Satelliten-Plauderei

Autor(en): **Bachmann, H.**

Objekttyp: **Article**

Zeitschrift: **Orion : Zeitschrift der Schweizerischen Astronomischen Gesellschaft**

Band (Jahr): **- (1958)**

Heft 61

PDF erstellt am: **29.05.2024**

Persistenter Link: https://doi.org/10.5169/seals-900267

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Inhalten der Zeitschriften. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern.
Die auf der Plattform e-periodica veröffentlichten Dokumente stehen für nicht-kommerzielle Zwecke in Lehre und Forschung sowie für die private Nutzung frei zur Verfügung. Einzelne Dateien oder Ausdrucke aus diesem Angebot können zusammen mit diesen Nutzungsbedingungen und den korrekten Herkunftsbezeichnungen weitergegeben werden.
Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Die systematische Speicherung von Teilen des elektronischen Angebots auf anderen Servern bedarf ebenfalls des schriftlichen Einverständnisses der Rechteinhaber.

Haftungsausschluss

Alle Angaben erfolgen ohne Gewähr für Vollständigkeit oder Richtigkeit. Es wird keine Haftung übernommen für Schäden durch die Verwendung von Informationen aus diesem Online-Angebot oder durch das Fehlen von Informationen. Dies gilt auch für Inhalte Dritter, die über dieses Angebot zugänglich sind.

Ein Dienst der *ETH-Bibliothek*
ETH Zürich, Rämistrasse 101, 8092 Zürich, Schweiz, www.library.ethz.ch

http://www.e-periodica.ch

Satelliten-Plauderei

Von H. BACHMANN, Zürich

1. Uebersicht über die vergangenen und die noch kreisenden Erdsatelliten

Der am 15. Mai 1958 abgeschossene russische künstliche Erdsatellit «Sputnik III» ist allein schon wegen seines riesigen Gewichts von 1.3 Tonnen, aber auch wegen seiner reichen instrumentellen Ausrüstung eine grosse Sensation. Die wachsende Anzahl der Mitglieder der Satellitenfamilie drängt einen dazu, darüber Buch zu führen, wenn man die Uebersicht nicht verlieren will.

In Tab. 1 sind alle bisher abgeschossenen Satelliten aufgezeichnet. Zunächst sind die Namen und Abschussdaten der Satelliten gegeben. Der Name des «Explorer II» fehlt, da sein Abschuss am 5. März 1958 misslungen ist. Dagegen scheinen bei den Vanguard-Satelliten die misslungenen Abschüsse nicht numeriert zu werden (der erste erfolgte am 6. Dezember 1957). Das Abschussdatum des ersten erfolgreichen amerikanischen Satelliten ist der 31. Jan. oder 1. Febr., je nachdem man Ortszeit oder Weltzeit annimmt.

Sodann findet man in Tab. 1 die halbe grosse Achse a in Kilometern, die Exzentrizität e, die Bahnneigung I und die Höhen h_1 und h_2 der Satellitenbahn im Perigäum bzw. im Apogäum in Kilometern über der Erdoberfläche, jeweils zu Beginn des Kreisens des Satelliten. Aus h_1 und h_2 kann der Leser a, e und die Periode T ausrechnen (siehe [1]; bei den amerikanischen Satelliten ist bei der Berechnung von a aber nicht der mittlere Erdradius, sondern der Aequatorradius zu verwenden, weil sie in Aequatornähe kreisen). Die Periode T in Minuten zu Beginn des Kreisens ist auch in der Tab. 1 zu finden. Sodann ist das Gewicht in Kilogramm verzeichnet. Die Gewichte beziehen sich auf die Satelliten selbst, und nicht auf die Raketenstufen. Das Gewicht der Raketenstufe 1957 α_1 sowie die Gewichte der auch kreisenden (aber nicht aufgeführten) letzten Raketenstufen der Satelliten 1958 β und 1958 δ sind uns nicht bekannt. In der letzten Spalte von Tab. 1 finden wir die Daten für das Ende der bereits vergangenen und die mutmassliche Lebensdauer der noch kreisenden Satelliten.

