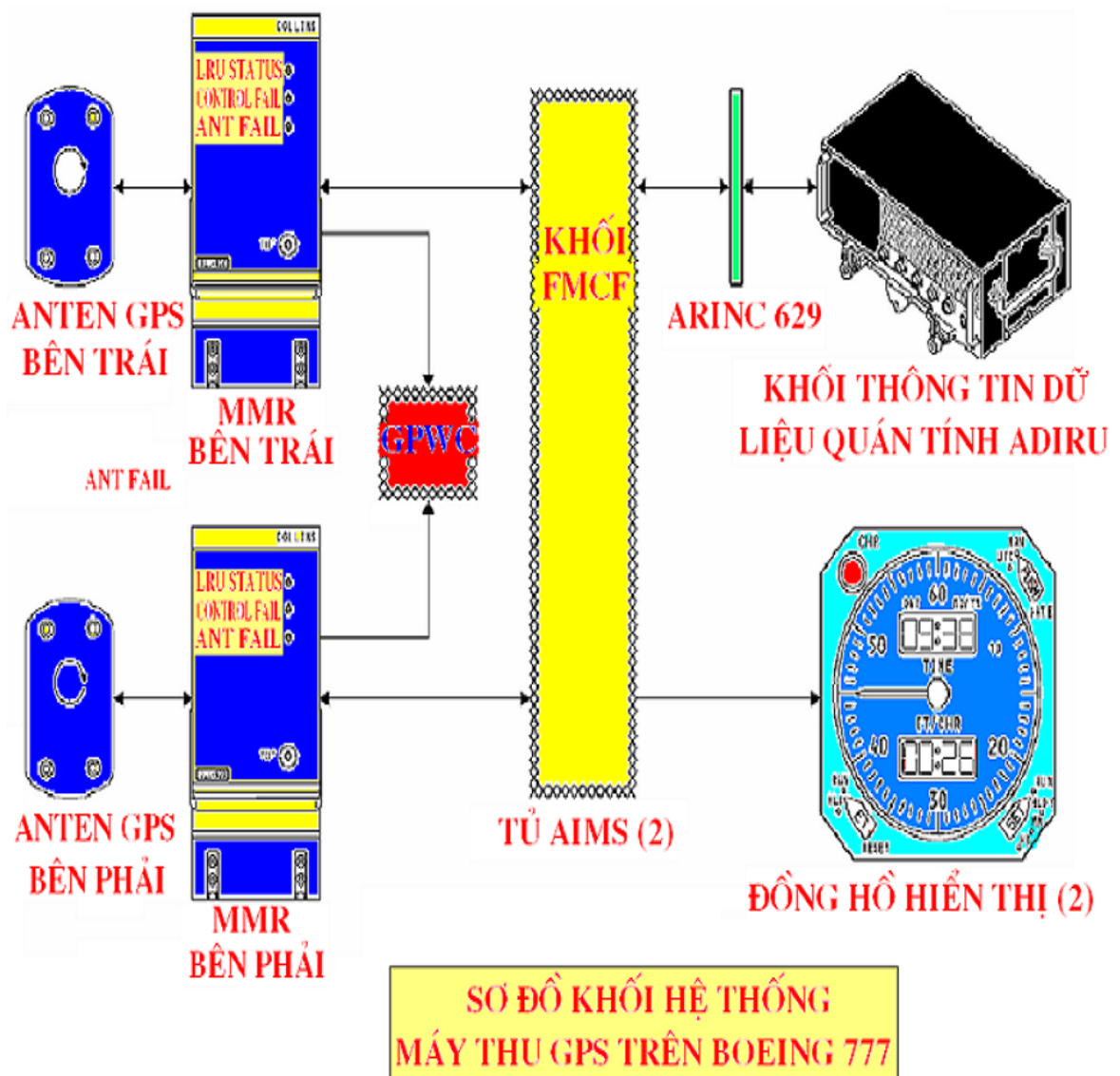
Hệ thống thu nhận tín hiệu GPS trên máy bay bao gồm:

- 2 Anten GPS: anten GPS bên trái và anten GPS bên phải;
- 2 Bộ thu nhận đa phương thức MMR trái và phải;
- Khối máy tính cảnh báo gần mặt đất GPWC;
- 2 Tủ hệ thống quản lý thông tin máy bay AIMS;
- Khối tham chiếu quán tính dữ liệu không khí ADIRU;
- 2 Đồng hồ hiển thị;
- Bus dữ liệu theo chuẩn ARINC 629.

Hệ thống bao gồm 2 anten GPS. Khối MMR cấp nguồn đến mạch khuếch đại anten. Anten bên trái thu nhận tín hiệu vệ tinh và gửi thông tin đến bộ thu nhận đa phương thức (MMR) bên trái. Anten GPS bên phải sẽ được kết nối với bộ thu nhận đa phương thức bên phải. Các bộ thu nhận đa phương thức tính toán đưa ra vị trí của máy bay và thời gian chính xác. Dữ liệu đó đi đến các tủ của hệ thống quản lý thông tin máy bay AIMS (airplane information management system) và máy tính cảnh báo trạng thái gần mặt đất GPWC (ground proximity warning computer). Hàm FMCF (flight management computer function) trong AIMS sử dụng dữ liệu GPS để tính vị trí máy bay.

Các tử AIMS gửi dữ liệu GPS đến khối ADIRU. Khối ADIRU sử dụng dữ liệu GPS để hiệu chỉnh lại các cảm biến bên trong. Điều đó làm giảm bớt độ trôi của các cảm biến.

Thời gian GPS đưa đến hàm tính toán thời gian UTCF (universal time coordinated function) trong hệ thống AIMS. Thời gian GPS đưa đến đồng hồ trong buồng lái thông qua các tử AIMS. Các đồng hồ sẽ hiển thị thời gian GPS.



Hình 4.2: Sơ đồ khối hệ thống máy thu GPS trên Boeing 777

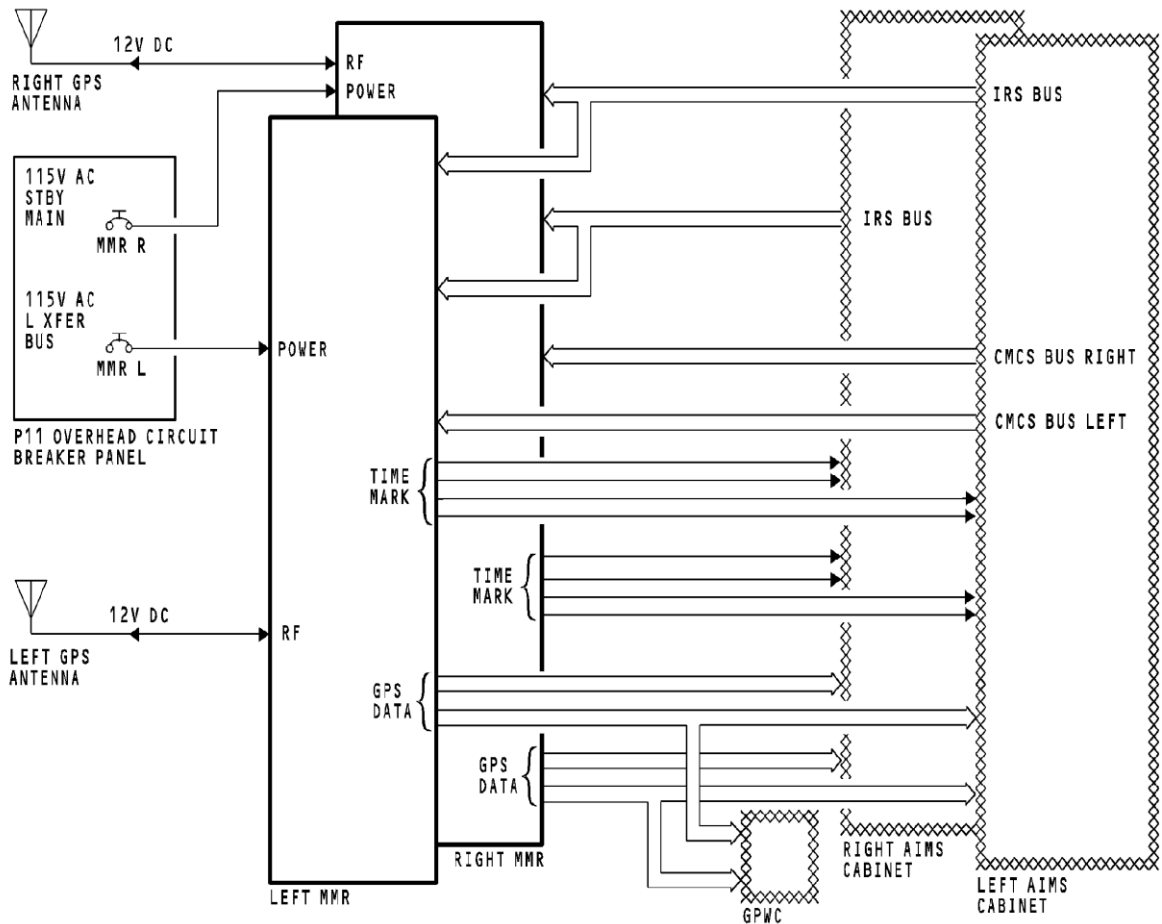
4.2.2 Nguyên lý làm việc hệ thống GPS trên máy bay Boeing 777

a) Sơ đồ nguyên lý hệ thống

Các thành phần truyền dữ liệu trong hệ thống:

Mỗi MMR có một máy cắt. Nguồn 115 Vac được đưa đến các MMR thông qua các 115 VAC standby bus và transfer bus. Nó cấp nguồn 12Vdc cho từng anten tương ứng thông qua cáp đồng trục. Các bộ khuếch đại trong anten dùng nguồn này để khuếch đại tín hiệu thu được từ vệ tinh.

