



TECHNISCHE
UNIVERSITÄT
MÜNCHEN

SATLAB

Ein Werkzeug zur Visualisierung von Satellitenbahnen

M. Nitschke

IAPG / FESG No. 2

Institut für Astronomische und Physikalische Geodäsie
Forschungseinrichtung Satellitengeodäsie

München 1999

INSTITUT FÜR ASTRONOMISCHE UND PHYSIKALISCHE GEODÄSIE
TECHNISCHE UNIVERSITÄT MÜNCHEN

SATLAB – Ein Werkzeug zur Visualisierung von Satellitenbahnen

Diplomarbeit

Markus Nitschke

Oktober 1998

Vorwort

Für die hervorragende Betreuung möchte ich mich ganz herzlich bei Herrn Dipl.-Ing. Nico Sneeuw bedanken! Er unterstützte mich unermüdlich bei allen aufgetretenen Problemen, sowohl was die Fragen zur Theorie betraf als auch die vielen hilfreichen Tips zum Umgang mit MATLAB.

Weiterer Dank gebührt auch den Mitarbeitern vom IAPG, die mir bei inhaltlichen und drucktechnischen Problemen behilflich waren.

Inhaltsverzeichnis

1	Einführung	6
I	Satellitenbahnen	8
2	Koordinatensysteme, Zeit	9
2.1	Koordinatensysteme	9
2.1.1	Inertialsysteme	9
2.1.2	Erdfestes System	10
2.1.3	Topozentrisches System	11
2.2	Zeit	13
3	Satellitenkoordinaten	14
3.1	Geometrie der Satellitenbahn	14
3.2	Berechnung der Satellitenkoordinaten	15
3.2.1	Erdfestes System	17
3.2.2	Topozentrisches System, Sichtbarkeitskreis	18
3.3	Keplerelemente aus Koordinaten	20
3.4	Kreisförmige Bahnen	21
4	Störungen der Satellitenbahn	23
4.1	Störeinflüsse	23
4.1.1	Einflüsse des Erdkörpers	23

<i>INHALTSVERZEICHNIS</i>	2
4.1.2 Andere Einflüsse	24
4.2 Auswirkung der Störungen	24
4.2.1 Anteil des irdischen Gravitationsfeldes	24
4.2.2 Übrige Anteile	25
5 Wiederholungsbahnen	26
II Beispiele zu Bahnen	28
6 Beispiele zu Bahnen	29
6.1 Bahnen in den verschiedenen Koordinatensystemen	29
6.1.1 Inertialsystem	29
6.1.2 Erdfestes System	31
6.1.3 Topozentrisches System	31
6.2 Ground Tracks	33
6.2.1 Allgemein	33
6.2.2 Bahndesign / Wiederholungsbahnen	37
III Programmbeschreibung	41
7 Datenbeschaffung	43
7.1 Keplerelemente	44
7.2 Two Line Elements	45
7.3 YUMA-Format	46
7.4 SP3-Format	48
7.5 Wiederholungsbahnen	50
7.6 Zeitreihen	51
8 Plot Manager	52

8.1	Inertiales System bzw. erdfestes System	55
8.1.1	Startfenster	55
8.1.2	Animationsfenster	56
8.2	Ground Tracks	57
8.2.1	Startfenster	57
8.2.2	Animationsfenster	59
8.2.3	Optionsfenster	60
8.3	Sky Plot	61
8.4	Komponenten	62
9	Programmaufbau, Kritische Punkte, Anmerkungen	64
9.1	Programmaufbau	64
9.2	Kritische Punkte	68
9.2.1	Temporäre Dateien	68
9.2.2	Phantome	69
9.2.3	Ungereimtheit	69
9.3	Anmerkungen	69
9.3.1	Erfahrung	69
9.3.2	Adressen	70

Abbildungsverzeichnis

2.1	Neigung der Äquatorebene	10
2.2	Übergang vom Inertial- zum topozentrischen System	12
3.1	Geometrie der Bahnebene	15
3.2	Geometrie im Inertialsystem	17
3.3	Situation Erde - Satellit	19
3.4	Sichtbarkeitskreis im System \vec{r}^*	20
6.1	Bahn 1 im Inertialsystem	30
6.2	Bahn 2 im Inertialsystem	30
6.3	Bahn 1 im erdfesten System	31
6.4	Bahn 2 im erdfesten System	32
6.5	Bahn 1 im topozentrischen System	32
6.6	Bahn 2 im topozentrischen System (1)	33
6.7	Bahn 2 im topozentrischen System (2)	34
6.8	Bahn 2 im topozentrischen System (3)	34
6.9	Bahn 1: Abstandstreuer Zylinderentwurf	35
6.10	Bahn 2: Abstandstreuer Zylinderentwurf	35
6.11	Bahn 2: Entwurf nach Aitoff	36
6.12	Bahn 2: Flächentreuer Azimutalentwurf	36
6.13	Bahn 1: Parallelprojektion	37

6.14	Wiederholungsbahn 1	37
6.15	Wiederholungsbahn 2	38
6.16	Wiederholungsbahn 3	38
6.17	Wiederholungsbahn 4	39
6.18	Wiederholungsbahn 5	39
7.1	Fenster Datenbeschaffung	43
7.2	Filefenster für Two Line Elements	46
7.3	Filefenster für YUMA-Format	47
7.4	Filefenster für SP3-Format	50
8.1	Fenster Plot Manager	53
8.2	Differenz geographische - geodätische Breite	53
8.3	Startfenster Inertiales System	55
8.4	Animationsfenster Erdfestes System	56
8.5	Startfenster Ground Tracks	57
8.6	Animationsfenster Ground Tracks	59
8.7	Optionsfenster Ground Tracks mit schiefachsiger Projektion	60
8.8	Optionsfenster Ground Tracks mit hinterlegter Matrix	61
8.9	Fenster Sky Plot	62
8.10	Fenster Komponenten	63
9.1	Schematischer Aufbau von SATLAB	65

Kapitel 1

Einführung

SATLAB ist der Oberbegriff für mehrere Diplomarbeitsthemen, von denen bislang zwei bearbeitet wurden:

- Numerische Integration gestörter Satellitenbahnen
- Visualisierung von Satellitenbahnen

Nachfolgend soll unter SATLAB jedoch nur die Visualisierung verstanden werden; sie wird hier beschrieben.

Diese Diplomarbeit bietet ein Werkzeug zur graphischen Darstellung von Satellitenbahnen unter MATLAB. Das gesamte Programm wird über eine graphische Benutzeroberfläche (graphical user interface GUI) abgewickelt.

Als Darstellungsformen bieten sich an:

- **3D:** Erdkugel mit umlaufenden Satelliten; wahlweise raumfestes oder erdfestes System
- **2D:** global und regional: Bodenspuren und animierte Sichtbarkeitskreise in zahlreichen Kartenprojektionen; Abbildung von Kontinenten und Plattenrändern; Möglichkeit zur Darstellung einer globalen Funktion (Matrix)
- **2D:** lokal: Darstellung von Azimut und Elevation bzgl. eines bestimmten Topozentrums
- **1D:** Darstellung der Komponenten des Positionsvektors und ggf. des Geschwindigkeitsvektors

Eingabemöglichkeiten sind dabei:

- Keplerelemente
- Two Line Elements
- GPS-/GLONASS-Bahnen im YUMA-Format (Keplerelemente) oder im SP3-Format (x, y, z)
- Zeitreihen von x, y, z und/oder r, φ, λ

Je nach Datenquelle hat man die Wahl, ob die Bahnen unter Berücksichtigung des Einflusses der dynamischen Abplattung der Erde (J_2) gerechnet werden sollen.

SATLAB wurde auf MATLAB Version 4.2c.1 entwickelt und anschließend so ergänzt, daß es ebenfalls unter Version 5 läuft. Die Verträglichkeit mit niedrigeren Versionen als 4.2c.1 ist nicht bekannt. Das Programm läuft nachweislich auf PC mit Windows 3.11, Windows95 und auf UNIX-Workstations.

Es liegen eine deutsch- und eine englischsprachige Version vor.

Die Sprache hat lediglich Bedeutung für die Texte auf den Oberflächen und in der Online-Hilfe, sowie auf die Kommentierung innerhalb der M-Files. Im Programmtext selber werden ans Englische angelehnte Handle- und Variablenbezeichnungen verwendet, d.h. eine gemeinsame Verwendung von deutsch- und englischsprachigen M-Files ist möglich.

Das Programm kann über die Web-Page der Veröffentlichungsreihe am Institut für Astronomische und Physikalische Geodäsie der TU München kostenlos geladen werden:

<http://step.iapg.verm.tu-muenchen.de/reports/>

Teil I

Satellitenbahnen

Kapitel 2

Koordinatensysteme, Zeit

2.1 Koordinatensysteme

2.1.1 Inertialsysteme

Grundlage aller Berechnungen ist die Wahl eines geeigneten Koordinatensystems. Das ideale System wäre eines, das sich im Laufe der Zeit nicht verändert, ein sog. Inertialsystem. Solch ein System ist jedoch hypothetisch.

Auch die Astronomie muß sich mit fast inertialen, *Quasi*-Inertialsystemen abfinden. Durch die gewaltigen Entfernungen der Sterne zu unserem Planeten kann man den Eindruck gewinnen, daß sich der sichtbare Zustand des Universums nicht ändert. Dies ist jedoch absolut nicht der Fall: sämtliche Sterne sind Galaxien zugehörig, um dessen Zentrum sie rotieren. Auch die Galaxien befinden sich in Bewegung, da sie zusammen mit anderen sog. Galaxienhaufen bilden, die sich wiederum zu Superhaufen formatieren usw. Die grundlegendste Bewegung im All ist jedoch die Expansion des Universums, die seit dem Urknall vor ca. 16 Milliarden Jahren anhält. Aufgrund der genannten großen Entfernungen allerdings sind die meisten dieser großräumigen Bewegungen in erster Näherung vernachlässigbar. Lediglich bei Rechnungen, die über einen langen Zeitraum hinweg Gültigkeit haben sollen, werden zeitabhängige Korrekturterme angebracht.

Ein Beispiel für die gewaltigen Distanzen: der sonnennächste Stern in unserer Galaxie, der Milchstraße, ist Proxima Centauri mit einer Entfernung von 4.22 Lichtjahren, also knapp $4 \cdot 10^{13}$ km.

Nachfolgend wird beim Begriff des Inertialsystems auf den Zusatz *quasi* verzichtet.

Für astronomische Aufgaben, die sich auf unser Sonnensystem beschränken, bieten sich vor allem folgende Koordinatensysteme an:

- **baryzentrisch**: Ursprung im Schwerpunkt des Sonnensystems oder im Schwerpunkt des Erde-Mond-Systems
- **geozentrisch**: Ursprung im Massenmittelpunkt der Erde

Erdsatelliten werden bevorzugt in einem räumlich kartesischen, geozentrisch gelagerten Koordinatensystem gerechnet. Das vereinbarte Inertialsystem "Conventional Inertial System" (CIS) ist ein mittleres Äquatorsystem, das sich auf die Epoche *J2000* (1. Januar 2000, 12 Uhr Greenwich-Zeit) bezieht (DREWES 1996 [2]). Die Z-Achse deutet auf den mittleren Himmelspol zu der Epoche, die X-Y-Ebene ist

parallel zur Äquatorebene; die X-Achse deutet auf den mittleren Frühlingspunkt Υ .

Will man die Koordinaten bezüglich des Inertialsystems in das erdfeste System umrechnen, fallen neben dem Hauptanteil durch die Erdrotation noch Korrekturen aufgrund von Präzession und Nutation an.

Präzession: Die Äquatorebene ist gegenüber der Ekliptikebene um ca. 23.5° (Schiefe der Ekliptik) geneigt. Aus diesem Grund üben Sonne und Mond auf den Äquatorwulst, der durch die Zentrifugalkraft aufgrund der Erdrotation entsteht, ein Drehmoment aus. Als Folge daraus vollführt die Rotationsachse der Erde eine Kreisbewegung mit einer Periode von ca. 25800 Jahren (Platonisches Jahr) und einem halben Öffnungswinkel, der der Schiefe der Ekliptik entspricht, wobei der Himmelspol einen Kreis um den Pol der Ekliptik beschreibt.

Von dieser sog. Lunisolarpräzession (LSP) unterscheidet man die planetarische Präzession, bei der die anderen Planeten in unserem Sonnensystem eine Kippung der Ekliptikebene verursachen; in unsere Rechnung geht nur der Anteil der LSP ein.

Nutation: Die wichtigste relativ kurzperiodische Schwankung der Erdachse ist die Nutation mit einer Periode von 18.6 Jahren; sie hängt stark von der Knotenlage des Mondes ab.

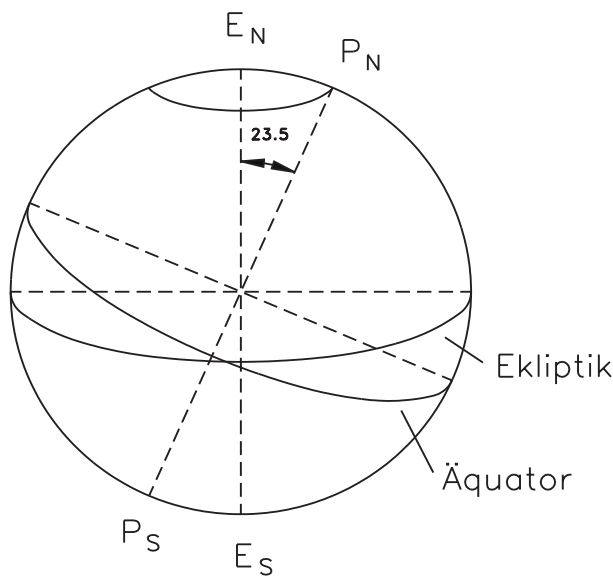


Abbildung 2.1: Neigung der Äquatorebene

Daneben gibt es noch zahlreiche weitere kurzperiodische Schwankungen, verursacht z.B. durch die jahreszeitlich bedingte Verlagerung der Wassermassen, die im folgenden jedoch nicht weiter beachtet werden.

2.1.2 Erdfestes System

Die Transformation von Koordinaten bzgl. des Inertialsystems in das erdfeste, also rotierende, System hat den folgenden Ablauf (DREWES 1996 [2]):

$$\vec{x} = \mathbf{E} \cdot \mathbf{N} \cdot \mathbf{P} \cdot \vec{x} \tag{2.1}$$

mit den Vektoren

$$\begin{aligned}\vec{x} &= \text{Koordinaten, inertial} \\ \bar{\vec{x}} &= \text{Koordinaten, erdfest}\end{aligned}$$

und den Transformationsmatrizen

$$\begin{aligned}\mathbf{P} &= \text{Präzession} \\ \mathbf{N} &= \text{Nutation} \\ \mathbf{E} &= \text{Erdrotation}\end{aligned}$$

Dabei setzen sich \mathbf{P} , \mathbf{N} und \mathbf{E} so zusammen:

$$\mathbf{P} = \mathbf{R}_3(-z_A) \mathbf{R}_2(\theta_A) \mathbf{R}_3(-\zeta_A) \quad (2.2)$$

$$\mathbf{N} = \mathbf{R}_1(-\epsilon - \Delta\epsilon) \mathbf{R}_3(-\Delta\psi) \mathbf{R}_1(\epsilon_0) \quad (2.3)$$

$$\mathbf{E} = \mathbf{R}_3(GAST) \quad (2.4)$$

mit

$\mathbf{R}_i(\alpha)$ = Drehmatrix mit Winkel α und Rotationsachse i

$$\mathbf{R}_1(\alpha) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & \sin \alpha \\ 0 & -\sin \alpha & \cos \alpha \end{pmatrix}, \quad \mathbf{R}_2(\alpha) = \begin{pmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{pmatrix}, \quad \mathbf{R}_3(\alpha) = \begin{pmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

z_A, θ_A, ζ_A = Präzessionswinkel

ϵ_0 = mittlere Ekliptikschiefe

$\Delta\epsilon$ = Nutation in Schiefe

$\Delta\psi$ = Nutation in Länge

$GAST$ = scheinbare Sternzeit Greenwich

2.1.3 Topozentrisches System

Ein topozentrisches System hat seinen Ursprung in einem Punkt auf der Erdoberfläche. Die z-Achse zeigt zum Zenit, die x-y-Ebene ist Tangentialebene an den Oberflächenpunkt, wobei die x-Achse nach Norden zeigt, die y-Achse nach Osten (Linkssystem!).

Sollen die erdfesten Koordinaten in ein topozentrisches System transformiert werden, geschieht dies folgendermaßen (RUMMEL 1995 [9]):

$$\vec{x}^* = \mathbf{T} \cdot \bar{\vec{x}} \quad (2.5)$$

mit der Transformationsmatrix

$$\mathbf{T} = \mathbf{P}_1 \mathbf{R}_2(90^\circ - \varphi_T) \mathbf{R}_3(\lambda_T) \quad (2.6)$$

und

$$\mathbf{P}_1 = \begin{pmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} = \text{Spiegelungsmatrix}$$

φ_T = geodätische Breite des Topozentrums

λ_T = geodätische Länge des Topozentrums

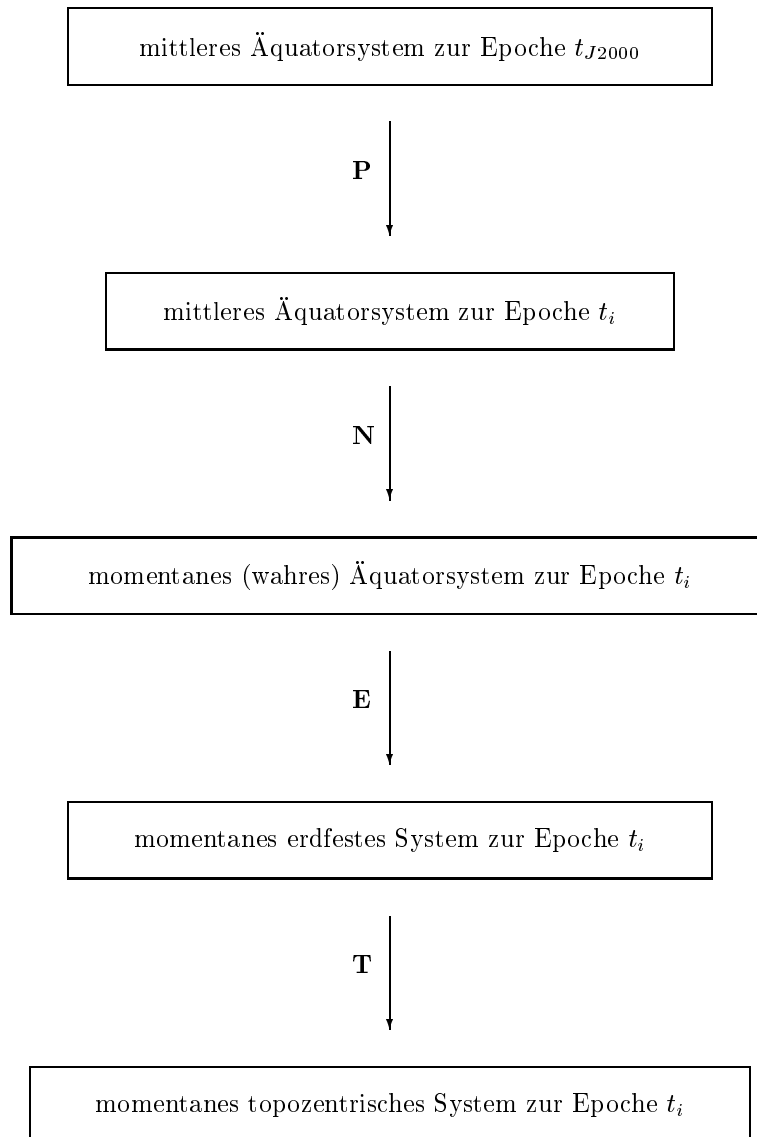


Abbildung 2.2: Übergang vom Inertial- zum topozentrischen System

2.2 Zeit

Alle Präzessions- und Nutationswinkel sowie GAST sind zeitabhängig; der Formelapparat zu ihrer Berechnung bezieht sich auf die Epoche $J2000$. Aus diesem Grund muß die zu berechnende Epoche t_i zu t_{J2000} in Beziehung gesetzt werden und zwar als die Zahl der *Sonnentage* (86400 s) seit (!) t_{J2000} :

$$T = t_i - t_{J2000} \quad (2.7)$$

T hat demnach momentan ein negatives Vorzeichen.

Sehr bequem läßt sich T über das Julianische Datum (JD) ausrechnen, welches die Zahl der Tage seit 1. Januar 4713 v.Chr. 12 Uhr Greenwich-Zeit angibt. Damit entspricht t_{J2000} $JD = 2451545$ (HOFMANN-WELLENHOFF 1997 [4]).

Nebenbemerkung:

Vom Sonnentag, also der Dauer zweier aufeinanderfolgender Durchgänge der Sonne durch denselben Meridian, unterscheidet man den *Sterntag*; dies ist der Zeitraum, den die Erde für eine Drehung um 360° benötigt, nämlich ca. 86164 s. Der Unterschied von knapp 4 Minuten kommt daher, daß sich die Erde während der Rotation gleichzeitig weiter auf ihrer Bahn um die Sonne bewegt und sich somit ständig die gegenseitige Lage im Raum ändert.

Im übrigen ist diese Abweichung auch die Ursache für die Schaltjahre und -sekunden in unserer Zeitrechnung.

Kapitel 3

Satellitenkoordinaten

3.1 Geometrie der Satellitenbahn

Satelliten bewegen sich im Schwerfeld der Erde entlang einer elliptischen Bahn, wobei die Erde sich in einem der beiden Brennpunkte befindet.

