

# Inbetriebnahme einer freien Software zur Satellitenbahnvorhersage und Ansteuerung einer Hochleistungsantenne

**STUDIENARBEIT**  
über das dritte Studienjahr

im Studiengang  
Elektrotechnik, Nachrichten- und Kommunikationstechnik

an der DHBW Ravensburg  
Campus Friedrichshafen

von

Sarah Brückner,  
Maximilian Stiefel und  
Hannes Bohnengel

15. Juli 2016

Bearbeitungszeitraum:	Oktober - Dezember 2015 April - Juni 2016
Betreuer:	Dipl.-Ing. (DH) Hardy Lau

# Kurfassung

Lorem ipsum dolor sit amet, consectetur adipiscing elit. Aenean porttitor mi purus, sit amet efficitur velit semper sit amet. Mauris et pulvinar nunc, id maximus metus. Suspendisse convallis sapien nisi, sed maximus quam gravida eu. Duis faucibus elit non nunc posuere dignissim. Sed ullamcorper fringilla felis ac mollis. Nunc blandit tristique auctor. Praesent elementum dictum nulla et vulputate. Vestibulum ante ipsum primis in faucibus orci luctus et ultrices posuere cubilia Curae; Integer sed rutrum lacus. Morbi tincidunt dui at augue molestie rhoncus. Curabitur sagittis sed sapien quis vestibulum. Cras dictum sem quam, nec tincidunt augue tempor et. Morbi consectetur, dui id scelerisque consequat, velit tortor gravida eros, ac hendrerit massa magna sit amet lacus. Quisque mattis nulla diam, sed efficitur mi fermentum vitae. Nam vestibulum iaculis rhoncus.

## Abstract

Translation of „Kurzfassung“ comes here...

# Erklärung

gemäß Ziffer 1.1.13 der Anlage 1 zu §§ 3, 4 und 5 der Studien- und Prüfungsordnung für die Bachelorstudiengänge im Studienbereich Technik der Dualen Hochschule Baden-Württemberg vom 29.09.2015.

Wir versichern hiermit, dass wir unsere Studienarbeit mit dem Thema:

**Inbetriebnahme einer freien Software zur  
Satellitenbahnvorhersage und Ansteuerung einer  
Hochleistungsantenne**

selbstständig verfasst und keine anderen als die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt haben. Wir versichern zudem, dass die eingereichte elektronische Fassung mit der gedruckten Fassung übereinstimmt.

Friedrichshafen, den 30. Mai 2016

---

Sarah Brückner

---

Maximilian Stiefel

---

Hannes Bohnengel

# Inhaltsverzeichnis

<b>Formelgrößen und Einheiten</b> . . . . .	<b>I</b>
<b>Abkürzungen</b> . . . . .	<b>II</b>
<b>1 Einleitung</b> . . . . .	<b>1</b>
<b>2 Projektmanagement</b> . . . . .	<b>2</b>
2.1 Zeitplan . . . . .	3
2.2 Anforderungsdefinition . . . . .	3
2.3 Arbeitspakete . . . . .	3
<b>3 Hintergründe</b> . . . . .	<b>4</b>
3.1 Bahnmechanik . . . . .	4
3.1.1 Die Keplerschen Gesetze . . . . .	4
3.1.2 Die Bahnelemente . . . . .	12
3.1.3 Bahnstörung . . . . .	21
<b>4 GPredict</b> . . . . .	<b>22</b>
4.1 Übersicht . . . . .	22
4.2 Grafische Oberfläche . . . . .	23
4.2.1 Grundansichten . . . . .	24
4.2.2 Weitere Ansichten . . . . .	26
4.2.3 Modul Pop-Up Menü . . . . .	28
4.2.4 GPredict Einstellungen . . . . .	28
4.3 HamLib-Programmierschnittstelle . . . . .	29
4.4 Inbetriebnahme unter Windows . . . . .	29
4.5 Inbetriebnahme unter Linux . . . . .	29
<b>5 Zusammenfassung und Ausblick</b> . . . . .	<b>30</b>
<b>Abbildungsverzeichnis</b> . . . . .	<b>III</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b> . . . . .	<b>IV</b>

<b>Literatur- und Quellenverzeichnis . . . . .</b>	<b>V</b>
<b>A Datenblatt XYZ . . . . .</b>	<b>VI</b>

# Formelgrößen und Einheiten

Formelzeichen	Einheit	Abkürzung	Physikalische Größe
R	Ohm	$\Omega$	Elektrischer Widerstand
U	Volt	V	Elektrische Spannung
P	Watt	W	Elektrische Leistung
f	Hertz	Hz	Frequenz
D	Bit	-	Daten
l	Meter	m	Länge
-	Dezibel	dB	Logarithmisches Maß (Pseudoeinheit)

# Abkürzungen

**AOS**      Acquisiton of Signal

**LOS**      Loss of Signal

**GPL**      General Public License

# 1 Einleitung

Lorem ipsum dolor sit amet, consectetur adipiscing elit. Aenean porttitor mi purus, sit amet efficitur velit semper sit amet. Mauris et pulvinar nunc, id maximus metus. Suspendisse convallis sapien nisi, sed maximus quam gravida eu. Duis faucibus elit non nunc posuere dignissim. Sed ullamcorper fringilla felis ac mollis. Nunc blandit tristique auctor. Praesent elementum dictum nulla et vulputate. Vestibulum ante ipsum primis in faucibus orci luctus et ultrices posuere cubilia Curae; Integer sed rutrum lacus. Morbi tincidunt dui at augue molestie rhoncus. Curabitur sagittis sed sapien quis vestibulum. Cras dictum sem quam, nec tincidunt augue tempor et. Morbi consectetur, dui id scelerisque consequat, velit tortor gravida eros, ac hendrerit massa magna sit amet lacus. Quisque mattis nulla diam, sed efficitur mi fermentum vitae. Nam vestibulum iaculis rhoncus.

Aliquam sed finibus sapien. Cras sapien purus, tempus vel lorem nec, egestas auctor urna. Morbi iaculis felis eget mi sollicitudin consectetur sit amet sit amet turpis. Donec malesuada risus sit amet erat euismod dignissim. Etiam faucibus eleifend est in molestie. Maecenas nec elit at purus vulputate tincidunt. Vivamus pulvinar viverra porttitor. Fusce aliquet tristique enim, eget sollicitudin ex tincidunt vel. Praesent turpis erat, consequat at finibus eget, ultrices vel neque. Class aptent taciti sociosqu ad litora torquent per conubia nostra, per inceptos himenaeos. Pellentesque turpis nulla, suscipit at mauris quis, rhoncus pharetra ligula. Suspendisse leo lorem, imperdiet a vehicula at, porta eu mauris.



## 2 Projektmanagement

Schon Thomas Carlyle (1795–1881) erkannte die Wichtigkeit von strukturierten und organisiertem Vorgehen als er sagte:

“Unsere Hauptaufgabe ist nicht, zu erkennen, was unklar in weiter Entfernung liegt, sondern zu tun, was klar vor uns liegt”.

In einem Projekt ist das strukturierte und organisierte Vorgehen der klare Weg zu einem erfolgreichem Ziel. Daher wird sich in dieser Arbeit dem Projektmanagement bedient um die Antennennachführung für Satelliten in die richtige Richtung zu lotzen. Dabei lehnt sich das Management an das bekannte V-Modell, welche den Ablauf von Software-, als auch von Hardwareentwicklungsprozessen beschreibt. Dieses Modell soll einem Projekt die Richtung weisen, jedoch werden die einzelnen Schritte vom Projektmanager selbst definiert. Ein Vorgehensmodell wie dieses legt folgende Prozesse fest:

- die Aktivitäten die durchzuführen sind,
- die Reihenfolge des Arbeitsablaufes,
- die Definition von Ergebnissen,
- die Fertigstellungskriterien,
- die Ressourcen die vorhanden sind
- und die anzuwendenden Standards/Werkzeuge.



Abbildung 2.1: V-Modell, Quelle: Universität Leipzig, Softwaretechnik

Eine wichtige Rolle spielt die Qualitätssicherung, die das V-Modell sicher stellt. In diesem Modell sind die Verifikation und die Validation ein fester Bestandteil. Verifikation bedeutet, die Sicherstellung dass das entwickelte Produkt mit den Spezifikationen übereinstimmt. Die Validation ist die Eignung des Produkts bezogen auf seinen Einsatzzweck. Durch die Sicherstellung beider Qualitätsmerkmale wird das Projekt erfolgreich zu seinem Ziel, die Antennennachführung für Satelliten, geführt. Aus diesem Grund ist das V-Modell die richtige Vorgehensweise für dieses Projekt.

## 2.1 Zeitplan

## 2.2 Anforderungsdefinition

## 2.3 Arbeitspakete

# 3 Hintergründe

## 3.1 Bahnmechanik

Es sei zu Beginn dieses Absatzes darauf hingewiesen

### 3.1.1 Die Keplerschen Gesetze

Seit der Antike galt die Erklärung der Bewegung der Planeten und die Vorhersage dieser als eine große Herausforderung. Theorien von Ptolemaios mit seinem geozentrischen Weltbild und Kopernikus mit seinem heliozentrischen Weltbild führten bereits im 16. Jahrhundert zu brauchbaren Modellen zur Vorhersage der Planetenbewegungen. Diese Modelle unterlagen jedoch Ungenauigkeiten, „die in mit Instrumenten des 16. Jahrhunderts bereits messbaren Breichen lagen“ (siehe S. 20 in [1]). Der mathematische Aufwand hinter diesen



Abbildung 3.1: Johannes Kepler (1571-1630), Quelle: [2]

Modellen war enorm. Selbst das kopernikanische Weltbild, das einige Vereinfachungen mit sich brachte, bediente sich der Überlagerung einer Vielzahl von Kreisbewegungen, um das Verhalten der Planeten zu erklären. Resignierend zog sich zu der Zeit die katholische Kirche und mit ihr viele Gelehrte auf den Standpunkt zurück, dass „die Frage, welche der Theorien die korrekte sei, [...] schlicht unbeantwortbar“ wäre (siehe S. 21 in [1]).

