Zeitschrift: Orion : Zeitschrift der Schweizerischen Astronomischen Gesellschaft
Herausgeber: Schweizerische Astronomische Gesellschaft
Band: - (1958)
Heft: 59

Artikel: Bemerkungen über die Bahn künstlicher Erdsatelliten
Autor: Bachmann, H.
DOI: https://doi.org/10.5169/seals-900250

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: 09.07.2025

ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, https://www.e-periodica.ch

Bemerkungen über die Bahn künstlicher Erdsatelliten

Von H. BACHMANN, Zürich

1. Einleitung

Die theoretische Behandlung und genaue Berechnung der Bahn eines künstlichen Erdsatelliten stellt ein ganz neues und schwieriges Problem dar. Wäre die Erde eine homogene Kugel ohne Atmosphäre, so wäre die Bahn nach den Gesetzen der Planetenbewegung eine im Raum feststehende Ellipse mit dem einen Brennpunkt im Erdzentrum, die wegen der kleinen Entfernung von der Erdoberfläche nur unbedeutende Störungen durch den Mond und die Sonne erfährt. In Wirklichkeit ist die Erde ein abgeplattetes Rotationsellipsoid; die Beschaffenheit ihres Gravitationsfeldes allein (ohne Berücksichtigung der Störungen durch den Mond und die Sonne) bewirkt eine langsame Drehung (Präzession) der Bahnebene des Satelliten. Zudem wirkt sich mit der Zeit der Widerstand der in diesen Höhen allerdings ausserordentlich dünnen Luft aus, wodurch der Satellit sehr langsam an Höhe verliert. Diese Probleme können hier natürlich nur erwähnt werden. Wir wollen aber die Bahn in einer gewissen Annäherung beschreiben, um damit denjenigen, die Satelliten beobachten wollen (was in den nächsten Jahren des «Satellitenwettrennens» noch oft möglich sein wird!), die ungefähre Berechnung der Durchgangszeiten aus wenigen Angaben, sowie die Beurteilung der Sichtbarkeitsverhältnisse zu erleichtern.

2. Die Lage der Bahn im Raum

Wir machen nun zunächst die Annahme, die Erde sei eine homogene Kugel, deren Radius gleich dem mittleren Erdradius $r = 6371$ km ist; zudem vernachlässigen wir die Störungen von Mond und Sonne. Dann ist die Satellitenbahn eine im Raum feststehende Ellipse mit dem einen Brennpunkt im Erdzentrum. Wir bezeichnen ihre halbe grosse Achse mit a und ihre numerische Exzentrizität mit e, die minimale und maximale Höhe des Satelliten über der Erdoberfläche in km mit h_1 bezw. h_2. Aus den Eigenschaften der Ellipse und aus Fig. 1 geht hervor, dass

$$\left.\begin{aligned} h_1 &= a\,(1-e) - r, \\ h_2 &= a\,(1+e) - r, \end{aligned}\right\} \qquad (1)$$

und

$$a = r + \tfrac{1}{2}(h_1 + h_2). \qquad (2)$$

Nach den Gesetzen der Planetenbewegung ist die Geschwindigkeit des Satelliten in km/sec

$$v = 6{,}303 \sqrt{\frac{20\,000}{\varrho} - \frac{10\,000}{a}}, \qquad (3)$$

wobei ϱ seine Distanz vom Erdzentrum in km ist. Im Perigäum (Punkt 1 in Fig. 1) ist $\varrho = r + h_1$, im Apogäum (Punkt 2) $\varrho = r + h_2$, in den Endpunkten der kleinen Achse (Punkte 3 und 4) $\varrho = a$ einzusetzen. Die Geschwindigkeit ist also maximal in 1 und minimal in 2.

