

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Α

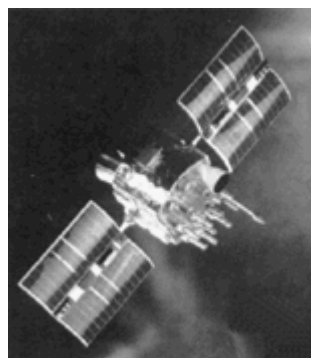
Οι δορυφόροι του συστήματος GPS

GPS Block I

Η σειρά δορυφόρων GPS Block I (Demonstration) ήταν η πρώτη σειρά δορυφόρων και είχε δοκιμαστικό χαρακτήρα, ακολουθήθηκε από την επόμενη επιχειρησιακή σειρά Block II. Όλοι οι δορυφόροι αυτής της σειράς έχουν αντικατασταθεί.

Χαρακτηριστικά

Σύστημα σταθεροποίησης τριών 3-αξόνων. Διπλούς ηλιακούς συσσωρευτές 700 watts (EOL). Μπαταρίες NiCd. Επικοινωνία στην S-Band (SGLS) για έλεγχο και τηλεμετρία. Επικοινωνία με UHF μεταξύ των δορυφόρων, σύστημα προώθησης. Μήκος 5.3 μαζί με τους ηλιακούς συσσωρευτές, σύστημα προώθησης.



Φορτίο

Εκπομπή σημάτων πλοήγησης στην L-Band στους 1575.42 MHz (L1) και 1227.60 MHz (L2).

Στοιχεία τροχιάς

Ύψος: 20.200 km

Περίοδος περιστροφής: 12 h

Κλίση: 63°

Διάρκεια ζωής: 5 έτη

Πίνακας Εκτοξεύσεων 1^{ης} Γενιάς Δορυφόρων GPS (Block I)

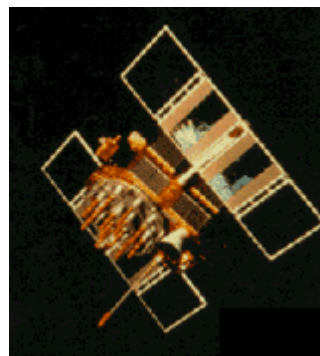
Όνομα	Κωδικός	Ημερομηνία	Θέση σε τροχιακό επίπεδο	Φορέας	Τροχιά	Μάζα(kg)
GPS I-1 (Navstar 1)	1978-020A	22/2/78	---	Atlas F	MEO	450
GPS I-2 (Navstar 2)	1978-047A	13/5/78	---	Atlas F	MEO	453
GPS I-3 (Navstar 3)	1978-093A	7/10/78	---	Atlas F	MEO	450
GPS I-4 (Navstar 4)	1978-112A	11/12/78	---	Atlas F	MEO	450
GPS I-5 (Navstar 5)	1980-011A	9/2/80	---	Atlas F	MEO	433
GPS I-6 (Navstar 6)	1980-032A	26/4/80	---	Atlas F	MEO	450
GPS I-7 (Navstar 7)	Καμία	18/12/81	---	Atlas E	FTO	163
GPS I-8 (Navstar 8)	1983-072A	14/7/83	---	Atlas E	MEO	163
GPS I-9 (Navstar 9)	1984-059A	13/6/84	---	Atlas E	MEO	433
GPS I-10 (USA 5)	1984-097A	8/9/84	---	Atlas E	MEO	770
GPS I-11 (USA 10)	1985-093A	9/10/85	---	Atlas E	MEO	163

GPS Block II και IIA

Η σειρά δορυφόρων GPS Block II αποτέλεσε τη σειρά λειτουργίας του συστήματος GPS. Η σειρά Block II ακολουθήθηκε από τις βελτιωμένες εκδόσεις Block IIA (Advanced) και Block IIR(Replacement). Ο πλήρης δορυφορικός σχηματισμός περιλαμβάνει 24 δορυφόρους. Στον παρακάτω πίνακα όπου δεν αναφέρεται θέση σε τροχιακό επίπεδο σημαίνει ότι ο δορυφόρος έχει καταργηθεί.