Anten GPS thu các tín hiệu băng tần L với trở kháng sóng là 50 ohm.



Hình 4.3: Giao tiếp giữa các khối trong hệ thống GPS

- **Bus dữ liệu IDS:** Các bộ thu nhận đa phương thức MMR nhận dữ liệu tham chiếu quán tính từ khối chức năng quản lý chuyên bay FMCF trong mỗi tủ của hệ thống AIMS thông qua bus dữ liệu IDS. Các bộ thu

nhận đa phương thức sử dụng chính dữ liệu này để khởi động hệ thống và duy trì hoạt động của hệ thống trong vùng tín hiệu vệ tinh kém.

- **Dữ liệu bảo dưỡng trung tâm:** Các khối MMR trái và phải nhận dữ liệu từ hệ thống máy tính phục vụ bảo dưỡng trung tâm CMCS thông qua các tủ của hệ thống AIMS. Dữ liệu từ CMCS cung cấp ID máy bay và thông tin của chuyến bay.
- **Bus dữ liệu đầu ra GPS:** Khối MMR trái và phải gửi dữ liệu GPS đến cả hai tủ của hệ thống AIMS. Những dữ liệu đó dùng để:
 - Báo cáo vị trí GPS
 - Báo cáo tổng quát dữ liệu GPS
 - Báo cáo thông tin về lỗi hệ thống

Cả hai bộ thu nhận đa phương thức trái và phải gửi dữ liệu về vị trí đến máy tính cảnh báo gần mặt đất GPWC. Máy tính GPWC sử dụng dữ liệu này để nhận biết địa hình và chức năng quan sát bề mặt địa hình.

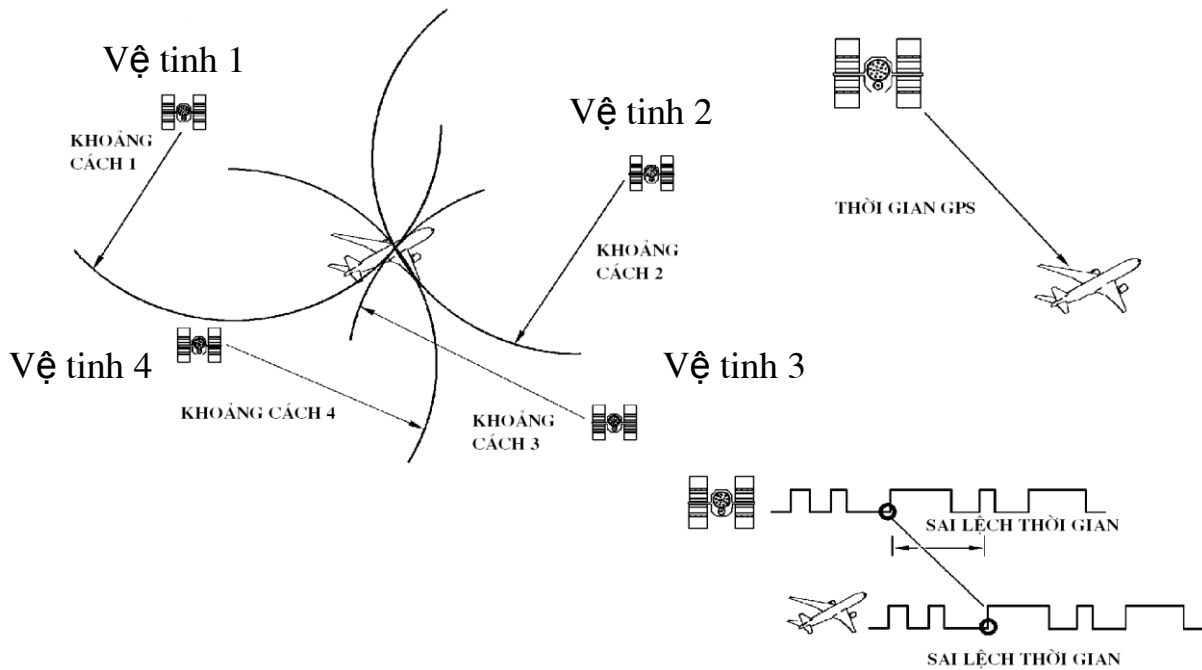
- **Đánh dấu thời gian:** Khối MMR trái và phải cung cấp xung thời gian chuẩn đến mỗi tủ của hệ thống AIMS. Xung thời gian chuẩn xuất hiện 1 lần trong 1 giây và có biên độ khoảng 4V. Các xung này cũng chính xác giống như thời gian chuẩn UTC.

b) Nguyên lý hoạt động hệ thống GPS trên Boeing 777

Các khối MMR sử dụng nguyên lý đo khoảng cách để xác định khoảng cách giữa MMR trên máy bay và vệ tinh. Trong bộ nhớ của MMR có lưu các thông tin về vị trí của vệ tinh tại bất kỳ thời điểm nào ứng với quỹ đạo của vệ tinh đó. MMR có thể biết được vị trí của các vệ tinh vì chúng chuyển động theo một quỹ đạo đã được biết trước.

Khối MMR đo thời gian kể từ khi tín hiệu vô tuyến phát từ vệ tinh đến được máy bay. Bởi vì MMR đã biết vị trí của vệ tinh và quá trình truyền tín hiệu radio với tốc độ ánh sáng, nên nó có thể tính được khoảng cách.

Tuy nhiên, vì đây là phép đo khoảng cách theo phương pháp thụ động, nên khối MMR cần phải biết chính xác tại thời điểm nào vệ tinh gửi tín hiệu. MMR so sánh tín hiệu vệ tinh và tín hiệu do MMR tạo ra cùng lúc với vệ tinh phát tín hiệu. Sự khác biệt giữa 2 tín hiệu (gọi là thời gian trôi) chính là thời gian cần thiết để tín hiệu từ vệ tinh đến được MMR.



Hình 4.4: Sơ đồ nguyên lý hoạt động của GPS

Mỗi vệ tinh đều có đồng hồ nguyên tử dùng để giữ cho thời gian được chính xác. Tất cả các vệ tinh cùng độ chính xác về thời gian. Bên trong khối MMR cũng có một đồng hồ, nhưng không phải là đồng hồ nguyên tử nên có độ chính xác không bằng các đồng hồ nguyên tử trên vệ tinh. Do đó, khối MMR không thể có cùng độ chính xác về thời gian như của vệ tinh.

Khối MMR cho rằng đồng hồ của mình bị hỏng do độ trôi đồng hồ. Độ trôi này là một đại lượng không biết trước mà MMR phải xác định. Độ trôi đồng hồ chính là sự khác biệt giữa thời gian của MMR và thời gian GPS.

Như vậy để tính toán vị trí của máy bay (kinh độ, vĩ độ, và độ cao) và độ trôi đồng hồ thì MMR cần phải biết vị trí của ít nhất 4 vệ tinh. Khi đó MMR sẽ tính khoảng cách đến tất cả các vệ tinh tại cùng một thời điểm và giải 4

phương trình cự ly tương ứng để có được 4 nghiệm là giá trị: Kinh độ; Vĩ độ; Độ cao; Độ trôi đồng hồ.