2. Die Bahnstörungen durch die Abplattung der Erde, und die verschiedenen Perioden der Satelliten

Bei den bisherigen erdnahen Satelliten darf man die Störungen von Sonne und Mond sowie das Gewicht des Satelliten vernachlässigen. Würden keine weiteren Störungen wirken, so würde der Satellit eine im Raum feststehende Ellipse beschreiben, wobei für die Halbachse a (in km) und die Periode T_0 (in Sekunden) nach dem 3. Keplerschen Gesetz gilt

Tabelle 1

Internat. Bezeichnung	Name	Abschussdatum (Weltzeit)	a (km)	e	I	h_1 (km)	h_2 (km)	T (min)	Gewicht (kg)	Ende
1957 α_1	—	1957 Okt. 4,7	6960	0.05	65°	230	940	96.2	?	1957 Dez. 1
α_2	Sputnik I								84	1958 Jan. 10
β	Sputnik II	1957 Nov. 3,2	7310	0.10	65°	200	1680	103.7	508	1958 April 14
1958 α	Explorer I	1958 Febr. 1,2	7830	0.14	34°	360	2540	114.9	14	in 4 Jahren?
β	Vanguard I	1958 März 17,5	8690	0.19	34°	655	3960	134.3	1.5	in 10—100 Jahren?
γ	Explorer III	1958 März 26,7	7870	0.17	34°	190	2800	115.7	14	1958 Juni 28
δ	Sputnik III	1958 Mai 15,1	7420	0.11	65°	220	1880	106.0	1327	1959?

Tabelle 2

Satellit	Epoche (Weltzeit)	a/R	e	I	Ω	ω	$\delta\Omega$	$\delta\omega$	T_0	T_1	T_2	T_3
1957 α_1	1957 Okt. 09,4047	1.0891	0.0511	64°.26	327°.33	61°.78	—3°.28	—0°.22	$96^m01^s.7$	$96^m09^s.7$	$96^m09^s.9$	$96^m13^s.5$
1958 α	1958 Febr. 01,1653	1.2278	0.1405	33°.58	342°.95	120°.76	—4°.28	+6°.35	$114^m56^s.9$	$114^m53^s.0$	$114^m43^s.4$	$114^m49^s.9$

$$\frac{a^3}{T_0^2} = \frac{GM}{4\pi^2} = 10\,097.4, \tag{1}$$

wobei G die Gravitationskonstante und M die Erdmasse bedeutet. Daraus berechnet sich

$$T_0 = 84^{\mathrm{m}}29^{\mathrm{s}}.45 \left(\frac{a}{R}\right)^{3/2}, \tag{2}$$

wobei R immer der Aequatorradius der Erde sei ($R = 6\,378.388$ km).

Die Abplattung der Erde (die Anziehung des zusätzlichen Aequatorwulstes) bewirkt gewisse Störungen, da dadurch das Gravitationsfeld der Erde nicht kugelsymmetrisch ist. Es zeigt sich, dass die Knoten und auch das Perigäum wandern, und ferner, dass man je nach Definition drei verschiedene Perioden erhält, die nicht genau mit der nach (2) berechneten Periode übereinstimmen. Geht man von der Keplerschen Bahnellipse aus und berücksichtigt man die Störungsglieder 1. Ordnung (Glieder höherer Ordnung haben wenig Sinn, da das Gravitationspotential nur bis auf Glieder 1. Ordnung bekannt ist), so erhält man nach [2] für die Aenderung $\delta\Omega$ der Länge Ω des aufsteigenden Knotens (d. h. seiner Rektaszension, gemessen vom Frühlingspunkt aus nach E) im Bogenmass pro Periode

$$\delta\Omega = -\frac{6\pi BR^2}{p^2} \cos I \tag{3}$$

und für die Aenderung $\delta\omega$ der Länge ω des Perigäums (d. h. des Winkels mit dem Scheitel im Erdzentrum, gemessen vom aufsteigenden Knoten aus nach E längs der Bahn bis zum Perigäum) im Bogenmass pro Periode

$$\delta\omega = \frac{6\pi BR^2}{p^2} \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 I\right) \tag{4}$$

Dabei ist $p = a(1-e^2)$ der Parameter der Ellipse und $B = 0.00055$, eine aus verschiedenen Trägheitsmomenten der Erde berechnete, leider nicht genauer bekannte Konstante.