Χαρακτηριστικά

Σύστημα σταθεροποίησης τριών 3-αξόνων. Διπλούς ηλιακούς συσσωρευτές 710 Watts (EOL). Επικοινωνία στην S-Band (SGLS) για έλεγχο και τηλεμετρία. Επικοινωνία με UHF μεταξύ των δορυφόρων, σύστημα προώθησης.



Φορτίο

Εκπομπή σημάτων πλοήγησης στην L-Band στους 1575.42 MHz (L1) και 1227.60 MHz (L2). 2 ατομικά ωρολόγια ρουβιδίου και 2 καισίου.

Στοιχεία τροχιάς

Ύψος: 20.200 km

Περίοδος περιστροφής: 12 h

Κλίση: 55°, 6 τροχιακά επίπεδα

Διάρκεια ζωής: 7.5 έτη

Πίνακας Εκτοξεύσεων 2^{ης} Γενιάς Δορυφόρων GPS (Block II)

Όνομα	Κωδικός	Ημερομηνία	Θέση σε τροχιακό επίπεδο	Φορέας	Τροχιά	Μάζα(kg)
GPS II-1 (USA 35)	1989-013A	2/14/89	E-1	Delta 6925	MEO	1816
GPS II-2 (USA 38)	1989-044A	6/10/89	B-3	Delta 6925	MEO	1816
GPS II-3 (USA 42)	1989-064A	8/18/89	E-5	Delta 6925	MEO	1816
GPS II-4 (USA 47)	1989-085A	10/21/89	A-5	Delta 6925	MEO	1816
GPS II-5 (USA 49)	1989-097A	12/11/89	D-3	Delta 6925	MEO	1816
GPS II-6 (USA 50)	1990-008A	1/24/90	F-3	Delta 6925	MEO	1816
GPS II-7 (USA 54)	1990-025A	3/26/90	---	Delta 6925	MEO	1816
GPS II-8 (USA 63)	1990-068A	8/2/90	E-2	Delta 6925	MEO	1816
GPS II-9 (USA 64)	1990-088A	10/1/90	D-5	Delta 6925	MEO	1816

Πίνακας Εκτοξεύσεων 2^{ης} Γενιάς Δορυφόρων GPS (Block IIA)

Όνομα	Κωδικός	Ημερομηνία	Θέση σε τροχιακό επίπεδο	Φορέας	Τροχιά	Μάζα(kg)
GPS IIA-10 (USA 66)	1990-103A	11/26/90	E-4	Delta 7925	MEO	1816
GPS IIA-11 (USA 71)	1991-047A	7/4/91	D-1	Delta 7925	MEO	1816
GPS IIA-12 (USA 79)	1992-009A	2/23/92	A-2	Delta 7925	MEO	1816
GPS IIA-13 (USA 80)	1992-019A	4/10/92	---	Delta 7925	MEO	1816