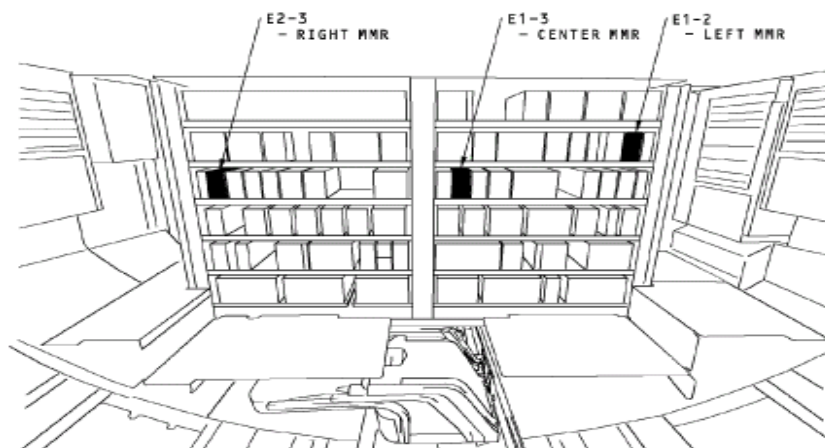
Tất cả các vệ tinh đều được đồng bộ theo thời gian chuẩn UTC. Các vệ tinh gửi thời gian chuẩn này đến MMR. Độ chính xác của thời gian chuẩn UTC khoảng 100 ns. MMR sẽ truyền tín hiệu UTC theo chuẩn ARINC 429 và cứ mỗi giây MMR lại truyền một xung mốc có độ chính xác thời gian cao

4.3 Chức năng các khối trong hệ thống GPS trên máy bay Boeing 777

4.3.1 Chức năng khối thu nhận đa phương thức MMR

a) Vị trí đặt MMR (Multi- Mode Receiver)

Vị trí khối MMR trái ở trên kệ E1-2, khối MMR trung tâm ở trên kệ E1-3 và khối MMR phải là ở trên kệ E2-3



Hình 4.5: Vị trí đặt MMR trên khoang thiết bị chính

b) Sơ đồ chức năng của khối MMR

Bộ cung cấp nguồn tạo ra các điện áp một chiều thay đổi từ đầu vào 28 VDC đưa đến khối MMR. MMR đưa điện áp 12VDC đến dây chính giữa của cáp đồng trục anten để cấp nguồn cho bộ khuếch đại trong anten GPS.

Bộ khuếch đại nhiễu thấp LNA (low noise amplifier) nhận và khuếch đại tín hiệu vệ tinh thu được từ anten GPS. Máy thu tiếp tục tách sóng tín hiệu vệ tinh và đưa đến bộ chuyển đổi chuyển đổi tương tự - số A/D. Qua bộ chuyển

đổi A/D tín hiệu số được đưa đến bộ vi xử lý. Tại đây, bộ vi xử lý sẽ tính toán vị trí của máy bay và các dữ liệu GPS khác. Dữ liệu GPS đi tới hàm tính toán thông số quản lý chuyến bay FMCF nằm trong tủ của hệ thống AIMS bên trái và bên phải.

Bộ cung cấp nguồn tạo ra các điện áp một chiều thay đổi từ đầu vào 28 VDC đưa đến khối MMR. MMR đưa điện áp 12VDC đến dây chính giữa của cáp đồng trục anten để cấp nguồn cho bộ khuếch đại trong anten GPS.

Bộ khuếch đại nhiễu thấp LNA (low noise amplifier) nhận và khuếch đại tín hiệu vệ tinh thu được từ anten GPS. Máy thu tiếp tục tách sóng tín hiệu vệ tinh và đưa đến bộ chuyển đổi chuyển đổi tương tự - số A/D. Qua bộ chuyển đổi A/D tín hiệu số được đưa đến bộ vi xử lý. Tại đây, bộ vi xử lý sẽ tính toán vị trí của máy bay và các dữ liệu GPS khác. Dữ liệu GPS đi tới hàm tính toán thông số quản lý chuyến bay FMCF nằm trong tủ của hệ thống AIMS bên trái và bên phải.

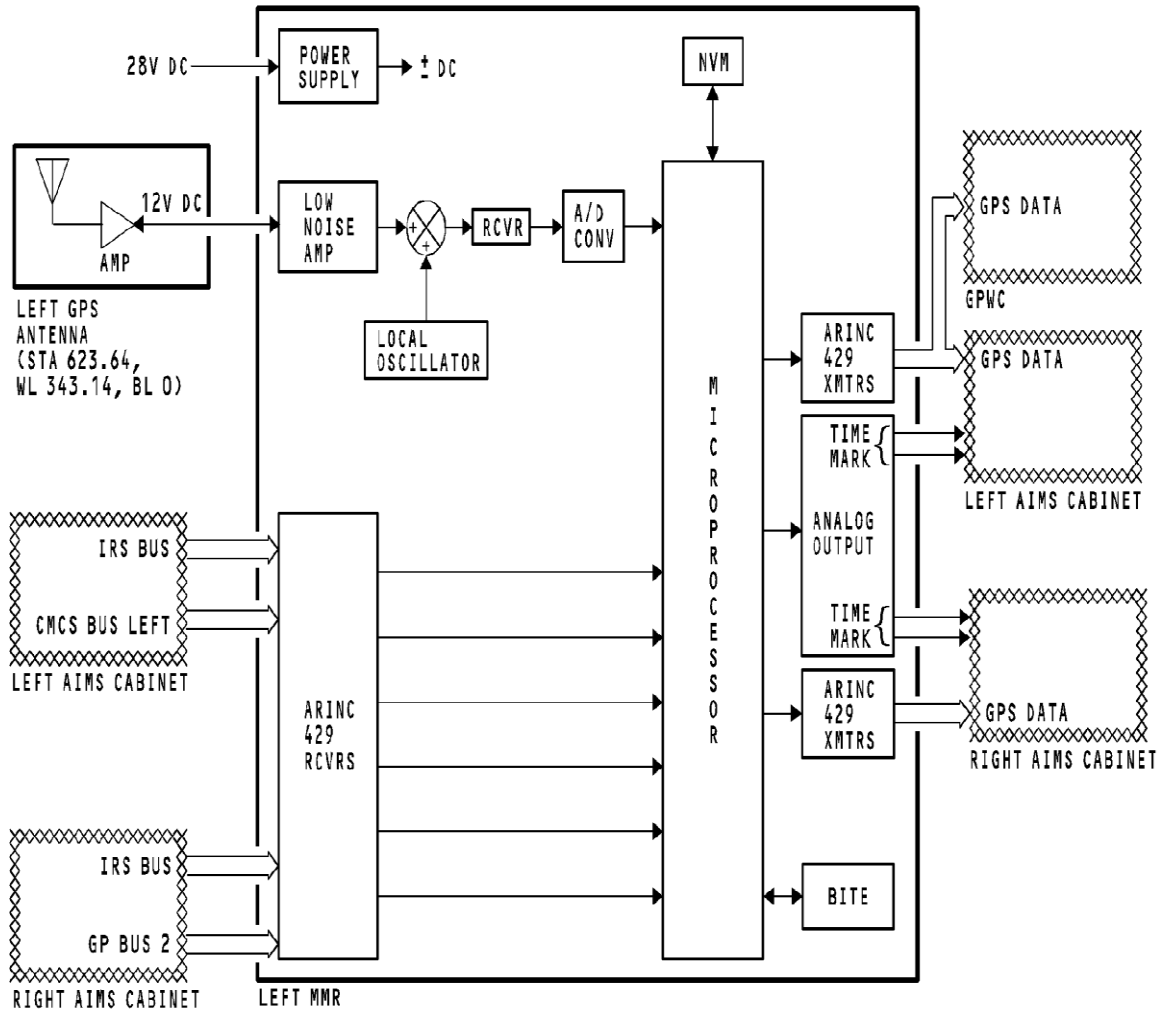
Khối MMR tạo ra 1 xung mốc trong 1 giây và đưa đến các tủ của AIMS.

Các tủ của AIMS sử dụng dữ liệu tham chiếu quán tính từ FMFC trong các tủ AIMS bên trái và bên phải để khởi động. Khối MMR dùng các dữ liệu này trong chế độ trợ giúp (aided mode) và chế độ trợ giúp độ cao (altitude aided mode)

Khối MMR trái thu nhận những tín hiệu yêu cầu kiểm tra và báo cáo lỗi của hệ thống trên bus CMCS (hệ thống máy tính phục vụ bảo dưỡng trung tâm) từ khối AIMS bên trái tới. Mạch tự kiểm tra gắn trong hệ thống sẽ kiểm tra và gửi báo cáo lỗi đến khối AIMS .

Đầu ra của khối MMR bên trái và bên phải gửi dữ liệu về vị trí và tín hiệu thời gian chuẩn đến các tủ của khối AIMS trái và phải.

Khối cảm biến GPSSU cũng gửi dữ liệu vị trí đến máy tính cảnh báo gần mặt đất GPWC. Máy tính GPWC sử dụng chính dữ liệu này để nhận biết địa hình và chức năng quan sát bề mặt địa hình.