Größe und Form der Bahnellipse werden charakterisiert durch die Länge der großen Halbachse a und die Exzentrizität e , also der Abweichung von der Kreisform. Bei den meisten geodätischen Anwendungen geht die Exzentrizität gegen 0, d.h. die Bahn ist nahezu kreisförmig.

Zur Beschreibung der Lage der Bahnebene im Raum benötigt man 3 Winkel (vgl. Abb. 3.2):

- die *Inklination* i gibt die Neigung der Bahn gegenüber der Äquatorebene an; sie wird vom Äquator aus nach Norden positiv gezählt ($0^\circ \leq i \leq 180^\circ$; wobei : $i \in [0^\circ; 90^\circ) \rightarrow \text{prograd}$, $i \in (90^\circ; 180^\circ] \rightarrow \text{retrograd}$)
- die *Rektaszension (des aufsteigenden Bahnknotens)* Ω ist der geozentrische Winkel, den die Schnittgerade von Bahn- und Äquatorebene (= aufsteigender Bahnknoten) mit der Richtung zum Frühlingspunkt einnimmt; sie wird in der Äquatorebene vom Frühlingspunkt positiv nach Osten gezählt ($0^\circ \leq \Omega \leq 360^\circ$)
- die *Lage des Perigäums* ω ist der geozentrische Winkel zwischen aufsteigendem Bahnknoten und Perigäum (= erdnächster Punkt); er wird in der Bahnebene vom Knotenpunkt positiv zum Perigäum gezählt ($0^\circ \leq \omega \leq 360^\circ$)

Diese 5 Größen werden nach Johannes KEPLER [7] die Keplerelemente genannt; da sie jedoch nur die Lage eines einzigen Bahnpunktes, nämlich die des Perigäums, beschreiben, wird noch eine sechste Größe benötigt, um jeden beliebigen Punkt der Bahn festlegen zu können.

Dazu eignen sich grundsätzlich 4 Größen (vgl. Abb. 3.1):

- die *wahre Anomalie* ν ist der Winkel zwischen Perigäum und Bahnpunkt bzgl. des Geozentrums
- die *exzentrische Anomalie* E ist der Winkel zwischen Perigäum und einer Abbildung des Bahnpunktes; den abgebildeten Punkt erhält man durch eine zur kleinen Halbachse parallelen Verschiebung

des Bahnpunktes auf einen Kreis, dessen Radius der Länge der großen Halbachse und dessen Mittelpunkt dem Ellipsenmittelpunkt entspricht; der Winkel bezieht sich auf den Mittelpunkt der Ellipse

- die *mittlere Anomalie* M ist nicht geometrisch deutbar; diese wie ein Winkel behandelte Größe, die ebenfalls ab Perigäum gezählt wird, errechnet sich aus dem Produkt von mittlerer Bewegung – der mittleren Winkelgeschwindigkeit während des Umlaufs – und der Zeit seit Perigäumsdurchgang oder aus der *Keplergleichung*

$$M = E - e \sin E \tag{3.1}$$

Alle drei Winkel werden im Gegenuhrzeigersinn von 0° bis 360° gezählt.

- die Zeit t seit Perigäumsdurchgang

Indem man sich für eine der vier genannten Größen entscheidet und diese variiert, läßt sich jeder beliebige Bahnpunkt erfassen.

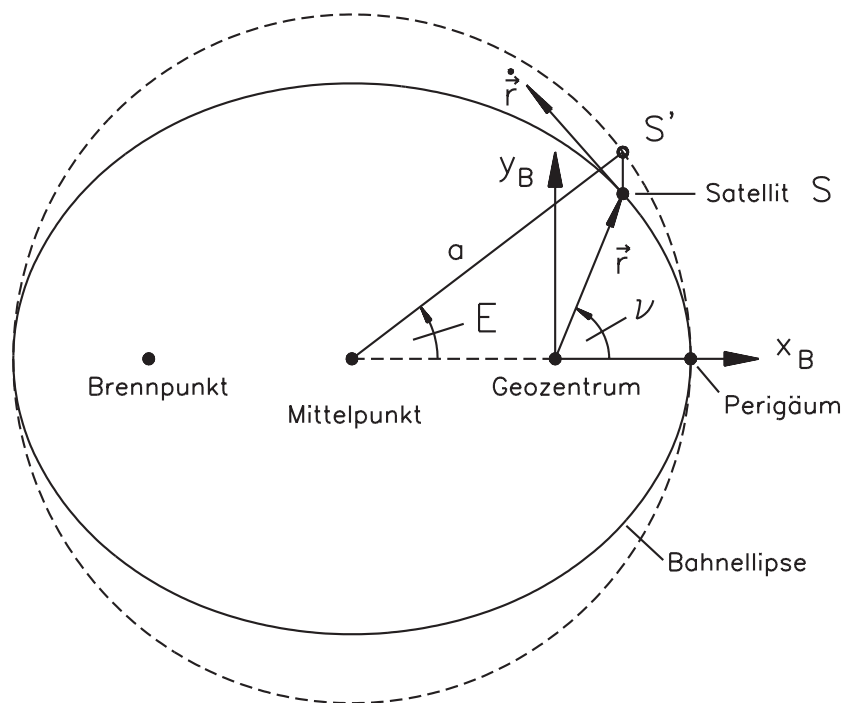


Abbildung 3.1: Geometrie der Bahnebene

3.2 Berechnung der Satellitenkoordinaten

Nachdem nun das Erscheinungsbild einer Bahnebene bekannt ist, gehen wir dazu über, Satellitenkoordinaten zu berechnen.

KAULA (1966 [6]) bietet hierzu eine bequeme und anschauliche Vorgehensweise; dabei beginnen wir wieder in der Bahnebene selbst:

Wir definieren ein kartesisches Koordinatensystem mit Ursprung in einem der beiden Brennpunkte der Bahnellipse (vgl. Abb. 3.1), wobei die x-Achse zum Perigäum zeigt, die z-Achse parallel zum Bahnnormalenvektor ist und die y-Achse das ganze zum Rechtssystem ergänzt.

Über das dritte Keplergesetz

$$n^2 a^3 = GM$$

mit der geozentrischen Gravitationskonstanten

$$GM = 3.986005 \cdot 10^{14} \frac{\text{m}^3}{\text{s}^2} \quad (3.2)$$

errechnet sich die mittlere Bewegung zu

$$n = \sqrt{\frac{GM}{a^3}} \left[\frac{\text{rad}}{\text{s}} \right] \quad (3.3)$$

Für spätere Rechenschritte benötigen wir die exzentrische Anomalie; ist stattdessen eine der anderen Anomalien oder die Zeit gegeben, muß daraus erst die exzentrische Anomalie bestimmt werden.

Gegeben:

- wahre Anomalie $\nu \rightarrow$

$$E = \arctan \frac{\sqrt{1-e^2} \sin \nu}{e + \cos \nu} \quad (3.4)$$

- mittlere Anomalie $M \rightarrow E = f(M, e)$ (siehe unten)

- Zeit $t \rightarrow M = n \cdot t \rightarrow E = f(M, e)$

wobei $E = f(M, e)$ bedeutet, daß man E aus der Keplergleichung (Gl. 3.1, S. 15) berechnet; eine Möglichkeit hierbei stellt die folgende Iteration dar:

$$E_{i+1} = M + e \sin E_i ; E_0 = M \quad (3.5)$$

Danach ergibt sich der Positionsvektor im System der Bahnebene zu

$$\vec{r}_B = \begin{pmatrix} \cos E - e \\ \sqrt{1-e^2} \sin E \\ 0 \end{pmatrix} \cdot a \quad (3.6)$$

Der Geschwindigkeitsvektor lautet

$$\dot{\vec{r}}_B = \begin{pmatrix} -\sin E \\ \sqrt{1-e^2} \cos E \\ 0 \end{pmatrix} \cdot \frac{na}{1-e \cos E} \quad (3.7)$$

Die Vektoren sind nun noch in das inertielle System zu transformieren:

$$\vec{r} = \mathbf{R}_3(-\Omega) \mathbf{R}_1(-i) \mathbf{R}_3(-\omega) \vec{r}_B \quad (3.8)$$

und

$$\dot{\vec{r}} = \mathbf{R}_3(-\Omega) \mathbf{R}_1(-i) \mathbf{R}_3(-\omega) \dot{\vec{r}}_B \quad (3.9)$$

Neben der Methode nach KAULA gibt es weitere Möglichkeiten, Satellitenkoordinaten zu berechnen (z.B. SCHNEIDER 1988 [10]); da sie jedoch sehr schnell und einfach zum Ziel führt, wird sie auch in der vorliegenden Diplomarbeit verwendet.

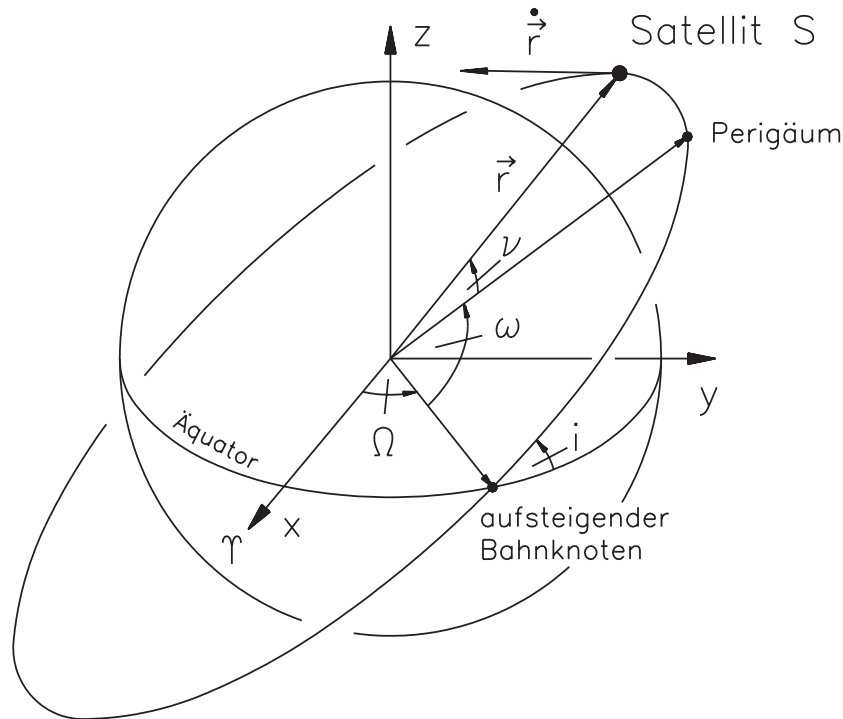


Abbildung 3.2: Geometrie im Inertialsystem

3.2.1 Erdfestes System

Die Vorgehensweise bei der Transformation der inertialen Koordinaten in das erdfeste System wurde bereits in Kap. 2.1.2 (S. 10) erläutert.

Nun sind allerdings räumlich kartesische Koordinaten nicht unbedingt sehr anschaulich. Es empfiehlt sich daher, die Daten polar als geographische Kugelkoordinaten darzustellen; wird Wert auf hohe Genauigkeiten gelegt, muß natürlich mit geodätischen Koordinaten auf einem Rotationsellipsoid gerechnet werden.

Die Umwandlung in Kugelkoordinaten lautet

$$\varphi = \arctan \frac{\bar{z}}{\sqrt{\bar{x}^2 + \bar{y}^2}} \quad (3.10)$$

$$\lambda = \arctan \frac{\bar{y}}{\bar{x}} \quad (3.11)$$

$$r = \sqrt{\bar{x}^2 + \bar{y}^2 + \bar{z}^2} \quad (3.12)$$

mit

$$\vec{r} = \begin{pmatrix} \bar{x} \\ \bar{y} \\ \bar{z} \end{pmatrix} = \text{Ortsvektor im erdfesten System}$$

$$\begin{aligned} \varphi &= \text{geographische Breite} \\ \lambda &= \text{geographische Länge} \\ r &= \text{Radius, d.h. Entfernung Satellit – Geozentrum} \end{aligned}$$

Meistens will man Satellitenbahnen nicht alleine darstellen, sondern im globalen Zusammenhang, also in Verbindung mit Küstenlinien. Das am besten geeignete Mittel hierfür ist die (Welt-)Karte. Abhängig von den Anforderungen, welche die Karte erfüllen soll (z.B. Erhaltung der Flächentreue; spezielle Darstellung einer bestimmten Region), bietet sich eine Fülle verschiedenster Entwürfe an, denen allen gemeinsam die Verwendung der geographischen Koordinaten ist.

3.2.2 Topozentrisches System, Sichtbarkeitskreis

Zahlreiche Anwendungen verlangen eine Darstellung der Bahnen bezüglich eines bestimmten Topozentrums, z.B. Ermittlung der Sichtbarkeit der Satelliten an einem ausgewählten Ort.

Die Transformation vom erdfesten in das topozentrische System (Linkssystem!) wurde ebenfalls bereits in Kap. 2.1.3 (S. 11) erläutert. Auch hier gilt wieder, daß kartesische Koordinaten wenig der Anschaulichkeit dienen, und sie deshalb in Polarkoordinaten umgewandelt werden sollten. Sie lauten im Topozentrum:

- das *Azimuth* A ist der Winkel, den eine bestimmte Richtung mit der Nordrichtung einnimmt, positiv von Norden über Osten gezählt ($0^\circ \leq A \leq 360^\circ$)
- die *Elevation* ϵ ist der Höhenwinkel bezüglich der Tangentialebene (des Horizonts), sie wird in Richtung Zenith positiv, in Richtung Nadir negativ gezählt ($-90^\circ \leq \epsilon \leq 90^\circ$)

$$\epsilon = \arctan \frac{\bar{z}}{\sqrt{\bar{x}^2 + \bar{y}^2}} \quad (3.13)$$

$$A = \arctan \frac{\bar{y}}{\bar{x}} \quad (3.14)$$

mit

$$\vec{r}^* = \begin{pmatrix} x^* \\ y^* \\ z^* \end{pmatrix} = \text{Ortsvektor im topozentrischen System}$$

Verbindet man alle Punkte, an denen ein Satellit unter derselben Elevation erscheint, erhält man einen *Sichtbarkeitskreis* (eigentlich *Isozenitalkreis* für $\epsilon \neq 0^\circ$); strenggenommen ergibt sich ein Kreis nur für den Fall, daß die Erde als Kugel betrachtet wird.

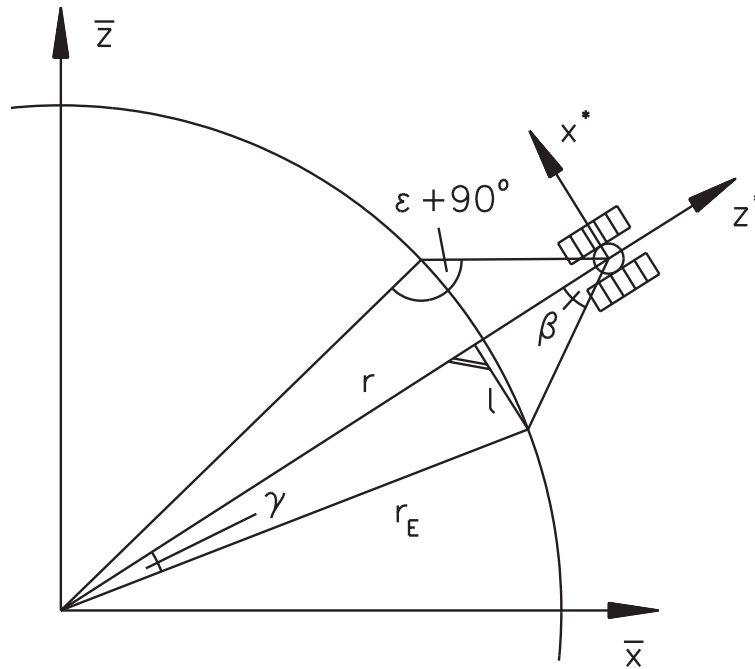


Abbildung 3.3: Situation Erde - Satellit

Für den allgemeinen Fall (vgl. Abb. 3.3) $0^\circ \leq \epsilon \leq 90^\circ$ gilt

$$\frac{\sin(\epsilon + 90^\circ)}{r} = \frac{\sin \beta}{r_E} \rightarrow \beta = \arcsin\left(\frac{r_E}{r} \cos \epsilon\right) \quad (3.15)$$

mit $\sin(\epsilon + 90^\circ) = \cos \epsilon$

$$\gamma = 180^\circ - (\epsilon + 90^\circ) - \beta = 90^\circ - \epsilon - \beta \quad (3.16)$$

somit ergibt sich der Radius l (nicht die sphärische Distanz !) des Sichtbarkeitskreises zu

$$l = r_E \sin \gamma \rightarrow \quad (3.17)$$

$$l = r_E \sin\left(90^\circ - \epsilon - \arcsin\left(\frac{r_E}{r} \cos \epsilon\right)\right) \quad (3.18)$$

Die Koordinaten im System mit Ursprung Satellit und Achsenausrichtung entsprechend einem topozen-trischen System lauten

$$\vec{r}_{\text{Sichtbarkeitskreis}}^* = \begin{pmatrix} l \cos A \\ l \sin A \\ -r + \sqrt{r_E^2 - l^2} \end{pmatrix} \quad (3.19)$$

mit

A = Azimut des Sichtbarkeitskreises im System des Satelliten, das hier einen Vollkreis beschreibt (vgl. Abb. 3.4)

r_E = Erdradius

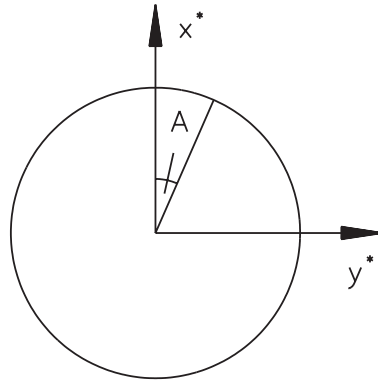


Abbildung 3.4: Sichtbarkeitskreis im System \vec{r}^*

Sie müssen nun noch in das erdfeste System transformiert werden:

$$\vec{r}_{\text{Sichtbarkeitskreis}} = \vec{r} + \mathbf{R}_3(-\lambda_S - 90^\circ) \mathbf{R}_1(\varphi_S - 90^\circ) \vec{r}_{\text{Sichtbarkeitskreis}}^* \quad (3.20)$$

mit

$$\begin{aligned} \varphi_S &= \text{geographische Breite des Satelliten} \\ \lambda_S &= \text{geographische Länge des Satelliten} \end{aligned}$$

Für den Fall $\epsilon = 0^\circ$ vereinfacht sich l zu

$$l = r_E \sqrt{1 - \left(\frac{r_E}{r}\right)^2} \quad (3.21)$$

3.3 Keplerelemente aus Koordinaten

Selbstverständlich lassen sich umgekehrt aus Koordinaten im inertialen System Keplerelemente bestimmen, vorausgesetzt, es existiert der zugehörige Bahngeschwindigkeitsvektor (KAULA 1966 [6]).

$$r = |\vec{r}| \quad v = \left| \dot{\vec{r}} \right| \quad (3.22)$$

Man erhält daraus die radiale Geschwindigkeit

$$v_r = \frac{\vec{r} \cdot \dot{\vec{r}}}{r} \quad (3.23)$$

und den Drehimpuls

$$\vec{h} = \vec{r} \times \dot{\vec{r}} = \begin{pmatrix} h_1 \\ h_2 \\ h_3 \end{pmatrix} \quad (3.24)$$

$$h = \left| \vec{h} \right| \quad (3.25)$$

Aus diesem lassen sich Rektaszension und Inklination ableiten:

$$\Omega = \arctan \frac{h_1}{-h_2} \quad (3.26)$$

$$i = \arctan \frac{\sqrt{h_1^2 + h_2^2}}{h_3} \quad (3.27)$$

Ferner errechnen sich große Halbachse und Exzentrizität zu

$$a = \frac{GM r}{2GM - r v^2} \quad (3.28)$$

$$e = \sqrt{1 - \frac{h^2}{aGM}} \quad (3.29)$$

Die beiden Werte werden sogleich zur Bestimmung von exzentrischer und wahrer Anomalie herangezogen:

$$\sin E = \frac{r v_r}{e \sqrt{aGM}} \quad (3.30)$$

$$\cos E = \frac{a - r}{ae} \quad (3.31)$$

$$E = \arctan \frac{\sin E}{\cos E}$$

$$\nu = \arctan \frac{\sqrt{1 - e^2} \sin E}{\cos E - e} \quad (3.32)$$

Mit Hilfe des *Argument of Latitude* (KIM, 1997 [8])

$$\tau = \arctan \frac{y}{x} \quad (3.33)$$

erhält man die Lage des Perigäums:

$$\omega = \tau - \nu \quad (3.34)$$

Aus der Keplergleichung ergeben sich schließlich noch die mittlere Anomalie

$$M = E - e \sin E$$

und die Zeit

$$t = \frac{M}{n} \quad (3.35)$$

3.4 Kreisförmige Bahnen

Ein Sonderfall ergibt sich für $e = 0$. Dann nämlich beschreibt die Bahn keine Ellipse, sondern einen Kreis; die beiden Brennpunkte der Ellipse und der Ellipsenmittelpunkt sind identisch, ebenso große und kleine Halbachse ($a, b \rightarrow \text{Radius } r$).