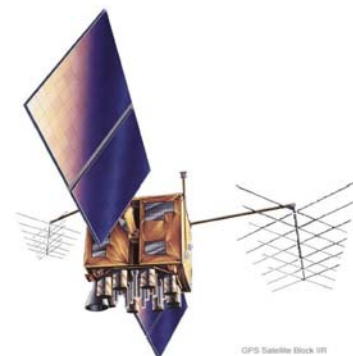
Όνομα	Κωδικός	Ημερομηνία	Θέση σε τροχιακό επίπεδο	Φορέας	Τροχιά	Μάζα(kg)
GPS IIA-14 (USA 83)	1992-039A	7/7/92	F-4	Delta 7925	MEO	1816
GPS IIA-15 (USA 84)	1992-058A	9/9/92	A-4	Delta 7925	MEO	1816
GPS IIA-16 (USA 85)	1992-079A	11/22/92	F-4	Delta 7925	MEO	1816
GPS IIA-17 (USA 87)	1992-089A	12/18/92	F-1	Delta 7925	MEO	1816
GPS IIA-18 (USA 88)	1993-007A	2/3/93	B-1	Delta 7925	MEO	1816
GPS IIA-19 (USA 90)	1993-017A	3/30/93	C-3	Delta 7925	MEO	1816
GPS IIA-20 (USA 91)	1993-032A	5/13/93	C-4	Delta 7925	MEO	1816
GPS IIA-21 (USA 92)	1993-042A	6/26/93	A-1	Delta 7925	MEO	1816
GPS IIA-22 (USA 94)	1993-054A	8/30/93	B-4	Delta 7925	MEO	1816
GPS IIA-23 (USA 96)	1993-068A	10/26/93	D-4	Delta 7925	MEO	1816
GPS IIA-24 (USA 100)	1994-016A	3/10/94	C-1	Delta II	MEO	1816
GPS IIA-25 (USA 117)	1996-019A	3/28/96	C-2	Delta II	MEO	1816
GPS IIA-26 (USA 126)	1996-041A	7/16/96	E-3	Delta II	MEO	1816
GPS IIA-27 (USA 127)	1996-056A	9/12/96	B-2	Delta II	MEO	1816
GPS IIA-28 (USA 128)	1997-067A	6/11/97	A-3	Delta II	MEO	1816

GPS Block IIR

Η σειρά δορυφόρων GPS Block IIR αποτελεί την πιο νέα λειτουργική σειρά δορυφόρων του συστήματος GPS. Η διάρκεια ζωής τους είναι 10 χρόνια, το ύψος τους 1.7 m, το πλάτος τους 11.4 m (έναντι 5.3 m των Block IIA). Η εκτοξευση του GPS IIR-1 (USA 130) ήταν ανεπιτυχής λόγω καταστροφής του πυραύλου προώθησης Delta II. Η επόμενη εκτόξευση δορυφόρου GPS θα είναι αυτή του GPS IIR-9 τον Μάρτιο του 2003.

Χαρακτηριστικά

Σύστημα σταθεροποίησης τριών 3-αξόνων. Διπλούς ηλιακούς συσσωρευτές 800 Watts (EOL). Επικοινωνία στην S-Band (SGLS) για έλεγχο και τηλεμετρία. Επικοινωνία με UHF μεταξύ των δορυφόρων, σύστημα προώθησης.



Φορτίο

Εκπομπή σημάτων πλοήγησης στην L-Band στους 1575.42 MHz (L1) και 1227.60 MHz (L2). 2 ατομικά ωρολόγια ρουβιδίου.