Ein deutscher Mathematiker und Astronom, Johannes Kepler, war hier anderer Auffassung. Er war überzeugter Kopernikaner und stand im Dienste des Kaisers Rudolph II.

Schließlich gelang es ihm aus seinen Beobachtungen drei einfache Gesetze herzuleiten. Seine Gesetze führten zu Vorhersagen der Planetenbewegungen nie da gewesener Präzision, welche er seinem Dienstherrn widmend in den Rudolphinischen Tabellen niederschrieb. Steiner und Schlagerl schreiben in Ihrem Buch „Raumflugmechanik“, dass ohne die Vorarbeit Keplers keine Weltraumtechnik je existiert hätte (vgl. S. 21 in [1]). Die drei Gesetze lauten:

1. Keplersches Gesetz: Die Planeten umlaufen die Sonne auf elliptischen Bahnen. In einem der Brennpunkte dieser Ellipsen befindet sich die Sonne.
2. Keplersches Gesetz: Die Linie von der Sonne zu einem Planeten überstreicht in gleichen Zeiten gleiche Flächen.
3. Keplersches Gesetz: Die Quadrate der Umlaufzeiten zweier Planeten verhalten sich zueinander so wie die Kuben der großen Halbachsen ihrer Bahnellipsen.

Kepler starb 1630 und damit 12 Jahre vor Isaacs Newtons (1642-1726) Geburt. Mit seinen Werken hinterließ Kepler Newton alles, um das Gravitationsgesetz später herleiten zu können.

### **Das erste Keplersche Gesetz**

Durch die Annahme Planeten bewegen sich auf Ellipsen anstatt auf Kreisen, brach Kepler ein tausende Jahre altes Paradigma. Das mit der Ellipse war allerdings nicht seine Idee. Bereits im 11. Jahrhundert nahm ein arabischer Gelehrter namens Al-Zarkali (1029-1087) eine elliptische Bahn an, um die unregelmäßige Bewegung des Merkurs erklären zu können. Kepler kannte diese Idee durch die Lehren des Mathematikers und Astronomen Peurbach (1423-1461), welcher die Ellipsen-Theorie im Abendland verbreitete.

Zunächst soll die Ellipse an sich betrachtet werden. Die einfachste Möglichkeit eine Ellipse zu konstruieren besteht darin zwei Nägel in einer Holzplatte mit einem Stück Schnur mit einer Schlaufe zu verbinden. Das Stück Schnur muss länger sein als der Abstand zwischen beiden Nägeln. Nimmt man nun einen Bleistift und drückt ihn in der Schlaufe gegen die Schnur, kann man die beiden Nägel mit Kontakt der Bleistiftspitze zum Holzbrett umrunden. Hält man die Schnur konstant auf Spannung, so ergibt sich eine Ellipse. Darüber hinaus muss der Punkt auf welchem die Schlaufe am Bleistift anliegt höher sein, als der

$$E = \{P | \overline{F_1 P} + \overline{F_2 P} = 2a = \textit{konstant}\} \quad (3.1)$$

Man spricht bei der Länge dieser Strecke von der **großen Halbachse** **a**. Beide Strecken ergeben zusammen die Hauptachse  $\overline{S_1S_2}$ . Analog gibt es hierzu die Nebenachse, welche durch die Strecke  $\overline{S_3S_4}$  bestimmt wird. Die **kleinen Halbachsen** sind  $\overline{MS_3}$  und  $\overline{MS_4}$ . Diese haben die Längen **b**. Eine Ellipse kann auch als Stauchung eines Kreises mit dem Faktor  $\frac{b}{a}$  angesehen werden.

$$e' = \frac{e}{a} \quad (3.2)$$

6

$M$  liegen. Für  $e' = 1$  entartet die Ellipse zu einer Geraden, da die kleine Halbachse  $b$  zu 0 wird. Um das zu zeigen wird die obige Gleichung noch mal herangezogen.

$$e'^2 = \frac{e^2}{a^2} = \frac{a^2 - b^2}{a^2} = 1 - \left(\frac{b}{a}\right)^2 \quad (3.3)$$

Des Weiteren besitzt jede Ellipse einen Halbparameter  $p$ . Geht man davon aus, dass es einen Abstand  $p'$  gibt, welcher  $p$  bis zu einer die Ellipse umschließende Kreislinie verlängert, so gelten folgende Gleichungen

$$\frac{p}{p'} = \frac{b}{a} \quad (3.4)$$

Mit dem Satz eines alten Freudes folgt

$$p' = \sqrt{a^2 - e^2} \quad (3.5)$$

Jetzt ist klar, dass gilt

$$p = \frac{b}{a} \cdot p' = \frac{b}{a} \sqrt{a^2 - e^2} = \frac{b^2}{a} \quad (3.6)$$

Was nun noch fehlt ist „eine Gleichung, also eine analytische Beschreibung der Punkte einer Ellipse“ (siehe S.22 in [1]). Eine solche Gleichung ergibt sich mit dem Schnitt einer Ebene mit einem Kegel. Die Neigung der Schnittebene zur Kegelgrundfläche sei  $\alpha$ . Der Öffnungswinkel des Kegels sei  $\epsilon$ . Jetzt passiert etwas, dass das räumliche Denkvermögen herausfordert. In den Kegel wird eine (Dandelinsche) Kugel eingeschrieben. Diese Kugel berühre die Ebene im Punkt  $F$  und tangiere den Kegelmantel entlang eines Breitenkreises. Es ist einzusehen, dass der Punkt  $F$  auf der Hauptachse der Ellipse liegt. Der Schnittpunkt der entstehenden Ellipse und der Normale zur Hauptachse im Punkt  $F$  ist der Punkt  $Q$ .  $P$  stellt einen beliebigen Punkt auf der Ellipse dar. Die Verbindungslinie zwischen  $F$  und  $P$  hat zur Hauptachse die Neigung  $\theta$ . Der Abstand zwischen  $F$  und  $P$  ist  $r$ .  $s$  und  $s_0$  sind die Abstände der Punkte  $P$  und  $Q$  zum Berührkreis der Kugel gemessen entlang des Kegelmantels.

Man sieht nun, dass die Größen  $r$ ,  $s$  und  $\theta$  von  $P$  abhängig sind. Es interessiere nun die mathematische Funktion  $r(\theta)$ , welche die Ellipsenbahn beschreibe (vgl. S.23 in [1]). Betrachtet wird nun zunächst die zweidimensionale Zeichnung rechts oben in Abb. 3.4. Mit ein bisschen Nachdenken sieht man, dass

$$(s_0 - s) \cdot \cos(\epsilon) = r \cdot \cos(\theta) \cdot \cos(\alpha) \quad (3.7)$$



In der Darstellung rechts unten in Abb. 3.4 ist folgende Beziehung auffindbar.

$$R^2 + s^2 = R^2 + r^2 \quad (3.8)$$

$$(s_0 - r) \cdot \cos(\epsilon) = r \cdot \cos(\theta) \cdot \cos(\alpha) \quad (3.9)$$
$$s_0 \cos(\epsilon) - r \cos(\epsilon) = r \cos(\theta) \cos(\alpha) \quad (3.10)$$
$$s_0 \cos(\epsilon) = r \cos(\theta) \cos(\alpha) + r \cos(\epsilon) \quad (3.11)$$

Ausklammern und auflösen bringt

$$r = \frac{s_0 \cos(\epsilon)}{\cos(\theta) \cos(\alpha) + \cos(\epsilon)} \quad (3.12)$$

Die entstandene Gleichung 3.12 kann nun noch durch die Zusammenhänge  $p = s_0$  (Halbparameter) und  $e' = \frac{\cos(\alpha)}{\cos(\epsilon)}$  vereinfacht werden (vgl. S. 24 in [1]). Hierzu dividiert man Gleichung 3.12 durch  $\cos(\epsilon)$ .

$$r = \frac{s_0}{1 + \frac{\cos(\alpha)}{\cos(\epsilon)} \cos(\theta)} = \frac{p}{1 + e' \cos(\theta)} \quad (3.13)$$

Fertig ist die mathematische Version des ersten Keplerschen Gesetzes.