Setzt man in Gl. 3.4 (S. 16) $e = 0$, so ergibt sich die exzentrische Anomalie zu

$$E = \arctan \frac{1 \cdot \sin \nu}{0 + \cos \nu} = \arctan(\tan \nu) \rightarrow E = \nu$$

Und aus der Keplergleichung (Gl. 3.1, S. 15) erfährt man, daß

$$M = E - 0 \cdot \sin E \rightarrow M = E$$

D.h. bei kreisförmigen Bahnen sind wahre, exzentrische und mittlere Anomalie, sowie das Argument of Latitude identisch:

$$\nu = E = M = \tau \tag{3.36}$$

Mit den Bezeichnungen r , τ vereinfachen sich Positions- und Geschwindigkeitsvektor zu

$$\vec{r}_{B_{e=0}} = \begin{pmatrix} \cos \tau \\ \sin \tau \\ 0 \end{pmatrix} \cdot r \quad \text{und} \quad \dot{\vec{r}}_{B_{e=0}} = \begin{pmatrix} -\sin \tau \\ \cos \tau \\ 0 \end{pmatrix} \cdot n \cdot r \tag{3.37}$$

Kapitel 4

Störungen der Satellitenbahn

Bisher wurde von Bedingungen ausgegangen, die eine ideale Bahn, die sog. Keplerbahn, ermöglichen:

- einzige Kraft, die auf den Flugkörper einwirkt, ist die Gravitation der Erde
- die Erde als gravitierender Körper ist eine homogene Kugel; die vereinfachende Vorstellung der Erde als Punktmasse ist zulässig

Tatsächlich jedoch ist die Erde ein stark inhomogener, nicht starrer Körper:

4.1 Störeinflüsse

Eine mögliche Einteilung der Störquellen erfolgt nach Volumenkräften (gravitativ/magnetisch) und Oberflächenkräften (alle anderen).

Nachfolgend soll jedoch die Bedeutung des Erdkörpers hervorgehoben werden.

4.1.1 Einflüsse des Erdkörpers

- die Zentrifugalbeschleunigung infolge der Erdrotation führt zu einer Abplattung an den Polen und einer Auswölbung am Äquator, dem sog. Wulst. Der Anteil der Zentrifugalbeschleunigung alleine gibt dem Erdkörper die Form eines exakt symmetrischen Rotationsellipsoids.
- die Niveaulächen des Schwerepotentials sind nicht parallel: je größer die durch die Rotation hervorgerufene Zentrifugalbeschleunigung – sie nimmt entsprechend dem Abstand von der Rotationsachse zu –, desto geringer die Schwerebeschleunigung. An den Polen ist der höchste Schwerewert zu beobachten, am Äquator der geringste.
- die Bewegung des heißen Gesteins im Erdinneren ist die Ursache für die Kontinentalverschiebung, die für eine kontinuierliche Änderung der äußeren Erscheinung unseres Planeten sorgt
- die Erdkruste ist, vor allem durch geomorphologische Vorgänge bedingt, sehr inhomogen; als Beispiele für Extreme wären hier Lufteinschlüsse im Boden (Karstlandschaft, Höhlensysteme) sowie Erzlager zu nennen

- jahreszeitlich bedingte Wassermassenverlagerungen in globalem Umfang (im Winter der Nordhemisphäre befindet sich mehr Wasser in gefrorenem Zustand auf der Landmasse der nördlichen Halbkugel, was zu einer leichten Zunahme der Rotationsgeschwindigkeit führt und somit wiederum die Abplattung verstärkt) sowie Gezeitenkräfte mit Einfluß auf Wasser und Kruste
- Verlagerungen der Luftmassen infolge der Sonneneinstrahlung
- mehr oder minder starke Abweichung der Topographie von einem idealen Ellipsoid

All die genannten Faktoren führen dazu, daß das irdische Schwerefeld inhomogen ist.

4.1.2 Andere Einflüsse

Weitere Größen, welche die idealen Verhältnisse beeinträchtigen (SCHNEIDER 1988 [10]):

- Strahlungsdruck der Sonne
- Reflexionsdruck der Erde (*Albedo*)
- Luftreibung in der Hochatmosphäre (v.a. bei niedrig fliegenden Satelliten)
- Strömungswiderstand durch Staub
- Magnetfeld der Erde
- Gravitation von Sonne und Mond

4.2 Auswirkung der Störungen

Störungen wirken sich so aus, daß die Flugbahn strenggenommen nicht als eine einzige Keplerbahn beschrieben werden kann. Vielmehr setzt sie sich aus infinitesimal kleinen Stücken von Keplerbahnen zusammen, die sich zu jedem Zeitpunkt t dem gerade herrschenden Kraftfeld anpassen. Solche momentanen Bahnen werden als oskulierend bezeichnet, sie besitzen jeweils ihren eigenen Satz an Keplerelementen $\alpha = \alpha(a, e, i, \Omega, \omega, t)$. Die resultierende Bahn aus der kontinuierlichen Änderung wird als Einhüllende aufgefaßt (SCHNEIDER 1988 [10]).

4.2.1 Anteil des irdischen Gravitationsfeldes

Den größten Beitrag zur Bahnstörung liefert die Abplattung der Erde. Deren Haupteffekt ist eine säkular wirkende Störung, d.h. mit der Zeit zunehmend, auf Rektaszension Ω , Perigäumslage ω und mittlere Anomalie M ; geometrisch bedeutet das eine Drehung der Bahnebene um die Rotationsachse der Erde und eine Wanderung der Apsidenlinie (Achse Perigäum-Apogäum). Die Änderung von M wirkt sich als Beschleunigung des Flugkörpers aus.

Sie läßt sich recht einfach mit Hilfe des dynamischen Formfaktors J_2 (entspricht dem Potentialkoeffizienten C_{20} mit umgekehrten Vorzeichen) modellieren; somit sehen die Änderungsraten von Ω , ω und M folgendermaßen aus (SEEBER 1996 [11]):

$$\dot{\Omega}_{J_2} = s \cos i \quad (4.1)$$

$$\dot{\omega}_{J_2} = \frac{s}{2} (1 - 5 \cos^2 i) \quad (4.2)$$

$$\dot{M}_{J_2} = -\frac{s}{2} \sqrt{1 - e^2} (3 \cos^2 i - 1) \quad (4.3)$$

mit

$$s := -J_2 \frac{3}{2} n \left(\frac{R_a}{a(1 - e^2)} \right)^2$$

$$J_2 = 108263 \cdot 10^{-8} = -C_{20} = \text{dynamischer Formfaktor}$$

$$R_a = 6378137 \text{ m} = \text{gro\ss e Halbachse der Erde als Rotationsellipsoid}$$

a , e und i werden nicht säkular gestört, also sind

$$\dot{a} = \frac{d}{dt} a = 0 \quad (4.4)$$

$$\dot{e} = \frac{d}{dt} e = 0 \quad (4.5)$$

$$\frac{d}{dt} i = 0 \quad (4.6)$$

Wenn Δt die vergangene Zeit seit der Referenzepoche t_{ref} bedeutet, lauten die um den J_2 -Störungsterm ergänzten Keplerelemente:

$$\Omega = \Omega_{\text{ref}} + \dot{\Omega}_{J_2} \cdot \Delta t \quad (4.7)$$

$$\omega = \omega_{\text{ref}} + \dot{\omega}_{J_2} \cdot \Delta t \quad (4.8)$$

$$M = M_{\text{ref}} + \dot{M}_{J_2} \cdot \Delta t \quad (4.9)$$

Für periodische Störungen sorgen – neben dem geringeren Effekt von $J_2 = -C_{20}$ – die übrigen Potentialkoeffizienten. Dann sind auch a , e und i Änderungen unterworfen. Der Formelapparat hierfür kompliziert sich ungleich.

4.2.2 Übrige Anteile

Im Gegensatz zu den bisher erwähnten Störungstermen lassen sich die Einflüsse, die nicht vom Gravitationsfeld der Erde herrühren, nicht so einfach modellieren. Als Beispiel sei der Reibungswiderstand in der Hochatmosphäre angeführt:

Diese Störung setzt sich im wesentlichen aus den Faktoren Flughöhe, Anströmfläche und Geschwindigkeit zusammen. Während Flughöhe und Geschwindigkeit einfach zu handhaben sind, ist der Umgang mit der Anströmfläche problematischer. Entspricht die äußere Form des Satelliten nicht dem für die Berechnung idealen Fall einer Kugel, so verändert sich eben durch den Widerstand die Lage des unregelmäßigen Körpers relativ zur Flugrichtung und damit wiederum die angeströmte Fläche. Grundsätzlich stellt die Eigenbewegung des Satelliten ein erhebliches Problem bei der Bahnberechnung dar.

Heute stehen für eine ausreichende Genauigkeit lediglich extrem komplizierte analytische Darstellungen der Flugbahn zur Verfügung. Zur Bahnberechnung unter Berücksichtigung der zahlreichen Störgrößen mit einer gewissen Genauigkeit wird daher meist auf numerische Verfahren zurückgegriffen.

Kapitel 5

Wiederholungsbahnen

Alle Satelliten haben eine bestimmte Aufgabe zu erfüllen, sei es zur Wetterbeobachtung, Umweltüberwachung, Positionierung oder Telekommunikation. An das Bahndesign bestehen präzise Anforderungen, soll doch beispielsweise ein Telekommunikationssatellit ständig über dem gleichen Punkt auf dem Äquator bleiben.

Eine Möglichkeit hierbei ist die Verwendung von Wiederholungsbahnen; die kreisförmigen Orbits ($e = 0$) werden durch die Inklination und die Wiederholungsrate definiert, aus denen sich ebenfalls die große Halbachse a errechnet.

Die Bedingungsgleichung für eine Wiederholungsbahn lautet

$$q \cdot n = \omega_E \quad (5.1)$$

mit der Wiederholungsrate

$$q = \frac{N_d}{N_r}$$

und

N_d = Zahl der Tage

N_r = Zahl der Umläufe im inertialen System, bis sich die Bahn im erdfesten System wiederholt

(N_d und N_r müssen ganzzahlig sein und dürfen keinen gemeinsamen Teiler haben)

$\omega_E = \frac{360^\circ}{86164 \text{ s}} = \text{Winkelgeschwindigkeit der Erde}$

Hier wird jedoch wiederum von idealen Bedingungen ausgegangen; eigentlich müssen ebenfalls die Störungen berücksichtigt werden.

Gehen wir hier vereinfachend davon aus, daß in die zeitlichen Änderungen nur der Anteil der dynamischen Abplattung der Erde J_2 eingeht (näheres dazu siehe Kap. 4 *Störungen der Satellitenbahn* (S. 23)):

$$q (\dot{\omega}_{J_2} + \dot{M}_{J_2} + n) = \omega_E - \dot{\Omega}_{J_2} \quad (5.2)$$

mit

$$\dot{\omega}, \dot{\Omega}, \dot{M} = \text{zeitliche \u00c4nderungen der Keplerelemente } \omega, \Omega, M$$

Wegen $e = 0$ sind wahre, exzentrische und mittlere Anomalie identisch und werden τ genannt. Die Lage des Perig\u00e4ums wird $\omega = 0^\circ$ definiert. Ω richtet sich danach, bei welcher geographischen Breite die Bahn beginnen soll. Es fehlt jedoch noch die gro\u00dfe Halbachse a .

Ohne J_2 -Einflu\u00df erh\u00e4lt man a durch Umstellen des dritten Keplergesetzes (Gl. 3.2, S. 16) und unter Verwendung von Gl. 5.2:

$$a^3 = \frac{GM}{n^2} \Rightarrow a = \sqrt[3]{GM \left(\frac{\omega_E}{q}\right)^2} \quad (5.3)$$

Mit J_2 -Einflu\u00df: Gl. 5.2 l\u00e4\u00dft sich auch schreiben

$$q S \frac{1}{2} a^{-\frac{7}{2}} (1 - 5 \cos^2 i) - q \sqrt{GM} a^{-\frac{3}{2}} - q S a^{-\frac{7}{2}} (3 \cos^2 i - 1) = \omega_E - S a^{-\frac{7}{2}} \cos i$$

mit der Substitution $S = -\frac{3}{2} J_2 r_E^2 \sqrt{GM}$. Die Gleichung mu\u00df nun nach a aufgel\u00f6st werden:

$$\begin{aligned} q \sqrt{GM} a^{-\frac{3}{2}} &= \omega_E + S a^{-\frac{7}{2}} \left(\frac{1}{2} q (3 \cos^2 i - 1) - \frac{1}{2} q (1 - 5 \cos^2 i) - \cos i \right) = \\ &= \omega_E + S a^{-\frac{7}{2}} \left(\frac{1}{2} q (8 \cos^2 i - 2) - \cos i \right) = \\ &= \omega_E - S a^{-\frac{7}{2}} (q + \cos i - 4q \cos^2 i) \end{aligned} \quad (5.4)$$

$$\Rightarrow \quad (5.5)$$

$$a_{k+1} = \sqrt[3]{\left(\frac{q \sqrt{GM}}{\omega_E + \frac{3}{2} J_2 r_E^2 \sqrt{GM} a_k^{-\frac{7}{2}} (q + \cos i - 4q \cos^2 i)} \right)^2} \quad (5.6)$$

\u00dcber solch eine *Picard-Iteration* (einfach die Gleichung wie gezeigt umstellen) erh\u00e4lt man somit a . Die gro\u00dfe Halbachse ist jedoch wegen der Kreisform der Bahn nichts anderes als der Radius r (vgl. Kap. 3.4, S. 21).

Jetzt kann mit den Keplerelementen gem\u00e4\u00df Kap. 3.2 *Berechnung der Satellitenkoordinaten* (S. 15) verfahren werden. Daneben gibt es noch den Weg, die Satellitenkoordinaten rein geometrisch – gleich im erdfesten System – zu bestimmen (KIM, 1997 [8]):

$$\vec{r} = \begin{pmatrix} \cos \tau \cos \vartheta - \cos i \sin \tau \sin \vartheta \\ \cos \tau \sin \vartheta + \cos i \sin \tau \cos \vartheta \\ \sin i \sin \tau \end{pmatrix} \cdot r \quad (5.7)$$

mit

$$\vartheta = \lambda_0 - q \tau$$

und

- ϑ = momentane geographische L\u00e4nge des aufsteigenden Knotens
- λ_0 = geographische Startl\u00e4nge des aufsteigenden Knotens

Teil II

Beispiele zu Bahnen

Kapitel 6

Beispiele zu Bahnen

Nachdem nun die formelmäßigen Grundlagen über Satellitenbahnen bekannt sind, sollen eine paar graphische Beispiele gezeigt werden.

Wir folgen nun sowohl einer hierfür entworfenen Bahn (*Bahn 1*), die durch die Keplerelemente

$$a = 15000 \text{ km}$$

$$e = .3$$

$$i = 34^\circ$$

$$\Omega = 10^\circ$$

$$\omega = 20^\circ$$

und 3 Umläufe festgelegt ist, als auch einer Wiederholungsbahn (*Bahn 2*), bestimmt über die Werte

$$q = \frac{N_d}{N_r}$$

$$N_d = \text{Zahl der Tage} = 2$$

$$N_r = \text{Zahl der Umläufe} = 3$$

$$i = 85^\circ$$

$$\lambda_0 = 0^\circ$$

6.1 Bahnen in den verschiedenen Koordinatensystemen

6.1.1 Inertialsystem

Wie bereits in Kap. 3.1 (S. 14) beschrieben, sind Satellitenbahnen in der Regel elliptisch. In Abb. 6.1 ist die ausgeprägte Elliptizität von Bahn 1 gut zu erkennen. Bahn 2 (Abb. 6.2) ist per definitionem kreisförmig, allerdings verleiht ihr lediglich die Perspektive ein elliptisches Aussehen.

Nicht zu erkennen ist, wieviele Umläufe dargestellt werden; die Bahn ist in der inertialen Sichtweise geschlossen. Eine Keplerbahn liefert auch nach unendlich vielen Umläufen denselben Anblick; eine gestörte

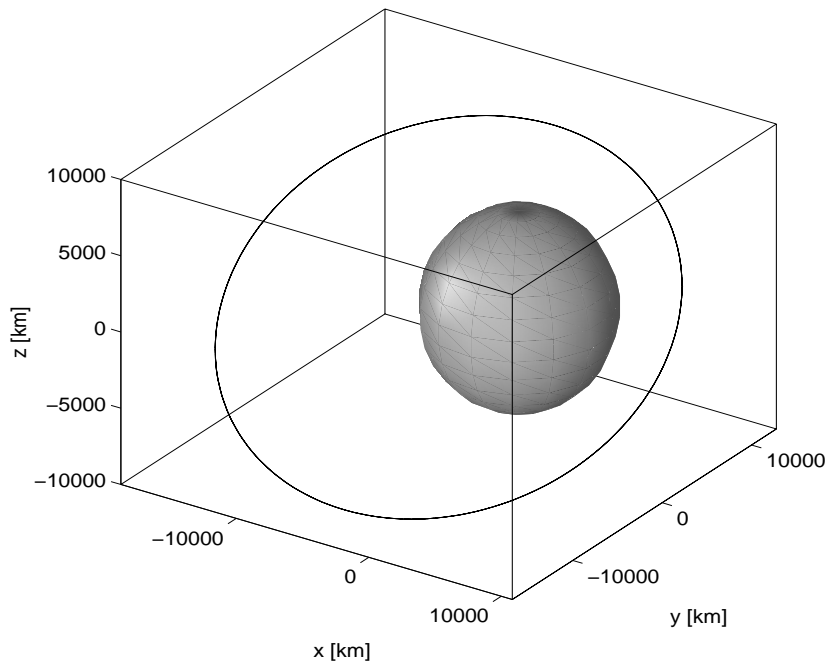


Abbildung 6.1: Bahn 1 im Inertialsystem

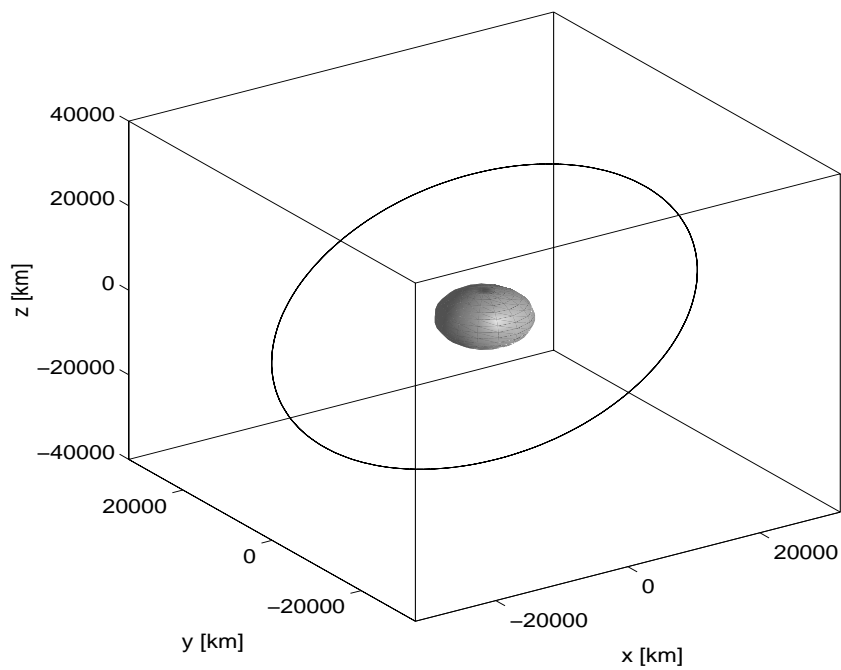


Abbildung 6.2: Bahn 2 im Inertialsystem

Bahn hingegen verändert mit zunehmender Zahl der Umläufe dahingehend ihr Aussehen, daß sie sich nicht mehr perfekt schließt, die gezeichnete Bahn wird in diesem Maßstab zusehends dicker, da sie 'wandert'.

6.1.2 Erdfestes System

Größter Unterschied zwischen inertialem und erdfestem System bzgl. der Visualisierung ist, daß sich der Betrachter durch die Erddrehung im rotierenden System befindet.

Das Aussehen der Bahn verändert sich hier drastisch; Bahn- bzw. Winkelgeschwindigkeit des Satelliten, besser gesagt ihr Verhältnis zur Rotationsgeschwindigkeit der Erde, spielen eine wichtige Rolle.

Auffällige Gemeinsamkeit der beiden Systeme ist die Inklination. Da bei der Erddrehung die z-Koordinate nicht betroffen ist, bleibt die Bahnneigung auch im erdfesten System sichtbar gleich.

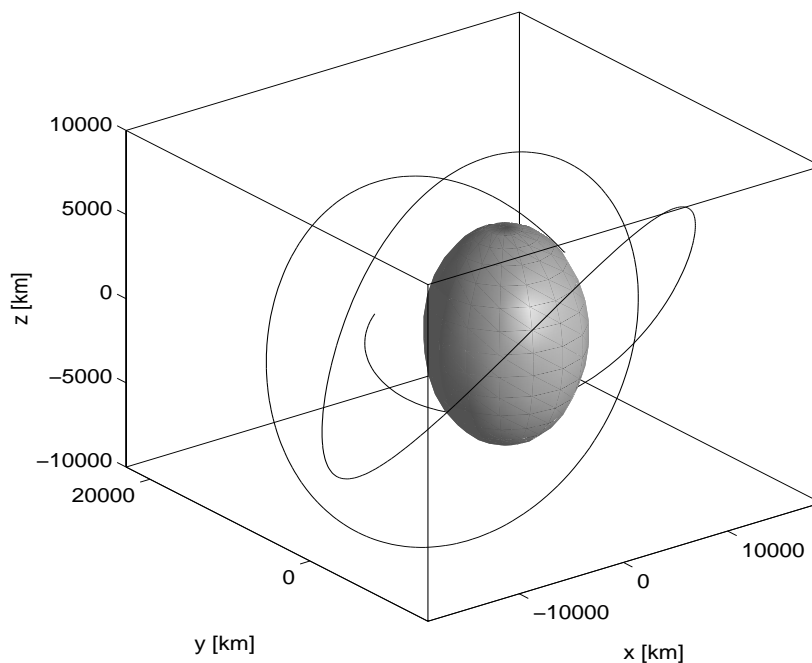


Abbildung 6.3: Bahn 1 im erdfesten System

Bahn 2 wird in Abb. 6.4 auf den Nordpol schauend betrachtet; man erkennt, daß trotz der Komplexität in der 3D-Ansicht die zweidimensional betrachtete Bewegung in der x-y-Ebene regelmäßig verläuft.