Στοιχεία τροχιάς

Ύψος: 20.200 km

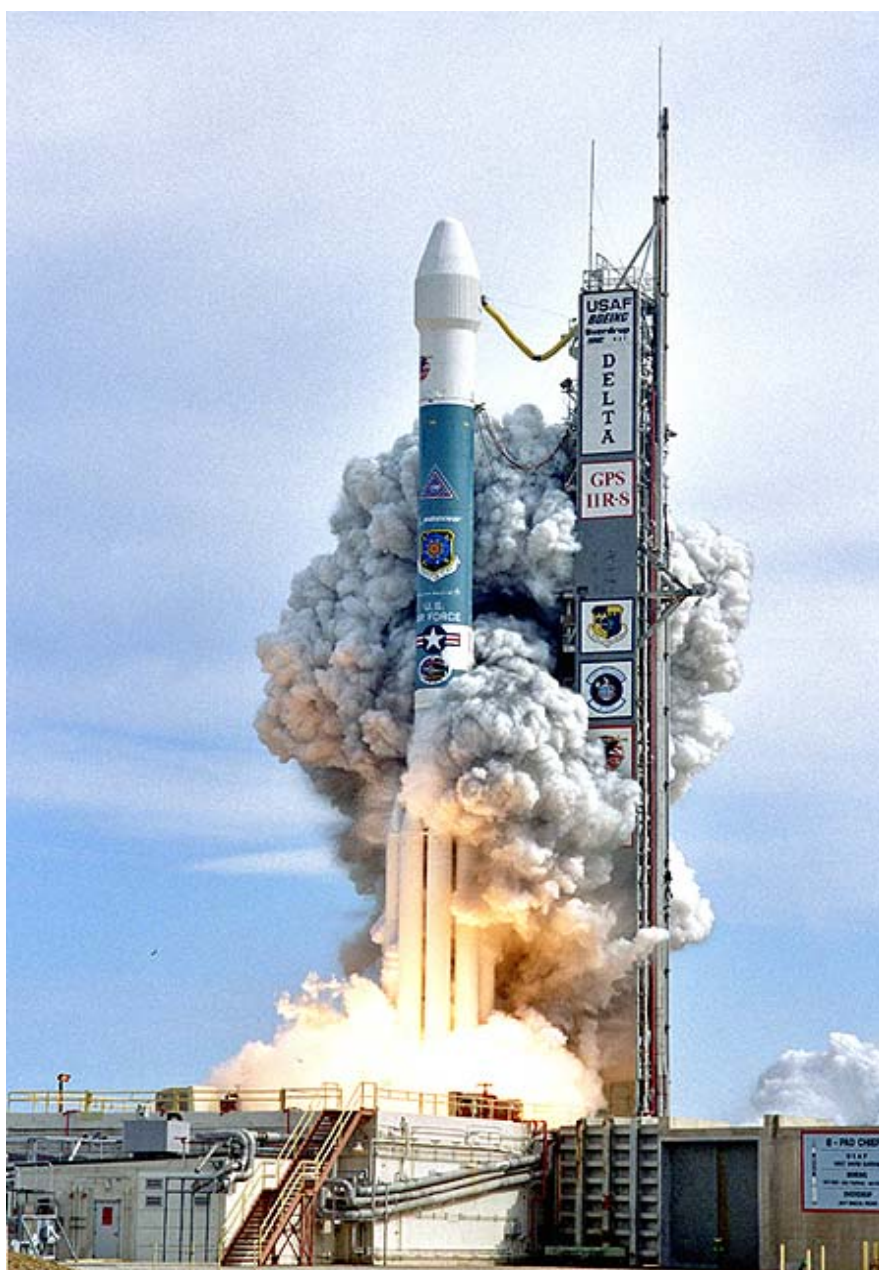
Περίοδος περιστροφής: 12 h

Κλίση: 55°, 6 τροχιακά επίπεδα

Διάρκεια ζωής: 10 έτη

Πίνακας Εκτοξεύσεων 2^{ης} Γενιάς Δορυφόρων GPS (Block IIR)

Όνομα	Κωδικός	Ημερομηνία	Θέση σε τροχιακό επίπεδο	Φορέας	Τροχιά	Μάζα(kg)
GPS IIR-1	---	01/17/97	---	Delta II	---	1800
GPS IIR-2	1997-035A	07/23/97	F-3	Delta II	MEO	1800
GPS IIR-3	1999-055A	10/07/99	D-2	Delta II	MEO	1800
GPS IIR-4	2000-025A	05/11/00	E-1	Delta II	MEO	1800
GPS IIR-5	2000-040A	06/16/00	B-3	Delta II	MEO	1800
GPS IIR-6	2000-071A	10/10/00	F-1	Delta II	MEO	1800
GPS IIR-7	2001-004A	01/30/01	E-4	Delta II	MEO	1800
GPS IIR-8	2003-005A	01/29/03	B-1	Delta II	MEO	1800



Σχήμα Παρ. 1: Η εκτόξευση του πιο πρόσφατου δορυφόρου GPS IIR (GPS IIR-8)¹.

¹ Σχήμα από http://boeingmedia.com/images/one.cfm?image_id=5951.

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Β

Στοιχεία της δορυφορικής τροχιάς

Κίνηση του δορυφόρου

Σύμφωνα με τον πρώτο νόμο του Kepler κάθε δορυφόρος που κινείται γύρω από την Γη η τροχιά που εκτελεί είναι έλλειψη σε μια εστία της οποίας βρίσκεται το κέντρο μάζας της Γης.