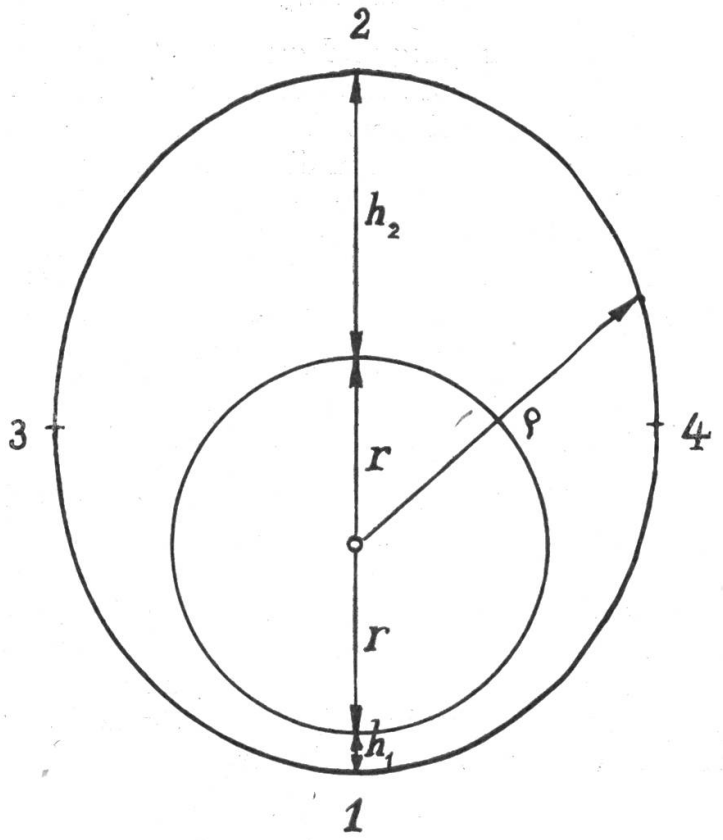

Fig. 1

Die Neigung der Bahnebene gegen die Aequatorebene werde mit I bezeichnet. Wählt man $I = 0^0$, so läuft der Satellit immer über dem Aequator; je grösser I ist, desto grössere Gebiete der Erdoberfläche überfliegt der Satellit mit der Zeit (nämlich alle Breitenkreise vom Aequator bis zur nördl. und südl. Breite I).

Die Russen haben für ihre beiden ersten Satelliten ungefähr $I = 65^0$ gewählt und den Abschuss in östlicher Richtung vorgenommen (um die Erdrotation auszunützen); die Amerikaner haben $I = 40^0$ in Aussicht genommen.

Unter der Umlaufszeit T des Satelliten verstehen wir die Zeit zwischen zwei aufeinanderfolgenden aufsteigenden Knotendurchgängen, d. h. Durchgängen durch die Aequatorebene. Sie hängt nach dem 3. Keplerschen Gesetz über die Planetenbewegung mit der Halbachse a zusammen durch die Formel

$$a^3 = 10\,097 \,.\, T^2, \qquad (4)$$

wobei T in sec und a in km ausgedrückt ist. Weil sich die Erde unter der Bahn wegdreht, beschreibt der Satellit auf dem Grad-

netz der Erde keinen Grosskreis, sondern wandert nach jedem Umlauf etwas mehr westlich. Wählt man aber die Umlaufszeit als den n. Teil (wobei n ganzzahlig) des Sterntages ($23^h56^m04^s = 86\,164^s$), so schliesst sich die Bahn auf dem Gradnetz nach n Umläufen, was zur Folge hat, dass der Satellit jeden Tag dieselben Orte auf der Erde überfliegt (dies gilt natürlich nur bei Vernachlässigung der Präzession der Satellitenbahn), aber mit einer kleinen zeitlichen Verschiebung (Verfrühung) im Fahrplan von 3^m56^s. Wählt man die Umlaufszeit als den n. Teil des mittleren Sonnentages ($24^h = 86\,400^s$), so passiert der Satellit im Sichtbarkeitsbereich jeden beliebigen Breitenkreis jeden Tag zur gleichen Zeit, aber nicht genau am gleichen Ort, sondern jeden Tag in 0°59' westlicherer Länge! Setzt man $T = \frac{86400}{n}$, so ergeben sich nach Formel (4) für verschiedene n folgende Werte von a (Tab. 1).