### Das zweite Keplersche Gesetz

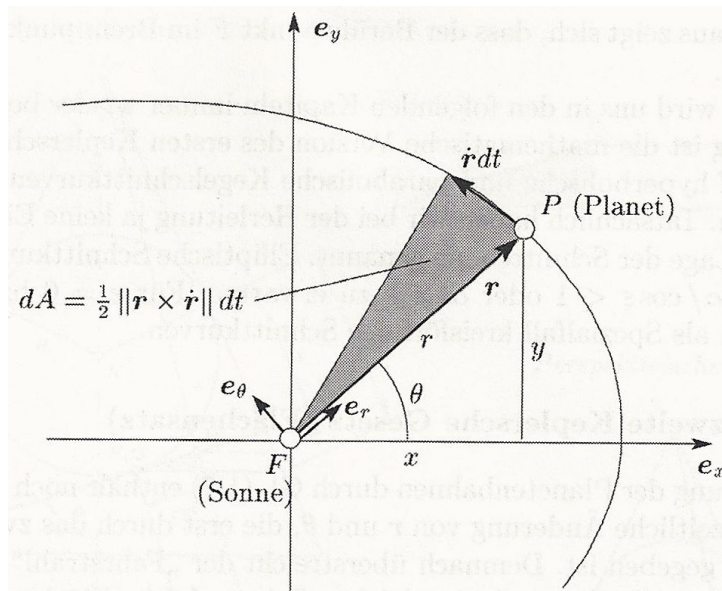


Abbildung 3.4: Kegelschnitt, Quelle: S.26 in [1]

Gleichung 3.13 liefert noch keine Aussage über die zeitliche Änderung von  $r$  und  $\theta$ . Um eine Aussage über die zeitliche Änderung dieser Variablen treffen zu können, kann Keplers zweites Gesetz herangezogen werden: Die Fläche, welche die Verbindungslinie zwischen Sonne und einem Planet überstreicht ist zeitlich konstant. Die Fläche  $\Delta A$ , die in einem Zeitintervall  $\Delta t$  durchstrichen wird ist genau

$$\Delta A = \frac{1}{2} \left| \vec{r} \times \dot{\vec{r}} \right| \Delta t + F(\Delta t^2) \quad (3.14)$$

Die beiden Vektoren  $r$  und  $\dot{r} \Delta t$  spannen eine Fläche auf, welche ein Parallelogramm beschreibt. Das Kreuzprodukt ergibt einen Vektor dessen Länge dieser Fläche entspricht.



Die Hälfte davon ist die Fläche des Dreiecks, die gesucht wird. Der Ausdruck  $\dot{r}\Delta t$  ist dabei sehr ungenau und beschreibt eigentlich nur die Änderung des Vektors  $r$ . Aus diesem Grund kommt noch der Fehlerterm  $F$  hinzu, der die Krümmung der Ellipse berücksichtigt. Bezieht man sich im nächsten Schritt auf infinitesimale Elemente, die wirklich gegen Null gehen, so erreicht man die gewünschte Genauigkeit. Der Fehlerterm wird überflüssig.

$$dA = \frac{1}{2} \left| \vec{r} \times \dot{\vec{r}} \right| dt \quad (3.15)$$

Man führt nun eine für jeden Planeten individuelle Konstante  $h$  ein, da sich das Verhältnis  $\frac{dA}{dt}$  nicht verändern darf.

$$2dA = h \cdot dt \quad (3.16)$$

Um das mathematische Äquivalent zu dem sprachlich formulierten zweiten Gesetz zu erhalten, soll wie beim ersten Gesetz eine Abhängigkeit zu  $r$  und  $\theta$  hergestellt werden. Zu diesem Zweck wird die Gleichung einer Koordinatentransformation in Zylinderkoordinaten unterworfen (vgl. S. 25 f. in [1]). Es gilt also

$$x = r \cos(\theta), y = r \sin(\theta) \text{ und } z = z.$$

Gemäß der Definition von Zylinderkoordinaten darf man jetzt den Vektor  $\vec{r}$  auch anders schreiben:

$$\vec{r} = r \vec{e}_r + z \vec{e}_z \quad (3.17)$$

wobei folgendes generell über Zylinderkoordinatensysteme bekannt ist:

$$\vec{e}_r = \begin{pmatrix} \cos(\theta) \\ \sin(\theta) \\ 0 \end{pmatrix}, \vec{e}_\theta = \begin{pmatrix} -\sin(\theta) \\ \cos(\theta) \\ 0 \end{pmatrix} \text{ und } \vec{e}_z = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}$$

Die Vektoren stehen allesamt senkrecht aufeinander, was man sieht, wenn man das Skalarprodukt bildet. Das liegt daran, dass das Skalarprodukt über die Summe der Längen der Vektoren multipliziert mit dem Kosinus des Winkels den sie einschließen definiert wird, welcher bei  $\frac{\pi}{2}$  bekanntlich Null ist. Da auch die Ableitung des Vektors  $\vec{r}$  (Geschwindigkeit) gesucht ist beginnt man zu differenzieren. Man wende hier zunächst die Summenregel, dann auf den ersten Ausdruck noch die Produkt- und die Kettenregel, da  $\vec{e}_r$  von  $\theta$  abhängt und diese wiederum von  $t$ . Es folgt

$$\dot{\vec{r}} = \dot{r} \vec{e}_r + r \dot{\vec{e}}_r + \dot{z} \vec{e}_z \quad (3.18)$$

Setzt man nun

$$\dot{\vec{e}}_r = \dot{\theta} \begin{pmatrix} -\sin(\theta) \\ \cos(\theta) \\ 0 \end{pmatrix} = \dot{\theta} \vec{e}_\theta$$

in Gleichung 3.18 ein, so ergibt sich

$$\dot{\vec{r}} = \dot{r} \vec{e}_r + r \dot{\theta} \vec{e}_\theta + \dot{z} \vec{e}_z \quad (3.19)$$

Man wählt nun die z-Achse geschickt, so dass diese senkrecht auf der Trägerebene der Ellipse steht (vgl. S.26 in [1]). Durch diesen Schachzug gilt für die zu betrachtenden Gleichungen  $z = 0$ . Jetzt fällt Gleichung 3.15 in sich zusammen

$$\frac{dA}{dt} = \frac{1}{2} \left| \vec{r} \times \dot{\vec{r}} \right| = \frac{1}{2} \left| r \vec{e}_r \times (\dot{r} \vec{e}_r + r \dot{\theta} \vec{e}_\theta) \right| \quad (3.20)$$

Durch die Bilinearität des Kreuzprodukts folgt

$$\frac{dA}{dt} = \frac{1}{2} \left| \dot{r} r (\vec{e}_r \times \vec{e}_r) + r r \dot{\theta} (\vec{e}_r \times \vec{e}_\theta) \right| \quad (3.21)$$

Die Tatsache, dass das Kreuzprodukt eines Vektors mit sich selbst den Nullvektor ergibt und dem Umstand, dass  $\vec{e}_r \perp \vec{e}_\theta \perp \vec{e}_z$  ist, führt zu

$$\frac{dA}{dt} = \frac{1}{2} \left| r^2 \dot{\theta} \vec{e}_z \right| = \frac{1}{2} r^2 \dot{\theta} = h = \text{konstant} \quad (3.22)$$

### Das dritte Keplersche Gesetz

Auf sein drittes Gesetz soll Kepler besonders stolz gewesen sein (vgl. S.27 in [1]). Nach seinem Gesetz stehen die Halbachsen  $a_1$  und  $a_2$  und die Umlaufzeiten  $T_1$  und  $T_2$  in dem Zusammenhang

$$\frac{T_1^2}{T_2^2} = \frac{a_1^3}{a_2^3} \quad (3.23)$$

Die Umlaufzeit lässt sich nun leicht mit der Konstanten  $h$ , welche für das zweite Keplersche Gesetz eingeführt wurde ausdrücken. Es wird hierfür die gesamte Ellipsenfläche ( $A_{\text{Ellipse}} = ab\pi$ ) und konsequenterweise dann auch die gesamte Umlaufzeit  $T$  angenommen. Eingesetzt in Gleichung 3.22 ergibt sich

$$2ab\pi = hT. \quad (3.24)$$

Daraus folgt

$$T = \frac{2ab\pi}{h}. \quad (3.25)$$

Eingesetzt in Gleichung 3.23 ergibt sich

$$\frac{T_1^2}{T_2^2} = \frac{a_1^3}{a_2^3} = \frac{a_1^2 b_1^2 h_2^2}{a_2^2 b_2^2 h_1^2} \quad (3.26)$$

Bringt man nun  $a_1^2 b_1$  und  $a_2^2 b_2$  einmal durch Division und einmal durch Multiplikation eins weiter nach links, so kann man die Beziehung aus Gleichung 3.6 ausnutzen und schreiben

$$\frac{a_1 b_2^2}{a_2 b_1^2} = \frac{h_2^2}{h_1^2} \quad (3.27)$$

Oben und unten multipliziert man jetzt noch jeweils mit  $1/a_1$  und  $1/a_2$ .

$$\frac{b_2^2/a_2}{b_1^2/a_1} = \frac{h_2^2}{h_1^2} = \frac{p_2}{p_1} \quad (3.28)$$

Das Resultat ist ein „Zusammenhang zwischen den Halbparametern  $p_1, p_2$  und den Bewegungskonstanten  $h_1, h_2$ “ (siehe S.27 in [1]). Diese Größen sind aus dem zweiten Keplerschen Gesetz bekannt.