Για να περιγράψουμε την κίνηση του δορυφόρου γύρω από την Γη ορίζουμε το ορθογώνιο σύστημα συντεταγμένων με κέντρο το κέντρο μάζας της Γης, άξονα Z τον άξονα περιστροφής της Γης και άξονα X στην διεύθυνση του εαρινού ισημερινού σημείου. Το σύστημα αναφοράς θεωρείτε αδρανειακό και το επίπεδο OXY βρίσκεται πάνω στο επίπεδο του ισημερινού. Τα σημεία όπου το επίπεδο της τροχιάς του δορυφόρου τέμνουν το ισημερινό επίπεδο ονομάζονται σύνδεσμοι, συγκεκριμένα το σημείο όπου ο δορυφόρος εισέρχεται από το Νότιο ημισφαίριο στο Βόρειο ονομάζεται σύνδεσμος ανάβασης ενώ ο άλλος σύνδεσμος κατάβασης

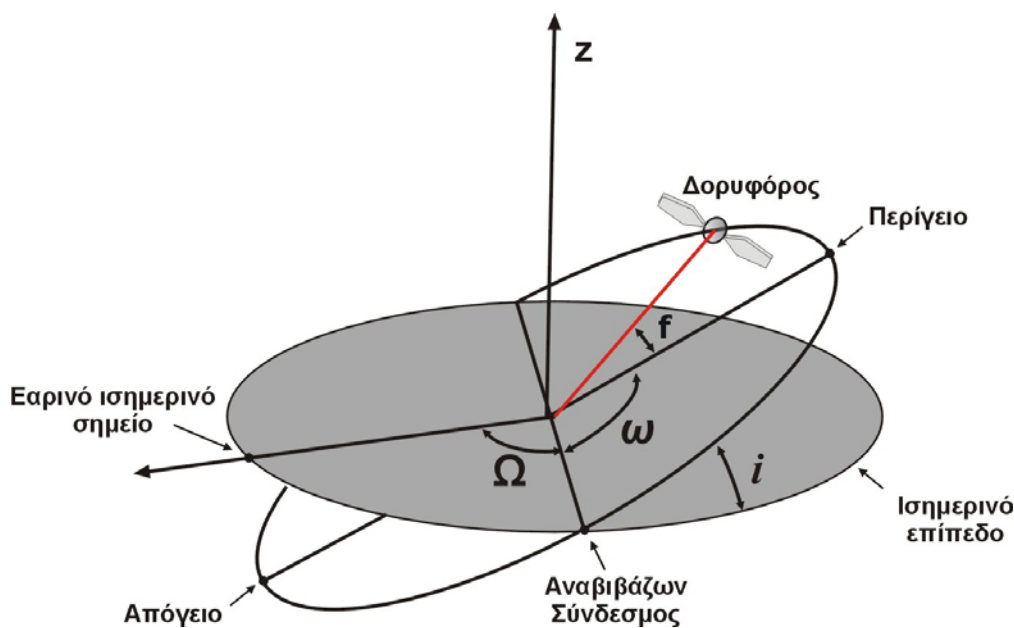
Για τον καθορισμό της κίνησης του δορυφόρου απαιτούνται :

- οι παράμετροι της έλλειψης μεγάλος ημιάξονας **a** και εκκεντρότητα **e**.
- Η κλίση της τροχιάς **i**.
- Η γωνία **Ω** που σχηματίζει η διεύθυνση του συνδέσμου ανάβασης με τον άξονα x και καλείται ορθή αναφορά του συνδέσμου ανάβασης.
- Η γωνία **ω** που σχηματίζει η διεύθυνση του συνδέσμου ανάβασης με την διεύθυνση του περιγείου και καλείται Όρισμα του περιγείου.
- Η γωνία **f** που σχηματίζει η επιβατική ακτίνα του δορυφόρου με την διεύθυνση του περιγείου ονομάζεται αληθής ανωμαλία.