Tabelle 1

n	T	a
17	84^m42^s	6389 km
16	90 00	6653
15	96 00	6945
14	102 51	7272
13	110 46	7640
12	120 00	8059
11	130 55	8540
10	144 00	9101

Grössere Werte als $n = 16$ sind also ausgeschlossen. Beim ersten Satelliten wurde $n = 15$, beim zweiten $n = 14$ gewählt (in grosser Näherung).

In Wirklichkeit führt die Bahn eine noch nicht genau zum voraus bekannte Präzessionsbewegung aus, indem sich der Knoten im Mittel pro Tag im Raum etwa 3° (bezüglich des Gradnetzes der Erde also etwa 4°) nach Westen bewegt (aus der Grösse dieser Präzession lässt sich auf die Grösse der Abplattung der Erde schliessen) [1]. Zudem bleiben T und a nicht konstant, denn der Widerstand der Luft und eventuell auch des kosmischen Staubes bewirkt eine Energieabnahme, die sich in der Umgebung des Perigäums in einer kleinen Abnahme der potentiellen Energie (also von h_1) und eventuell kleinen Bremsung, in der Umgebung des Apogäums, aber in einer grösseren Abnahme der potentiellen Energie (also von h_2) und sogar leichter Zunahme der kinetischen Energie (also von v) aus-

[1] Nach einer Berechnung von I. Izsák bewirkt die von der Abplattung herrührende Störung in erster Näherung eine Bewegung des Knotens im Raum um $\frac{10{,}06 \cos I}{(1-e^2)^2}\left(\frac{R}{a}\right)^{3,5}$ Grad pro Tag auf dem Aequator nach Westen, und eine Bewegung des Perigäums in der Bahn um $\frac{5{,}03\,(5\cos^2 I - 1)}{(1-e^2)^2}\left(\frac{R}{a}\right)^{3,5}$ Grad pro Tag vom aufsteigenden Knoten weg nach Osten, während die Störungen von Sonne und Mond zu vernachlässigen sind (R = Aequatorradius der Erde = 6378.2 km).

wirkt. Die daraus resultierende Abnahme von a (wobei die Bahn also kreisförmiger wird) bedeutet nach (4) eine Abnahme von T. Aus der Geschwindigkeit dieser Abnahme (die letzten Endes zum Absturz oder ev. Verdampfung des Satelliten führt), kann man Rückschlüsse auf die Dichte der Luft in der hohen Atmosphäre ziehen. Diese ist ja bisher noch unbekannt, denn je nach der Annahme über die Temperatur der hohen Atmosphäre erhält man für ihre Dichte sehr verschiedene Werte. Die tägliche Abnahme von T ist nicht etwa konstant, sondern wächst nach [1] ungefähr linear mit der Zeit, d. h. T ist in genügender Näherung eine quadratische Funktion der Zeit (wie sich bei den ersten Satelliten gezeigt hat).

Zahlenbeispiele: 1. Der erste Satellit hatte am Anfang (5. Okt. 1957) nach verschiedenen Zeitungsmeldungen die Höhen $h_1 = 230$, $h_2 = 940$ km. Daraus folgt nach Formel (2) $a = 6956$ km, nach (1) $e = 0.05$, nach Tab. 1 $T = 96^{m}.2$. Ferner folgt nach (3) die Geschwindigkeit im Perigäum $v = 7.96$, im Apogäum $v = 7.19$ km/sec.

Nach [1] hatten die Höhen bis 25. Okt. abgenommen auf $h_1 = 215$, $h_2 = 890$ km; aus diesen Angaben folgen für die Geschwindigkeit im Perigäum 7.95 und im Apogäum 7.21 km/sec.

2. Nach [2] gilt für den zweiten Satelliten zu Beginn seiner Bahn (4. Nov. 1957) $a = 7311$ km, $e = 0.105$. Gesucht die Höhen und die Umlaufszeit! Nach (1) folgt $h_1 = 172$, $h_2 = 1708$ km, und nach Tab. 1 $T = 103^{m}.7$.