6.1.3 Topozentrisches System

Für einen Beobachter auf der Erdoberfläche sind Koordinaten bzgl. des Geozentrums zur Beschreibung nicht sehr praktisch, um eine Bahn verfolgen zu können. Anschaulicher läßt sich eine Bahn im System des Standpunktes durch Azimut und Elevation ausdrücken, auch wenn nun nichts mehr an eine eigentliche Ellipse, geschweige denn an einen Kreis, erinnert.

In jedem Punkt der Erdoberfläche fallen diese Werte unterschiedlich aus, d.h. z.B. Richtung und Zeit des Auf- und Untergangs. Die Abbildungen sollen durch die für Bahn 2 unterschiedlich gewählten Topozentren einen Eindruck hierzu geben.

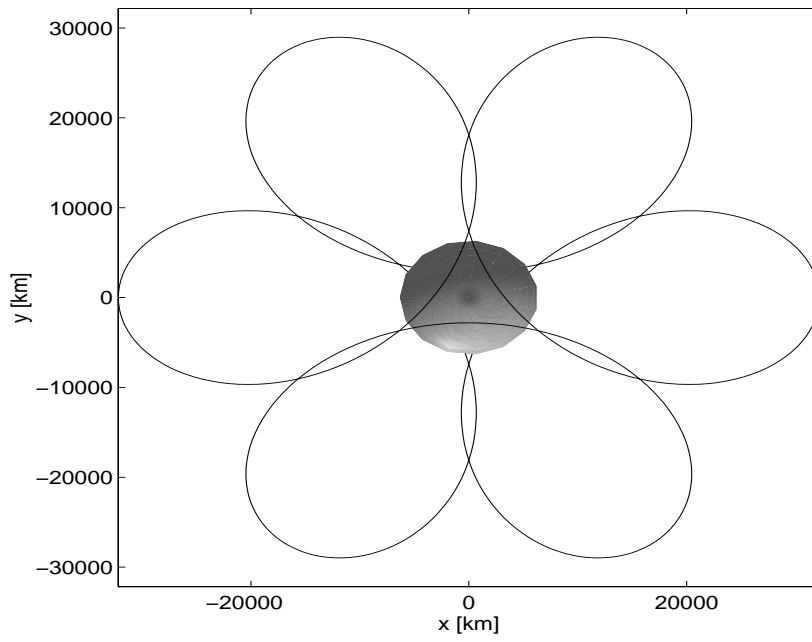


Abbildung 6.4: Bahn 2 im erdfesten System

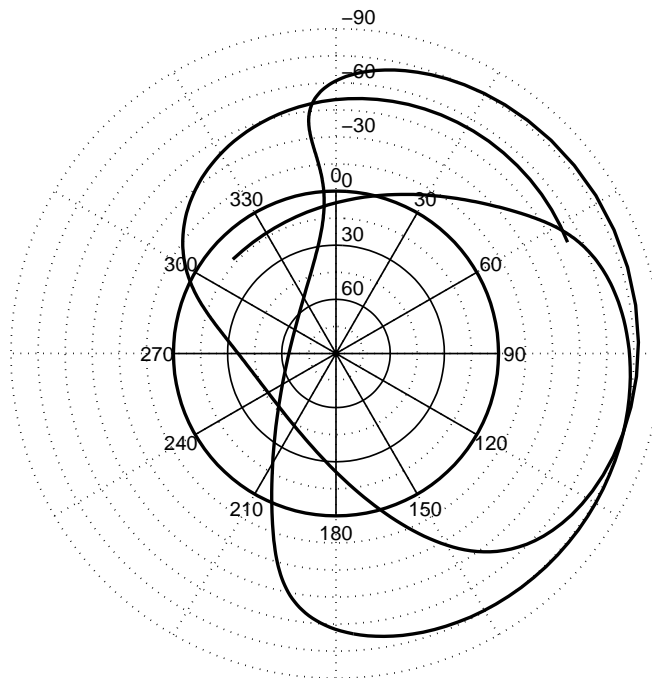


Abbildung 6.5: Bahn 1 im topozentrischen System

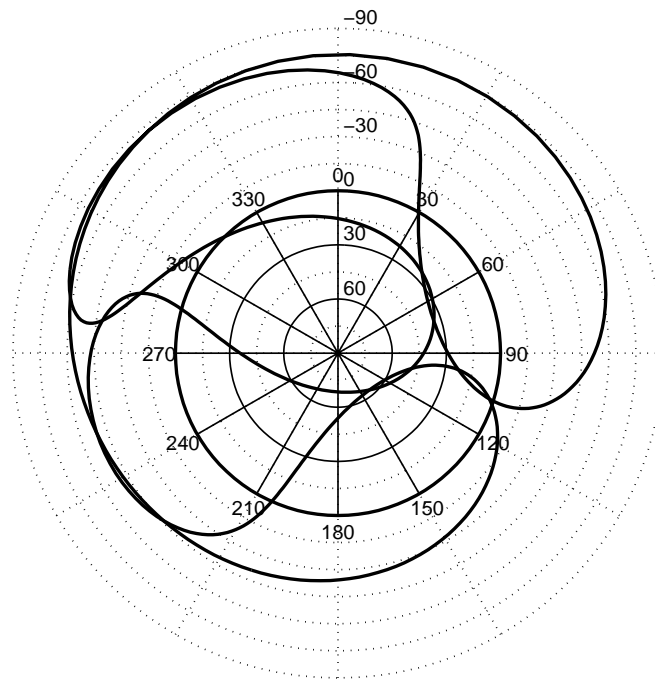


Abbildung 6.6: Bahn 2 im topozentrischen System (1)

Topozentren der Abbildungen:

Abb.	Bahn	φ [deg]	λ [deg]
6.5	1	45	0
6.6	2	45	0
6.7	2	0	90
6.8	2	90	0

Ähnlich zu Abb. 6.4 ist in Abb. 6.8, die den Nordpol als Topozentrum hat, wieder die Regelmäßigkeit der Bewegung in der x-y-Ebene zu sehen.

Nebenbei bemerkt:

Als bis vor wenigen hundert Jahren noch das geozentrische Weltbild die Gelehrtenmeinung beherrschte und man davon ausging, daß sich auch die Planeten um die Erde drehten, gab es z.B. Versuche, deren an der 'Himmelskugel' beobachtete, sich teils merkwürdig verhaltenden Bewegungen mittels komplizierter Epizyklen zu erklären.

6.2 Ground Tracks

6.2.1 Allgemein

Berechnet man aus den geozentrischen kartesischen Koordinaten des Satelliten die geographischen Koordinaten und trägt diese auf einer (Welt-)Karte ab, erhält man die Bodenspuren (*Ground Tracks*). Anschaulich gesprochen kennzeichnen sie diejenigen Punkte auf der Erdoberfläche, an denen der Satellit im Zenit erscheint.

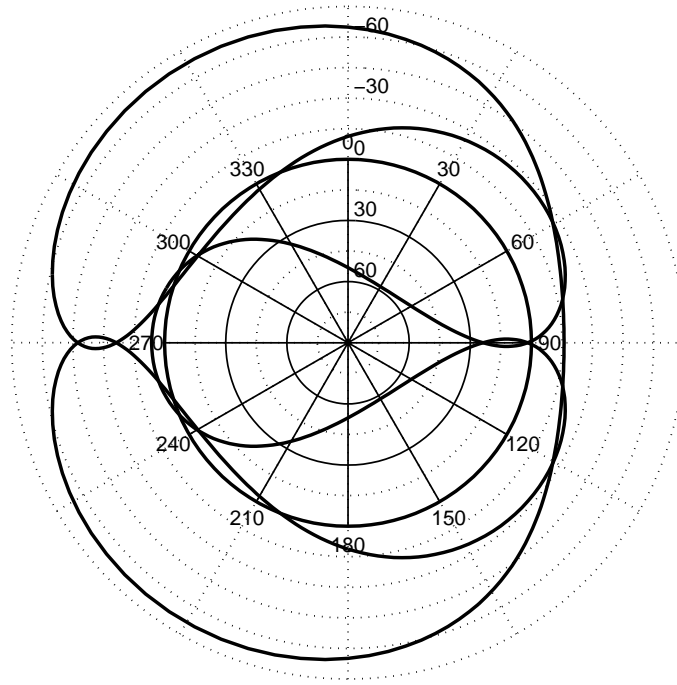


Abbildung 6.7: Bahn 2 im topozentrischen System (2)

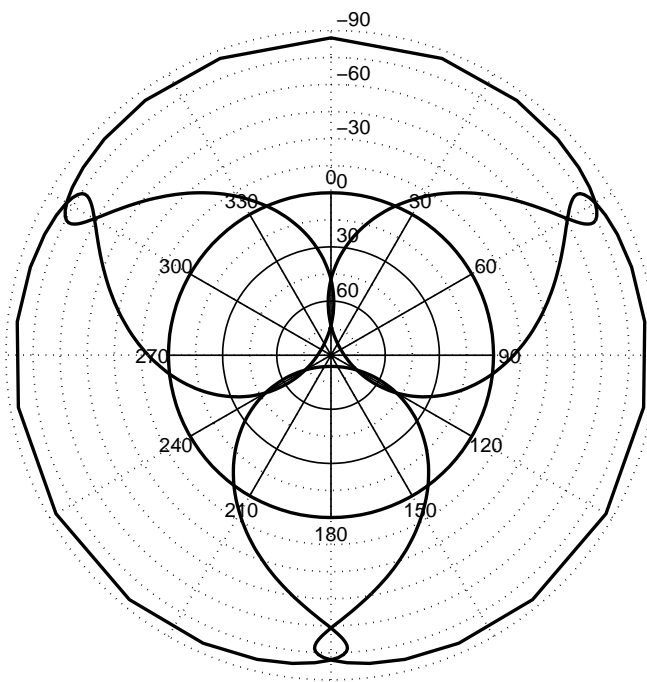


Abbildung 6.8: Bahn 2 im topozentrischen System (3)

Die wohl bekannteste Projektion ist der abstandstreue Zylinderentwurf (vgl. Abb. 6.9 und 6.10).

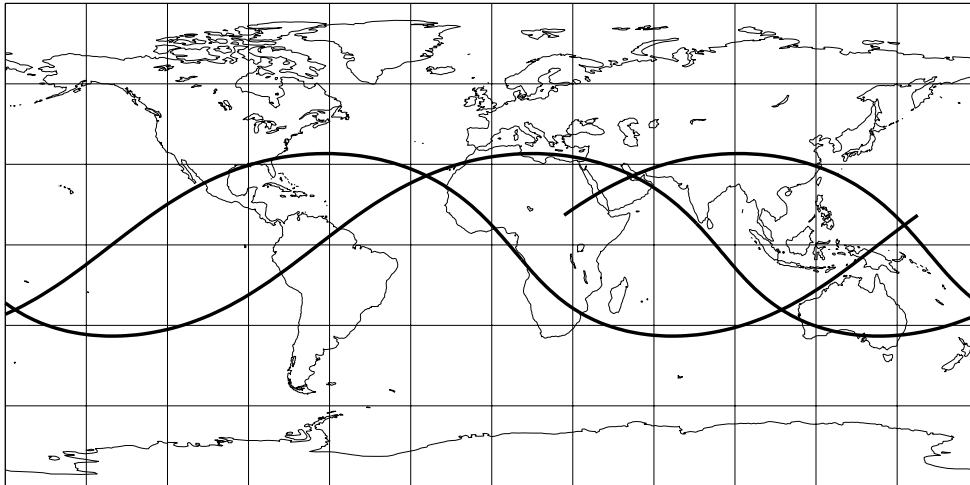


Abbildung 6.9: Bahn 1: Abstandstreuer Zylinderentwurf

Gerade jedoch in Abb. 6.10 sieht man, daß Teile der Bahn in Nähe der Pole verläuft, Gebiete, die in dieser Projektion stark verzerrt werden, da die eigentlich punktförmigen Pole als Geraden abgebildet werden. Entscheidet man sich deshalb beispielsweise für eine ähnliche Projektion mit den Polen als Punkten (vgl. Abb. 6.11), kann es passieren, daß jetzt die Polregionen im Vergleich zu den äquatornahen Gebieten – besonders um $\lambda = \pm 180^\circ$ – erneut ungünstig abgebildet werden.

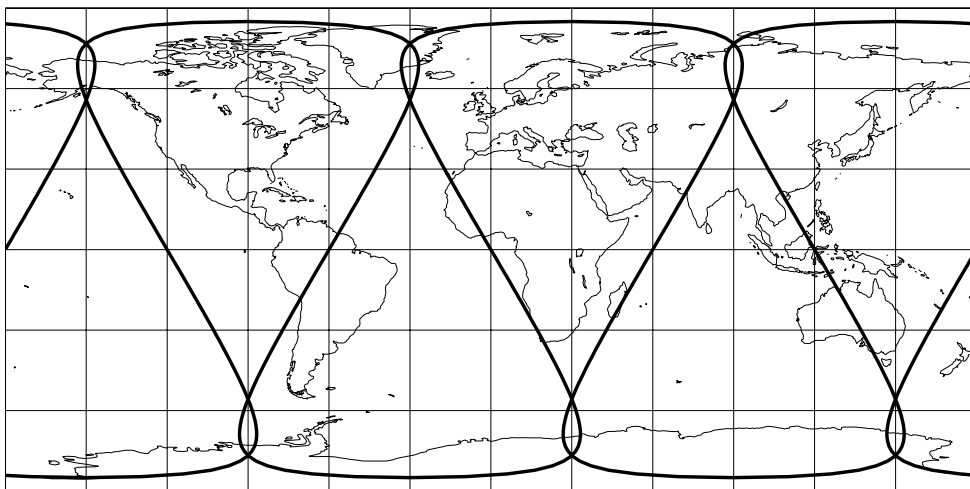


Abbildung 6.10: Bahn 2: Abstandstreuer Zylinderentwurf

Die Mannigfaltigkeit an Projektionen (BUGAYEVSKIY 1995 [1]) liefert praktisch für jedes solcher Probleme eine passende Lösung. Man kann noch zwischen mittabstandstreuen, flächentreuen und winkeltreuen, sowie Mischformen daraus, in allen möglichen Hauptpunktlagen wählen.

Eine für Bahn 2 in Polnähe geeignete Projektion mag z.B. Abb. 6.12 darstellen.

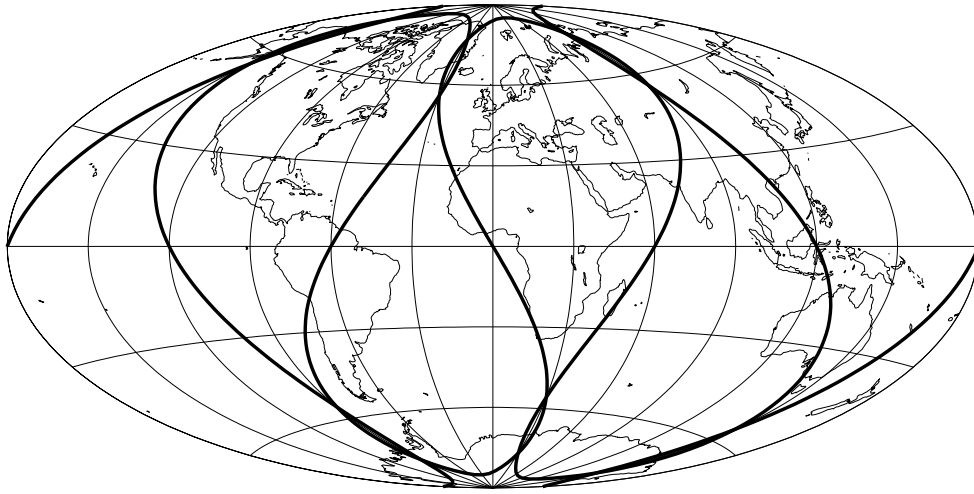


Abbildung 6.11: Bahn 2: Entwurf nach Aitoff

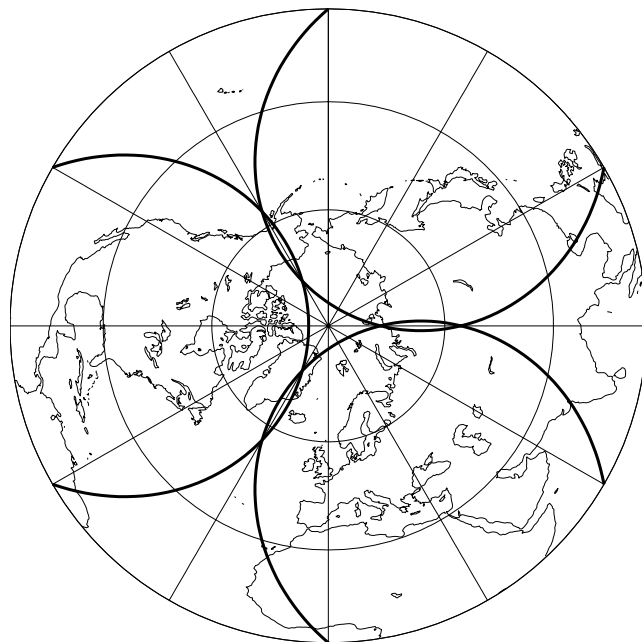


Abbildung 6.12: Bahn 2: Flächentreuer Azimutalentwurf

Eine angenehm zu betrachtende Projektion, da sie stark an einen Globus erinnert, ist die Parallelprojektion, hier für Bahn 1 (Abb. 6.13) mit Hauptpunkt $\varphi = 30^\circ$, $\lambda = 10^\circ$.



Abbildung 6.13: Bahn 1: Parallelprojektion

6.2.2 Bahndesign / Wiederholungsbahnen

Insbesondere mit Hilfe der Weltkartendarstellung läßt sich der Zweck bestimmter Satellitenorbits gut erkennen, wenn z.B. ausgewählte Gebiete regelmäßig überflogen werden sollen.

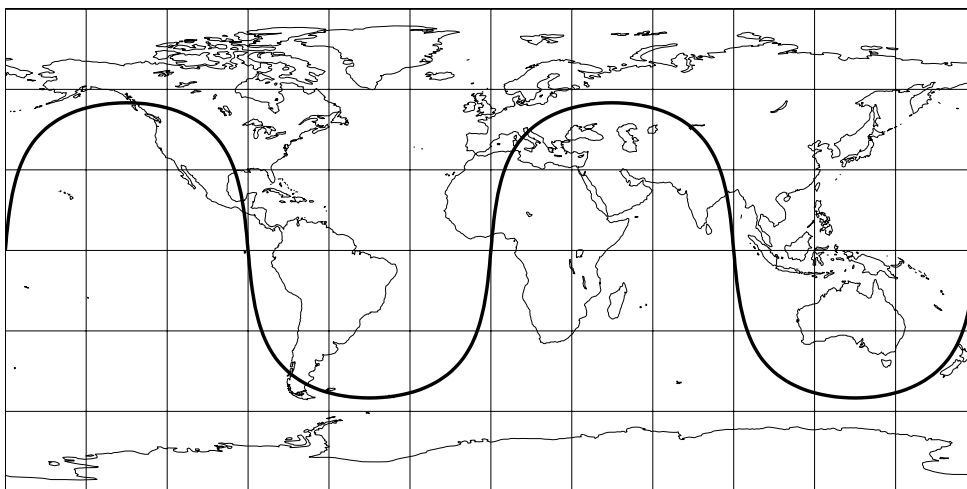


Abbildung 6.14: Wiederholungsbahn 1

Als Beispiele hierfür sollen im folgenden einige Wiederholungsbahnen (KIM 1997 [8]) im abstandstreuen Zylinderentwurf dienen; ihre Daten lauten:

Abb.	i [deg]	q	λ_0 [deg]	$\rightarrow a$ [km]	
6.14	55	$\frac{1}{5}$	0	26560	GPS
6.15	55	$\frac{11}{20}$	0	28303	fast GPS
6.16	30	$\frac{1}{1}$	0	42165	geosynchron, mit Bahnneigung
6.17	90	$\frac{1}{1}$	0	42163	geosynchron, mit Bahnneigung
6.18	60	$\frac{2}{1}$	0	66931	

Abb. 6.14 zeigt die Bahn eines GPS-Satelliten; sie wiederholt sich nach einem Tag und zwei Umläufen. Bahn 2 (Abb. 6.15) weicht in q um nur 5% von der eines GPS-Satelliten ab. Trotzdem verändert sich das Aussehen hinsichtlich der Dichte der Bodenspuren erheblich.

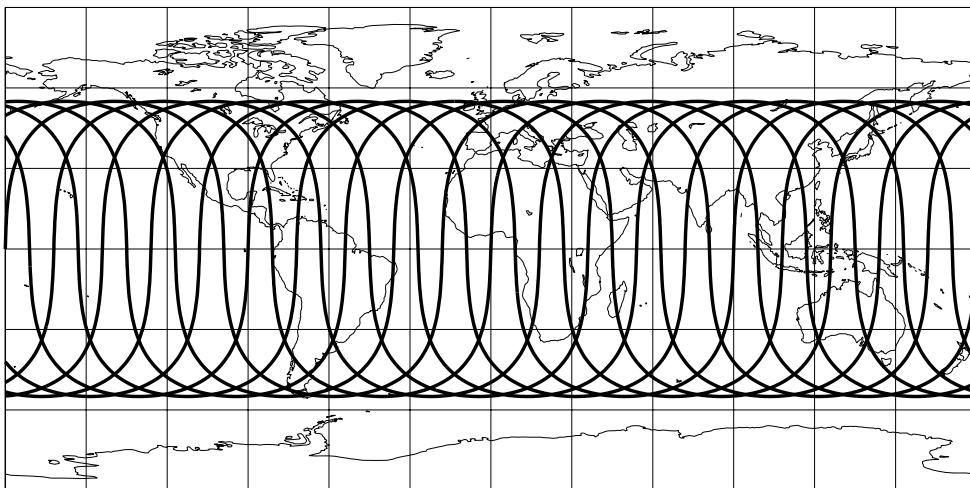


Abbildung 6.15: Wiederholungsbahn 2

Eine mögliche Anwendung der Bahn aus Abb. 6.16 wäre beispielsweise Wetterbeobachtung der westafrikanischen Landmasse. Bei Erhöhung der Inklination und Ergänzung durch weitere Satelliten, positioniert mit jeweils unterschiedlichem λ_0 , ließe sich ein System zur Beobachtung von beispielsweise Afrika und Europa, Nord- und Südamerika, sowie Australien und Japan errichten.