Man hat nun zu unterscheiden zwischen der *anomalistischen* Periode T_1 (Perigäum — Perigäum), der *drakonitischen* Periode T_2 (Knoten — Knoten) und der *siderischen* Periode T_3 (bezüglich der Rektaszension). Es ist nach [2]

$$T_1 = T_0 \left(1 - \frac{3\,BR^2(1-3\sin^2\beta)}{a^2(1-e)^3}\right), \tag{5}$$

$$T_2 = T_1 \left(1 - \frac{\delta\omega}{2\pi}\right), \tag{6}$$

$$T_3 = T_2 \left(1 - \frac{\delta\Omega}{2\pi}\right), \tag{7}$$

wobei β die geographische Breite des Perigäums ist, also

$$\sin \beta = \sin \omega \, . \, \sin I \tag{8}$$

gilt.

Um dem Leser eine Vorstellung von der Knotenwanderung, der Perihelbewegung und von den Differenzen zwischen den einzelnen Perioden zu vermitteln, sind $\delta\Omega$, $\delta\omega$, T_0, T_1, T_2 und T_3 für einen russischen und einen amerikanischen Satelliten aus den gemeldeten Bahnelementen a, e, I, Ω und ω (siehe [3] und [4]) berechnet und in Tab. 2 zusammengestellt worden. Dabei ist aber $\delta\Omega$ und $\delta\omega$ in Graden pro Tag ausgedrückt (d. h. die nach den Formeln (3) und (4) berechneten Werte wurden noch mit $\frac{360 \, . \, 86\,400}{2\,\pi \, . \, T_0}$ multipliziert). Man beachte die verschiedenen Vorzeichen von $\delta\Omega$, $\delta\omega$ und von den Differenzen zwischen den einzelnen Perioden; diese Verschiedenheiten werden hauptsächlich durch die Verschiedenheit der Bahnneigung I bei beiden Satelliten verursacht.

Formel (5) kann wegen

$$\sin^2 \beta = \tfrac{1}{2} \sin^2 I \, (1 - \cos 2\,\omega)$$

so umgeformt werden:

$$T_1 = T_0 \left(1 - \frac{3\,BR^2}{a^2(1-e)^3}\left(1 - \tfrac{3}{2} \sin^2 I\right) - \frac{9\,BR^2 \sin^2 I}{2\,a^2\,(1-e)^3} \cos 2\,\omega\right) \tag{9}$$

Da I fast genau konstant bleibt, während sich ω ändert, ist also zu erwarten, dass die Periode kleinen *periodischen Schwankungen* unterworfen ist, die ihrerseits eine Periodenlänge haben, die der Zeit entspricht, in der das Perigäum einen halben Umlauf in der Bahn macht. Diese Schwankung konnte bei den russischen Sputniks nicht festgestellt werden wegen der Kleinheit der Perigäumwanderung; sie konnte aber bereits empirisch festgestellt werden beim Explorer I, dessen Perigäum ja sehr rasch wandert (6^0 pro Tag). Die Schwankung ist nur klein und wird nach (9) um den Mittelwert

$$\overline{T}_1 = T_0 \left(1 - \frac{3\,BR^2}{a^2(1-e)^3}\left(1 - \tfrac{3}{2} \sin^2 I\right)\right) \tag{10}$$

ausgeführt, den man auch in der Form

$$\overline{T}_1 = 84^{\mathrm{m}}29^{\mathrm{s}}.45 \left(\frac{a}{R}\right)^{3/2} - 8^{\mathrm{s}}.45 \left(\frac{a}{R}\right)^{-1/2} \frac{1 - \frac{3}{2} \sin^2 I}{(1-e)^3} \tag{11}$$

schreiben kann.