3. Die Bahn im geographischen Gradnetz

Wir machen jetzt eine weitere vereinfachende Annahme: die Bahn sei ein Kreis. Auf ihm bewegt sich dann der Satellit mit konstanter Geschwindigkeit. Da die Satelliten wohl meist gegen Osten abgeschossen werden, können sie über einem Orte mittlerer Breite nur aus NW und aus SW passieren. P (φ, l) bedeute den Punkt auf der Erde mit der geographischen Breite φ und der geographischen Länge l, wobei östliche Längen negativ gezählt werden. Nehmen wir an, der Satellit sei zur Zeit $t = t_0$ im aufsteigenden Knoten über dem Ort K $(0, L)$, so hätte er, wenn die Erde stillstände, zur Zeit $t_0 + t$ den Bogen $t' = \frac{t}{T} \cdot 360^{\circ}$ zurückgelegt (Fig. 2) und wäre in P' (φ', l') angelangt. Aus dem rechtwinkligen sphärischen Dreieck K Q P' ergibt sich für die Koordinaten von P'

$$\sin \varphi' = \sin I \cdot \sin t',$$

$$\operatorname{tg} (L - l') = \cos I \cdot \operatorname{tg} t'.$$

Wegen der Erddrehung ist er zur Zeit $t_0 + t$ aber in Wirklichkeit über P (φ, l) angelangt, wobei

$$\varphi = \varphi',$$

$$l = l' + \frac{360 \,.\, t}{86164},$$

wenn die Zeiten immer in sec gemessen werden.

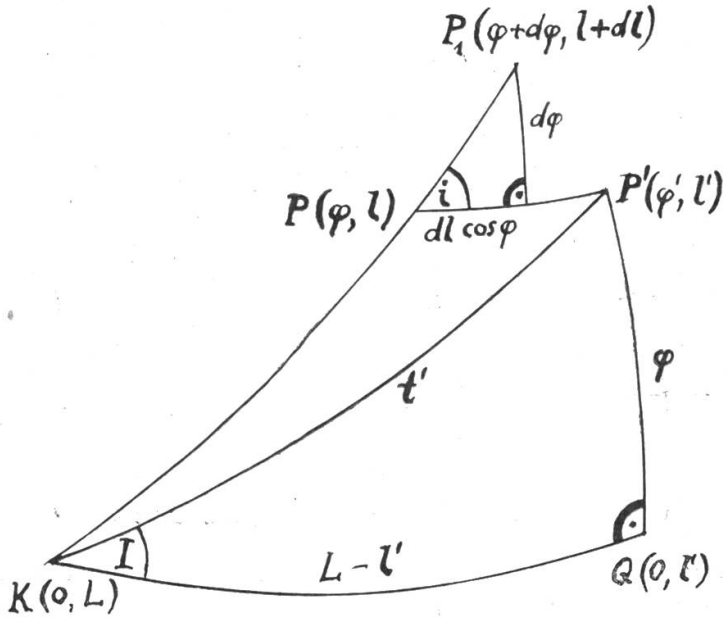

Fig. 2

Somit erhält man für P(φ, l)

$$\left.\begin{aligned} &\sin \varphi = \sin I \,.\, \sin t', \\ &l = l' + \frac{360\, t}{86164},\ \operatorname{tg}(L - l') = \cos I \,.\, \operatorname{tg} t' \end{aligned}\right\} \qquad (5)$$

Wir berechnen nun die Richtung i, aus der der Satellit in P kommt. Für den Punkt P_1 (Fig. 2), den der Satellit eine sehr kleine Zeit dt nach P erreicht, erhält man durch Differentiation von (5) nach t'

$$d\varphi = \frac{\sin I \,.\, \cos t'}{\cos \varphi}\, dt',$$

$$dl = \left(\frac{T}{86\,164} - \frac{\cos I \,.\, \cos^2 (L - l')}{\cos^2 t'}\right) dt'.$$