### 3.1.2 Die Bahnelemente

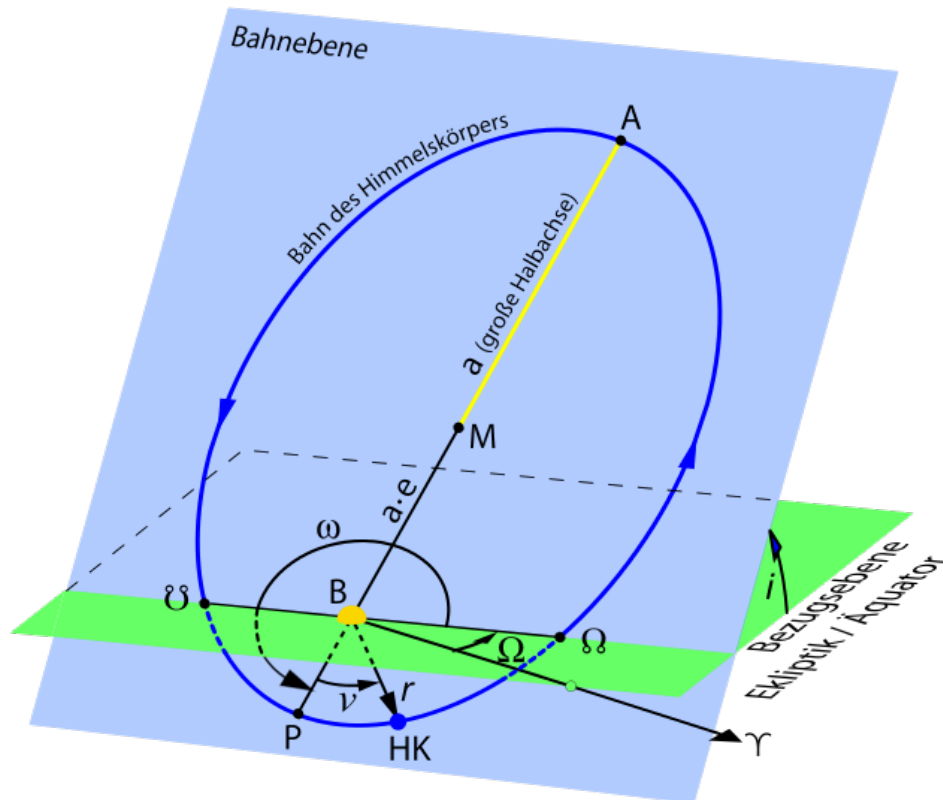


Abbildung 3.5: Bahnelemente, Quelle: [3]

Die Bahnelemente dienen der Beschreibung einer Bewegung eines Himmelskörpers auf einer Umlaufbahn (meist einer Ellipse). Dieser Körper unterliegt den Keplerschen Gesetzen. Wird die Bewegung eines Himmelskörpers durch äußere Einflüsse (z.B. Gravitationskraft der Sonne) nicht gestört, so kann sie durch sechs Größen beschrieben werden. Diese Größen sind die Bahnelemente. Zwei Bahnelemente beschreiben die **Form der Bahn**, drei legen die **Lage der Bahn** im dreidimensionalen Raum fest und ein Bahnelement gibt an zu welcher **Zeit** sich der Himmelskörper wo auf der Bahn befunden hat.

Diese Bahnelemente reichen in der Praxis nicht aus, um die Position eines Himmelskörpers z.B. eines Satelliten mit einem Vorhersagemodell berechnen zu können. Aus diesem Grund werden die Bahnelemente meist um von Vorhersagemodellen benötigten Informationen ergänzt. Im Folgenden werden die Bahnelemente in Ihrer Bedeutung anhand der Abbildung 3.5 erläutert.

### Gestalt der Bahn

Um die Gestalt der Bahn zu beschreiben wird die **numerische Exzentrizität (1)**  $e'$  und die Angabe der Länge der **großen Halbachse (2)**  $a$  benötigt. Diese beiden Größen werden ausführlich im Absatz 3.1.1 beschrieben. Es braucht nicht mehr, um eine elliptische Bahn zu definieren. Zur Erinnerung: Die große Halbachse  $a$  ist die Länge der Strecke vom Mittelpunkt zu den Hauptscheiteln. Die (lineare) Exzentrizität  $e$  gibt die Schlankeit der Ellipse an. Wobei die numerische Exzentrizität  $e'$  auf die große Halbachse normiert ist.

Die Abhängigkeit der Umlaufzeit eines Satelliten von den Bahndimensionen (v.a. Länge der großen Halbachse) und die elliptische Bahnform sind der „quadratischen Abnahme der Gravitationsbeschleunigung [geschuldet]“ (siehe S. 87 in [4]).

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{GM_{Erde}}{r^2} \cdot \frac{\vec{r}}{r} \quad (3.29)$$

$GM_{Erde} \approx 398600,4 \frac{km^3}{s^2}$  ist dabei das konstante Produkt aus Gravitationskonstante und Masse der Erde. Das Stichwort lautet hier Impulserhaltungssatz. In einem geschlossenen System kann Impuls weder vernichtet noch erschaffen werden. Bis zum Perigäumsdurchgang nimmt ein Satellit Impuls von der Erde über die Kraft, die zum Erdmittelpunkt hin wirkt auf. Danach wird Impuls an die Erde abgegeben  $\rightarrow$  der Satellit verlangsamt sich. Nach dem Apogäumsdurchgang fängt der Satellit wieder an schneller zu werden. Er nimmt wieder Impuls auf.

## Lage der Bahn

Es erscheint sinnvoll, dass die Lage im Raum als nächstes festgelegt wird. Auch scheint es sinnig, dass man drei Bahnellemente benötigt, um die Lage der Bahn im dreidimensionalen Raum festzulegen.

Man stelle sich nun vor, dass die Ellipse, auf welcher der Satellit sich bewegt, in einer Ebene liege. Diese Ebene schneide man mit einer Referenzebene (z.B. Schnittebene durch den Erdäquator). Die **Inklination (3)**  $i$  ist nun ein Winkel, „um den die Bahnebene gegenüber der [Referenzebene] geneigt ist“ (siehe S.88 in [4]). Um die Nebenachse der Ellipse herum kann durch diese Festlegung keine Rotation mehr stattfinden. Die Ellipse, die ja in der Ebene liegt, kann sich jetzt noch in dieser Ebene um eine zur Ebene orthogonalen Achse drehen. Um das zu unterbinden wird ein weiterer Winkel, das **Argument des Perigäums (4)**  $\omega$ , eingeführt. Das Argument des Perigäums ist der Winkel, den die Knotenlinie und die Perigäumsrichtung (Hauptachse) einschließen. Das Perigäum liegt am Ende der Hauptachse, auf welches sich der Satellit zu bewegt, nachdem er den aufsteigenden Knoten passiert hat. Der aufsteigende Knoten ist der Punkt in dem der Satellit die Referenzebene auf seiner elliptischen Umlaufbahn (von Süd nach Nord) durchstößt. Die Knotenlinie ist die Schnittgerade der Ellipse mit der Referenzebene. Darüber hinaus gibt es das Apogäum, welches nach dem absteigenden Knoten durchlaufen wird, der am anderen Ende der Nebenachse beheimatet ist. Eine andere Definition für das Perigäum ist der Punkt des geringsten Abstands des Satelliten zur Erde. Analog lässt sich das Apogäum als Punkt des größten Abstands des Satelliten zur Erde festlegen. Die Ellipse dreht sich nun nicht mehr in der Ebene. Eine Sache wurde jetzt noch nicht betrachtet. Die Ebene kann sich immer noch entlang Ihrer Hauptachse drehen. Die **Rektaszension des aufsteigenden Knotens (5)**  $\Omega$  gibt nun den Winkel an, den die Knotenlinie und der Vektor vom Ellipsenmittelpunkt zum Frühlingspunkt  $\gamma$  einschließen. Doch was ist der Frühlingspunkt? „Als Frühlingspunkt (auch Widderpunkt) wird in der Astronomie der Schnittpunkt des Himmelsäquators mit der Ekliptik bezeichnet, an dem die Sonne zum Frühlingsanfang der Nordhalbkugel (= Herbstanfang der Südhalbkugel) steht“ (siehe [5]). Die Drehung um die Hauptachse ist jetzt also auch nicht mehr möglich. Der Bahnlage wurden somit alle drei Freiheitsgrade genommen.

Die Bewegung eines Satelliten erfolgt in einer nicht veränderbaren Bahnebene mit dem

Bahnmittelpunkt gleich dem Erdmittelpunkt. Dies impliziert das erste Keplersche Gesetz. Der Grund hierfür ist „dass die Anziehung der Erde (in erster Näherung) immer zum Erdmittelpunkt gerichtet ist“ (siehe S. 87 in [4]). Zu keinem Zeitpunkt gibt es somit einen Kraftvektor, der Senkrecht zum Ortsvektor  $\vec{r}$  wirkt und somit die Bahnebene verschieben könnte (Annahme: Mittelpunkt des Koordinatensystems ist der Erdmittelpunkt). Daraus resultiert wiederum, dass eine einmal eingeschlagene Bahnebene ohne eine äußere Kraft nicht wieder verlassen werden kann.

### Zeitlicher Bezug und Kepler-Gleichung

Bis jetzt ist alles recht schön und anschaulich. Es ist klar wo die Bahnebene im Raum ist und wie diese aussieht. Wir haben durch das zweite Keplersche Gesetz eine Gleichung, die uns die Position des Satelliten in Abhängigkeit des Winkels  $\theta$  verrät. Diese ist

$$r = \frac{p}{1 + e' \cos(\theta)} \quad (3.30)$$

$\theta$  ist der Winkel, den die Verbindungslinie zwischen einem Brennpunkt und dem Satellit mit der Hauptachse einschließt. Es gibt allerdings noch ein Haar in der Suppe. Aufgrund des Flächensatzes ist die Winkelgeschwindigkeit des Satelliten nicht konstant (bzw. nur für eine in der Natur nicht vorkommende Kreisbahn konstant).  $\theta$  ist eine Funktion von  $t$ . Die sog. wahre Anomalie  $\theta(t)$  schwankt um die mittlere Anomalie  $M$  (nicht zu verwechseln mit der Erdmasse). Man stößt nun auf das Zweikörperproblem (Keplerproblem). Dies ist die Angabe der wahren Anomalie  $\theta(t = t_x)$  zu einem vorgegebenen Zeitpunkt  $t_x$ . Wie kommt die mittlere Anomalie nun zustande? Zunächst sollte ein genauer Blick auf folgende Abbildung 3.6 geworfen werden. Die Abbildung stellt eine Momentaufnahme einer Situation dar. Wie schon bei früheren Betrachtungen wird die Ellipse (Orbit) in einen Umkreis eingeschrieben. Ein fiktiver (mittlerer) Satellit  $Y$  laufe entlang des Umkreises um den Punkt  $C$  (Mittelpunkt der Ellipse und des Kreises, kein Ellipsenbrennpunkt). Der wahre Satellit  $P$  bewege sich entlang der Ellipse. Die Lage des fiktiven Satelliten  $Y$  wird zum Zeitpunkt  $t$  mittels des Winkels  $M$  dargestellt. Hierbei wird unterstellt, dass der Satellit zum Zeitpunkt  $t_P$  im Perigäum (oft auch Periapsis genannt)  $M = 0$  war. Es gilt nun

$$M = 2\pi \frac{t - t_P}{U} = n(t - t_P) \quad (3.31)$$

Hierbei ist  $n$  die Winkelgeschwindigkeit.  $S$  ist der Erdmittelpunkt (Schwerezentrum). Um nun die Kurve zu der Ellipse und dem tatsächlichen Satellit zu bekommen wird das


$$\frac{A_{Kreis}}{A_{Ellipse}} = \frac{\pi a^2}{\pi a b} \quad (3.32)$$
$$\frac{A_{CYZ}}{A_{SPZ}} = \frac{A_{Kreis}}{A_{Ellipse}} = \frac{a}{b} \quad (3.33)$$
$$A_{SXZ} = \frac{a}{b} A_{SPZ} \quad (3.34)$$
$$A_{SXZ} = A_{CYZ} \quad (3.35)$$