Ferner wird aus (9) im Spezialfall $I = 0$

$$T_1 = T_0 \left(1 - \frac{3\,BR^2}{a^2(1-e)^3}\right), \tag{12}$$

d. h. wenn der Satellit in der Aequatorebene kreist, so ist wohl eine Abweichung vom Keplerschen Gesetz festzustellen, aber die Periode hat keine Schwankungen.

3. Die Bahnstörungen durch den Luftwiderstand, und die Lebensdauer der Satelliten

Bisher haben wir die Störungen, die vom Aequatorwulst der Erde herrühren, betrachtet. Dazu kommt nun noch die vom Luftwiderstand herrührende säkulare Abnahme von a, von e und von T, die bewirkt, dass der Satellit mit der Zeit abstürzt oder sich auflöst. Dies geschieht, wenn T den Wert 88^m erreicht hat, was einer mittleren Höhe von 180 km über dem Erdboden entspricht. Ist t das Alter des Satelliten in Tagen, so ist also T eine Funktion $T(t)$ von t (wir sehen dabei von den kleinen Schwankungen ab). Die gesamte Lebensdauer werde mit L bezeichnet. Setzen wir

$$x = \frac{t}{L} \quad \text{und} \quad y = \frac{T(t) - 88^m}{T(0) - 88^m},$$

so ist die Funktion $y = \varphi(x)$ bei allen Satelliten anscheinend etwa dieselbe, wie sich bisher gezeigt hat. Die Werte dieser Funktion sind in Tab. 3 angegeben. Damit ist es möglich, aus dem Anfangswert

Tabelle 3

x	y
0.0	1.00
0.1	0.96
0.2	0.91
0.3	0.84
0.4	0.77
0.5	0.69
0.6	0.60
0.7	0.50
0.8	0.39
0.9	0.25
1.0	0.00

$T(0)$ von T und dem momentanen Wert von T auf die Lebensdauer L zu schliessen. Bezeichnen wir mit δT die Abnahme der Umlaufszeit zu Beginn des Kreisens in Sekunden pro Tag, so folgt aus Tab. 3, dass, wenn $T(0)$ in Minuten angegeben wird,

$$\frac{\delta T}{60} \cdot 0.1\, L = 0.04\, (T(0) - 88),$$

oder die Lebensdauer in Tagen:

$$L = \frac{24 \cdot (T(0) - 88)}{\delta T} \tag{13}$$

Aus dieser Formel lässt sich die Lebensdauer ungefähr voraussagen, wenn nur die Anfangswerte von T und δT bekannt sind. In Tab. 4 sind 6 Beispiele zusammengestellt, wobei bei einigen Beispielen die berechnete mit der wirklichen Lebensdauer verglichen werden kann.

Tabelle 4

Satellit	$1957\alpha_1$	$1957\alpha_2$	1957β	1958α	1958γ	1958δ
$T(0)$	96.2	96.2	103.7	114.9	115.7	106.0
δT	3.0	1.9	2.4	0.4	9.9	0.8
L nach (13)	66^d	103^d	157^d	1614^d	67^d	540^d
L effektiv	57^d	97^d	162^d	?	94^d	?

Eine weitere Sensation ist die *grosse Lebensdauer* von 1958β; sie ist nur schwer abzuschätzen, weil noch keine Angaben über die Abnahme der Periode erhältlich sind; sie kann eventuell sogar wesentlich grösser als die in Tab. 1 angegebene sein.

Der Abschuss von 1958γ ist teilweise missglückt, so dass die Bahn zu elliptisch wurde; deshalb wurde die Lebensdauer dieses Satelliten nur sehr kurz.