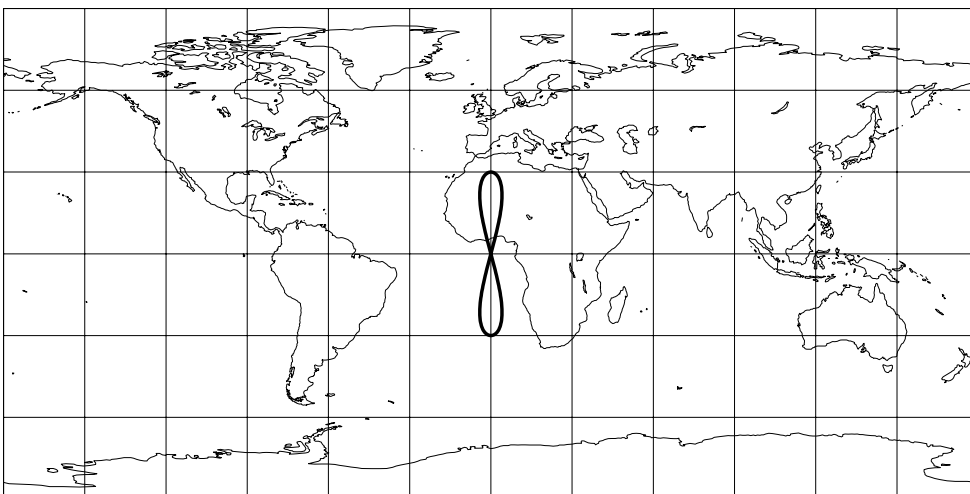


Abbildung 6.16: Wiederholungsbahn 3

Abb. 6.17 zeigt eine typische Polbahn: die Bodenspur verschwindet an der Pollinie und taucht in der geographischen Länge versetzt wieder auf; sie wird in dieser Projektion als Gerade dargestellt.

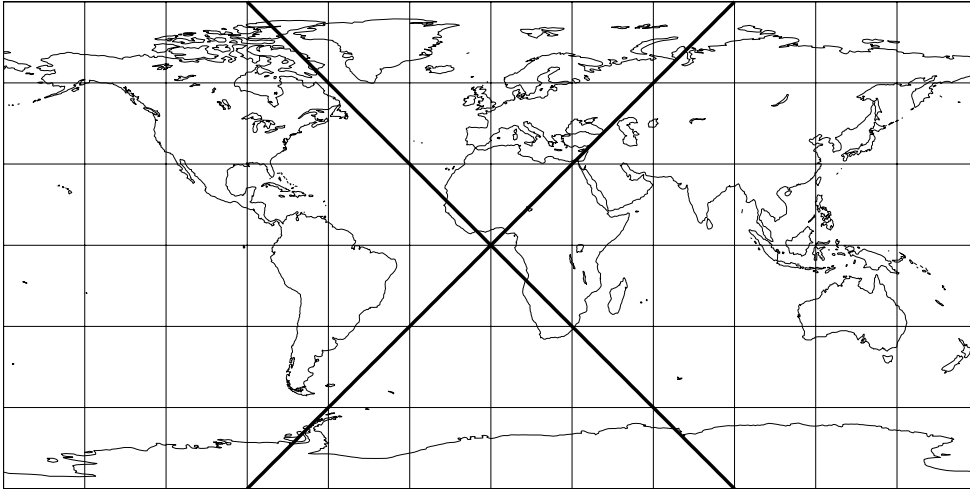


Abbildung 6.17: Wiederholungsbahn 4

Bei Betrachtung der großen Halbachsen der vorgeführten Bahnen fällt auf, daß die von Bahn 3 und Bahn 4 fast identisch sind mit derjenigen einer geostationären Bahn, die sich von ihnen nur in der Inklination unterscheidet ($i = 0^\circ$, $q = \frac{1}{1}$, $\rightarrow a = 42166$ km).

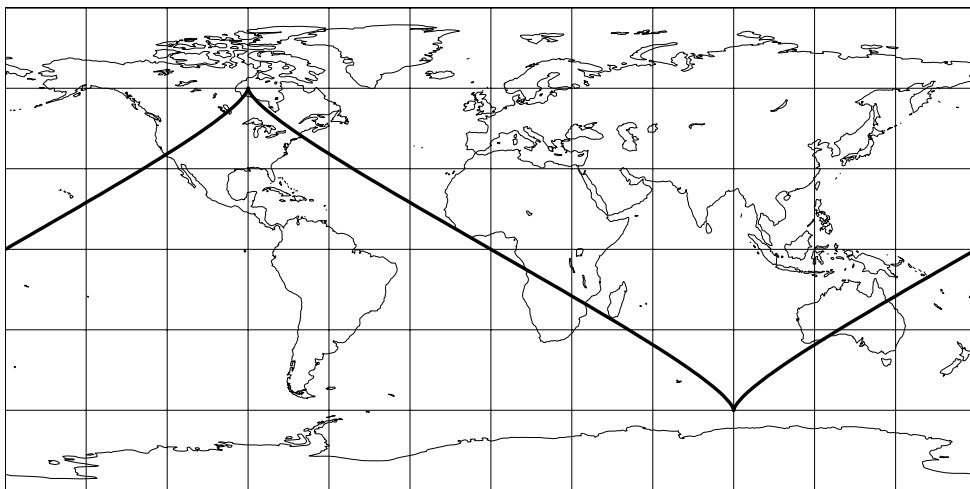


Abbildung 6.18: Wiederholungsbahn 5

Beim Bahndesign trifft man grundlegend die folgende Einteilung spezieller Satellitenorbits (EBNER 1996 [3]):

- geostationäre Orbits
 - bewegungslos in bezug auf die Erde
 - kreisförmige Bahn über Äquator in ≈ 35800 km Höhe

- geosynchrone Orbits
 - Flugbahn bei jedem Orbit gleich, geformt wie eine Acht (vgl. Abb. 6.17)
 - Sonderfall: Molniya-Orbit → Satellit hält sich länger über der zu beobachtenden Hemisphäre auf
- sonnensynchrone Orbits
 - bestimmte geographische Breite wird jeden Tag zur gleichen Zeit überflogen
 - standardisierter Lichteinfall
- altimetrische Orbits
 - auf- und absteigende Orbits kreuzen sich im Winkel von 90°
 - erfordert spezielles Design für zu beobachtende geographische Breiten
 - Wahl der Wiederholungsperiode unter Berücksichtigung der Tidenflüsse
- genau wiederholende Orbits
 - exakt die gleiche Flugbahn über Grund
 - z.B. ERS-Satelliten, beinahe sonnensynchron
 - Wiederholungsperiode wählen unter Berücksichtigung der Notwendigkeit, häufige Wiederholungsbeobachtungen durchzuführen und möglichst die ganze Erde zu erfassen
 - Kompromißlösungen: driftende Orbits

Teil III

Programmbeschreibung

Der reguläre Programmaufruf erfolgt im Workspace mit SATLAB.

Es wird untersucht, ob alle benötigten M-Files vorhanden sind; sollte dies **nicht** der Fall sein, werden die fehlenden Dateien angezeigt und das Programm abgebrochen.

Da, wie eingangs erwähnt, SATLAB eigentlich mehrere Diplomarbeiten umfaßt, wird nach der möglicherweise vorhandenen Komponente *Numerische Integration gestörter Satellitenbahnen* gesucht. Wird sie im Suchpfad gefunden, öffnet sich ein Menü, mit dem man sich für diese Komponente oder die Visualisierung entscheiden kann (vgl. Abb. 9.1, S. 65).

Bleibt die Suche erfolglos, wird automatisch die Visualisierung gestartet.

Im folgenden werden sowohl MATLAB-Kommandos als auch M-Files, sowie Beschriftungen in Fenstern in dieser Schriftart dargestellt, Pushbuttons zusätzlich eingerahmt !

In dieser Programmbeschreibung werden die Benutzeroberflächen in Graustufen abgebildet; tatsächlich sind sie jedoch farbig.

Kapitel 7

Datenbeschaffung

Die erste Oberfläche, die erscheint, beschäftigt sich mit der Datenbeschaffung:



Abbildung 7.1: Fenster Datenbeschaffung

Man findet eine Teilung des Fensters in drei Bereiche vor:

- **links:** Wahl der Datenquelle
- **rechts oben:** eine Eingabemaske wahlweise für Keplerelemente oder Wiederholungsbahnen

- **rechts unten:** Eingabemaske für Anzahl der Umläufe oder Angabe des Berechnungszeitraumes

Als Datenquellen stehen zur Verfügung:

- Keplerelemente
- Two Line Elements
- YUMA-Format
- SP3-Format
- Wiederholungsbahn
- Zeitreihen

mit J_2 -Störung: Soll die Störung durch die dynamische Abplattung der Erde bei der Bahnberechnung berücksichtigt werden? Die Wahl ist nur möglich bei:

- Keplerelemente
- Two Line Elements (Umläufe ab Referenzepoche)
- YUMA-Format (Umläufe ab Referenzepoche)

Automatisch mit J_2 -Effekt:

- Two Line Elements (Zeitraum oder Umläufe ab Startzeitpunkt)
- YUMA-Format (Zeitraum oder Umläufe ab Startzeitpunkt)
- SP3-Format
- Wiederholungsbahn

Mit kann man SATLAB komplett verlassen. Das zugehörige M-File EXITSAT löscht alle explizit von SATLAB im Workspace verwendeten Variablen; programm fremde Variablen bleiben dabei erhalten (sofern die Namen ungleich denen von SATLAB sind). Alle SATLAB-Fenster werden geschlossen. Auch verwendete temporäre Dateien (*.st1, *.tmp) werden gelöscht. EXITSAT kann ebenfalls bei einem ungeplanten vorzeitigen Programmabbruch zum Abschließen von SATLAB verwendet werden.

Die -Buttons liefern gezielt zu dem jeweiligen Radiobutton eine kurze Information.

Mit wird die ausgewählte Datenquelle – ggf. in Verbindung mit Angaben zu Umläufen oder Zeit – bestätigt. Sollte ein Editfield fälschlich leer bleiben oder unzulässige Angaben enthalten (z.B. Buchstaben statt Zahlen, Monat < 1 oder > 12), erscheint ein Fenster mit der Warnung 'Angaben unvollständig oder ungültig!'. Erst nach Beseitigung der fehlerhaften Angabe ist ein Fortschreiten im Programm möglich.

Auf die Datenquellen soll nun näher eingegangen werden.

7.1 Keplerelemente

Entsprechend Kap. 3.2 *Berechnung von Satellitenkoordinaten* (S. 15) werden die Keplerelemente zur Bahnbestimmung herangezogen. Im rechten oberen Bereich des Fensters sind dazu die folgenden Größen anzugeben:

- Große Halbachse a [m] (≥ 6378137)
- Exzentrizität e ($0 \leq e < 1$)
- Inklination i [deg]
- Rektaszension Ω [deg]
- Perigäumslage ω [deg]

Damit sind bislang jedoch nur Größe, Form und Lage der Bahnellipse festgelegt. In dem rechten unteren Bereich wird noch eine Angabe über die Anzahl der Umläufe erwartet.

Keplerelemente geht davon aus, daß zu Beginn der Rechnung die Dreibeine von inertialem und erdfestem Koordinatensystem achsparallel stehen. Einflüsse durch Präzession und Nutation werden nicht berücksichtigt. Geht J_2 in die Rechnung mit ein, werden die angegebenen Werte von Rektaszension und Perigäumslage als die Werte der oskulierenden Bahn zum Zeitpunkt $t = 0$ betrachtet.

7.2 Two Line Elements

Hier werden Daten aus einem speziellen Format, das lediglich aus drei Zeilen besteht und von NASA und NORAD benutzt wird, verwendet. Ein Beispiel:

```
LAGEOS
1 08820U 76039A 97314.18782638 -.00000002 00000-0 00000+0 0 3312
2 08820 109.8171 201.0520 0044133 18.2700 341.9611 6.38664728246467
```

Für SATLAB relevante Informationen sind dabei (vgl. Abb. 7.2)

- Name des Satelliten (Zeile 0)
- Satellitennummer (Zeile 2, Spalte 03-07)
- Epoche: Jahr (Zeile 1, Spalte 19-20)
- Epoche: Tag des Jahres mit Tagesbruchteil (Zeile 1, Spalte 21-32)
- Numerierung der TLE (Zeile 1, Spalte 65-68)
- Inklination [deg] (Zeile 2, Spalte 09-16)
- Rektaszension [deg] (Zeile 2, Spalte 18-25)
- Exzentrizität (Zeile 2, Spalte 27-33)
- Perigäumslage [deg] (Zeile 2, Spalte 35-42)
- Mittlere Anomalie [deg] (Zeile 2, Spalte 44-51)
- Mittlere Bewegung [Umläufe/Tag] (Zeile 2, Spalte 53-63)
- Nummer des aktuellen Umlaufs zur Epoche (Zeile 2, Spalte 64-68)

Bei der Angabe der zeitlichen Komponente der Bahnberechnung hat man die Wahl zwischen

- Anzahl der Umläufe ab Referenzepoche
- Zeitraum: Start, Ende (jeweils Weltzeit Greenwich !) und Schrittweite
- Start (Weltzeit Greenwich !) und Anzahl der Umläufe; dazu müssen alle Felder von Ende und das Feld Step leer bleiben; Radiobutton bzgl. Zeit 'on' !

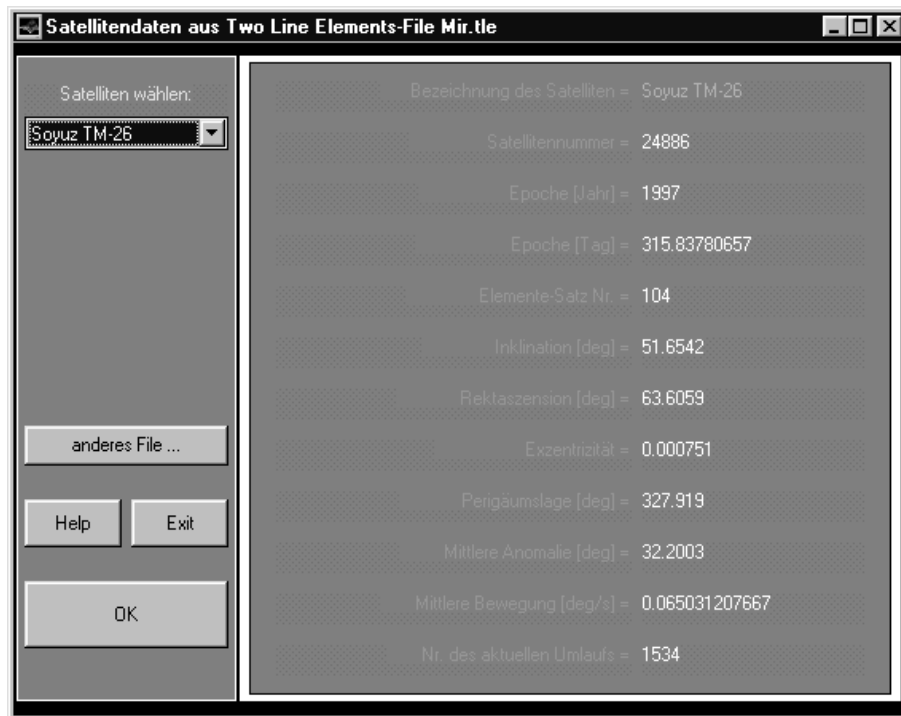


Abbildung 7.2: Filefenster für Two Line Elements

Es ist zu beachten, daß mit zunehmendem Abstand des Berechnungszeitraumes von der Referenzeпоche die von SATLAB gerechnete Bahn von der tatsächlichen immer deutlicher abweicht, da das Programm mit einem recht einfachen Modell arbeitet, in dem beispielsweise außer J_2 keine weiteren Störungen (siehe Kap. 4 *Störungen der Satellitenbahn*, S. 23) einfließen! Aus diesem Grunde wird empfohlen, nach Möglichkeit Daten mit einer dem Berechnungszeitraum nahen Referenzeпоche zu wählen; aktuelle Daten erhält man z.B. über die in Kap. 9.3.2 (S. 70) angegebenen Internetadressen.

Nur bei der ersten Möglichkeit kann die Berechnung auch ohne J_2 -Effekt durchgeführt werden. In jedem Fall gehen Präzession und Nutation mit in die Rechnung ein.

Nach Drücken von **OK** wird nach dem TwoLineElements-File (*.tle) gefragt. Aus diesem File werden die oben genannten Informationen gelesen und im Filefenster präsentiert (vgl. Abb. 7.2).

7.3 YUMA-Format

Hierbei handelt es sich um ein Format, das Daten zu GPS- und GLONASS-Satelliten enthält. Ein Beispiel für einen GPS-Satelliten:

```
**** Week 933 almanac for SV-05, slot 02 ***
ID:                0205
Health:            001
Eccentricity:      1.468658447e-04
Time of Applicability(s): 2.866946562e+05
Orbital Inclination(rad): 1.138005818e+00
```

```

Rate of Right Ascen(r/s):  -7.084000000e-09
SQRT(A) (m^1/2):          5.050719514e+03
Right Ascen at TOA(rad):  3.560220007e-01
Argument of Perigee(rad): 6.032379448e-01
Mean Anom(rad):           5.680113985e+00
Af0(s):                   0.000000000e+00
Af1(s/s):                 0.000000000e+00
week:                     933

```

Dabei sind die wesentlichen Informationen (bereits umgerechnet auf [deg], [s], [m]; vgl. Abb. 7.3):

- Name des Satelliten
- Satelliten-ID
- Woche
- Exzentrizität
- Referenzepoche ab 'Woche' [s]
- Inklination [deg]
- Änderungsrate der Rektaszension [deg/s]
- große Halbachse [m]
- Rektaszension zur Referenzepoche [deg]
- Perigäumslage [deg]
- Mittlere Anomalie [deg]

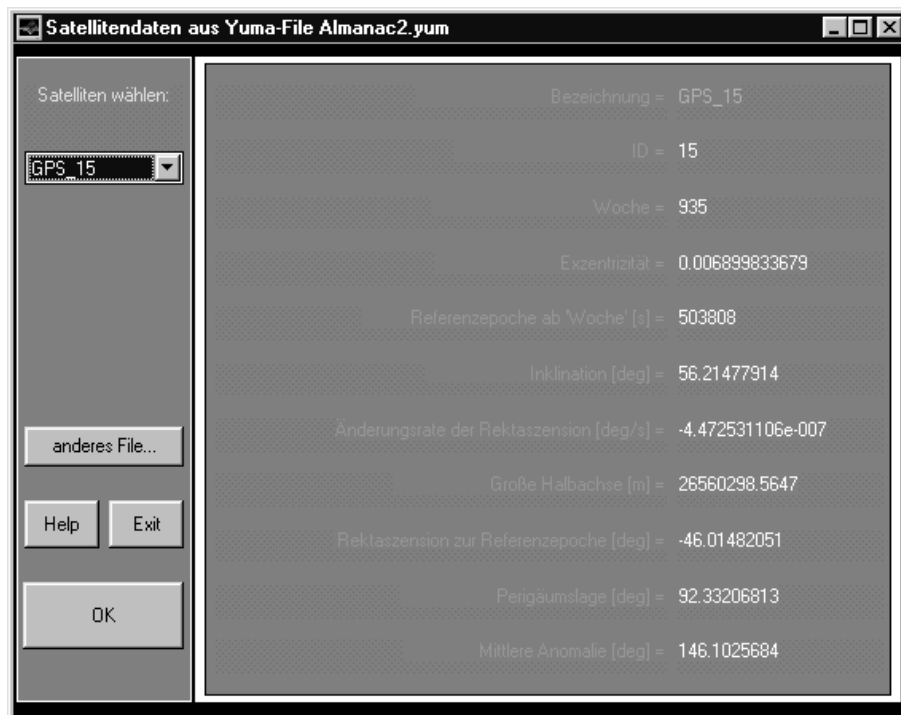


Abbildung 7.3: Filefenster für YUMA-Format

Bei der Angabe der zeitlichen Komponente der Bahnberechnung hat man die Wahl zwischen

- Anzahl der Umläufe ab Referenzepoche
- Zeitraum: Start, Ende (jeweils Weltzeit Greenwich !) und Schrittweite
- Start (Weltzeit Greenwich !) und Anzahl der Umläufe; dazu müssen alle Felder von Ende und das Feld Step leer bleiben; Radiobutton bzgl. Zeit 'on' !

Es ist zu beachten, daß mit zunehmendem Abstand des Berechnungszeitraumes von der Referenzepoche die von SATLAB gerechnete Bahn von der tatsächlichen immer deutlicher abweicht, da das Programm mit einem recht einfachen Modell arbeitet, in dem beispielsweise außer J_2 keine weiteren Störungen (siehe Kap. 4 *Störungen der Satellitenbahn*, S. 23) einfließen! Aus diesem Grunde wird empfohlen, nach Möglichkeit Daten mit einer dem Berechnungszeitraum nahen Referenzepoche zu wählen; aktuelle Daten erhält man z.B. über die in Kap. 9.3.2 (S. 70) angegebenen Internetadressen.