Hình 4.6: Sơ đồ chức năng khối MMR

c) Các chế độ làm việc của MMR

Bộ thu nhận đa phương thức hoạt động ở các chế độ sau:

- Chế độ thu (Acquisition mode)
- Chế độ dẫn đường (Navigation mode)
- Chế độ trợ giúp độ cao (Altitude aided mode)
- Chế độ trợ giúp (Aided mode)

• Chế độ thu (Acquisition mode)

Bộ thu nhận đa phương thức MMR tìm kiếm và chốt tín hiệu vệ tinh. Bộ MMR phải tìm thấy tối thiểu ít nhất 4 vệ tinh trước khi bắt đầu công việc tính toán dữ liệu GPS. Bộ MMR nhận các dữ liệu sau đây từ hàm FMCF bên trong hệ thống AIMS khi bộ MMR ở chế độ thu:

- Vị trí;
- Vận tốc;
- Thời gian;
- Ngày tháng.

Bộ MMR sử dụng dữ liệu từ FMCF để tính toán vệ tinh nào có thể sử dụng ngay ở vị trí hiện tại của máy bay. Điều này giúp cho khối MMR nhận được tín hiệu từ những vệ tinh thích hợp.

Nếu không có dữ liệu từ hệ thống AIMS, khối MMR vẫn có thể dò tìm ra tín hiệu vệ tinh. Tuy nhiên, việc dò tìm tín hiệu sẽ mất nhiều thời gian hơn vì khối MMR phải tìm tất cả các vệ tinh. Khi bộ MMR tìm thấy các vệ tinh, nó sẽ tính toán xem có thể dùng vệ tinh nào.

Bộ thu nhận đa phương thức MMR mất khoảng 75s để thu được các tín hiệu vệ tinh khi có sự hỗ trợ từ dữ liệu của AIMS. Bộ MMR phải mất khoảng 4 phút (tối đa là 10 phút) để tìm kiếm vệ tinh khi không có dữ liệu từ AIMS.

• Chế độ dẫn đường (Navigation mode)

Bộ thu nhận đa phương thức MMR chuyển sang chế độ dẫn đường sau khi nó tìm thấy và chốt ít nhất 4 vệ tinh. Trong chế độ này, MMR tính toán dữ liệu GPS. Đầu ra bộ MMR trở thành “dữ liệu thô” (no computed data) khi độ chính xác vượt quá 16 nm so với vị trí hiện tại.

• Chế độ trợ giúp độ cao (Altitude aided mode)

Với 4 vệ tinh được sử dụng, bộ MMR lưu lại sự khác biệt về độ cao do khối phân tích dữ liệu không khí và dẫn đường quán tính ADIRU và độ cao theo GPS tính được. Mục đích của việc lưu sự khác biệt nào là giúp cho MMR có thể ước tính độ cao GPS khi chỉ tín hiệu từ 3 vệ tinh.

Trong chế độ này, bộ MMR sử dụng độ cao của máy bay từ khối ADIRU và chiều dài bán kính trái đất thay cho “thông tin cự ly” từ vệ tinh thứ 4.

Bộ MMR chỉ chuyển sang làm việc ở chế độ trợ giúp độ cao khi xảy ra đồng thời 3 điều kiện sau đây:

- Bộ thu nhận đa phương thức đang ở chế độ dẫn đường;
- Hệ thống chỉ sử dụng được 3 vệ tinh có vị trí hình học tốt để xác định hiệu chỉnh vị trí;
- Bộ nhớ của MMR đã lưu sự khác biệt giữa độ cao quán tính và độ cao GPS.
- Bộ MMR bắt đầu trở lại chế độ làm việc bình thường khi vệ tinh thứ tư “xuất hiện”.

• Chế độ trợ giúp (Aided mode)

Bộ thu nhận đa phương thức MMR chuyển sang chế độ trợ giúp trong suốt những khoảng thời gian ngắn (< 30s) mà máy bay nằm trong vùng phủ sóng kém chất lượng. Vệ tinh có vị trí hình học kém là một ví dụ về vùng phủ sóng kém chất lượng, nghĩa là dù MMR “thấy” được ít nhất 4 vệ tinh, nhưng tín hiệu từ vệ tinh không đi xa đủ để MMR thực hiện hiệu chỉnh vị trí.

Trong chế độ này, bộ MMR nhận độ cao, hướng và tốc độ từ hàm FMCF của hệ thống AIMS. Bộ MMR sử dụng dữ liệu FMCF để nhanh chóng trở về chế độ dẫn đường khi máy bay bay vào vùng phủ sóng tốt. Đầu ra của MMR trong chế độ này ở dạng NCD.

Bộ thu nhận đa phương thức MMR có hàm giám sát toàn bộ tín hiệu thu RAIM. Khi RAIM sẽ giám sát trạng thái các của vệ tinh đang được MMR sử dụng để tính toán. Đầu ra của bộ hàm RAIM là giá trị ước tính sai số vị trí GPS. Giá trị này được đưa đến hàm FMCF của hệ thống AIMS. Hàm FMFC sử dụng giá trị ước tính này để quyết định xem nó có thể sử dụng dữ liệu GPS cho việc dẫn đường hay không.

• **Dưới đây là các giá trị mà khối MMR có thể xác định**

- Vĩ độ
- Kinh độ
- Độ cao
- Thời gian chuẩn UTC
- Ngày
- Vận tốc theo hướng Đông/Tây
- Vận tốc thẳng đứng
- Track angle
- Sai số vị trí GPS ước tính (autonomous integrity limit)
- Vị trí vệ tinh
- Trạng thái của MMR

4.3.2 HỆ THỐNG DẪN ĐƯỜNG QUẢN TÍNH ADIRS

a) Các thành phần hệ thống ADIRS

tổng Hệ thống ADIRS có các thành phần sau:

- Các ống không tốc
- Ống thu tĩnh áp
- Các khối dữ liệu không khí
- Khối ADIRU
- Ống thu nhận TAT

- Cảm biến góc tấn
- Khối SAARU
- Đồng hồ chỉ thị tư thế bay thứ cấp.

Các khối ADM lấy áp suất từ ống không tốc và ống thu tĩnh áp rồi chuyển các dữ liệu này thành dạng phù hợp với tiêu chuẩn giao tiếp ARINC 629. Sau đó ADM chuyển chúng đến ADIRU và SAARU

Các tử của hệ thống AIMS nhận tín hiệu TAT (nhiệt độ không khí toàn phần) và tín hiệu góc tấn dưới dạng analog. Các tử của hệ thống AIMS chuyển các tín hiệu thu thành dạng số và gửi đến ADIRU và SAARU.

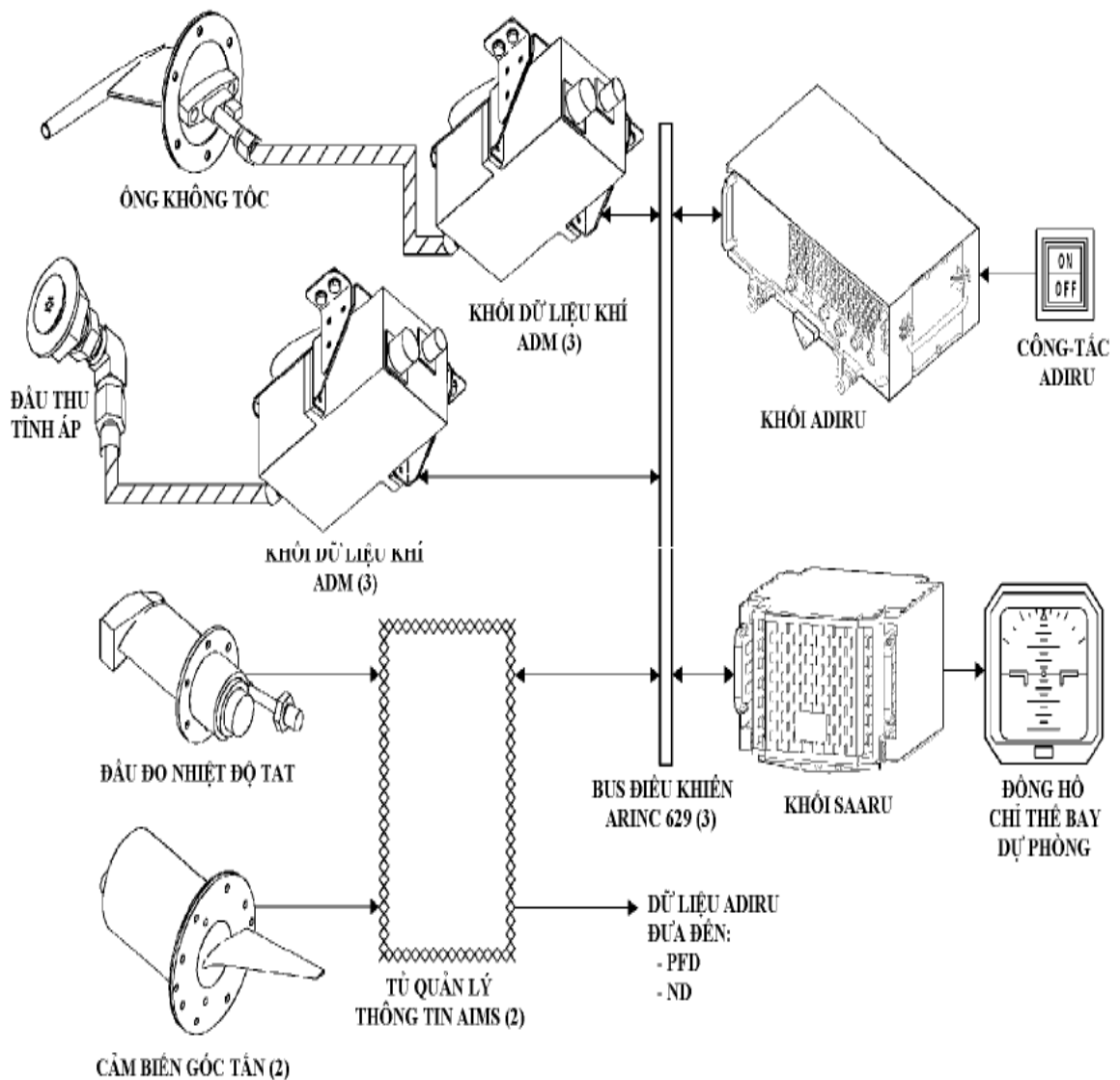
Các tử này cũng nhận dữ liệu từ ADIRS và AIMS và hiển thị chúng lên các màn hình PFD và ND