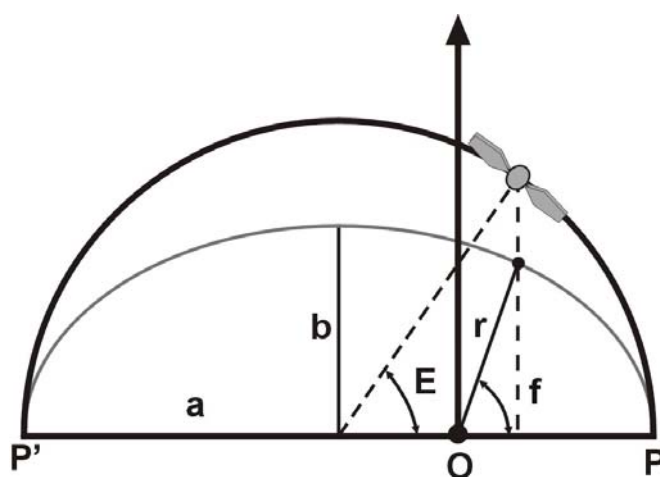
Εναλλακτικά στη θέση της γωνίας f χρησιμοποιείται στη θέση της η έκκεντρος ανωμαλία E και η μέση ανωμαλία M, όπου:

$$M = n(t - t_p)$$

Ο συντελεστής n ονομάζεται μέση κίνηση και t_p ο χρόνος διελεύσεως από το απόγειο.



Σχήμα Β.1: Παράμετροι της τροχιάς του δορυφόρου.



Σχήμα Β.2: Αληθής και Έκκεντρος ανωμαλία.

Τα στοιχεία a , e , M , Ω , i , ω ονομάζονται στοιχεία Κεpler ή και Κεπλέρια στοιχεία.

Μετατροπή Κεπλέριων στοιχείων σε καρτεσιανές συντεταγμένες.

A) Αρχικά από τα έξι τροχιακά στοιχεία του Κεpler a , e , M , Ω , i , ω υπολογίζουμε τις καρτεσιανές συντεταγμένες X, Y, Z στο γήινο σύστημα αναφοράς

i) Οι συντεταγμένες στο τροχιακό επίπεδο δίνονται από τις παρακάτω σχέσεις:

$$x = a \cdot (\cos E - e)$$

$$y = a \cdot \sqrt{1 - e^2}$$

σε συνάρτηση με την έκκεντρη ανωμαλία και των a και e . Ο προσδιορισμός της έκκεντρης ανωμαλίας περιγράφεται στην επόμενη παράγραφο (ii). Οι σχέσεις αυτές χρησιμοποιούνται για τον υπολογισμό των τροχιακών σαν πρώτο στάδιο πριν τον υπολογισμό των αδρανειακών συντεταγμένων.

ii) Για τον προσδιορισμό των συντεταγμένων x, y στο τροχιακό επίπεδο του δορυφόρου είναι απαραίτητος ο υπολογισμός της έκκεντρης ανωμαλίας E που μπορεί να υπολογιστεί εύκολα με μια διαδικασία διαδοχικών προσεγγίσεων, από την μέση ανωμαλία M :

$$M_i = E_i - e \cdot \sin E_i$$

$$\Delta M = M_i - M_{i-1} \quad \text{και} \quad \Delta E = \frac{\Delta M}{(1 - e \cdot \cos E_i)}$$

$$E_{i+1} = E_i + \Delta E$$

Επαναλαμβάνουμε την διαδικασία έως η απόλυτη τιμή της διαφοράς $|E_{i+1} - E_i|$ να είναι μικρότερη μιας συγκεκριμένης τιμής (tolerance), όπου μια συνηθισμένη τιμή μπορεί να είναι $1.E-9$. Επίσης σαν αρχική τιμή E_0 μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε την M_i όπου

$$M_t = M_0 + n \cdot (t - T_0) \quad \text{και} \quad n = \sqrt{\frac{GM}{a^3}}$$