Mit der Gleichung 3.35 ist ein indirekter Zusammenhang zwischen der mittleren Anomalie (Punkt  $Y$ ) und der exzentrischen Anomalie (Punkt  $X$ ) gefunden. Der Fahrstrahl  $\overline{CY}$  in der Zeit einer Periode  $U$  eine Fläche von  $\pi a^2$  überstreicht, so überstreicht er in einer Zeit  $t$  eine Fläche, die um den Faktor  $\frac{M}{2\pi}$  kleiner ist. Es folgt

$$A_{CYZ} = \frac{M}{2\pi} \pi a^2 = \frac{a^2}{2} M \quad (3.36)$$

Analog gilt dies für den Fahrstrahl  $\overline{CX}$ .

$$A_{CXZ} = \frac{a^2}{2} E \quad (3.37)$$

Weiter geht's mit noch mehr Geometrie. Die Fläche  $A_{CXZ}$  kann in zwei Teilflächen zerlegt werden.

$$A_{CXZ} = A_{CSX} + A_{SXZ} \quad (3.38)$$

Die Fläche  $A_{CSX}$  kann als die Fläche eines Dreiecks aufgefasst werden. Dabei ist  $a \cdot e'$  die Basis und  $a \sin(E)$  die Höhe des Dreiecks.

$$A_{CSX} = \frac{1}{2} \cdot a \cdot e' \cdot a \sin(E) = \frac{a^2}{2} e' \sin(E) \quad (3.39)$$

Als letzten Schritt setze man nun noch Gleichung 3.35 (unter Beachtung von Gleichung 3.36), Gleichung 3.37 und Gleichung 3.39 in Gleichung 3.38 ein.

$$\frac{a^2}{2} E = \frac{a^2}{2} e' \sin(E) + \frac{a^2}{2} M \quad (3.40)$$

Mit ein paar Tricks aus der Grundschule entsteht die **Kepler-Gleichung** wie sie im Buche steht.

$$E - e' \sin(E) = M = U \cdot t \quad (3.41)$$

Diese Gleichung kann nicht nach  $E$  aufgelöst werden und so keine schöne Funktion  $E(t)$  gewonnen werden. Doch Gott sei dank, schenke er Newton die Eingebung des Newton-Verfahrens zur Nullstellensuche. Das Newton-Verfahren ist im Grunde eine rekursive Folge, wobei jedes Folgenglied allgemein mit

$$x_{n+1} = x_n - \frac{f(x_n)}{f'(x_n)} \quad (3.42)$$

zu bestimmen ist. Man stellt also Gleichung 3.41 entsprechend um und leite ab.

$$f(E) = E - e' \sin(E) - M \stackrel{!}{=} 0 \quad (3.43)$$



$$f'^E(E) = 1 - e' \cos(E) \quad (3.44)$$

Es folgt die rekursive Folge für die Kepler-Gleichung.

$$E_{n+1} = E_n - \frac{E - e' \sin(E) - M}{1 - e' \cos(E)} \quad (3.45)$$

Als Startwert wird in [4]  $E_0 = M$  empfohlen. Die rekursive Folge Verhält sich dabei so, dass sie gegen einen entsprechenden Wert für die exzentrische Anomalie  $E$  konvergiert. Wenn sich entsprechende Nachkommastellen nach gewisser Genauigkeit nicht mehr ändern, so hat man die Nullstelle gefunden. Mit diesem Wert für  $E(t = t_x)$  kann die wahre Anomalie  $\theta(t = t_x)$  bestimmt werden. Zu beachten ist, dass in die Kepler-Gleichung natürlich vor der Anwendung des Newton-Verfahrens auch der gewünschte Zeitpunkt  $t_p$  eingesetzt wird.

Wie bestimmt man nun die wahre Anomalie, also den Winkel, der zu dem Zeitpunkt gehört aus welchem wir dann wiederum einen Vektor  $r$  gewinnen können? Hierzu werden die Größen  $x'$  und  $y'$  in Abbildung 3.6 herangezogen. Man sucht nun nach einer Beziehung zwischen diesen Größen und bekannten Größen aus dem Fundus der Bahnelemente die Form der Bahn betreffend (dazu gehören natürlich auch abgeleitete Größen). Es ist nachvollziehbar, dass

$$x' = r \cos(\theta) = \cos(E) a - e = a (\cos(E) - e') \quad (3.46)$$

ist. Für  $y'$  muss man etwas tiefer in die Trickkiste greifen. Man geht aus von Gleichung 3.4. Diese stelle man nach  $p$  um.

$$p = p' \frac{b}{a} \quad (3.47)$$

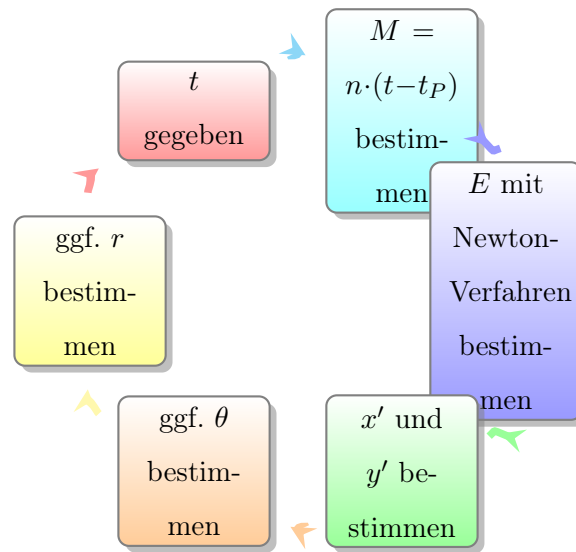
Für  $p'$  kann der Term  $\sin(E) a$  eingesetzt werden. Mit dem Satz des Pythagoras kann  $b$  auch mit den Größen  $a$  und  $e$  ausgedrückt werden. Es folgt

$$p = y' = \sin(E) a \frac{\sqrt{a^2 - e^2}}{a} = \sin(E) a \sqrt{1 - e'^2} \quad (3.48)$$

Aus diesen beiden Größen kann unmittelbar die wahre Anomalie  $\theta$  zu einem gegebenen Zeitpunkt bestimmt werden.

$$\theta = \arctan\left(\frac{y'}{x'}\right) = \arctan\left(\frac{\sin(E) a \sqrt{1 - e'^2}}{a (\cos(E) - e')}\right) = \arctan\left(\frac{\sin(E) \sqrt{1 - e'^2}}{\cos(E) - e'}\right) \quad (3.49)$$

Nun ist also der zeitliche Bezug bekannt. Hier nochmal eine kleine Darstellung wie vorzugehen ist.



Führt man den Vorgang wie oben gezeigt iterativ aus, so erhält man einen zweidimensionalen Vektor  $\vec{r}$ . Wenn man nun scharf nachdenkt, so fällt einem auf, dass man nochmal eine Information benötigt. Es braucht einen Zeitpunkt  $t_P$ . Dies muss ein Zeitpunkt sein, bei welchem der Satelliten im Perigäum stand. Als Analogie könnte man die Phase eines Signals in der Elektrotechnik angeben. Genau diesen Zeitpunkt liefern die Bahnelemente als zeitlichen Bezug.