Im sphärischen Dreieck K Q P' gilt ferner

$$\cos t' = \cos \varphi \,.\, \cos (L - l'),$$

also ist

$$dl = \left(\frac{T}{86\,164} - \frac{\cos I}{\cos^2 \varphi}\right) dt',$$

somit schliesslich

$$\operatorname{tg} i = \frac{d\,\varphi}{-dl \cos \varphi} = \frac{\sin I \,.\, \cos t'}{\cos I - \dfrac{T}{86\,164} \cos^2 \varphi}.$$

Unter Berücksichtigung der ersten Zeile von (5) wird dies zu

$$\operatorname{tg} i = \frac{\sqrt{\sin^2 I - \sin^2 \varphi}}{\cos I - \dfrac{T}{86\,164} \cos^2 \varphi}. \tag{6}$$

Bemerkung: Würde man auch noch eine Präzession von 3° pro Sterntag berücksichtigen, so wäre in (5) zu setzen $l = l' + \dfrac{363\,t}{86\,164}$ statt $l' + \dfrac{360\,t}{86\,164}$.

4. Berechnung von Durchgangszeiten

Wir stellen uns nun auf den Standpunkt, der Ort P sei vorgegeben, und wir suchen auf Grund der Formeln des 3. Abschnittes die Durchgangszeiten des Satelliten durch P und durch den Breitenkreis von P. Es sei t'_1 der spitze Winkel mit der Bedingung

$$\sin t'_1 = \frac{\sin \varphi}{\sin I}; \tag{7}$$

ihm entspricht (nach Fig. 2) ein Durchgang aus SW. Zwischen zwei Durchgängen aus der gleichen Richtung durch den Breitenkreis von P ändert sich t' um 360° oder t um T, ferner l um $\dfrac{T \,.\, 360}{86\,164}$. Dem dem Wert t'_1 entsprechenden Durchgang aus SW folgt der nächste Durchgang durch den Breitenkreis von P aus NW mit dem Wert $t' = t'_2 = 180° - t'_1$.

Bezeichnet man mit λ den spitzen Winkel mit

$$\operatorname{tg} \lambda = \cos I \,.\, \operatorname{tg} t'_1, \tag{8}$$

so gilt für die Länge des ersten Durchgangs aus SW

$$l = l_1 = L - \lambda + t'_1 \,.\, \frac{T}{86\,164},$$

für diejenige des zweiten Durchgangs aus NW

$$l_2 = L - (180° - \lambda) + (180° - t'_1)\, \frac{T}{86\,164}.$$

Dazwischen liegt ein Zeitunterschied von

$$\triangle t = \frac{T}{360}(180^0 - 2\,t'_1) = \left(\frac{1}{2} - \frac{t'_1}{180}\right)T \qquad (9)$$

und ein Längenunterschied von

$$\triangle l = l_1 - l_2 = 180^0 - 2\,\lambda - \frac{T}{86\,164}(180^0 - 2\,t'_1) \qquad (10)$$

Daraus ergeben sich folgende Regeln für die Satellitenbahn:

1. Passiert der Satellit zur Zeit t über dem Ort P (φ, l), so passiert er am gleichen Tag zur Zeit $t + T$ über dem Ort P (φ, l_1) mit $l_1 = l + \frac{T \,.\, 360}{86\,164}$ in gleicher Richtung.

2. Passiert er über P(φ,l) zur Zeit t aus SW, so passiert er den Breitenkreis von P aus NW zur Zeit $t + \triangle t$, wobei $\triangle t$ nach (9) berechnet ist. Um zu berechnen, wann er am gleichen Tag in der Nähe von P den Breitenkreis von P aus NW passiert, hat man nur zu sehen, wie viele Umläufe der Satellit braucht, um den nach (10) berechneten Längenunterschied $\triangle l$ zu passieren und diese auf ganze Umläufe aufgerundete Zeit zu t zu addieren.