αρκεί να δίνονται η χρονική στιγμή σε UT, η ανοχή (tolerance) και η τιμή T_0

iii) Για τον προσδιορισμό των συντεταγμένων στο αδρανειακό σύστημα απαιτείται ο υπολογισμός του συνολικού πίνακα στροφής R που προκύπτει από το γινόμενο των τριών πινάκων Euler και είναι $R = R_3(-\Omega)R_1(-i)R_3(-\omega)$, αναλυτικά:

$$\begin{bmatrix} \cos \Omega \cdot \cos \omega - \sin \Omega \cdot \cos i \cdot \sin \omega & -\cos \Omega \cdot \sin \omega - \sin \Omega \cdot \cos i \cdot \cos \omega & \sin \Omega \cdot \sin i \\ \sin \Omega \cdot \cos \omega - \cos \Omega \cdot \cos i \cdot \sin \omega & -\sin \Omega \cdot \sin \omega - \cos \Omega \cdot \cos i \cdot \cos \omega & -\cos \Omega \cdot \sin i \\ \sin i \cdot \sin \omega & \sin i \cdot \cos \omega & \cos i \end{bmatrix}$$

$$\text{και τελικά οι αδρανειακές συντεταγμένες θα είναι} \quad \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = R \cdot \begin{bmatrix} x \\ y \\ 0 \end{bmatrix}.$$

Ακολουθώντας τα παραπάνω τέσσερα βήματα i, ii, iii, υπολογίζουμε τις αδρανειακές συντεταγμένες από τα κεπλέρια στοιχεία της τροχιάς.

B) Για να πάμε από το αδρανειακό σύστημα σε ένα καρτεσιανό σύστημα αναφοράς θα πρέπει να υπολογίσουμε την γωνία στροφής θ . **Ο τοπικός αστρικός χρόνος** $\theta(t)$ μπορεί να υπολογιστεί προσθέτοντας στο παρατηρούμενο γεωδαιτικό πλάτος λ_E τον GST (Greenwich sidereal time) και να προκύψει ο ανηγμένος χρόνος $\theta_g(t)$. Έτσι προκύπτει ότι

$$\theta_g(\tau) = \theta_g(0^h) + \omega_e \cdot \Delta\tau$$

όπου $\omega_e = 7.29211510 \times 10^{-5}$ rad/sec

$\Delta\tau$ είναι χρόνος UTC για το σημείο που μας ενδιαφέρει και

$$\theta_g(0^h) = 24110^s.54841 + 8640184^s.812866 T_u + 0^s.093104 T_u^2 - 6.2 \times 10^{-6} T_u^3$$

όπου $T_u = d_u/36525$ και

d_u είναι ο αριθμός των ημερών έχοντας σαν πρώτη ημέρα για χρόνο UT την Ιουλιανή ημέρα JD 2451545.0 (2000 January 1, 12^h UT1).

Μετατροπή των ελλειψοειδών συντεταγμένων του τόπου σε καρτεσιανές συντεταγμένες.

Ο υπολογισμός των καρτεσιανών συντεταγμένων του σημείου του τόπου προκύπτει από τις ελλειψοειδείς ϕ , λ_E με την χρήση των γνωστών τύπων της γεωδαισίας :

$$x_0 = (N + h) \cos \phi \cdot \cos \theta$$

$$y_0 = (N + h) \cos \phi \cdot \sin \theta$$

$$z_0 = [(1 - e^2)N + h] \sin \phi$$

όπου N ή ακτίνα καμπυλότητας της πρώτης κάθετης τομής όπου $N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \cdot \sin^2 \phi}}$

όπου $\theta = \theta_g + \lambda_E$

Μετατροπή των αδρανειακών συντεταγμένων του δορυφόρου σε καρτεσιανές συντεταγμένες στο τοπικό σύστημα.