ADIRU sử dụng các dữ liệu sau đây để tính toán và cung cấp dữ liệu đến các hệ thống của người dùng:

- Áp suất tổng;
- Áp suất tĩnh;
- Nhiệt độ tổng;
- Góc tấn.

ADIRU sử dụng 6 con quay laser và 6 gia tốc kế để tính và cung cấp dữ liệu tham chiếu quán tính và dữ liệu dẫn đường đến các hệ thống người dùng.

SAARU là một nguồn dự phòng để cung cấp thông tin về tư thế bay, hướng và dữ liệu không khí. Khối này cũng cần 4 thông tin đầu vào như ADIRU để tính toán và đưa thông tin đến các hệ tiêu thụ. Nó sử dụng 4 con quay sợi quang và 4 gia tốc kế để tính toán và cấp thông tin đến các hệ thống cần thiết. Đồng hồ dự phòng chỉ thể bay lấy dữ liệu theo chuẩn ARINC 429 từ SAARU đưa đến.



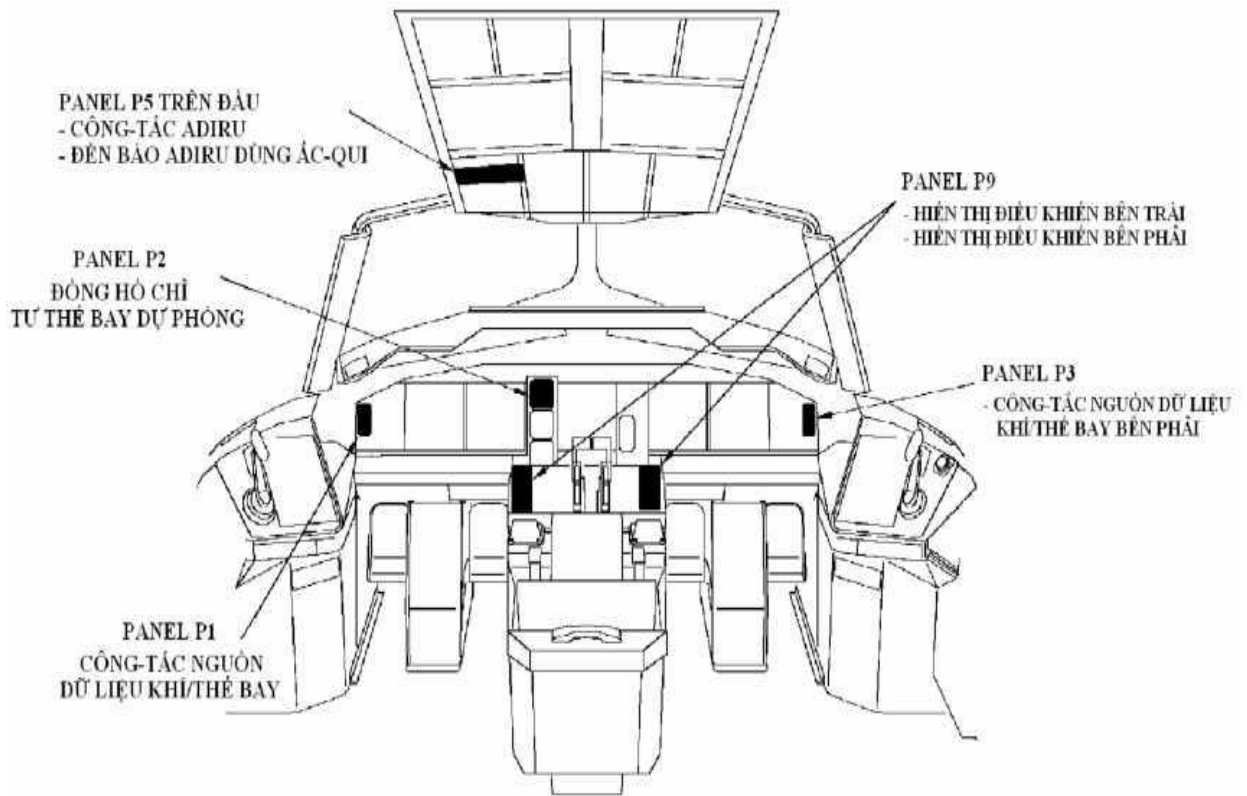
Hình 4.7 : Tổng Quát Hệ Thống ADIRS

b) Vị trí các thành phần trong hệ thống ADIRS

Các thành phần của hệ thống được bố trí chủ yếu trong buồng lái, trong khoang thiết bị chính (main equipment center) và ngoài thân máy bay.

Trong buồng lái có công-tắc ADIRU, đèn báo ADIRU sử dụng ắc-qui, đồng hồ chỉ tư thế dự phòng. Các thành phần giao tiếp trong buồng lái giao tiếp với ADIRU là: các khối hiển thị điều khiển trái, phải; công tắc nguồn tư thế bay/dữ liệu khí

khoang thiết bị chính có ADIRU; SAARU; các CB cắt nguồn ác- qui và nguồn sơ cấp cho ADIRU trái,giữa, phải



Hình 4.8 Vị trí các thành phần của ADIRS - Buồng lái Trong

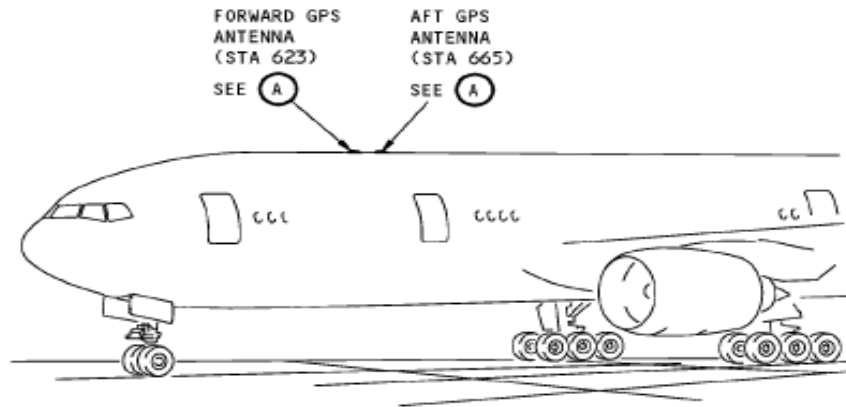
Các thành phần liên quan: Khối (assembly) cấp nguồn bên trái, giữa và phải. Mỗi khối đều có liên quan đến khối static ADM, pitot ADM, STANDBY IND và SAARU

4.3.3 Khối nguồn và anten GPS

Mỗi bộ thu nhận đa phương thức MMR đều có 1 máy cắt. Điện áp 115VAC nguồn của máy bay sử dụng biến đổi cung cấp 28VDC cho MMR, vừa là nguồn điện chính vừa làm dự phòng

Nguồn 12VDC cung cấp cho 2 khối anten GPS được MMR cung cấp thông qua cáp đồng trục đưa đến. Bộ khuếch đại trong anten GPS sử dụng

nguồn này để khuếch đại tín hiệu GPS thu được từ vệ tinh trước khi đưa đến MMR.