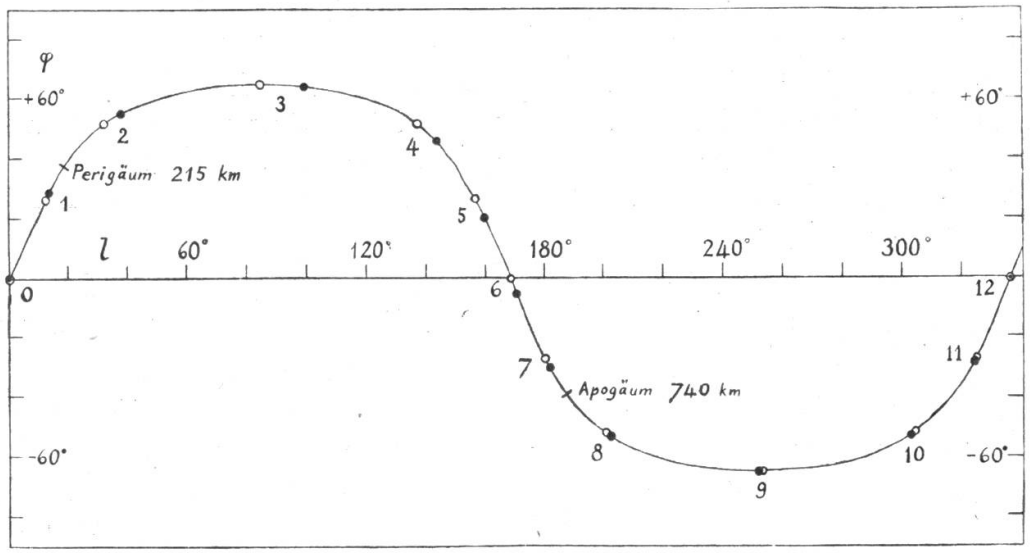

Fig. 3

Es ist zu bemerken, dass in Wirklichkeit diese Regeln nur angenähert gelten, da wir konstante Geschwindigkeit des Satelliten angenommen haben. Ein Vergleich der Ephemeride einer berechneten Bahn der Trägerrakete des ersten Satelliten aus [1] für den Fall $T = 94^m$ mit der nach (5) berechneten Bahn mit $T = 94^m$ und gleichem aufsteigenden Knoten zeigt, dass die beiden Bahnen genau übereinstimmen (denn die Präzession wirkt sich bei einem Umlauf noch nicht aus), dass aber kleine zeitliche Diskrepanzen im Fahrplan auftreten, die aber sehr klein sind (sie schwanken zwischen $-1^m.9$ und $+0^m.3$). In Fig. 3 bedeuten die schwarzen Punkte die

am Ende jedes Zwölftels der Umlaufszeit erreichten Orte nach der erwähnten Ephemeride, die weissen Kreise die nach (5) berechneten Orte des gleichförmig kreisenden gedachten Satelliten zu den gleichen Zeitpunkten.

Zahlenbeispiele: 1. Die Trägerrakete des ersten Satelliten passierte über Zürich zu den folgenden Zeiten aus SW (nach Beobachtung):

		Diff.
24. Okt. 1957	$18^h41^m15^s$	
		16^m15^s
25. Okt. 1957	$18^h25^m00^s$	
		17^m30^s
26. Okt. 1957	$18^h07^m30^s$	
		18^m45^s
27. Okt. 1957	$17^h48^m45^s$	

Aus den täglichen Verfrühungen lassen sich die Umlaufszeiten berechnen, denn zwischen zwei der obigen Passagen liegen 15 Umläufe. Die Abweichungen der Umlaufszeit von $\frac{24\,h}{15} = 96^m$ sind also $\frac{1}{15}$ der Verfrühungen, also 1^m05^s, 1^m10^s und 1^m15^s; also sind die Umlaufszeiten 94^m55^s, 94^m50^s und 94^m45^s (also leicht abnehmend). Aus den angegebenen täglichen Verfrühungen folgen Ortsverlagerungen der Bahn zwischen den obigen Passagen nach (5) um 3.1, 3.4 und 3.7 Längengrade nach Osten [2]); dazu bewirkt die Präzession eine tägliche Westbewegung von ca. 3^0 im Raum, also folgt total eine Ostbewegung von 0.1, 0.4 und 0.7 Längengraden zwischen den Passagen; wegen der Kleinheit dieser Verschiebung war es möglich, die Rakete an mehreren Tagen in der Nähe des Zenits passieren zu sehen.