Die Bahnelemente sind also

- Gestalt der Bahn
  - die große Halbachse  $a$
  - die numerische Exzentrizität  $e'$
- Lage der Bahn
  - die Inklination  $i$
  - die Rektaszension des aufsteigenden Knotens  $\Omega$
  - das Argument des Perigäums  $\omega$
- Zeitlicher Bezug
  - die Epoche (wann ist der Satellit im Perigäum gewesen)  $t_P$

Zum Schluss trägt man alle Informationen aus den Bahnelementen zusammen, um einen Vektor  $\vec{r}$  im dreidimensionalen kartesischen Koordinatensystem zu erhalten. Der Ursprung des Koordinatensystems soll im Erdzentrum liegen und der Vektor  $\vec{r}$  soll ein Ortsvektor des Satelliten sein. Die x-y-Ebene dieses Koordinatensystems ist der Äquator. Das Ergebnis der bisherigen Berechnungen ist der Vektor

$$\vec{r}' = a \cdot \begin{pmatrix} \cos(E) - e' \\ \sin(E) \sqrt{1 - e'^2} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (3.50)$$

Die Satellitenbahn liegt aktuell in der äquatorialen Ebene. Der Erdmittelpunkt liegt im Brennpunkt der Ellipse. Anstatt die Bahnebene zu drehen, dreht man nun das Koordinatensystem. Allerdings in die mathematisch entgegengesetzte Richtung. Hierfür können natürlich nur die Winkel verwendet werden, welche in den Bahnelementen für die Lage der Bahn mitgeliefert werden. Bei der Drehung wird auf Drehmatrizen zurückgegriffen. Eine gute Veranschaulichung dieser Drehungen findet man *in dieser Animation* (<https://www.youtube.com/watch?v=QZrYaKwZwhI>). Der gesuchte Vektor ergibt sich nun zu

$$\vec{r} = \mathbf{R}_Z(-\Omega) \mathbf{R}_X(-i) \mathbf{R}_Z(-\omega) \cdot a \cdot \begin{pmatrix} \cos(E) - e' \\ \sin(E) \sqrt{1 - e'^2} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (3.51)$$

Hierbei stellen  $\mathbf{R}_X$  und  $\mathbf{R}_Z$  folgende Drehmatrizen dar (vgl. S.89 in [4]).

$$\mathbf{R}_X(\alpha) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & +\cos \alpha & +\sin \alpha \\ 0 & -\sin \alpha & +\cos \alpha \end{pmatrix} \quad (3.52)$$

$$\mathbf{R}_Z(\alpha) = \begin{pmatrix} +\cos \alpha & +\sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & +\cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (3.53)$$

Eine Frage, die sich aufdrängen mag ist: Warum kann die Drehung der Ellipse in der Bahnebene (Argument des Perigäums  $\omega$ ) einfach auf eine Drehung der z-Achse zurückgeführt werden? Man kann es sich auch so vorstellen, dass zunächst die Ellipse noch in der äquatorialen Ebene liegt, die z-Achse dann um  $-\omega$  gedreht wird, dann die x-Achse um  $-i$  und letztendlich die z-Achse nochmal um  $-\Omega$  gedreht wird.<sup>6</sup>

Nach [4] ergibt sich nach der Ausführung der Drehungen der Vektor

$$\vec{r} = r \cdot \begin{pmatrix} \cos(\omega + \theta) \cos(\Omega) - \sin(\omega + \theta) \cos(i) \sin(\Omega) \\ \cos(\omega + \theta) \sin(\Omega) + \sin(\omega + \theta) \cos(i) \cos(\Omega) \\ \sin(\omega + \theta) \sin(i) \end{pmatrix} \quad (3.54)$$

Durch Ableitung nach der Zeit kommt man wie in [4] angegeben auf

$$\vec{v} = \mathbf{R}_Z(-\Omega) \mathbf{R}_X(-i) \mathbf{R}_Z(-\omega) \cdot \frac{\sqrt{GM_{Erde} a}}{r} \cdot \begin{pmatrix} -\sin(E) \\ \cos(E) \sqrt{1 - e'^2} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (3.55)$$

Gleichung 3.55 lässt sich so interpretieren, dass der Term  $\sqrt{\frac{GM_{Erde}}{r^2 a}}$  die zeitliche Ableitung der exzentrischen Anomalie  $E$  sein muss, da die Kettenregel der Differentialrechnung greift und die Rotationsmatrizen keine zeitlichen Abhängigkeiten aufweisen.

### 3.1.3 Bahnstörung

# 4 GPredict

## 4.1 Übersicht

GPredict ist eine freie Software zur Satellitenverfolgung und Orbitvorhersage und steht als Quellcode oder bereits fertig kompiliertes Programm für Windows, Mac OS und Linux zur Verfügung. Die Software ist in C geschrieben und unter der GNU General Public License (GPL) lizenziert, somit kann sie frei verändert und an die entsprechenden Nutzervoraussetzungen angepasst werden.

In Abbildung 4.1 ist das Prinzip eines Satellitenverfolgungsprogramms zu sehen (die blauen Blöcke stellen hierbei die Funktionalität des Programms dar). Zunächst wird an Hand der Keplerschen Bahnelemente und dem aktuellen Zeitpunkt die absolute Position des Satelliten berechnet. Daraufhin wird der Vektor, der von der Bodenstation zum Satelliten zeigt, bestimmt. Nun können Azimut und Elevation dieses Vektors für die Ansteuerung der Antenne verwendet werden.

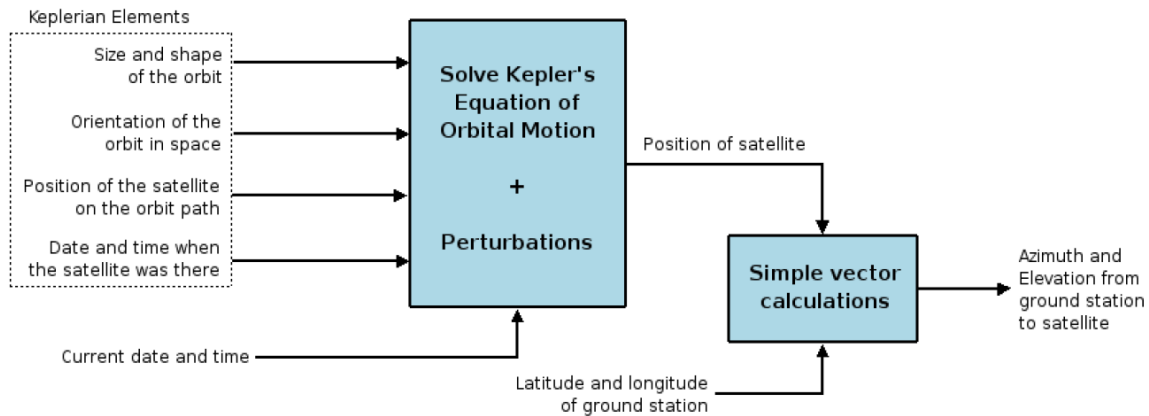


Abbildung 4.1: Prinzip eines Satellitenverfolgungsprogramms [7]

Zur Berechnung der Satellitenposition wird auf den NORAD SGP4/SDP4 Algorithmus zurückgegriffen (siehe Abschnitt XXX). Um hierfür zu jedem Zeitpunkt die aktuellen Kepler-Elemente des zu verfolgenden Satelliten zu kennen, gibt es unter GPredict die Möglichkeit einer automatischen Aktualisierung über HTTP, FTP oder aus dem lokalen Verzeichnis.

Bei GPredict ist im Gegensatz zu anderen Satellitenverfolgungsprogrammen wie SatPC32 kein Limit an zu verfolgenden Satelliten und Bodenstationen gegeben. Durch die Verwendung von Modulen kann außerdem unkompliziert zwischen verschiedenen Konfigurationen gewechselt werden. Die Orbitvorhersage eines Satelliten lässt sich sowohl grafisch als auch tabellarisch darstellen, wobei durch die Einstellungen verschiedener Parameter eine sehr individuelle Anzeige erreicht werden kann [8].

## 4.2 Grafische Oberfläche

In Abbildung 4.2 ist die grafische Oberfläche von GPredict zu sehen. In der Standardkonfiguration ist dort zunächst die Kartenansicht bzw. *Map View* (oben), die Polaransicht bzw. *Polar View* (links unten) und die Einzelsatellitenansicht bzw. *Single-Satellite View* (rechts unten) zu sehen.

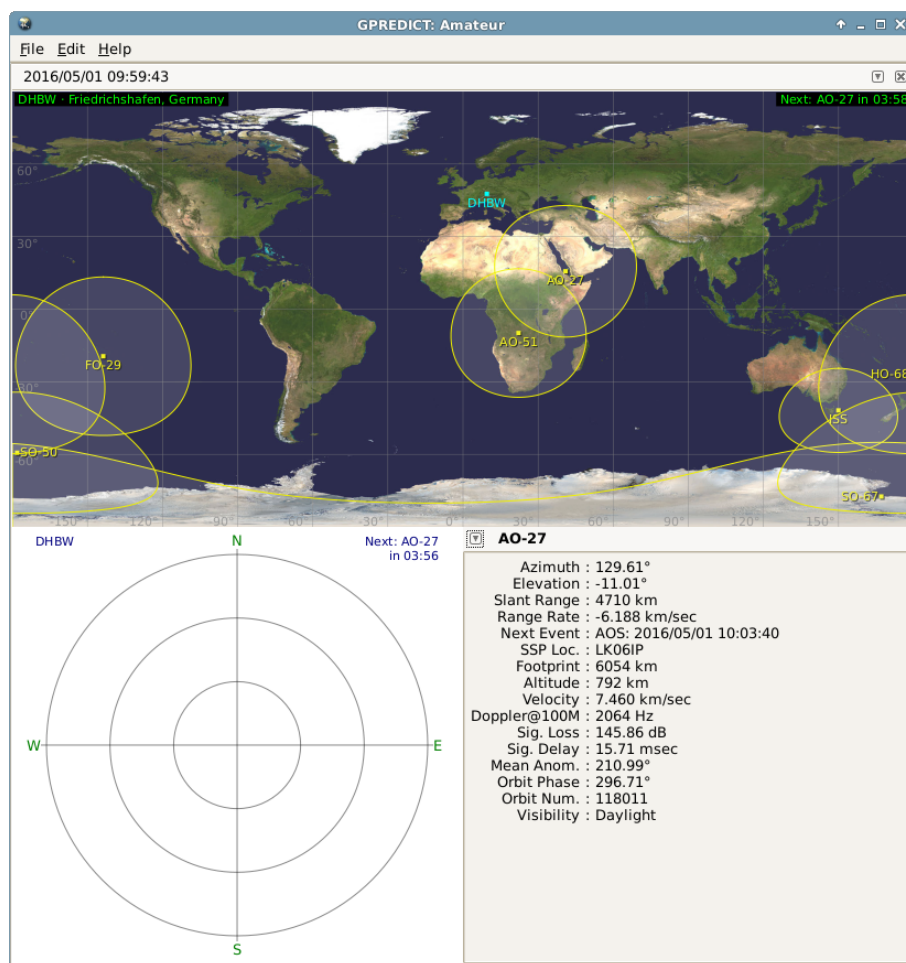


Abbildung 4.2: Standardoberfläche von GPredict

### 4.2.1 Grundansichten

Zu den oben genannten Ansichten kommen noch zwei Weitere hinzu, die Listenansicht bzw. *List View* und eine Ansicht für bevorstehende Vorbeiflüge, die sogenannte *Upcoming Passes View*. Im Folgenden werden die verschiedenen Ansichten genauer beschrieben:

#### Map View

Diese Ansicht besteht, wie in Abbildung 4.2 zu sehen, aus einer Weltkarte auf der die aktuellen Standorte der für das aktuelle Modul ausgewählten Satelliten zu sehen ist. Das heißt der Punkt auf dem der entsprechende Satellit senkrecht bezogen auf den Erdmittelpunkt steht. Außerdem ist um diesen Punkt die Fläche umrahmt, von der der Satellit von der Erde aus sichtbar ist. Mit einem Rechtsklick auf einen Satellitenamen kann außerdem die Option *Ground Track* aktiviert werden, mit welcher die Spur des Satelliten für mehrere Orbits angezeigt wird.

#### Polar View

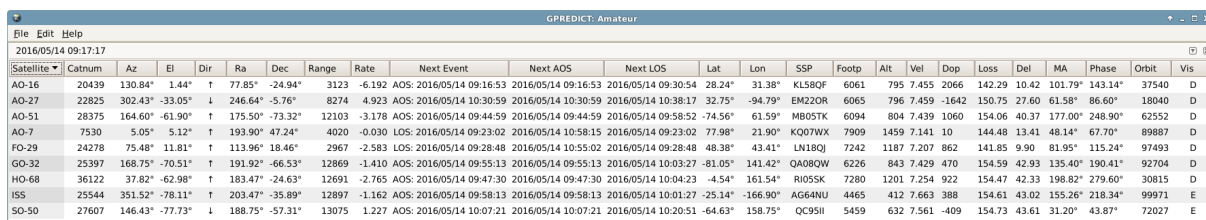
Die *Polar View* (siehe Abbildung 4.2) stellt eine Draufsicht auf die Bodenstation dar, bei der die Polarachse den Azimutwinkel darstellt und die Radialachse den Elevationswinkel. Mit einem Rechtsklick auf einen Satelliten lässt sich mit der Option *Show sky track* aktivieren, das die Spur des entsprechenden Satelliten angezeigt wird. Zusätzlich wird das aktuelle Modul links oben angezeigt, der nächste sichtbare Satellit (rechts oben) und die genauen Werte für Azimut und Elevation (links unten) sobald sich der Mauszeiger auf der *Polar View* befindet.

#### Single-Satellite View

In dieser Ansicht (siehe Abbildung 4.2) werden detaillierte Informationen zu einem ausgewählten Satelliten angezeigt, z.B. Azimut, Elevation, Entfernung der direkten Sichtverbindung (*Slant Range*), Höhe, Geschwindigkeit, Dopplerverschiebung oder Signaldämpfung. Mit einem Klick auf das Dreieck links neben dem Satellitenamen kann zwischen den für dieses Modul ausgewählten Satelliten gewechselt werden.

## List View

Die Listenansicht zeigt eine tabellarische Auflistung aller für das aktuelle Modul ausgewählten Satelliten mit verschiedenen Details, mit je einem Satelliten pro Zeile. In Abbildung 4.3 ist die Listenansicht mit allen verfügbaren Details zu sehen. Mit einem Klick auf eine entsprechende Kategorie lässt sich das Sortierkriterium ändern. Falls hier ein variables Kriterium wie die Geschwindigkeit eingestellt wird, ändert sich die Sortierreihenfolge mit der eingestellten Auffrischrate (*Refresh Rate*). Die Bezeichnung des jeweiligen Details ist in dieser Ansicht abgekürzt, z.B. *Az* für *Azimut*. Unter den Moduleinstellungen beim Reiter *List View* kann ausgewählt werden, welches Detail angezeigt wird. Dort ist außerdem erkenntlich für was die entsprechenden Abkürzungen stehen.



Satellite	Catnum	Az	El	Dir	Ra	Dec	Range	Rate	Next Event	Next AOS	Next LOS	Lat	Lon	SSP	Footp	Alt	Vel	Dop	Loss	Del	MA	Phase	Orbit	Vis
AO-16	20439	130.84°	1.44°	↑	77.85°	-24.94°	3123	-6.192	AOS: 2016/05/14 09:16:53	2016/05/14 09:16:53	2016/05/14 09:30:54	28.24°	31.38°	KL58QF	6061	795	7.455	2066	142.29	10.42	101.79°	143.14°	37540	D
AO-27	22825	302.43°	-33.05°	↓	246.64°	-5.76°	8274	4.923	AOS: 2016/05/14 10:30:59	2016/05/14 10:30:59	2016/05/14 10:38:17	32.75°	-94.79°	EM22OR	6065	796	7.459	-1642	150.75	27.60	61.58°	86.60°	18040	D
AO-51	28375	164.60°	-61.90°	↑	175.50°	-73.32°	12103	-3.178	AOS: 2016/05/14 09:44:59	2016/05/14 09:44:59	2016/05/14 09:58:52	-74.56°	61.59°	MB05TK	6094	804	7.439	1060	154.06	40.37	177.00°	248.90°	62552	D
AO-7	7530	5.05°	5.12°	↑	193.90°	47.24°	4020	-0.030	LOS: 2016/05/14 09:23:02	2016/05/14 10:58:15	2016/05/14 09:23:02	77.98°	21.90°	K007WX	7909	1459	7.141	10	144.48	13.41	48.14°	67.70°	89887	D
FO-29	24278	75.48°	11.81°	↑	113.96°	18.46°	2967	-2.583	LOS: 2016/05/14 09:28:48	2016/05/14 10:55:02	2016/05/14 09:28:48	48.38°	43.41°	LN18QJ	7242	1187	7.207	862	141.85	9.90	81.95°	115.24°	97493	D
GO-32	25397	168.75°	-70.51°	↑	191.92°	-66.53°	12869	-1.410	AOS: 2016/05/14 09:55:13	2016/05/14 09:55:13	2016/05/14 10:03:27	-81.05°	141.42°	QA08QW	6226	843	7.429	470	154.59	42.93	135.40°	190.41°	92704	D
HO-68	36122	37.82°	-62.98°	↑	183.47°	-24.63°	12691	-2.765	AOS: 2016/05/14 09:47:30	2016/05/14 09:47:30	2016/05/14 10:04:23	-4.54°	161.54°	RI05SK	7280	1201	7.254	922	154.47	42.33	198.82°	279.60°	30815	D
ISS	25544	351.52°	-78.11°	↑	203.47°	-35.89°	12897	-1.162	AOS: 2016/05/14 09:58:13	2016/05/14 09:58:13	2016/05/14 10:01:27	-25.14°	-166.90°	AG64NU	4465	412	7.663	388	154.61	43.02	155.26°	218.34°	99971	E
SO-50	27607	146.43°	-77.73°	↓	188.75°	-57.31°	13075	1.227	AOS: 2016/05/14 10:07:21	2016/05/14 10:07:21	2016/05/14 10:20:51	-64.63°	158.75°	QC95II	5459	632	7.561	-409	154.73	43.61	31.20°	43.87°	72027	E

Abbildung 4.3: Listenansicht bzw. *List View* von GPredict

## Upcoming Passes View

Die *Upcoming Passes View* (siehe Abbildung 4.4) zeigt alle Satelliten des aktuellen Moduls, deren Azimut und Elevation, sowie die Zeit bis zum nächsten Verschwinden des Satelliten, dem sogenannten *Loss of Signal (LOS)* bzw. dem nächsten Auftauchen, auch *Acquisition of Signal (AOS)* genannt.

Satellite	Az	El	▼	AOS/LOS
AO-27	29.48°	21.85°		05:04
AO-16	182.57°	-49.98°		25:16
FO-29	170.06°	-60.09°		26:43
AO-7	157.48°	-65.08°		32:06
GO-32	339.04°	-64.81°		55:41
HO-68	237.62°	-52.19°		01:08:45
SO-50	152.56°	-31.48°		01:15:43
AO-51	47.69°	-72.15°		09:34:23
ISS	114.72°	-65.28°		12:46:49

Abbildung 4.4: Upcoming Passes View



## 4.2.2 Weitere Ansichten

Bei allen Ansichten kann durch einen Klick auf den Satellitennamen (bei der *Single-Satellite View* ein Klick auf das Dreieck neben dem Namen) ein kleines Pop-Up Menü geöffnet werden, welches den entsprechenden Satellitennamen, die Option *Show next pass* und die Option *Future passes* anzeigt.