Nur bei der ersten Möglichkeit kann die Berechnung auch ohne J_2 -Effekt durchgeführt werden. In jedem Fall gehen Präzession und Nutation mit in die Rechnung ein.

Nach Drücken von OK wird nach dem YUMA-File (*.yum/*.yuma) gefragt. Aus diesem File werden die oben genannten Informationen gelesen und im Filefenster präsentiert (vgl. Abb. 7.3).

7.4 SP3-Format

Dieses Format enthält Zeitreihen von GPS-Satelliten, von 0 Uhr bis 23.45 Uhr im Abstand einer Viertelstunde. Dabei sind die Koordinaten räumlich kartesisch bzgl. des erdfesten Systems gegeben. Unter Umständen wird ebenfalls die zugehörige Geschwindigkeit mitgeliefert. Ein Beispiel (nur 0 Uhr):

```
aP1997 12 8 0 0 .00000000 96 ORBIT ITR94 HLM IGS#
# 935 86400.00000000 900.00000000 50790 .00000000000000#
+ 27 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 13 14 15 16 17 18 19
+ 21 22 23 24 25 26 27 29 30 31 0 0 0 0 0 0 0
+ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
+ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
+ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 5 6 5 6 6 5 5 6 6 5 6 5 5 5 6 5 5
++ 6 6 6 5 5 6 5 5 6 5 0 0 0 0 0 0 0
++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
%c cc cc ccc ccc cccc cccc cccc cccc ccccc ccccc ccccc ccccc
%c cccc cccc cccc cccc cccc cccc cccc cccc ccccc ccccc ccccc ccccc
%f .00000000 .000000000 .00000000000 .000000000000000
%f .00000000 .000000000 .00000000000 .000000000000000
%i 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
%i 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
/* RAPID ORBIT COMBINATION FROM WEIGHTED AVERAGE OF:
/* cod gfz jpl ngs sio usn
/* REFERENCED TO GPS CLOCK AND TO WEIGHTED MEAN POLE:
```

```

/*
* 1997 12 8 0 0 .0000
P 1 15351.414748 17514.032682 -12658.059391 34.200855
P 2 -20965.552616 -11760.706699 12304.972420 -431.479798
P 3 15966.474082 -486.886587 21169.489412 78.164746
P 4 -15532.367399 -3891.296813 -21102.835347 60.717570
P 5 -12505.397950 12613.996046 -19712.202583 125.259207
P 6 4525.827728 25405.651616 -5523.548316 -.102847
P 7 -15358.966674 -18619.276126 -11168.752424 762.681693
P 8 -4439.368236 21417.061667 -15472.014798 161.930686
P 9 -15927.553325 20984.372378 -1532.115858 -21.386249
P 10 -25441.651994 1018.603528 7776.698125 15.939572
P 13 -15580.301622 -17766.212990 12157.194476 -39.813836
P 14 7879.048599 -13374.650201 -21566.722075 24.696205
P 15 15922.870108 -20921.323769 -4047.937405 498.318700
P 16 -4668.780375 -15805.869437 -20855.008661 39.471451
P 17 -451.036755 18253.621068 18973.554569 -167.011915
P 18 -5604.513355 -25319.062845 -5885.585427 8.099269
P 19 608.775528 -20981.915975 16199.935315 329.152452
P 21 22194.430912 11258.868376 10271.277534 9.663447
P 22 26572.435254 1381.934962 3317.118494 999999.999999
P 23 10556.276550 15766.931011 19052.504692 6.997751
P 24 -20492.251617 10310.955658 -13045.311883 780.269474
P 25 16577.127043 3039.618138 -20360.694234 -6.659689
P 26 -9947.133199 14172.563372 20104.962791 -50.989758
P 27 -10789.284042 -11425.294274 21353.502786 10.374299
P 29 15833.077115 -633.968131 -21161.484025 99.300987
P 30 3629.250281 15919.148913 -21114.477209 -13.999564
P 31 9136.593942 -14949.887577 19717.067436 .378024

```

Dabei sind die wesentlichen Informationen (bereits umgerechnet auf [m], [s]; vgl. Abb. 7.4):

- Nummer des Satelliten
- GPS-Woche
- Tag
- Monat
- Jahr
- Koordinatensystem
- Agentur (Quelle der Daten)
- Satellitenkoordinaten [m], geozentrisch, erdfest

Optional, da nicht in allen Zeitreihen verfügbar:

- Bahngeschwindigkeit des Satelliten [m/s], geozentrisch, erdfest

Eine explizite Angabe des Berechnungszeitraumes im Fenster Datenbeschaffung ist nicht möglich, da die Zeitreihen eben konkret auf einen bestimmten Tag festgelegt sind. Der J_2 -Effekt ist implizit in den Daten enthalten.

Nach Drücken von wird nach dem SP3-File (*.sp3) gefragt. Aus diesem File werden die oben genannten Informationen gelesen und im Filefenster präsentiert (vgl. Abb. 7.4).

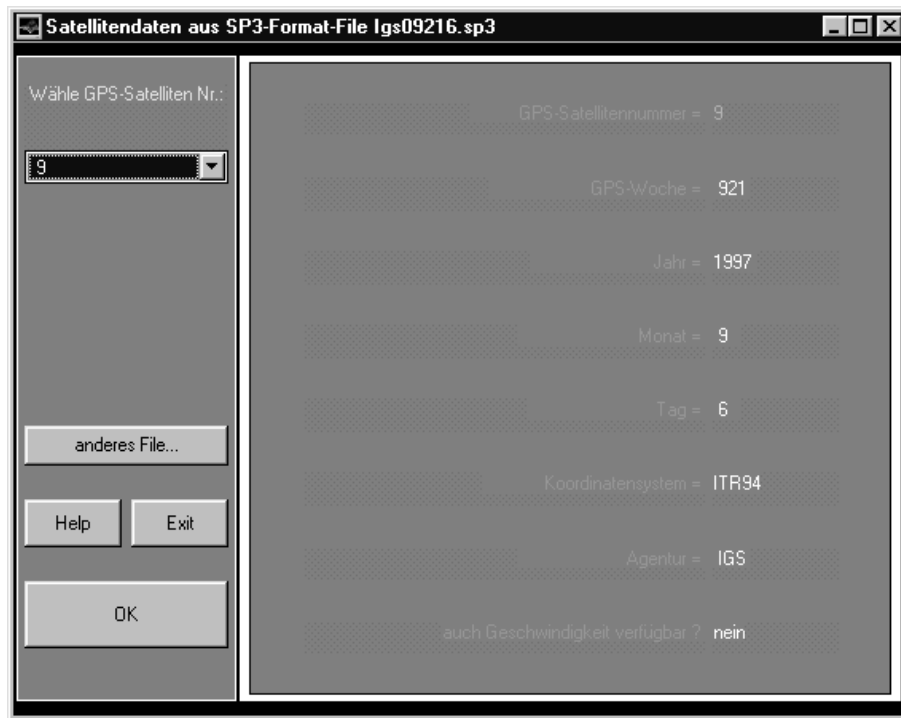


Abbildung 7.4: Filefenster für SP3-Format

7.5 Wiederholungsbahnen

Auf Wiederholungsbahnen wurde schon näher in Kap. 5 (S. 26) eingegangen.

Bei dieser Datenquelle gestaltet sich der rechte obere Bereich im Fenster um, so daß eine Eingabemaske für die folgenden Informationen entsteht:

- Inklination [deg]
- Zahl der Tage bis zur Wiederholung
- Zahl der Umläufe bis zur Wiederholung
- Geographische Länge des Starts [deg]

Die Werte für die Tage/Umläufe dürfen keinen gemeinsamen Teiler haben ! Mit wird aus den Eingabewerten die Halbachse a [m] berechnet.

Der Berechnungszeitraum richtet sich nach der Zahl der Umläufe. Auch hier wird davon ausgegangen, daß zu Beginn der Rechnung die Dreibeine von inertialem und erdfestem Koordinatensystem achsparallel stehen. Einflüsse durch Präzession und Nutation werden nicht berücksichtigt.

7.6 Zeitreihen

Die Zeitreihen ($n \times 3$ oder $3 \times n$) müssen binär als `*.mat` abgespeichert sein; sie können geozentrisch als kartesische ($\rightarrow xyz$) oder als geographische (Entfernung r , Breite φ , Länge $\lambda \rightarrow rpl$) Koordinaten vorliegen. Dabei sind folgende Variablenamen zu verwenden:

- inertiales System

Position:

`xyz_p_i` ([m], [m], [m]) oder
`rpl_p_i` ([m], [deg], [deg])

Geschwindigkeit:

`xyz_v_i` $\left(\left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right], \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right], \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right] \right)$

- erdfestes System

Position:

`xyz_p_e` ([m], [m], [m]) oder
`rpl_p_e` ([m], [deg], [deg])

Geschwindigkeit:

`xyz_v_e` $\left(\left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right], \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right], \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right] \right)$

Es müssen nicht komplett Position **und** Geschwindigkeit raumfest **und** erdfest vorliegen; eine einzelne Angabe bzw. alle möglichen Kombinationen sind zulässig. Ebenso ist es nicht erforderlich, alles kartesisch **oder** geographisch anzugeben (innerhalb der Matrizen natürlich schon!).

Kapitel 8

Plot Manager

War die Wahl der Datenquelle sowie die Berechnung anhand der ausgewählten Daten erfolgreich, werden die Koordinaten und ggf. die Bahngeschwindigkeiten im zweiten Hauptfenster, dem Plot Manager, mit verschiedenen Möglichkeiten der graphischen Darstellung angeboten (vgl. Abb. 8.1).

Strenggenommen müßte man bei sämtlichen Berechnungen die Erde als Rotationsellipsoid annehmen und die Bezeichnungen geodätische Länge und Breite verwenden. Allerdings sind bei den in SATLAB verwendeten Maßstäben die Unterschiede durch die Differenzierung Kugel - Ellipsoid praktisch nicht sichtbar (vgl. Abb. 8.2).

Die Hauptaufgabe der vorliegenden Diplomarbeit liegt in der Visualisierung von Satellitenbahnen, die letztendlich nur einen Eindruck von der grundsätzlichen Form der Orbits liefern soll. Für den Zweck ist die numerische Genauigkeit der Modelle und Rechnungen ausreichend.

Aus diesem Grunde wird von vornherein nur mit einer kugelförmigen Erde gerechnet, daher die Bezeichnungen geographische Länge und Breite.

Ob zu einem Satelliten Position und / oder Geschwindigkeit vorhanden sind, läßt sich an den beiden Popupmenüs erkennen (vgl. Abb. 8.1). Weiter werden die Daten nach Wahl eines Satelliten auf ihre Tauglichkeit für die einzelnen Darstellungen untersucht; ist diese nicht gegeben, werden die entsprechenden Radiobuttons deaktiviert.

Die Satellitenbezeichnung – sichtbar in den Popupmenüs – setzt sich so zusammen:

- `sat_x`,
mit `x` = SATLAB-interne laufende Nummer des gewählten Satelliten
- Angabe der Datenquelle:
 - für Keplerelemente: KEPLER
 - für Two Line Elements: TLE-`x`,
mit `x` = Satellitenname aus TwoLineElements-File übernommen
 - für Yuma-Format: GPS-`x` / GLO-`x`,
je nachdem, ob GPS- oder GLONASS-Satellit, mit `x` = echte Satelliten-ID
 - für SP3-Format: SP3

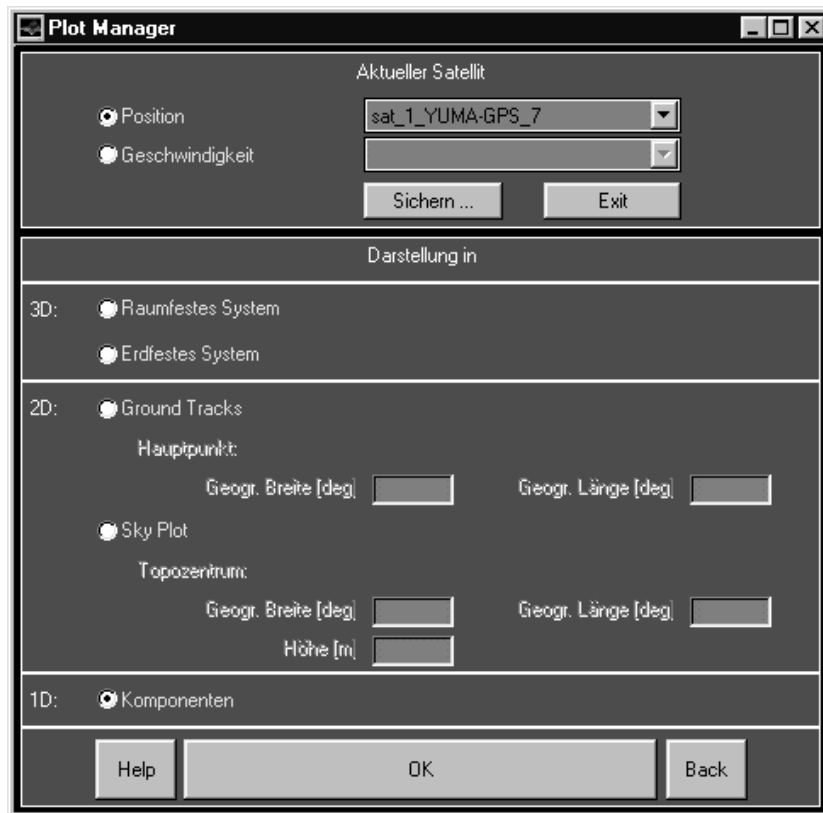


Abbildung 8.1: Fenster Plot Manager

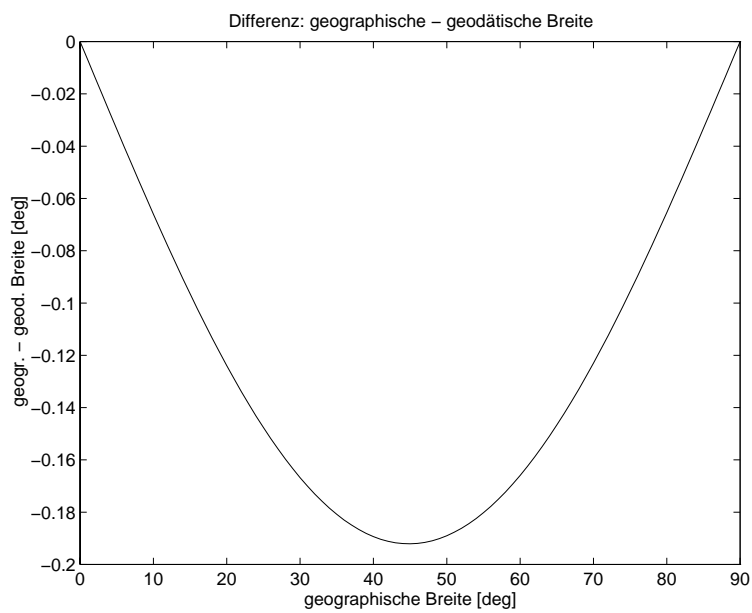


Abbildung 8.2: Differenz geographische - geodätische Breite

- für Wiederholungsbahnen: REPEAT
- für Zeitreihen: Name des MAT-Files, in dem die Daten gespeichert sind

Beispiele:

```
sat_1_KEPLER
sat_2_TLE-Meteosat
sat_3_GPS-14
sat_4_GLO-22
sat_5_SP3
sat_6_REPEAT
sat_7_DATA
```

Zulässige Darstellung für die jeweiligen Datentypen:

Position:

- Daten bzgl. Inertialsystem:
 - 3D: Raumfestes System
 - 1D: Komponenten
- Daten bzgl. erdfestem System:
 - 3D: Erdfestes System
 - 2D: Ground Tracks, Sky Plot
 - 1D: Komponenten

Geschwindigkeit:

- Daten bzgl. Inertialsystem:
 - 3D: Raumfestes System
 - 1D: Komponenten
- Daten bzgl. erdfestem System:
 - 3D: Erdfestes System
 - 1D: Komponenten

Ground Tracks und Sky Plot bieten bereits im Plot Manager die Möglichkeit, den Hauptpunkt der Kartenprojektion bzw. das Topozentrum festzulegen. Natürlich lassen sich diese Angaben im nachfolgenden Plot verändern.

Mit Drücken von wird der nachfolgende Plot aufgerufen, der mit den Radiobuttons ausgewählt wurde.

Auf die nachfolgenden Plots soll nun näher eingegangen werden:

8.1 Inertiales System bzw. erdfestes System

8.1.1 Startfenster

Räumlich kartesische Darstellung der Position [km] (x, y, z) oder Geschwindigkeit [$\frac{\text{km}}{\text{s}}$] (v_x, v_y, v_z) (siehe Fenster- und Achsenbezeichnung) von Satellitenbahnen im Inertialsystem (raumfesten System) bzw. im erdfesten System.

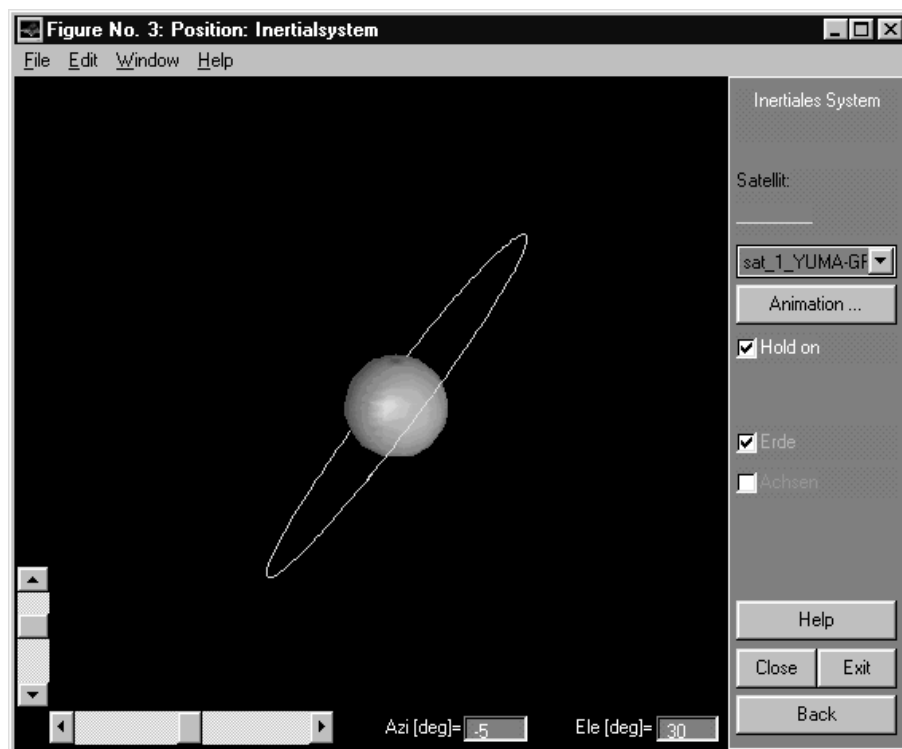


Abbildung 8.3: Startfenster Inertiales System

- Nach Wahl eines Satelliten mit dem Popupmenü erscheint die Linie darüber in der Farbe, die er im Plot besitzt
- **Animation**: Animation zu dem Satelliten, der im Popupmenü gewählt wurde; die graphische Oberfläche gestaltet sich dazu um
- Hold on an/aus: Überlagerung der nächsten Bahn mit den vorhandenen Bahnen (farbliche Unterscheidung) / eigene inertielle bzw. erdfeste Darstellung
- Erde: stilisierte Erde ein-/ausblenden
- Achsen: Achsen ein-/ausblenden
- Gitter: Achsengitter ein-/ausblenden; nur möglich, wenn Achsen aktiviert sind
- **Close**: zurück zum Plot Manager, die inertielle bzw. erdfeste Darstellung wird geschlossen
- **Exit**: SATLAB wird geschlossen

- **Back**: zurück zum Plot Manager, die inertielle bzw. erdfeste Darstellung bleibt erhalten; wird z.B. angewendet, um eine weitere Bahn zur Überlagerung zu wählen
- Azi/Ele: Anzeige von Azimut [deg] und Elevation [deg] des Betrachtungspunktes (mehr dazu mit HELP VIEW) entweder nach direkter Eingabe in die Editfelder (+ RETURN) oder nach Verwendung der Slider

8.1.2 Animationsfenster

Es wird eine Animation zum ausgewählten Satelliten gezeigt; sie dauert an, bis alle Bahnpunkte durchlaufen sind oder sie durch **Stop** vorzeitig abgebrochen wird.