Aus $I = 65^0$, $\varphi = 47^0\,22',6$ und $T = 94^m45^s$ folgt nach Formel (6) $i = 53^0.5$, d. h. am 27. Okt. kam die Rakete aus den Richtungen West $\pm\, 53^0.5$.

2. Auf Grund eines von den Russen bekanntgegebenen Fahrplans passierte der zweite Satellit den Breitenkreis von Zürich aus SW am 5. Nov. 1957 um 05.42 Uhr etwa 15 Längengrade östlich; die momentane Umlaufszeit war $T = 103^m39^s$. Aus diesen Angaben können wir nun folgendes schliessen: Die nächste Passage des Breitenkreises von Zürich war um 07.26 Uhr, und zwar $26^0.0$ weiter westlich, also etwa 11 Längengrade westlicher als Zürich. Auf Grund der Angaben $I = 65^0$ und $\varphi = 47^0\,22',6$ berechnen wir aus (7) $t'_1 = 54^0.3$, aus (8) $\lambda = 30^0.5$, aus (9) $\triangle t = 20^m.5$, aus (10) $\triangle l = 113^0.8$. Daraus folgt: Der Satellit passiert den Breitenkreis von Zürich aus NW um 6.03 Uhr um $113^0.8$ östlicher. Nach 5 weiteren Umläufen passiert er auch in unserer Nähe aus NW, nämlich um 14.41 Uhr, und zwar in der Länge um 1^0 westlicher als Zürich (denn in 5 Umläufen verschiebt sich die Bahn um 130^0 nach Westen).

---

[2]) Diese lassen sich auch so berechnen: Verwandlung der täglichen Verfrühungen ins Bogenmass und Subtr. von 1^0 für die Korrektion auf den Sterntag.

Weil die momentane Umlaufszeit um $47^s.6$ von $\frac{24\,h}{14}$ abwich, so verspätete sich der Satellit in 1 Tag (14 Umläufe) um 11^m06^s, d. h. er passierte am 6. Nov. z. B. um 05.53 Uhr aus SW, und zwar in der Länge 8^0 östlich von Zürich ($3^0.8$ Westverschiebung wegen täglicher Verspätung, dazu 3^0 Präzession nach West).

5. Bedingungen für die Sichtbarkeit der Satelliten

Erste Bedingung dafür ist natürlich (ausser dem Wetterglück), dass der Satellit zum gegebenen Zeitpunkt in der Nähe passiert, so dass er noch über dem Horizont ist. Wann der Satellit in der Nähe passiert, lässt sich unter Umständen nach den Ausführungen von Abschnitt 4 bestimmen. Jetzt legen wir uns die Frage vor: Wie gross darf der Abstand ϑ (Fig. 4) der Satellitenbahn vom Beobach-

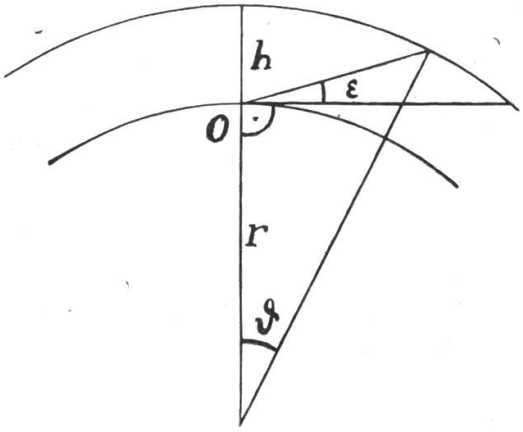

Fig. 4

tungsort O entfernt sein, damit der Satellit mindestens eine Höhe ε über dem Horizont erreicht? Ist h die momentane Höhe der Bahn, so ist nach dem Sinussatz

$$\frac{\sin\,(90^0 + \varepsilon + \vartheta)}{r} = \frac{\sin\,(90^0 + \varepsilon)}{r + h},$$

oder

$$\cos\,(\varepsilon + \vartheta) = \frac{r}{r + h}\cos\,\varepsilon. \qquad (11)$$