Hình 4.9: Vị trí lắp đặt anten trên máy bay Boeing 777

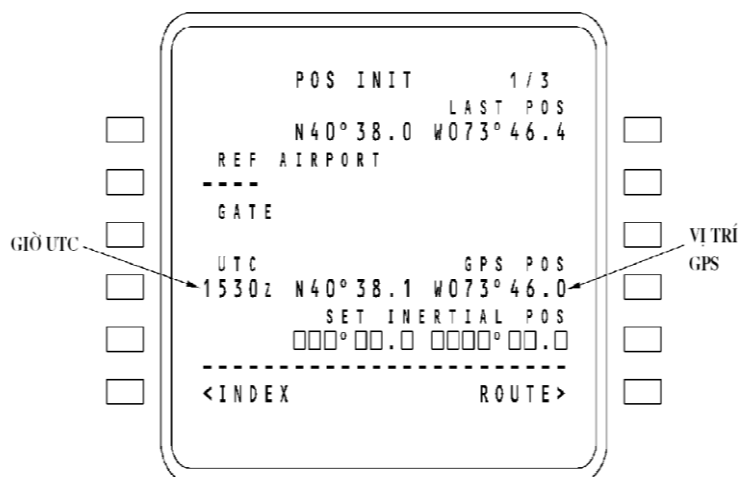
Vị trí lắp đặt anten GPS nằm trên phần thân của máy bay.

Nhiệm vụ anten GPS dùng để thu tín hiệu tần số băng tần L và gửi chúng đến bộ thu nhận đa phương thức MMR

Trở kháng của anten GPS là 50 ohms

4.3.4 Hệ thống hiển thị

c) Hiển thị 1



Hình 4.10: định vị trí GPS

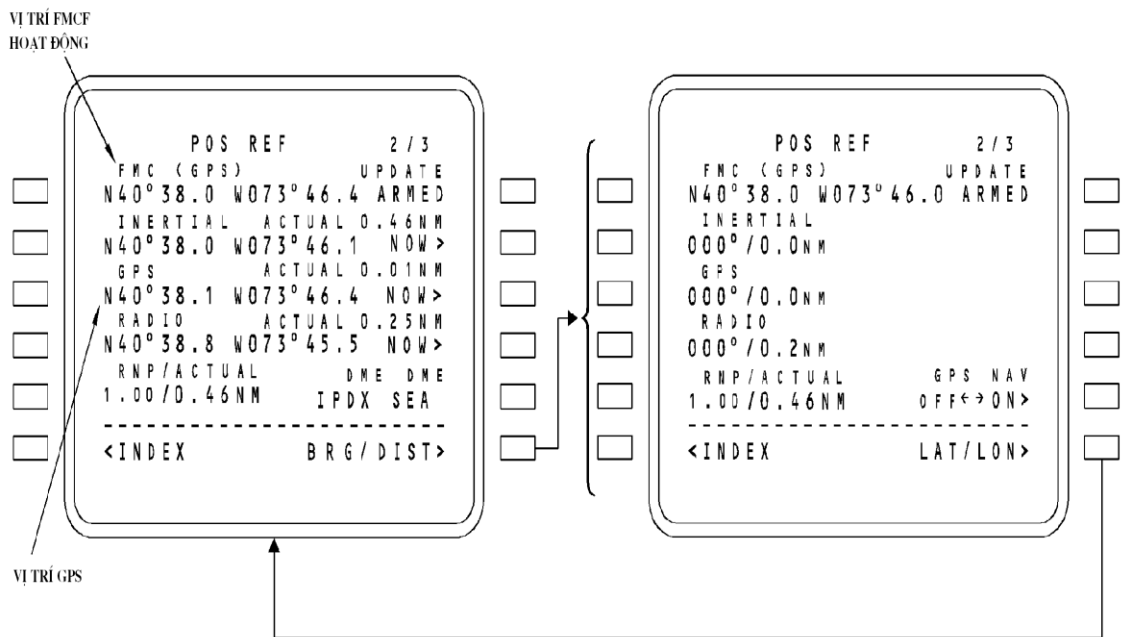
Hàm FMCF của hệ thống AIMS hiển thị trang tham chiếu vị trí và khởi động vị trí trên khối điều khiển hiển thị CDU (the control display unit).

Các bộ thu nhận đa phương thức MMR gửi dữ liệu GPS đến AIMS. Dữ liệu GPS được hiển thị trên khối điều khiển hiển thị CDU. Trang khởi động vị trí đưa ra vị trí của GPS và thời gian GPS.

Tổ bay có thể sử dụng vị trí của GPS để nhập các giá trị khởi động cho khối ADIRU.

Thời gian chuẩn UTC hiển thị lên CDU khi thời gian GPS là hợp lý.

a) Hiển thị 2



Hình 4.11: tham chiếu vị trí

Trang tham chiếu vị trí thứ 2 hiển thị vị trí máy bay theo hàm FMCF.

Hàm FMCF dùng dữ liệu vị trí GPS để tính toán ra vị trí của máy bay. Ngoài ra hàm này còn dùng các dữ liệu từ các hệ thống hỗ trợ khác sau đây để xác định vị trí máy bay:

- Khối tham chiếu quán tính dữ liệu khí (ADIRU)
- Hệ thống đo cự ly (DME)

- Hệ thống dẫn đường gần VOR
- Đài chuẩn hướng (LOC)

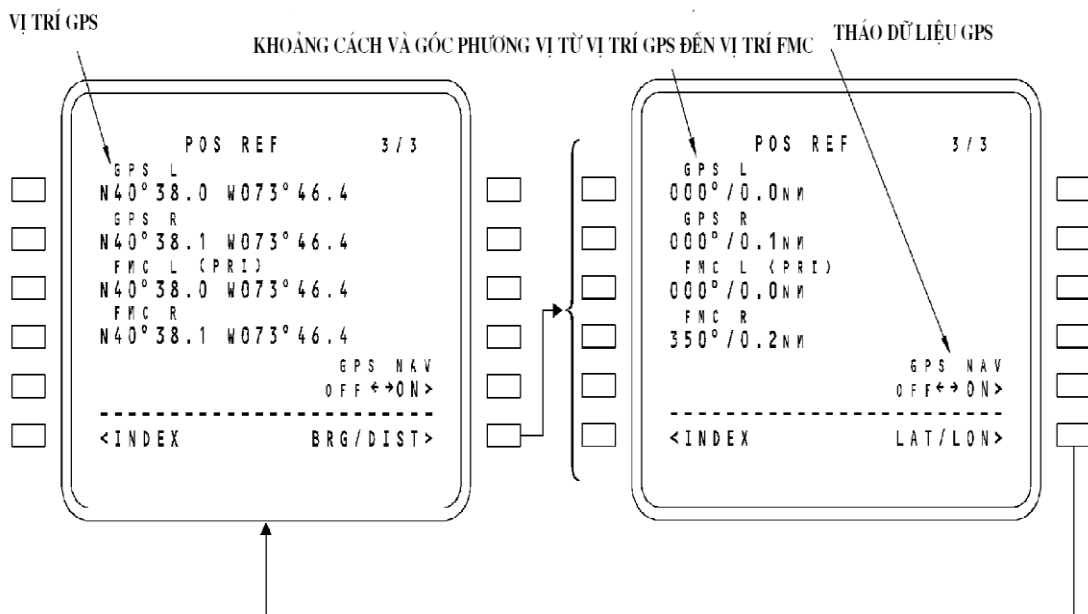
Hàm FMFC tính toán độ chính xác của dữ liệu dẫn đường ứng với từng hệ thống. Giá trị tính toán này được hiển thị trên màn hình là chữ ACTUAL, phía trước là chữ xác định loại hệ thống dữ liệu (quán tính, vô tuyến hay GPS). Trên trang POS REF 2/3. Độ chính xác biểu diễn bằng nautical miles

Sử dụng các phím chọn dòng 2R- 4R để yêu cầu hàm FMCF tích cực sử dụng dữ liệu lựa chọn để cập nhật vị trí cho FMCF.

FMCF bên trái sử dụng MMR bên trái và FMCF bên phải sử dụng MMR bên phải. Nếu MMR một bên bị hỏng thì các FMCF có thể sử dụng MMR bên kia.

Sử dụng phím chọn dòng 6R để xem định dạng về hướng/khoảng cách hoặc định dạng kinh độ/vĩ độ.

d) Hiển thị 3



Hình 4.12: tham chiếu vị trí

Trang tham chiếu vị trí thứ 3 hiển thị những thông tin sau:

- Vị trí GPS;

- Hướng và khoảng cách từ vị trí GPS đến vị trí máy bay theo FMCF.