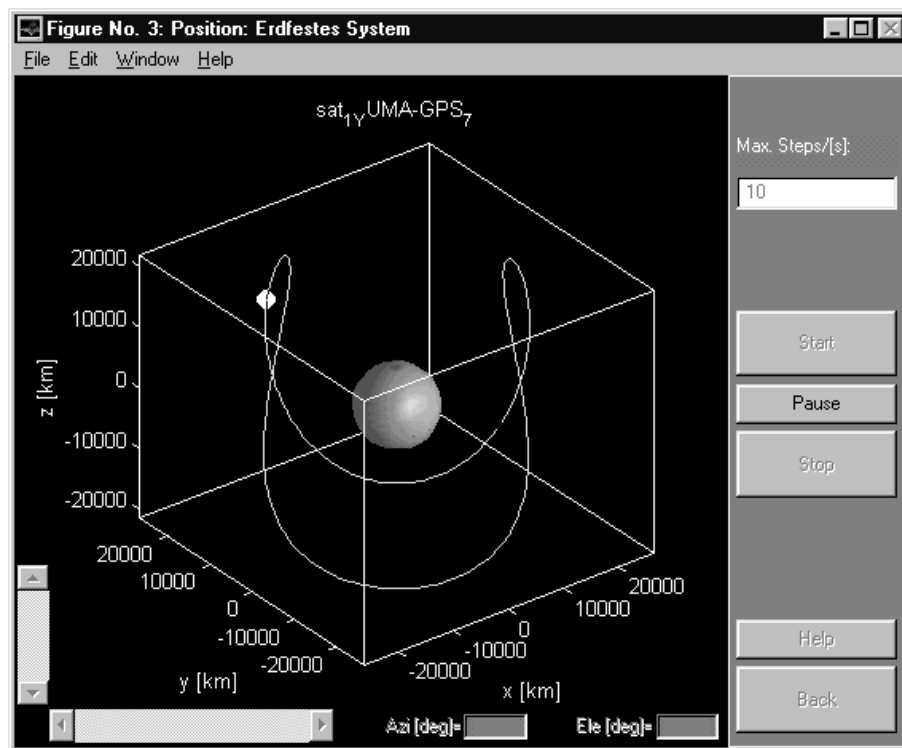


Abbildung 8.4: Animationsfenster Erdfestes System

- **Max. Steps/[s]**: legt die obere Grenze für die Geschwindigkeit der Animation fest; sie wird in Bahnpunkten pro Sekunde angegeben; natürlich kann es vorkommen, daß die Rechenleistung des Computers mit einem zu hoch angegebenen Wert nicht Schritt halten kann, daher ist dies als Obergrenze zu betrachten !
- **Start**: Start der Animation
- **Pause**: die Animation wird unterbrochen; Fortfahren durch erneutes Drücken von **Pause** (u.U. mit rechter Maustaste)
- **Stop**: bricht die Animation vorzeitig ab
- **Back**: Modus *Animation* verlassen

- Azi/Ele: Anzeige von Azimut [deg] und Elevation [deg] des Betrachtungspunktes (mehr dazu mit HELP VIEW) entweder nach direkter Eingabe in die Editfelder (+ RETURN) oder nach Verwendung der Slider

8.2 Ground Tracks

Ebene Darstellung von Satellitenbahnen in verschiedenen Kartenprojektionen, sog. Ground Tracks (vgl. Abb. 8.5).

Vorab eine Anmerkung zur Zoomfunktion:

Grundansicht ist ein 30°-Gitter; beim Zoomen verdichtet sich – abhängig vom mittleren Vergrößerungsfaktor (bzgl. Länge und Breite des Ausschnitts) – das Gitter über den Schritt 10° bis auf max. 5°. Entsprechend verhält es sich beim Rauszoomen.

Auch während (!) der Animation ist Zoomen möglich. In dem Fall paßt sich die Größe des Satellitensymbols dem vergrößerten Ausschnitt an.

8.2.1 Startfenster

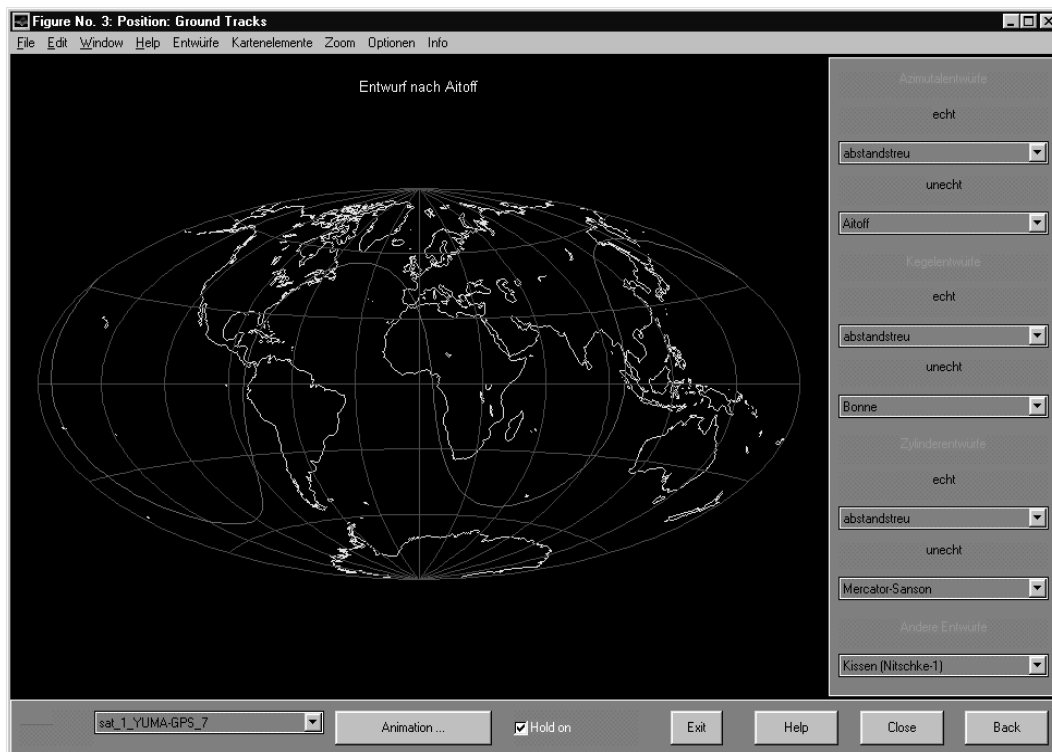


Abbildung 8.5: Startfenster Ground Tracks

Menüleiste:

- Entwürfe oder vertikale GUI-Leiste: Wahl einer Projektionsart; die Einteilung erfolgt nach Azimutal-, Kegel- und Zylinderentwürfen und nach echt oder unecht, sowie weiteren Entwürfen, die aus den genannten abgeleitet wurden.
- Kartenelemente: Es können alle Bestandteile der Karte einzeln oder in Kombination ausgeblendet werden: Plattengrenzen, Gitternetz, Küstenlinien, Ground Tracks.
Unter Beachtung der Hinweise zum Drucken/Abspeichern in Kap. 9.1 kann Ground Tracks als reines Kartographieprogramm verwendet werden.
- Zoom ermöglichen: Wird die Zeichnung an beliebiger Stelle mit der linken Maustaste angeklickt, so vergrößert sich die Ansicht ums Doppelte. Gezielt zoomen kann man, indem die linke Maustaste gedrückt bleibt, während der Mauszeiger bewegt wird; das dabei entstehende Rechteck definiert den Ausschnitt. Rauszoomen mit der rechten Maustaste (Ausschnitt verkleinert sich dazu um die Hälfte!).
- Optionen: die graphische Oberfläche wird umgestaltet → es besteht die Möglichkeit, die Hauptpunkt-lage zu ändern, andere Küstenlinien zu laden, eine globale Funktion (Matrix + evtl. Colormap) als Hintergrund zu unterlegen
- Info: über die aktuelle Projektion sind nähere Informationen zu erhalten, z.B. Netzeigenschaften und Abbildungsgleichungen (HOSCHEK 1996 [5])
Dabei finden folgende Variablennamen Verwendung:

$$\begin{aligned}
 \lambda &= \text{geographische Länge [deg]} \\
 \varphi &= \text{geographische Breite [deg]} \\
 \delta &= 90^\circ - \varphi = \text{Poldistanz [deg]} \\
 \varphi_0 &= \text{geographische Breite des längentreuen Breitenkreises [deg]} \\
 \delta_0 &= 90^\circ - \varphi_0 = \text{Poldistanz des längentreuen Breitenkreises [deg]} \\
 r_E &= \text{Radius der Erdkugel [m]} \\
 \alpha &= \text{Azimut [deg]} \\
 r &= \text{Radius der Breitenkreisbilder [m]} \\
 x &= \text{Hochwert (geodätisch) [m]} \\
 y &= \text{Rechtswert (geodätisch) [m]}
 \end{aligned}$$

Die Koordinaten beziehen sich auf den jeweiligen Hauptpunkt;

$$\text{voreingestellt ist der Nordpol: } \begin{cases} \varphi &= 90^\circ \\ \lambda &= 0^\circ \end{cases}$$

Horizontale GUI-Leiste:

- Nach Wahl eines Satelliten mit dem Popupmenü erscheint die Linie links davon in der Farbe, die er im Plot besitzt
- **Animation**: Animation zu dem Satelliten, der im Popupmenü gewählt wurde; die graphische Oberfläche gestaltet sich dazu um
- Hold on an/aus: Überlagerung der nächsten Bahn mit den vorhandenen Ground Tracks (farbliche Unterscheidung)/ eigenes Ground Track-Fenster

- **Exit**: SATLAB wird geschlossen
- **Close**: zurück zum Plot Manager, das Ground Track-Fenster wird geschlossen
- **Back**: zurück zum Plot Manager, das Ground Track-Fenster bleibt erhalten

8.2.2 Animationsfenster

Es wird eine Animation zum ausgewählten Satelliten gezeigt; sie dauert an, bis alle Bahnpunkte durchlaufen sind oder sie durch **Stop** vorzeitig abgebrochen wird.

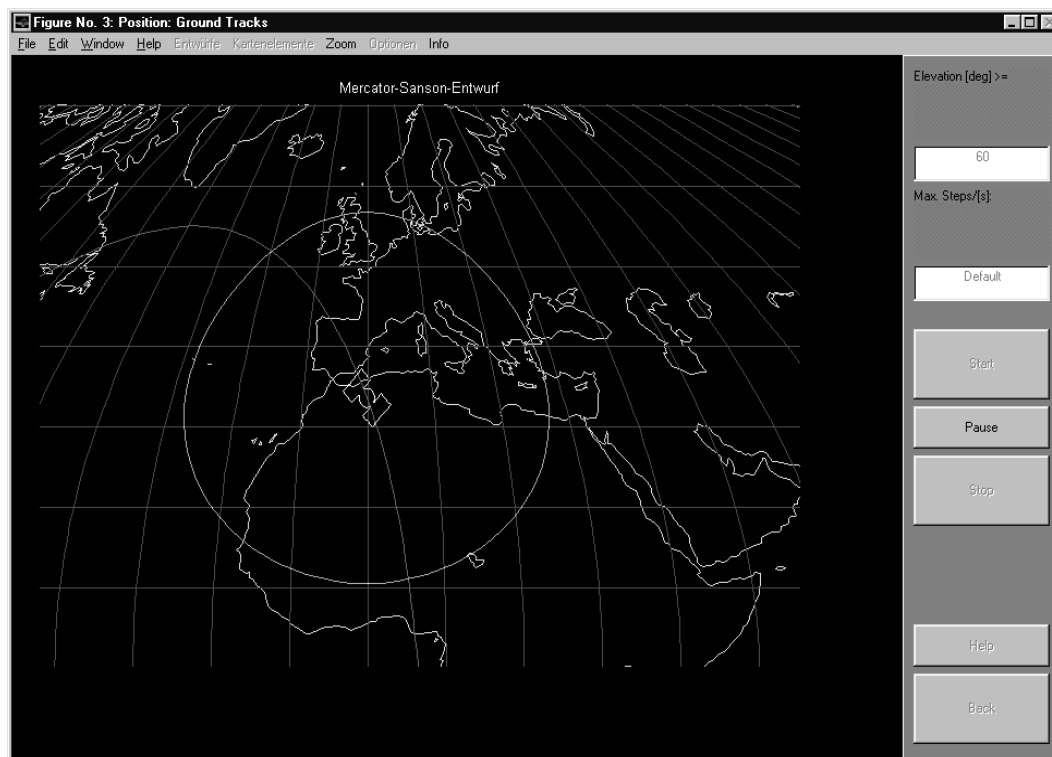


Abbildung 8.6: Animationsfenster Ground Tracks

- **Elevation**: legt die Mindestelevation für den Sichtbarkeitskreis fest
- **Max. Steps/[s]**: legt die Obergrenze für die Geschwindigkeit der Animation fest; sie wird in Bahnpunkten pro Sekunde angegeben
- **Start**: Start der Animation
- **Pause**: die Animation wird unterbrochen; Fortfahren durch erneutes Drücken von **Pause** (u.U. mit rechter Maustaste)
- **Stop**: bricht die Animation vorzeitig ab
- **Back**: Modus *Animation* verlassen

8.2.3 Optionsfenster

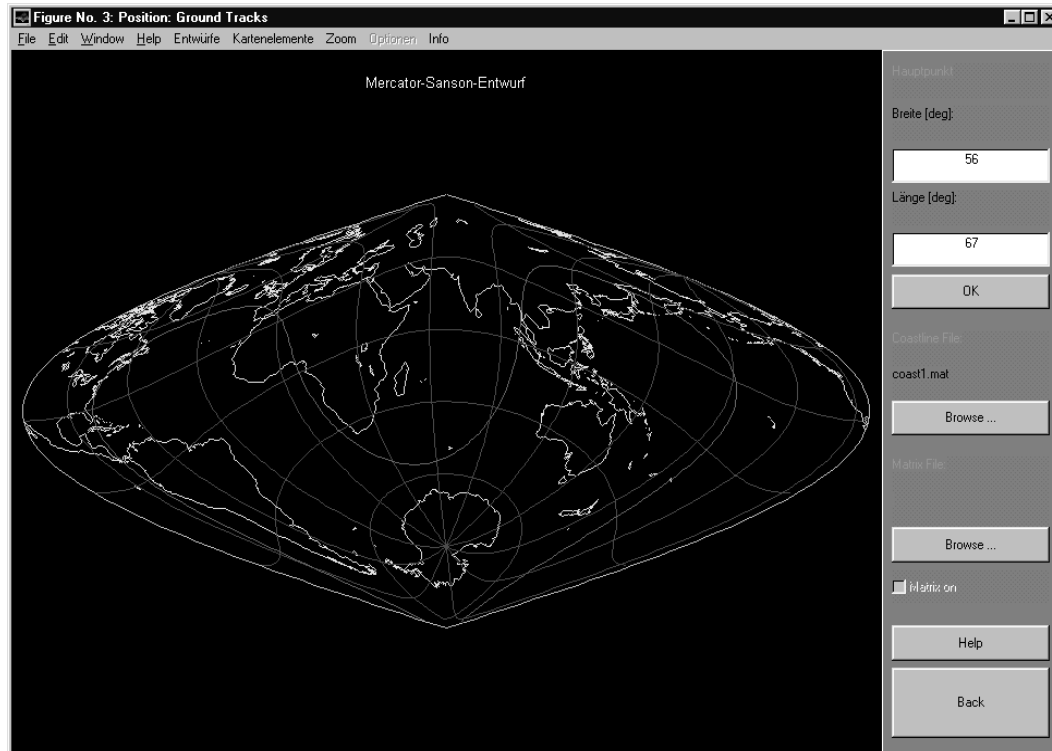


Abbildung 8.7: Optionsfenster Ground Tracks mit schiefachsiger Projektion

- **Hauptpunkt:** legt die Lage des Hauptpunktes für die Berechnung der Kartenkoordinaten fest
- **Coastline File:** Es können andere Küstenlinien geladen werden; die Daten müssen als Vektoren mit den Namen ϕ und λ vorliegen, welche die geographischen Koordinaten [deg] enthalten. Sie müssen binär als MAT-File abgespeichert sein.
Default: COAST1.MAT
- **Matrix File:** Als Hintergrund der Projektion kann eine globale Funktion geladen werden (vgl. Abb. 8.8). Sie muß als Matrix mit dem Namen `mat_back`, eine zugehörige Colormap als `mat_color` binär als MAT-File abgespeichert sein.

Für **Matrix on** muß der Hauptpunkt der Nordpol (Default) sein; ggf. werden die Werte automatisch zurückgesetzt; die Projektionen *2 Hemisphären*, *Kissen*, *Blüte* und *zerlappt nach Apian* sind hierfür nicht zulässig und werden ggf. auf *Abstandstreuer Zylinderentwurf* (Default) gesetzt.

Als Beispiel liegt die Datei `GEOIDHGT.MAT` mit einer globalen Darstellung der Geoidhöhe, gerechnet aus Potentialkoeffizienten bis Grad und Ordnung 180, mit Colormap *bone* vor.

- **Back:** Modus *Optionen* verlassen

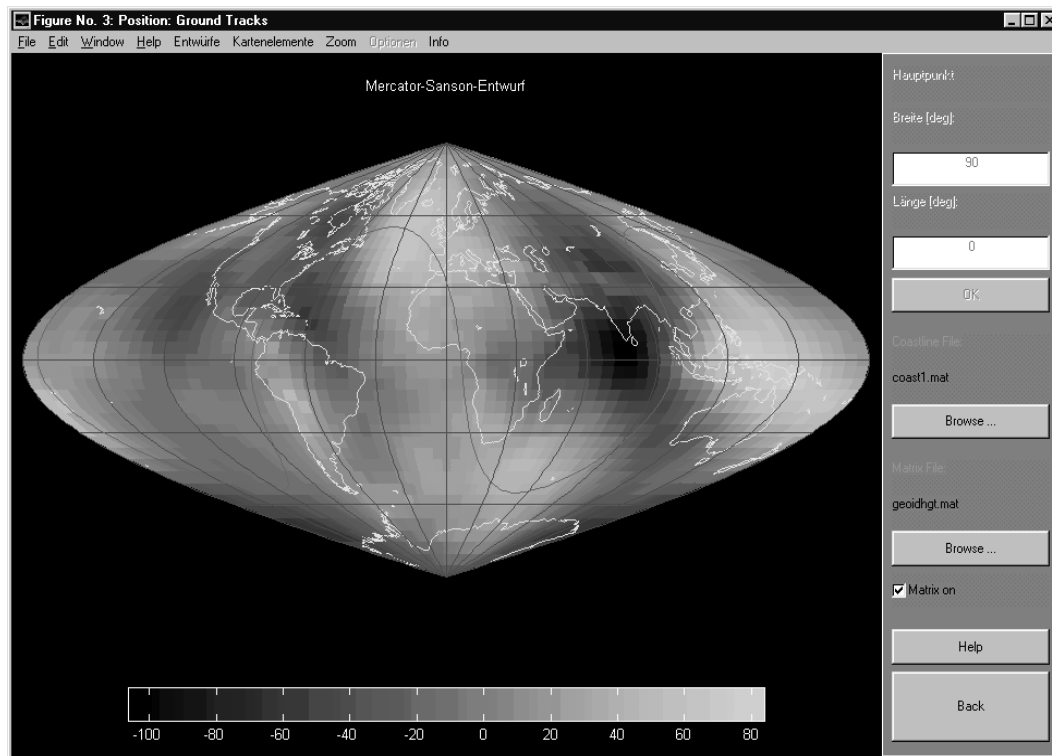


Abbildung 8.8: Optionsfenster Ground Tracks mit hinterlegter Matrix

8.3 Sky Plot

Polare Darstellung von Azimut [deg] und Elevation [deg] von Satellitenbahnen bzgl. eines bestimmten Topozentrums (vgl. Abb. 8.9).

- Nach Wahl eines Satelliten mit dem Pop-upmenü erscheint die Linie darüber in der Farbe, die er im Plot besitzt
- Hold on an/aus: Überlagerung der nächsten Bahn mit der aktuellen Sky Plot-Darstellung / eigener Sky Plot
- Berechnung der Ansicht für ein anderes Topozentrum; Eingabe(n) in Editfeld(er) (+ RETURN)

$$\text{Default: } \begin{cases} \varphi & = & 45^\circ \\ \lambda & = & 0^\circ \\ \text{Höhe} & = & 0 \text{ m} \end{cases}$$
- **Close**: zurück zum Plot Manager, Sky Plot wird geschlossen
- **Exit**: SATLAB wird geschlossen
- **Back**: zurück zum Plot Manager, Sky Plot bleibt erhalten
- Style: Wahl des Symbols, mit dem die Bahnpunkte dargestellt bzw. miteinander verbunden werden
- Elevation ≥ 0 : nur Teil der Bahn(en) über dem Horizont wird dargestellt

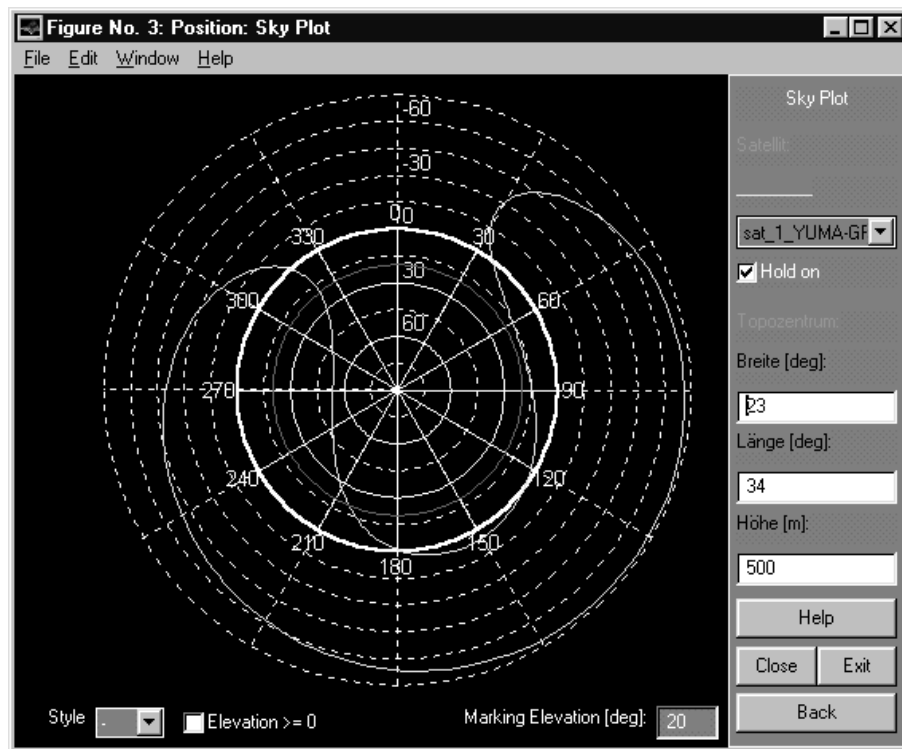


Abbildung 8.9: Fenster Sky Plot

- Marking Elevation: Darstellung einer bestimmten Elevation im Plot mittels eines farbigen Kreises entweder über Eingabe im Editfeld (+ RETURN) oder Klicken im Plot selber. Default: 0°

8.4 Komponenten

Darstellung der Position [km] (x, y, z) oder Geschwindigkeit [$\frac{\text{km}}{\text{s}}$] (v_x, v_y, v_z) (siehe Fensterbezeichnung und Legende) eines Satelliten komponentenweise (räumlich kartesisch bzgl. Geozentrum) im Inertial- und/oder erdfesten System (vgl. Abb. 8.10).