Το διάνυσμα θέσης για τον δορυφόρο όταν έχουμε υπολογίσει τις αδρανειακές συντεταγμένες του δορυφόρου $[x_s, y_s, z_s]$ και τις συντεταγμένες του παρατηρητή $[x_o, y_o, z_o]$ στο ίδιο σύστημα είναι :

$$[r_x, r_y, r_z] = [x_s - x_o, y_s - y_o, z_s - z_o]$$

Ο προσδιορισμός των τοπογραφικών συντεταγμένων από τις τοποκεντρικές γίνεται ως εξής :

Για να κάνουμε τον μετασχηματισμό σε ένα τοποκεντρικό – οριζόντιο σύστημα θα πρέπει να κάνουμε μία στροφή κατά γωνία θ (τοπικό αστρικό χρόνο) γύρω από τον άξονα Z και στην συνέχεια κατά γωνία ϕ (παρατηρούμενο πλάτος) γύρω από τον άξονα Y . Οι συντεταγμένες (r_s, r_E, r_z) δίνονται παρακάτω

$$r_S = \sin \varphi \cos \theta r_x + \sin \varphi \sin \theta r_y - \cos \varphi r_z$$

$$r_E = -\sin \theta r_x + \cos \theta r_y$$

$$r_Z = \cos \varphi \cos \theta r_x + \cos \varphi \sin \theta r_y + \sin \varphi r_z$$

ή

$$r_N = \cos \varphi r_z - \sin \varphi \cos \theta r_x - \sin \varphi \sin \theta r_y$$

$$r_E = -\sin \theta r_x + \cos \theta r_y$$

$$r_Z = \cos \varphi \cos \theta r_x + \cos \varphi \sin \theta r_y + \sin \varphi r_z$$

Η απόσταση από το δορυφόρο είναι ίση

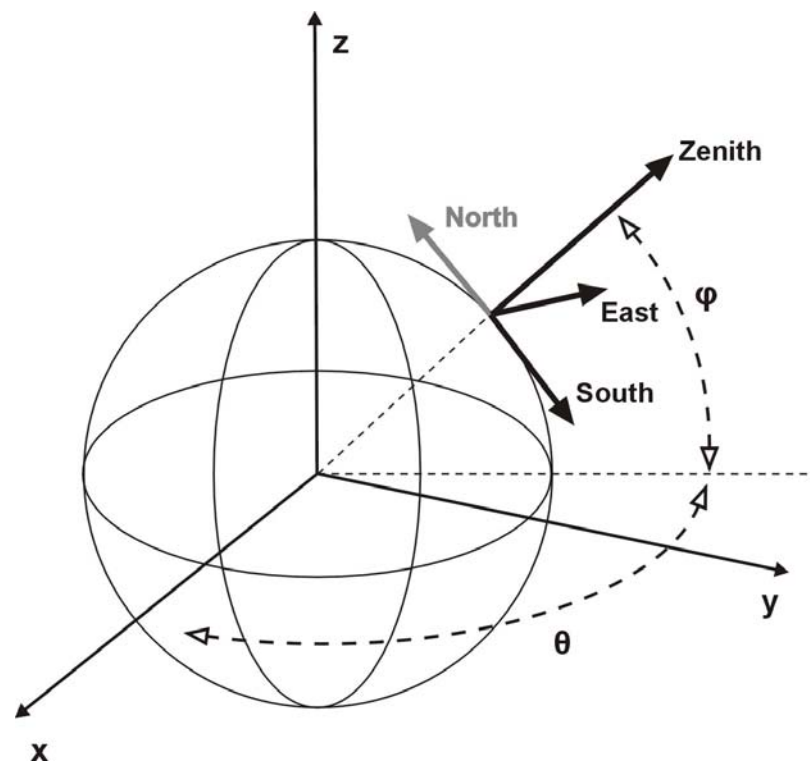
$$r = \sqrt{[r_N^2 + r_E^2 + r_Z^2]}$$

το υψόμετρο δίνεται από την σχέση

$$El = \sin^{-1}(r_Z / r),$$

Και το αζιμούθιο

$$Az = \tan^{-1}(r_E / r_N).$$



Σχήμα Β.3: Αδρανειακό και τοποκεντρικό σύστημα αναφοράς.