Ta có thể không đưa dữ liệu GPS vào hàm FMCF:

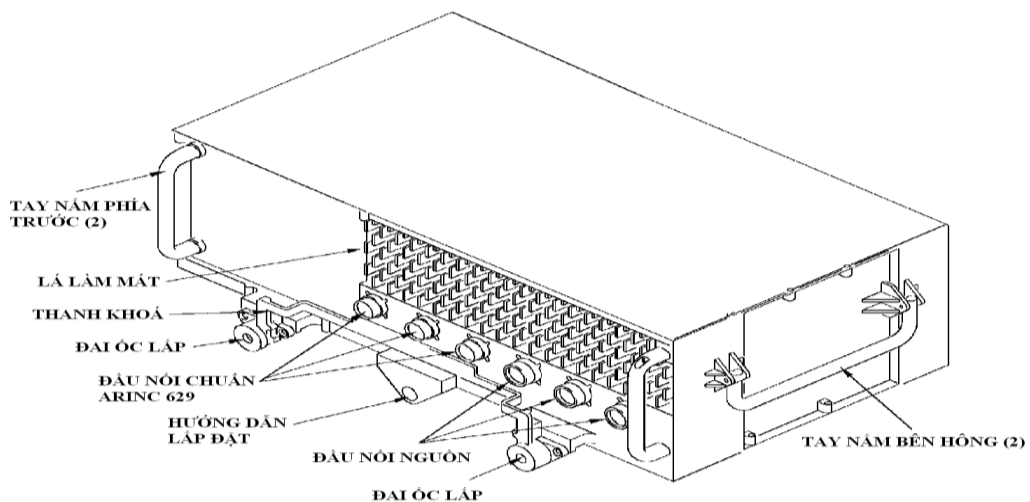
- Khi trên màn hình hiển thị ON, chọn phím 5R để loại dữ liệu GPS ra khỏi hàm FMCF;
- Khi trên màn hình hiển thị OFF, chọn phím 5R để đưa dữ liệu GPS vào hàm FMCF;
- Nhấn phím 6R để xem vị trí máy bay theo kết quả của hàm FMCF dưới dạng hướng/ khoảng cách hoặc kinh độ/vĩ độ .

4.3.5 Khối dữ liệu không khí và dẫn đường quán tính ADIRU

a) Giới thiệu khối ADIRU (Air Data Inertial Reference Unit)

Trên máy bay có 3 Khối ADIRU, chúng có 2 chức năng (hàm) dùng để cung cấp: dữ liệu không khí và dữ liệu tham chiếu quán tính.

ADIRU có thiết bị dự phòng bên trong và tự động được kích hoạt khi có hỏng hóc xảy ra sao cho vẫn giữ được tính năng của cả khối.



Hình 4.13: Miêu tả hình dáng bên ngoài ADIRU

ADIRU có thể được nạp phần mềm điều khiển từ các tủ AIMS thông qua các bus ARINC 629. Nó sử dụng dữ liệu từ các truyền cảm không khí để tính

các tham số khí động và sử dụng dữ liệu từ gia tốc kế và con quay để tính các tham số dẫn đường quán tính.

Thanh khoá dùng để ngăn việc tháo khối ADIRU khi chưa tháo các đầu nối dữ liệu chuẩn ARINC 629 và ngăn việc lắp các cổng giao tiếp khi chưa lắp và siết chặt ADIRU. Khi lắp đặt không đúng, khối ADIRU sẽ không hoạt động.

b) Thông số dữ liệu tham chiếu quán tính của ADIRU

Hàm tính toán dữ liệu tham chiếu quán tính ADIRU sử dụng dữ liệu từ hàm tính toán quản lý chuyên bay FMCF trong các tủ AIMS để thực hiện các hàm (tính năng) sau:

- Tính toán vị trí khởi động của máy bay;
- Cân chỉnh con quay và gia tốc kế.

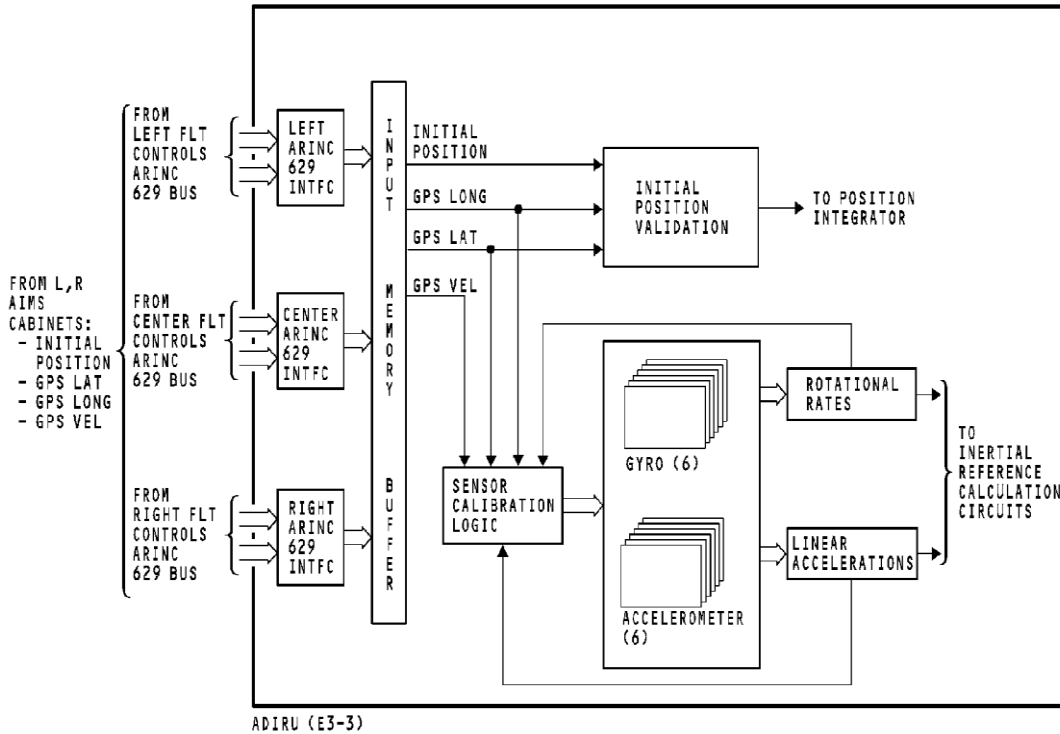
Hàm FMCF gửi các dữ liệu sau đây đến hàm tham chiếu quán tính trong khối ADIRU:

Vị trí khởi động: Khi tổ bay nhập vị trí ban đầu từ khối CDU thì giá trị này đi đến hàm FMCF của khối AIMS. Khối AIMS gửi dữ liệu nhập đến ADIRU. Mạch đánh giá vị trí ban đầu của ADIRU thực hiện:

- Xác định lại tính hợp lý của vị trí ban đầu được nhập;
- So sánh giá trị nhập với giá trị từ GPS hoặc so với giá trị vị trí cuối cùng đã được lưu trong ADIRU nếu dữ liệu GPS không có;
- Nếu giá trị nhập vào là tốt thì ADIRU sử dụng nó để cân chỉnh.

Cân chỉnh con quay và gia tốc kế: Vị trí và vận tốc từ GPS được đưa đến mạch logic để cân chỉnh các cảm biến. Mạch logic này đưa ra dữ liệu cân chỉnh cho con quay và gia tốc kế. Việc cân chỉnh này không hiệu chỉnh được sai số của khối ADIRU, mà chỉ làm giảm sai số đạt khi máy bay bay. Nếu không có thông tin về vị trí từ GPS thì không có dữ liệu nào để cân chỉnh con

quay và gia tốc kế. Con quay gửi tốc độ quay và gia tốc kế gửi các giá trị gia tốc thẳng đến mạch tính toán tham chiếu quán tính (hình 4.14).



Hình 4.14 Hàm tính toán dữ liệu tham chiếu quán tính

4.3.6 Hệ thống cảnh báo gần mặt đất GPWC (ground proximity warning computer)

Hệ thống này cung cấp cho tổ lái các cảnh báo bằng âm thanh hoặc hình ảnh về cự ly của máy bay so với địa hình bên dưới. Nó cũng tính toán các thành phần gió theo phương ngang và phương thẳng đứng để cảnh báo về sự hiện diện của gió lốc cho tổ bay dưới dạng âm thanh hoặc hình ảnh.

4.3.7 Hệ thống tính toán và quản lý chuyến bay FMCF (flight management computing function)

Hệ thống này cung cấp các thông tin để quản lý các thông số, hướng dẫn và dẫn đường tới hệ thống tự động lái và các đồng hồ hiển thị. Máy tính quản lý bay chứa tất cả các thông số của máy bay và các dữ liệu liên quan đến dẫn đường.