Eine Überlagerung mehrerer Satellitenbahnen ist aus Gründen der Übersichtlichkeit nicht möglich !

- **Exit**: SATLAB wird geschlossen
- **Close**: zurück zum Plot Manager, das Fenster wird geschlossen
- **Back**: zurück zum Plot Manager, das Fenster bleibt erhalten

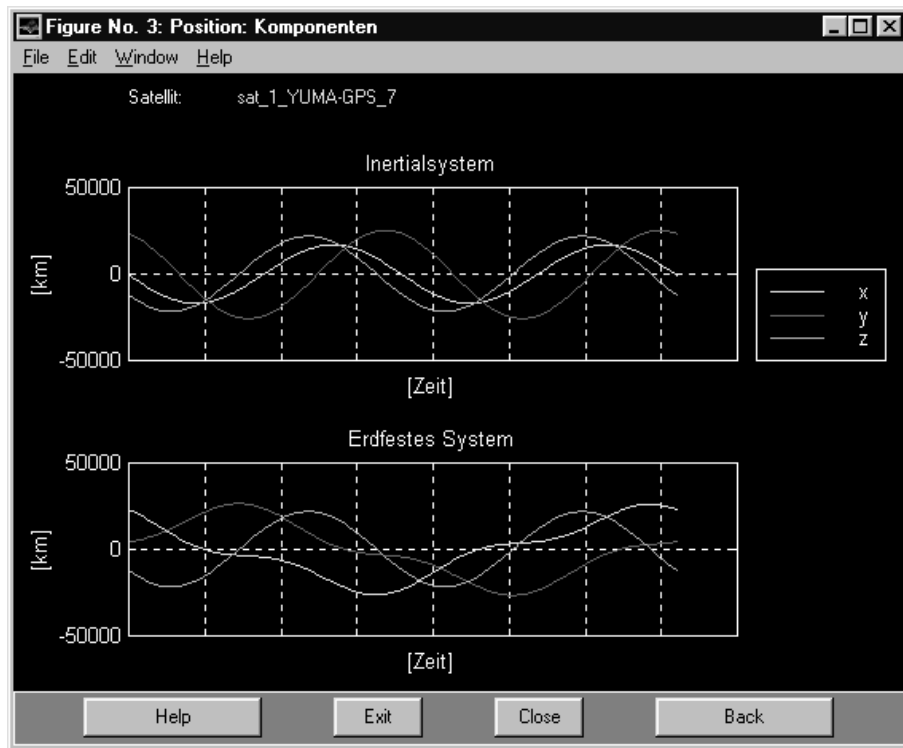


Abbildung 8.10: Fenster Komponenten

Kapitel 9

Programmaufbau, Kritische Punkte, Anmerkungen

9.1 Programmaufbau

Abb. 9.1 zeigt schematisch den Aufbau von SATLAB, wobei lediglich diejenigen Programmteile, die graphische Oberflächen besitzen, mit einem rechteckigen Rahmen dargestellt werden. Bei den Oberflächen im Anschluß an den Plot Manager hat man teilweise noch die Wahl zwischen verschiedenen Modi; sie werden durch die runden Rahmen verdeutlicht.

Die voreingestellten Farben für die Satellitenbahnen in den Plots

Raumfestes System	(Datei P_INERT.M),
Erdfestes System	(Datei P_EARTH.M),
Ground Tracks	(Datei P_MAP.M) und
Sky Plot	(Datei P_SKY.M)

können je nach Betriebssystem leicht unterschiedlich ausfallen und somit an Anschaulichkeit und Übersichtlichkeit einbüßen.

Es besteht die Möglichkeit, in den zugehörigen M-Files die Farbwahl und/oder -reihenfolge zu ändern; sie ist in der dreispaltigen Matrix mit der Bezeichnung colors festgelegt, wobei die Spalten jeweils für den Rot-, Grün- und Blauanteil (zwischen 0 und 1) stehen.

Tip: Man kann sich die RGB-Anteile der herkömmlichen aber auch von selbstdefinierten Farben mit `UISETCOLOR` anzeigen und ausgeben lassen.

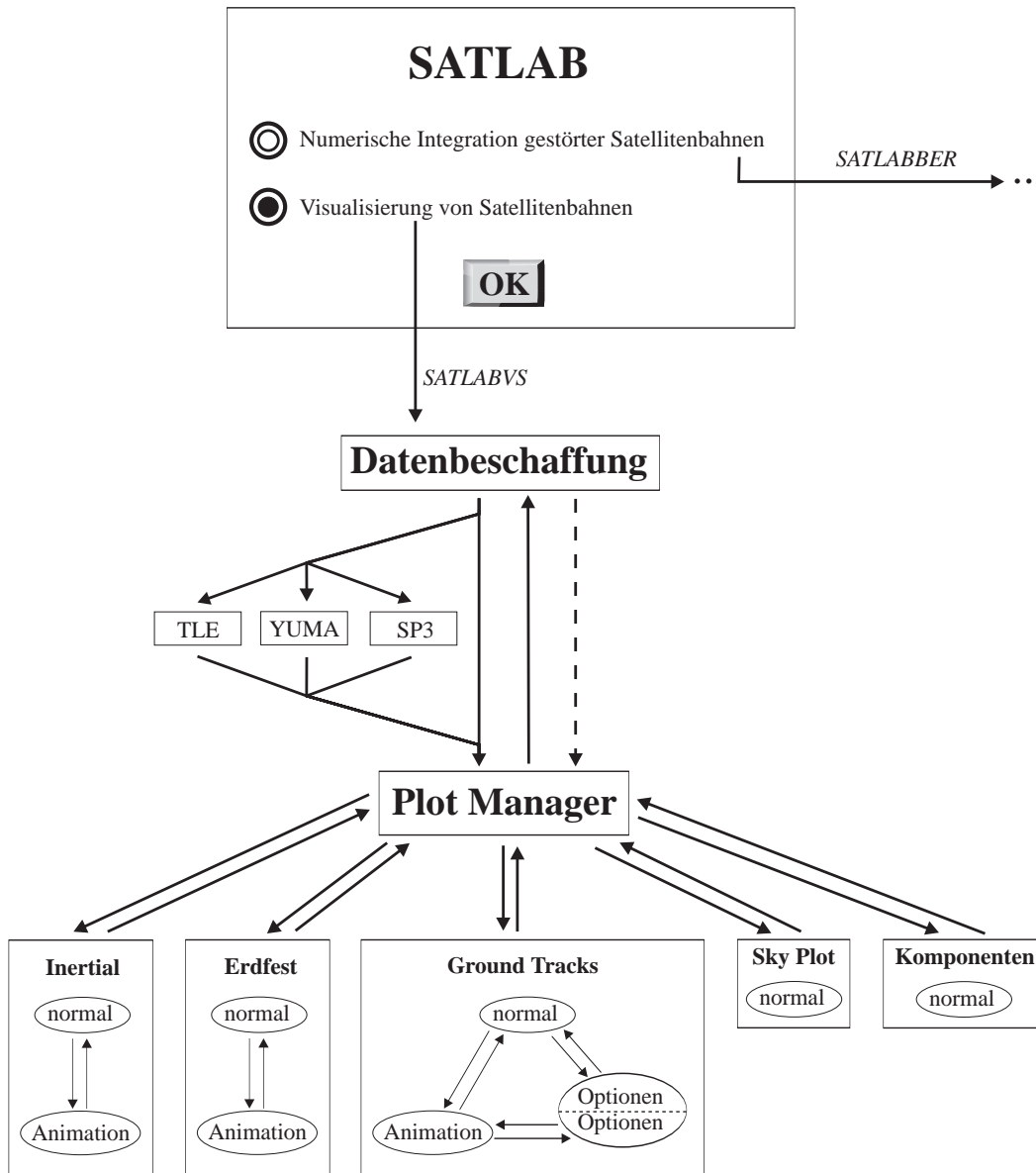


Abbildung 9.1: Schematischer Aufbau von SATLAB

P_SKY	{	EXITSAT	S_OPTLE	{	HLPFUNSC
		HLPFUNSC			POSVEL
		KILLNAN	S_OPYUMA	{	HLPFUNSC
		REPLACE			POSVEL
		ROT			
		SKYPLOT2			
			SATLAB	{	HLPFUNSC
					(SATLABBER)
					(STARTSAT)
PLOTMNGR	{	EXITSAT			
		HLPFUNSC			
		P_COMP			
		P_EARTH			
		P_INERT			
		P_MAP			
		P_SKY			
			SATLABVS	{	EXITSAT
					HLPSATL
					POSVEL
					QI2A
					S_OPSP3
					S_OPTLE
					S_OPYUMA
POSVEL	{	CARTJ2	SATZOOM	{	FNANMAX
		JULIAND			FNANMIN
		ROT			
QI2A	—				
			SKYPLOT2	{	FNANMAX
			STARTSAT	{	SATLABVS
ROTCOORD	{	BL2XY	TITLESTR	—	
		CUTLINE			
		JUMP2NAN			
		KILLNAN			
		OBLIQUE			
		REPLACE			
S_OPSP3	{	HLPFUNSC			
		POSVEL			

Fremde, für SATLAB übernommene M-Files:

FNANMAX	—	KEP2CART	{	KEPLER
FNANMIN	—			ROT
ISSCALAR	—	NUTWINK	—	
ISVECTOR	—	PREZWINK	—	
JUMP2NAN	—	REPLACE	—	
JUL2GAST	—	ROT	{	ISSCALAR
KEPLER	—			ISVECTOR

Außerdem benötigt P_MAP folgende MAT-Files:

```
COAST1.MAT
GRATICUL.MAT
PLATES.MAT
```

Mit `HELP CONTENTS` im Verzeichnis, das diese Files enthält, bzw. mit `HELP <Name dieses Verzeichnisses, falls im Suchpfad enthalten>`, wird ein kurzer Überblick über die Dateien und ihre Aufgabe gegeben.

Version 5 hat in ihren Figures für Vorder- und Hintergrundfarben andere Standardeinstellungen als Version 4. SATLAB setzt daher in Version 5 diese Einstellungen zurück auf die Defaultwerte von Version 4; nach Beendigung des Programms bleibt diese Veränderung während der restlichen MATLAB-Session für alle Figures bestehen.

Möchte man sich eine Graphik in einem bestimmten Format mit dem Befehl `PRINT` abspeichern, ist folgendes zu beachten:

Ist die Property `'InvertHardCopy'` des betreffenden Fensters auf `'off'` gesetzt, bleibt die Farbgebung erhalten, d.h. schwarzer Hintergrund und weiße Achsen; ist sie auf `'on'` gesetzt, wird der Hintergrund weiß, die Achsen werden schwarz. Eine Abfrage erfolgt mit `get(gcf,'InvertHardCopy')`, eine manuelle Festlegung mit `set(gcf,'InvertHardCopy','on')` bzw. `set(gcf,'InvertHardCopy','off')`.

Bei Wahl des Bitmap-Formats werden zusätzlich zur eigentlichen Graphik auch `UICONTROLS` – falls im Fenster vorhanden – abgespeichert.

Will man das **komplette** Fenster, d.h. Graphik + `UICONTROLS` + Fensterrahmen, weiterverarbeiten, empfiehlt es sich, dieses mit der Tastenkombination `Alt+Druck` in die Zwischenablage zu kopieren; danach kann es in Graphik- oder Textverarbeitungsprogrammen eingefügt werden.

9.2 Kritische Punkte

9.2.1 Temporäre Dateien

Teilweise müssen zwischen Programmteilen recht viele Variablen gleichzeitig und u.U. in verschiedener Anzahl übergeben werden. Da dies auf dem herkömmlichen Weg der Übergabe an Functions zu unübersichtlich wäre, erstellt SATLAB an diesen Stellen temporäre Files. Gleich nach dem erfolgten Variablentransport werden die temporären Files automatisch gelöscht.

Bei einem irregulären vorzeitigen Programmausstieg bleiben möglicherweise solche Dateien erhalten. In diesem Fall sollte man im Workspace das M-File `EXITSAT` aufrufen; mit seiner Hilfe werden explizit von SATLAB verwendete Variablen und temporäre Dateien, sowie Fenster geschlossen.

Sollten dann immer noch solche Files vorhanden sein, können sie gefahrlos per Hand gelöscht werden.

Diese Files lauten:

```
KEPLER.TMP
REPDATA.TMP
REV_J2.TMP
SERIES.TMP
SP3.TMP
TIMING.TMP
```

TLE.TMP

YUM.TMP

sowie sämtliche Files vom Typ *.STL.

Die übriggebliebenen STL-Files würden beim nächsten Aufruf von SATLAB nicht unbedingt alle komplett beseitigt werden !

9.2.2 Phantome

MATLAB hat eine ungünstige Arbeitsspeicherverwaltung. Da vor allem die Ground Track Darstellung sehr rechen- und speicherintensiv ist, kann es an Computern mit wenig RAM vorkommen, daß die Meldung Out of memory erscheint. Der Versuch, trotzdem fortzufahren, ist nicht zu empfehlen; Beendigung und Neustart von MATLAB ist da der bessere Weg.

Gerade eben bei solch einer hohen Beanspruchung des Speichers **kann** es vorkommen, daß beispielsweise beim Wechseln der verschiedenen Modi der Oberflächen GUI-Elemente wie Pushbuttons entgegen der Programmanweisung sichtbar bleiben; sie sind jedoch nicht anklickbar und können keine Fehlfunktion auslösen. Hierbei handelt es sich lediglich um einen visuellen Effekt.

In der MATLAB-Version 5 tritt ebenfalls folgende Erscheinung auf: ist bei der Ground Tracks Animation als Projektion 2 *Hemisphären*, *Kissen* oder *Blüte* gewählt, erscheinen z.T. Kurven außerhalb des gültigen Zeichenbereichs, die – aufgrund der Farbe – irgendwelche Mutationen des Sichtbarkeitskreises sein müssen. Bisher war die Ursache hierfür nicht ausfindig zu machen.

9.2.3 Ungereimtheit

Obwohl bei den Two Line Elements und dem YUMA-Format nach dem Auslesen der Almanachfiles die Daten prinzipiell gleich prozessiert werden, besteht doch ein sichtbarer Unterschied. Läßt man sich eine Bahn anhand der YUMA-Daten für einen bestimmten Zeitraum rechnen, ist zu der real existierenden Bahn ein Versatz von meistens ca. 60° in der geographischen Länge zu beklagen.

Der Grund hierfür war trotz intensiver Suche nicht ausfindig zu machen. Da beide Formate korrekt ausgelesen, anschließend mit denselben Algorithmen weiterverarbeitet werden, und da die Two Line Elements innerhalb der Genauigkeitsanforderungen nachweislich ein richtiges Ergebnis liefern, wäre eine mögliche Erklärung, daß die scheinbar eindeutigen Angaben im YUMA-Format (z.B. *Right Ascen at TOA(rad)*) um einen konstanten Wert von den tatsächlichen Daten abweichen, der nicht explizit angegeben ist; eine einheitliche Dokumentation hierzu fehlt.

9.3 Anmerkungen

9.3.1 Erfahrung

Das Einarbeiten in die Programmierung graphischer Benutzeroberflächen unter MATLAB Version 4 hat sich als aufwendiger herausgestellt als erwartet. Der von der Softwarefirma mitgelieferte User's Guide ist nicht ausreichend, da er nur in Grundzügen die GUI-Elemente erklärt (unter Version 5 existiert ein Tool zur menügesteuerten Erstellung von GUI-Elementen).

Erst die Untersuchung des Quelltextes zum MATLAB-Demo, eine zum Teil nervige – da zeitraubende – Arbeit, gab mir einen Einblick, was für Möglichkeiten einer optisch ansprechenden Programmierung offenstehen.

Das hieß: Kopieren von Teilen der Demo-Files mit z.B. nur einem einzigen Radiobutton und vorsichtiges Ausprobieren, ob er wirklich die beabsichtigte Aktion zur Folge hat; schrittweises Ausbauen der gewonnenen Erkenntnisse zu komplexeren Zusammenhängen.

Hier wären einigermaßen anspruchsvolle, jedoch gut dokumentierte Beispiele seitens der Firma wünschenswert gewesen.

Bei Fehlern im Programm wird die Nummer der Zeile angezeigt, wo dieser auftritt. Ausnahme ist hier der Fall, daß der Fehler in einer `CallBack`-Anweisung auftritt; dann nämlich wird nicht verraten, um welches `CallBack` und welche Art Fehler es sich handelt. Damit kann unter Umständen eine langwierige Suche beginnen, die sich um so schwieriger gestaltet, je unscheinbarer die Fehlerquelle ist.

Es kann sogar passieren, daß die Suche gänzlich erfolglos bleibt, nämlich dann, wenn es sich nicht um einen vom User verursachten Fehler, sondern um einen `MATLAB`-Bug handelt. Beispiel:

In einer ersten `Function` fragte ich mit `UIGETFILE` nach einer zu öffnenden Datei. Der Rückgabewert war abhängig von der Eingabe in der aufgebauten Oberfläche; daher mußte das weitere Fortschreiten in den Programmanweisungen solange mit einer `WHILE`-Schleife und dem `DRAWNOW`-Befehl innerhalb davon unterbrochen werden, um keinen leeren Rückgabewert zu erhalten. Mit Anklicken von ging die Verarbeitung weiter und der gewonnene Wert wurde zurückgegeben.

In einer dazu vom Prinzip her identischen zweiten `Function` jedoch hat `DRAWNOW` dazu geführt, daß die graphische Oberfläche ständig neu gezeichnet wurde und eine Eingabe damit unmöglich war.

Es folgte eine extrem lange Fehlersuche. Letztendlich mußte ich feststellen, daß allein das Fehlen von `UIGETFILE` im zweiten Programm (es brauchte keine Datei geöffnet zu werden) ein unablässiges Neuzeichnen der Oberfläche verursachte.

Dies zeigt, daß Befehle, die eigentlich nichts miteinander zu tun haben (`UIGETFILE` und `DRAWNOW`), bei gemeinsamer Verwendung in einem Programm – wenn auch im Quelltext räumlich weit voneinander durch andere Anweisungen getrennt – unerwartete und absurde Auswirkungen zur Folge haben können.

Ist man jedoch erst einmal mit der Handhabung der GUI-Programmierung vertraut, so daß die Arbeit flüssig von der Hand geht, entlohnt eine für den persönlichen Geschmack gelungen umgesetzte Aufgabe für die vorher aufgetretenen Hindernisse und Schwierigkeiten.

9.3.2 Adressen

Zum Abschluß noch Internetadressen, unter denen man Almanachdaten im Format der Two Line Elements

<http://celestrak.com/NORAD/elements/>

bzw. im YUMA-Format (GPS / GLONASS)

http://gibs.leipzig.ifag.de/cgi-bin/gps_almanac.cgi?de

http://gibs.leipzig.ifag.de/cgi-bin/glo_almanac.cgi?de

oder im SP3-Format

<http://gibs.leipzig.ifag.de/GPS/IGR/igrsp3>

erhält.

Unter <http://crusty.er.usgs.gov/coast/getcoast.html> kann man sich Küstenlinien beliebiger geographischer Regionen in unterschiedlicher Auflösung, MATLAB-gerecht aufbereitet, ausgeben lassen.

Für Rückfragen oder Anregungen bzgl. SATLAB – Visualisierung von Satellitenbahnen die Anschrift des Verfassers:

Markus Nitschke
Appenzeller Str. 81
D-81475 München
Tel.: +49/89/754493
E-Mail: nitschke@bigfoot.de

Um Hinweise auf Fehler im Programm wird gebeten.

Literaturverzeichnis

- [1] BUGAYEVSKIY, L.M., SNYDER, J.P.: *Map Projections – A Reference Manual*, Taylor & Francis Ltd, London, 1995
- [2] DREWES, H.: *Vorlesung Geodätische Geodynamik*, TU München, WS 1996/97
- [3] EBNER, H.: *Vorlesung Photogrammetrie und Fernerkundung 3*, TU München, SS 1996
- [4] HOFMANN-WELLENHOF, B., LICHTENEGGER, H., COLLINS, J.: *Global Positioning System – Theory and Practice*, Springer-Verlag, Wien, 1997
- [5] HOSCHEK, J.: *Mathematische Grundlagen der Kartographie*, Bibliographisches Institut AG, Mannheim, 1969
- [6] KAULA, W.M.: *Theory of Satellite Geodesy*, Blaisdell Publishing Company, Waltham, Massachusetts, 1966
- [7] KEPLER, J.: *Neue Astronomie*, Verlag R. Oldenbourg, München-Berlin, 1929 (Übers. v. M. Caspar)
- [8] KIM, M.C.: *Theory of Satellite Ground-Track Crossovers*, Journal of Geodesy, S.749-767, Springer-Verlag, 1997
- [9] RUMMEL, R.: *Vorlesung Erdmessung und Satellitengeodäsie 1*, TU München, WS 1995/96
- [10] SCHNEIDER, M.: *Satellitengeodäsie*, B.I.-Wissenschaftsverlag, Mannheim, 1988
- [11] SEEBER, G.: *Satellitengeodäsie*, de Gruyter, Berlin, 1989