

**Zeitschrift:** Orion : Zeitschrift der Schweizerischen Astronomischen Gesellschaft  
**Herausgeber:** Schweizerische Astronomische Gesellschaft  
**Band:** - (1958)  
**Heft:** 61

**Artikel:** Satelliten-Plauderei  
**Autor:** Bachmann, H.  
**DOI:** <https://doi.org/10.5169/seals-900267>

### **Nutzungsbedingungen**

Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften auf E-Periodica. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Zeitschriften und ist nicht verantwortlich für deren Inhalte. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern beziehungsweise den externen Rechteinhabern. Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen sowie auf Social Media-Kanälen oder Webseiten ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. [Mehr erfahren](#)

### **Conditions d'utilisation**

L'ETH Library est le fournisseur des revues numérisées. Elle ne détient aucun droit d'auteur sur les revues et n'est pas responsable de leur contenu. En règle générale, les droits sont détenus par les éditeurs ou les détenteurs de droits externes. La reproduction d'images dans des publications imprimées ou en ligne ainsi que sur des canaux de médias sociaux ou des sites web n'est autorisée qu'avec l'accord préalable des détenteurs des droits. [En savoir plus](#)

### **Terms of use**

The ETH Library is the provider of the digitised journals. It does not own any copyrights to the journals and is not responsible for their content. The rights usually lie with the publishers or the external rights holders. Publishing images in print and online publications, as well as on social media channels or websites, is only permitted with the prior consent of the rights holders. [Find out more](#)

**Download PDF:** 02.04.2026

**ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, <https://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  $\alpha_1$  sowie die Gewichte der auch kreisenden (aber nicht aufgeführten) letzten Raketenstufen der Satelliten 1958  $\beta$  und 1958  $\delta$  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 $\alpha_1$	—	} 1957 Okt. 4,7	6960	0.05	65°	230	940	96.2	?	1957 Dez. 1
$\alpha_2$	Sputnik I								84	1958 Jan. 10
$\beta$	Sputnik II	1957 Nov. 3,2	7310	0.10	65°	200	1680	103.7	508	1958 April 14
1958 $\alpha$	Explorer I	1958 Febr. 1,2	7830	0.14	34°	360	2540	114.9	14	in 4 Jahren?
$\beta$	Vanguard I	1958 März 17,5	8690	0.19	34°	655	3960	134.3	1.5	in 10—100 Jahren?
$\gamma$	Explorer III	1958 März 26,7	7870	0.17	34°	190	2800	115.7	14	1958 Juni 28
$\delta$	Sputnik III	1958 Mai 15,1	7420	0.11	65°	220	1880	106.0	1327	1959?

Tabelle 2

Satellit	Epoche (Weltzeit)	$a/R$	$e$	$I$	$\delta\delta$	$\omega$	$\delta\delta\delta$	$\delta\omega$	$T_0$	$T_1$	$T_2$	$T_3$
1957 $\alpha_1$	1957 Okt. 09,4047	1.0891	0.0511	64° 26	327° 33	61° 78	-3° 28	-0° 22	96m01s.7	96m09s.7	96m09s.9	96m13s.5
1958 $\alpha$	1958 Febr. 01,1653	1.2278	0.1405	33° 58	342° 95	120° 76	-4° 28	+6° 35	114m56s.9	114m53s.0	114m43s.4	114m49s.9

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

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

$$T_0 = 84^m29^s.45 \left(\frac{a}{R}\right)^{3/2}, \quad (2)$$

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  $\delta\delta$  der Länge  $\delta$  des aufsteigenden Knotens (d. h. seiner Rektaszension, gemessen vom Frühlingspunkt aus nach E) im Bogenmass pro Periode

$$\delta\delta = -\frac{6\pi BR^2}{p^2} \cos I \quad (3)$$

und für die Aenderung  $\delta\omega$  der Länge  $\omega$  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

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

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]

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

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

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

wobei  $\beta$  die geographische Breite des Perigäums ist, also

$$\sin \beta = \sin \omega \cdot \sin I \quad (8)$$

gilt.

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

Man beachte die verschiedenen Vorzeichen von  $\delta\delta\delta$ ,  $\delta\omega$  und von den Differenzen zwischen den einzelnen Perioden; diese Verschiedenheiten werden hauptsächlich durch die Verschiedenheit der Bahneigung  $I$  bei beiden Satelliten verursacht.

Formel (5) kann wegen

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

so umgeformt werden:

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

Da  $I$  fast genau konstant bleibt, während sich  $\omega$  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 ( $6^\circ$  pro Tag). Die Schwankung ist nur klein und wird nach (9) um den Mittelwert

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

ausgeführt, den man auch in der Form

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

schreiben kann.

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

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

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  $\delta T$  die Abnahme der Umlaufzeit 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:

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

Aus dieser Formel lässt sich die Lebensdauer ungefähr voraussagen, wenn nur die Anfangswerte von  $T$  und  $\delta T$  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 $\alpha_2$	1957 $\beta$	1958 $\alpha$	1958 $\gamma$	1958 $\delta$
$T(0)$	96.2	96.2	103.7	114.9	115.7	106.0
$\delta T$	3.0	1.9	2.4	0.4	9.9	0.8
$L$ nach (13)	66 <sup>d</sup>	103 <sup>d</sup>	157 <sup>d</sup>	1614 <sup>d</sup>	67 <sup>d</sup>	540 <sup>d</sup>
$L$ effektiv	57 <sup>d</sup>	97 <sup>d</sup>	162 <sup>d</sup>	?	94 <sup>d</sup>	?

Eine weitere Sensation ist die *grosse Lebensdauer* von 1958 $\beta$ ; 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 1958 $\gamma$  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 <sup>m44s</sup>	14 <sup>s</sup>	1958 Jan. 3.0	100 <sup>m35s</sup>	20 <sup>s</sup>
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 angegebene Wert von  $\delta T^1 = 2.4$  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 Änderungen 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 Plane. *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.