Für $\varepsilon = 10^0$ erhält man folgende Werte (Tab. 2):

Tabelle 2

h	ϑ	$\triangle l$
200 km	$7^0.3$	$10^0.8$
400	$12^0.1$	$17^0.9$
600	$15^0.8$	$23^0.3$
800	$19^0.0$	$28^0.0$

Um den zu ϑ gehörigen Längenunterschied $\triangle l$ näherungsweise zu erhalten, muss man noch durch $\cos\varphi$ dividieren. Die Werte für Zürich sind auch in der Tabelle 2 angegeben.

Eine zweite Bedingung für die Sichtbarkeit ist, dass der Himmel nicht zu hell, d. h. dass Dämmerung herrscht, und dass der Satellit trotzdem noch im Sonnenlicht seine Bahn zieht. Ob diese Bedingung erfüllt ist, lässt sich bei bekannter Höhe des Satelliten beurteilen, wenn man die Höhe der Schattengrenze kennt. Die folgende Tab. 3 gibt für verschiedene Zeiten der Dämmerung und für alle Jahreszeiten für die Breite $\varphi = 47^0$ die Höhe der Schattengrenze in km, gemessen im Zenit; die Werte wurden aus den Tafeln von J. Lugeon [3] durch Interpolation gewonnen. Dabei ist zu beachten, dass sich diese Höhe stark ändert, wenn man nicht im Zenit misst.

Tabelle 3

Zeit vor So-Aufg. od. nach So-Untg.	1. I.	1. II.	1. III.	1. IV.	1. V.	1. VI.	1. VII.	1. VIII.	1. IX.	1. X.	1. XI.	1. XII.
0^h00^m	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0^h30^m	18	22	25	25	21	17	16	19	24	26	23	19
1^h00^m	77	90	102	99	81	62	58	72	93	103	95	81
1^h30^m	184	211	234	219	172	129	120	152	203	233	223	192
2^h00^m	348	393	424	384	289	208	192	250	350	417	410	361
2^h30^m	578	645	678	587	421	289	264	356	526	657	668	597
3^h00^m	887	976	995	822	556	364	329	461	720	947	1001	913
3^h30^m	1289	1399	1384	1075	681	421	375	550	917	1283	1421	1324
4^h00^m	1808	1928	1828	1324	782	452	398	613	1099	1649	1934	1846

Beispiel: Am 24. Okt. 1957 passierte die Trägerrakete des ersten Satelliten um 18.41 Uhr nahe beim Zenit, also $1^h\ 18^m$ nach dem astronomischen Sonnenuntergang. Interpolation aus Tab. 3 gibt als Höhe der Schattengrenze etwa 175 km. Dies stimmt auch damit überein, dass die Rakete, deren Perigäum etwa bei uns lag, eine Höhe von 210 km hatte, und dass ihr Eintauchen in den Schattenkegel noch beobachtet werden konnte.

Eingegangen: November 1957

Literatur: [1] I.A.U.-Zirkular Nr. 1626.
[2] I.A.U.-Zirkular Nr. 1627.
[3] J. Lugeon: Tables crépusculaires, Warszawa 1934.

Abschuß eines ersten amerikanischen Satelliten «Explorer» (1958*a*)

In Cape Canaveral (Florida) wurde am 31. Januar 1958, um 22^h48^m (Ortszeit), mittels einer Mehrstufenrakete vom Typ «Jupiter C» von der amerikanischen Armee ein erster Satellit abgeschossen, der, mit zwei Radiosendern ausgerüstet, die Erde in rund 113 Minuten einmal umkreist. Nach den ersten Mitteilungen erreicht der Satellit, in seiner elliptischen Bahn, in Erdferne eine Höhe von rund 2700 km und in Erdnähe eine solche von 320 km über der Erdoberfläche.

Da bei Redaktionsschluss für diese Nummer noch keine offiziellen Berichte vorliegen, werden unsere Leser gebeten, sich einstweilen nach der Tagespresse zu orientieren.

(5. Februar 1958) R. A. Naef