Noch eine Kuriosität möchte ich erwähnen. Beim Sputnik II hat es sich gezeigt, dass die *Abnahme von T nicht gleichmässig* (entweder konstant oder gleichmässig zunehmend) erfolgt, sondern unregelmässigen Schwankungen unterworfen ist (die periodischen Schwankungen, die der Abnahme von T infolge der Perihelwanderung nach Formel (5) überlagert sind, fallen ja hier weg wegen der

Tabelle 5

Datum	T_1	Differenz	Datum	T_1	Differenz
1957 Nov. 4.0	103^m44^s	14^s	1958 Jan. 3.0	100^m35^s	20^s
9.0	30	15	8.0	15	20
14.0	15	15	13.0	99 55	21
19.0	00	15	18.0	34	21
24.0	102 45	15	23.0	13	20
29.0	30	15	28.0	98 53	19
Dez. 4.0	15	15	Febr. 2.0	34	21
9.0	00	15	7.0	13	23
14.0	101 45	16	12.0	97 50	24
19.0	29	17	17.0	26	25
24.0	12	18	22.0	01	24
29.0	100 54	19	27.0	96 37	23
			März 4.0	14	

Langsamkeit der Perihelbewegung). Tab. 5 zeigt die wahrscheinlichen Werte der Periode T_1 dieses Satelliten, die sich aus verschiedenen Meldungen konstruieren liessen (z. B. [5] und [6]). Bis

Mitte Dezember 1957 war die Abnahme von T_1 pro Tag etwa konstant auf $3^s.0$, stieg dann plötzlich an und erreichte Anfang Januar 1958 $4^s.0$, um dann im Januar zwischen $3^s.9$ und $4^s.4$ zu fluktuieren, stieg im Februar von $3^s.9$ auf $5^s.1$ und fiel wieder vorübergehend auf $4^s.5$ (der in Tab. 4 angebene Wert von $\delta T = 2.4$ ist ein ausgeglichener Wert bei Annahme konstanter Zunahme der Abnahme von T_1).

Die Ursache dieser Schwankungen ist wahrscheinlich in effektiven Schwankungen der Luftdichte und damit des Luftwiderstandes zu suchen. Allgemein können wir sagen: Die Periode nimmt wegen des Luftwiderstandes ab. Der Betrag dieser Abnahme pro Tag ist aber nicht konstant oder gleichmässig wachsend, sondern zeigt verschiedene Arten von Schwankungen:

1. Kleine periodische Schwankungen mit der halben Periode der Perihelbewegung als Periode wegen der Anziehung des Aequatorwulstes der Erde. Dabei überlagert sich wahrscheinlich noch eine Schwankung derselben Periode, die davon herrührt, dass der Satellit in der Umgebung des Aequators wegen des Aequatorwulstes eine höhere Luftdichte vorfindet als (in gleicher Entfernung vom Erdzentrum) an anderer Stelle der Bahn.

2. Unregelmässige Schwankungen mit Aenderungen in Tagen bis Wochen wegen Schwankungen der Luftdichte an konstantem Ort (also wegen der «Witterungserscheinungen» der hohen Atmosphäre).

3. Kleinere unregelmässige Schwankungen im Falle nicht kugelförmiger, sondern länglicher Satelliten, die während des Fluges ständig um sich selbst herumtaumeln und dadurch ständige Schwankungen des Luftwiderstandes bewirken, deren summierte Wirkungen sich während eines Umlaufes noch nicht ganz aufheben.

(Eingegangen im Juni 1958)

Literatur:

[1] H. Bachmann: Bemerkungen über die Bahn künstlicher Erdsatelliten. «Orion» Nr. 59 (Januar—März 1958).

[2] T. E. Sterne: The Gravitational Orbit of a Satellite of an Oblate Planete. Astron. Journal 63 (1958), S. 28.

[3] I. A. U.-Zirkular Nr. 1622 (14. Okt. 1957).

[4] Nachrichtenblatt der Astronom. Zentralstelle, Vorläufige Mitt. Nr. 360 (17. Febr. 1958).

[5] Sky and Telescope, Vol. XVII, No. 6 (April 1958), S. 278.

[6] Nature, Vol. 181, No. 4616 (19. April 1958), S. 1156.