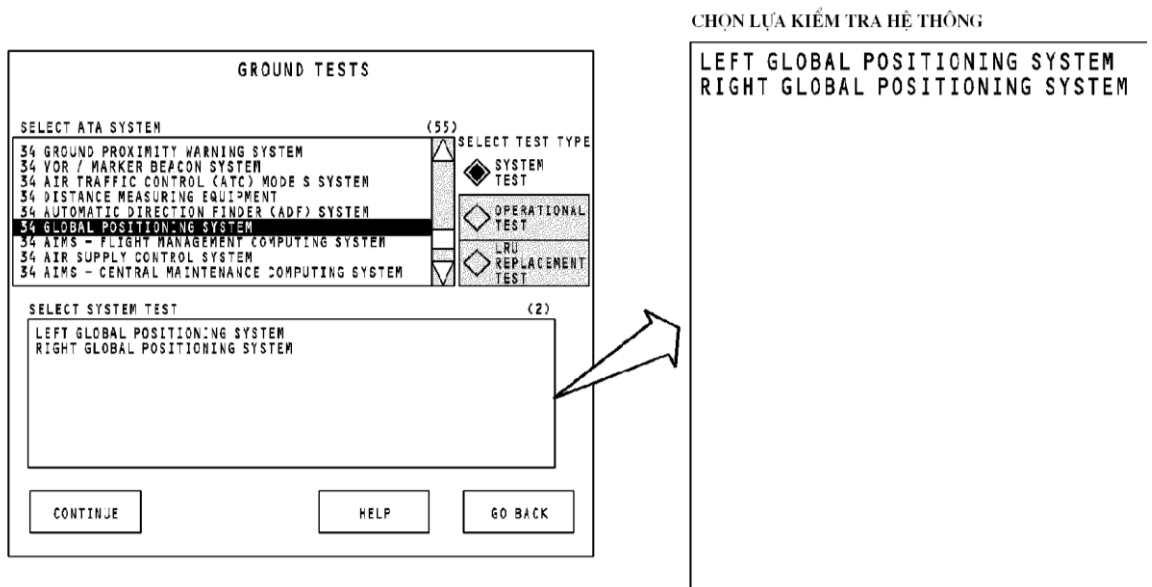
4.4 Công tác kiểm tra mặt đất

Chỉ có thể tiến hành các kiểm tra liên quan đến khối GPS tại mặt đất, bao gồm việc kiểm tra:

- Hệ thống định vị toàn cầu bên trái
- Hệ thống định vị toàn cầu bên phải

Việc tiến hành kiểm tra 2 hệ thống này cho phép ta xác định lại tính năng của các bộ thu nhận đa phương thức MMR. Các bộ thu nhận đa phương thức MMR luôn luôn báo cáo tất cả tình trạng hoạt động của chúng đến hệ thống máy tính phục vụ bảo dưỡng trung tâm CMCS kể từ khi được cấp nguồn. Các bộ thu nhận đa phương thức MMR không thực hiện thêm bất kỳ việc kiểm tra nào khi ta tiến hành kiểm tra máy tính bảo dưỡng MAT.

Trong thời gian cấp nguồn, các bộ thu nhận đa phương thức MMR thực hiện kiểm tra anten. Khi đó, các bộ thu nhận đa phương thức MMR sẽ kiểm tra sự liên mạch ở các đầu nối anten. Các bộ thu nhận đa phương thức không thực hiện kiểm tra anten sau khi đã khởi động cấp nguồn xong.



Hình 4.15: Kiểm tra hệ thống ở mặt đất

4.5 Công tác bảo dưỡng cho hệ thống GPS trên máy bay Boeing 777

4.5.1 Kiểm tra và hiệu chỉnh hệ thống GPS trên Boeing 777

Việc kiểm tra và hiệu chỉnh hệ thống GPS bao gồm 2 quy trình:

- Kiểm tra hoạt động của hệ thống GPS: TASK 34-58-00-710-801
- Kiểm tra hệ thống GPS: TASK 34-58-00-730-801

Chú ý: Máy bay cần được chuyển tới vị trí mà anten có tầm quan sát vệ tinh là tốt nhất. Điều đó rất cần thiết khi thực hiện kiểm tra.

4.5.2 Tháo lắp anten GPS

Tháo anten trái và phải đều sử dụng chung một quy trình:

- Thực hiện TASK 34-58-02-400-801

Lắp anten trái và phải đều sử dụng chung một quy trình:

- Thực hiện TASK 34-58-02-000-801.

Chú ý: Khi thực hiện thao tác lắp phải cần chú ý không để 1 người cùng lắp 2 anten. Nhằm tránh xảy ra những lỗi (nếu có) đã mắc ở lần thao tác lắp anten thứ nhất.

KẾT LUẬN

Sau khi hoàn thành đồ án, cùng với nghiên cứu tài liệu và làm quen với kiến thức thực tế đã giúp em hiểu rõ hơn về hệ thống dẫn đường qua vệ tinh NAVSTAR – GPS (Navigation Satellites Time and Ranging Global Positioning System). Việc nghiên cứu hệ thống vệ tinh dẫn đường GPS ứng dụng cho ngành hàng không là rất cần thiết để nâng cao chất lượng, an toàn các chuyến bay. Qua nghiên cứu lý thuyết đồ án đã thực hiện được:

- ✓ Tìm hiểu tổng quan về hệ thống định vị toàn cầu GPS.
- ✓ Tìm hiểu về các hệ thống dẫn đường vệ tinh
- ✓ Nghiên cứu định vị của hệ thống dẫn đường vệ tinh NAVSTAR – GPS
- ✓ Ứng dụng hệ thống định vị trong ngành hàng không
- ✓ Khai thác hệ thống dẫn đường vệ tinh trên máy bay Boeing 777

Với thời gian có hạn, cũng như hạn chế về tài liệu nên phần ứng dụng khai thác hệ thống dẫn đường vệ tinh trên máy bay Boeing 777 chỉ dừng lại trên cơ sở lý thuyết, về hình ảnh và thiết lập vận hành hệ thống GPS trên máy bay chưa được phong phú.

Em xin chân thành cảm ơn các thầy cô trong khoa Điện đã truyền dạy cho em những kiến thức rất cần thiết để phục vụ cho đồ án và cũng như công tác sau này.

Em cũng xin được cảm ơn thầy Phạm Đức Thuận là người đã trực tiếp hướng dẫn em trong suốt quá trình làm đồ án, và giúp tìm một số tài liệu về hệ thống dẫn đường định vị toàn cầu NAVSTAR – GPS, cũng như đã mở hướng cho em tiếp cận đến một hệ thống hiện đại, cần thiết cho lĩnh vực hàng không và đang được áp dụng ngày càng phổ biến ở Việt Nam cũng như trên toàn thế giới.

Tuy đã cố gắng hết sức song đồ án không tránh được những thiếu sót, em mong được sự góp ý của thầy cô và các bạn để đồ án được hoàn thiện hơn.

Em xin trân thành cảm ơn!

Hải phòng, ngày ... tháng ... năm 2013

Sinh viên thực hiện

Trần Văn Việt

TÀI LIỆU THAM KHẢO

1. Cục hàng không dân dụng Việt Nam, “Giới thiệu những kiến thức cơ bản của hệ thống CNS/ATM”, 1997.
2. ThS. Lê Hoài Nam, Luận văn cao học: “Hệ thống vệ tinh dẫn đường toàn cầu GNSS ứng dụng cho ngành hàng không dân dụng Việt Nam”. năm 1999.
3. TS. Nguyễn Văn Tuấn, “Giáo trình thông tin vi ba-vệ tinh”. Tái bản năm 2004.
4. PGS.PTS. Trần Đắc Sửu: Nghiên cứu ứng dụng định vị toàn cầu trong ngành hàng hải Việt Nam.
5. Nghiên cứu triển khai ứng dụng hệ thống thông tin dẫn đường giám sát bằng vệ tinh trong ngành hàng không Việt Nam, Cục Hàng không dân dụng - Viện KHHK.
6. Tài liệu hướng dẫn sử dụng AMM, CMM của máy bay Boeing 777.
7. Global Positioning System, International Navigation and Intergration. Mohinder S. Grewal, Lawrence R. Well and Angus P. Andrews.
8. CNS/ATM. International Aviation Centre.
9. [Www.garmin.Com/manuals/gps4beg.Pdf](http://www.garmin.Com/manuals/gps4beg.Pdf).
10. www.Aero.org/publications/gpsprimer/index.Html.
11. www.Nasm.si.Edu/galleries/gps/.
12. Www.mercat.Com/quest/gpstutor.Html.