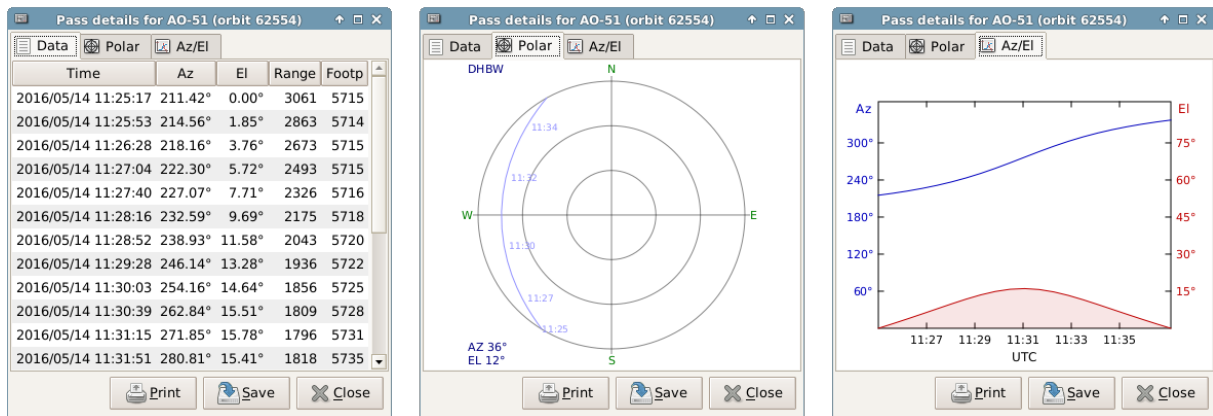


Abbildung 4.5: Pass Details

AOS	LOS	Duration	Max El	AOS Az	LOS Az
2016/05/14 11:25:17	2016/05/14 11:37:14	00:11:56	15.78°	211.40°	330.90°
2016/05/14 21:48:41	2016/05/14 22:01:36	00:12:55	17.95°	28.00°	151.46°
2016/05/14 23:27:06	2016/05/14 23:41:46	00:14:39	66.49°	10.74°	203.90°
2016/05/15 01:06:48	2016/05/15 01:17:51	00:11:03	11.27°	355.88°	256.29°
2016/05/15 09:05:45	2016/05/15 09:18:52	00:13:06	29.84°	135.28°	355.11°
2016/05/15 10:44:19	2016/05/15 10:57:50	00:13:30	35.33°	188.03°	339.49°
2016/05/15 21:09:47	2016/05/15 21:19:39	00:09:51	7.03°	39.63°	125.08°
2016/05/15 22:47:15	2016/05/15 23:01:58	00:14:43	56.91°	16.72°	183.81°
2016/05/16 00:26:29	2016/05/16 00:39:40	00:13:11	22.68°	2.30°	234.24°
2016/05/16 08:27:10	2016/05/16 08:38:40	00:11:30	14.77°	113.22°	1.23°

Abbildung 4.6: Upcoming Passes

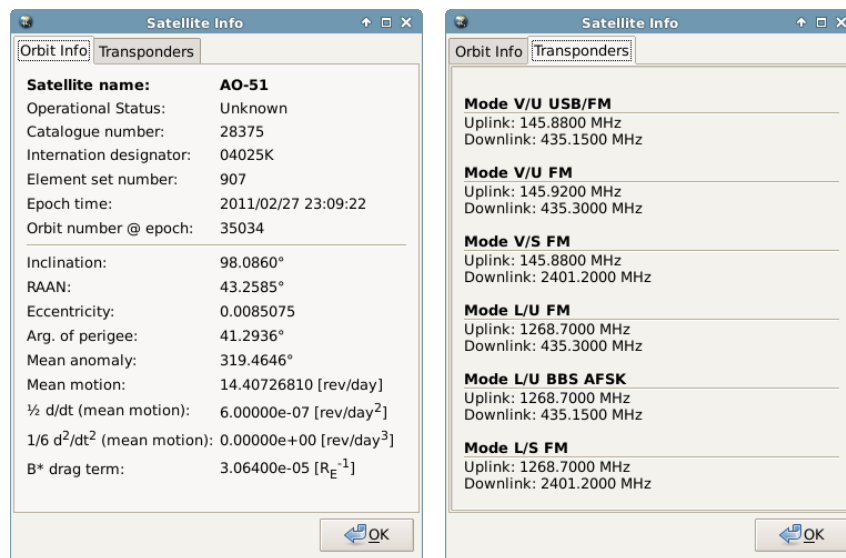


Abbildung 4.7: Satellite Info

### 4.2.3 Modul Pop-Up Menü

- **Antenna Control (Rotoren):** (noch kein Bild vorhanden)
- **Radio Control** (noch kein Bild vorhanden)
- **Sky at a Glance** (theskyataglance.png)
- **Time Controller** (timecontroller.png)
- **Modul-Einstellungen** (editmodule.png)

### 4.2.4 GPredict Einstellungen

- **General**
- **Modules**
- **Interfaces**
- **Predict**

## 4.3 HamLib-Programmierschnittstelle

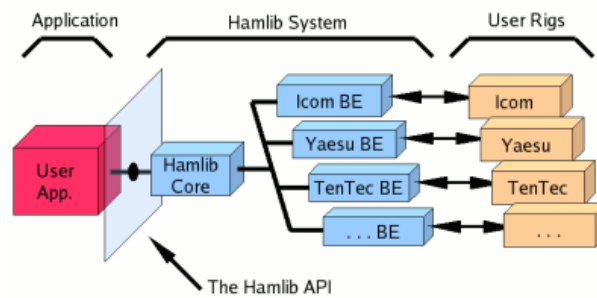


Abbildung 4.8: HamLib Design [9]

## 4.4 Inbetriebnahme unter Windows

Dieser Text soll ein Test sein, ob die .tex File auch online bearbeitet werden kann.

## 4.5 Inbetriebnahme unter Linux

## 5 Zusammenfassung und Ausblick

Lorem ipsum dolor sit amet, consectetur adipiscing elit. Aenean porttitor mi purus, sit amet efficitur velit semper sit amet. Mauris et pulvinar nunc, id maximus metus. Suspendisse convallis sapien nisi, sed maximus quam gravida eu. Duis faucibus elit non nunc posuere dignissim. Sed ullamcorper fringilla felis ac mollis. Nunc blandit tristique auctor. Praesent elementum dictum nulla et vulputate. Vestibulum ante ipsum primis in faucibus orci luctus et ultrices posuere cubilia Curae; Integer sed rutrum lacus. Morbi tincidunt dui at augue molestie rhoncus. Curabitur sagittis sed sapien quis vestibulum. Cras dictum sem quam, nec tincidunt augue tempor et. Morbi consectetur, dui id scelerisque consequat, velit tortor gravida eros, ac hendrerit massa magna sit amet lacus. Quisque mattis nulla diam, sed efficitur mi fermentum vitae. Nam vestibulum iaculis rhoncus.

Donec feugiat augue leo, a malesuada tortor laoreet eu. Praesent dictum tortor eu egestas sodales. Maecenas rhoncus pretium leo ut sodales. Praesent blandit sit amet ante posuere malesuada. Vestibulum egestas sit amet ex et placerat. In sed dapibus sem, placerat interdum mi. Sed eget eros ante. Duis varius molestie eleifend. Suspendisse eu aliquet velit. Nulla facilisi. Morbi eu sapien in odio viverra luctus.

# Abbildungsverzeichnis

2.1	V-Modell, Quelle: Universität Leipzig, Softwaretechnik . . . . .	2
3.1	Bahnelemente . . . . .	4
3.2	Ellipse . . . . .	6
3.3	Kegelschnitt . . . . .	8
3.4	Kegelschnitt . . . . .	9
3.5	Bahnelemente . . . . .	12
3.6	Kepler-Gleichung . . . . .	16
4.1	Prinzip eines Satellitenverfolgungsprogramms [7] . . . . .	22
4.2	Standardoberfläche von GPredict . . . . .	23
4.3	Listenansicht bzw. <i>List View</i> von GPredict . . . . .	25
4.4	Upcoming Passes View . . . . .	25
4.5	Pass Details . . . . .	26
4.6	Upcoming Passes . . . . .	26
4.7	Satellite Info . . . . .	27
4.8	HamLib Design [9] . . . . .	29

Alle hier nicht eigens nachgewiesenen Abbildungen stammen von den Autoren.

# Tabellenverzeichnis

# Literatur- und Quellenverzeichnis

- [1] W. Steiner und M. Schlagerl, *Raumflugmechanik*, Deutsch, 1. Aufl. Berlin Heidelberg: Springer Verlag, 2004.
- [2] W. F. Inc. (2016). Johannes Kepler, Adresse: [https://en.wikipedia.org/wiki/Johannes\\_Kepler](https://en.wikipedia.org/wiki/Johannes_Kepler) (besucht am 05.05.2016).
- [3] —, (2016). Bahnelement, Adresse: <https://de.wikipedia.org/wiki/Bahnelement> (besucht am 01.05.2016).
- [4] W. Ley, K. Wittmann, W. Hallmann u. a., *Handbuch der Raumfahrttechnik*, Deutsch, 3. Aufl. München: Carl Hanser Verlag, 2008.
- [5] W. F. Inc. (2016). Frühlingspunkt, Adresse: <https://de.wikipedia.org/wiki/Fr%C3%BChlingspunkt> (besucht am 25.05.2016).
- [6] —, (2016). Kepler-Gleichung, Adresse: <https://de.wikipedia.org/wiki/Kepler-Gleichung> (besucht am 27.05.2016).
- [7] *GPredict User Manual*. Adresse: <https://sourceforge.net/projects/gpredict/files/Gpredict/1.3/gpredict-user-manual-1.3.pdf/download> (besucht am 01.05.2016).
- [8] *Sourceforge.net: GPredict 1.3*. Adresse: <https://sourceforge.net/projects/gpredict/files/Gpredict/1.3/> (besucht am 01.05.2016).
- [9] *HamLib Manual*. Adresse: <http://hamlib.sourceforge.net/manuals/hamlib.html> (besucht am 13.05.2016).



# A    Datenblatt XYZ