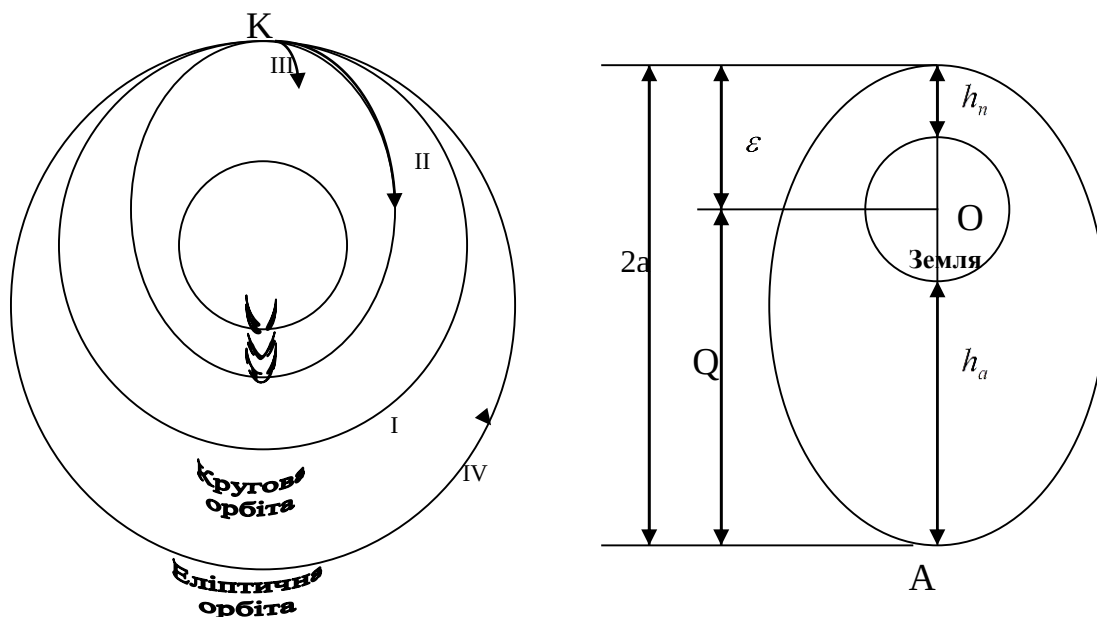


Рух штучних супутників Землі.



Якщо швидкість запуску точно рівна коловій швидкості на даній висоті h то тіло рухається по коловій орбіті.

Якщо $V > V_k$ то тіло рухається по еліпсу і перигей цього еліпса буде в точці виходу на орбіту.

Якщо $V < V_k$, а висота досить велика, то тіло рухатиметься по еліптичній орбіті, але точка виходу на орбіту стане апогеєм. Масою ШСЗ можна знехтувати порівняно з масою Землі і тоді кругова швидкість V_k на віддалі $r = R + h$ від центра

Землі буде $V_k = \sqrt{\frac{Gm}{R+h}} = \sqrt{\frac{gR^2}{R+h}}$ де m - маса Землі, R - її радіус, g - прискорення сили

тяжіння біля поверхні Землі, h - висота точки запуску. Для $h=0$, $V_{1k} = 7,91 \frac{\text{км}}{\text{сек}}$.

Запуск ШСЗ запускають на висоті $h > 150 \text{ км}$. Кругова швидкість на цій висоті:

$$V_k = V_{1k} \sqrt{\frac{R}{R+h}}.$$

Елементи орбіти ШСЗ залежать від місця і часу його запуску, від величини і напрямку початкової швидкості Зв'язок між великою піввіссю a орбіти супутника і його початковою швидкістю: $V_0^2 = Gm \left(\frac{2}{r_0} - \frac{1}{a} \right)$ де r_0 - віддаль точки

виходу ШСЗ на орбіту від центра Землі. Запуск ШСЗ проводять перпендикулярно до радіального напрямку. Ексцентриситет орбіти при горизонтальному запуску: $e = 1 - \frac{q}{a}$, де q - віддаль перигея. У випадку еліптичної орбіти $q = a(1-e) = R + h_n$, де h_n - висота перигея над поверхнею Землі.

Якщо в точці К надано горизонтальна швидкість рівна коловій для цієї віддалі від центра Землі, то він буде рухатись по коловій орбіті (I). Якщо $V < V_k$, то орбіта еліптична(II), при дуже малій початковій швидкості- по(III) дуже витягнутому еліпсу, який перетинає поверхню Землі. В цьому випадку

запущений супутник впаде на Землю не здійснивши жодного обороту. При $V > V_k$, але меншій за параболічну, то супутник рухається по еліпсу.

Період обертання ШСЗ визначається із III закону Кеплера $T = \frac{2\pi}{\sqrt{Gm}} a^{\frac{3}{2}}$, або $T = \frac{2\pi}{R\sqrt{g}} a^{\frac{3}{2}}$. Якщо a виражати в кілометрах, то при $R = 6370$ км і $g = 981 \frac{см}{с^2}$,

період обертання обчислюють за формулою: $T = 1,659 \cdot 10^{-4} a^{\frac{3}{2}}$.

Причини, що змінюють орбіту ШСЗ

- 1) дія екваторіального потовщення Землі;
- 2) вплив опору атмосфери Землі.

Перша причина викликає збурення висхідного вузла і перигея. Друга – зменшення великої півосі a і зміну форми орбіти. Основне зменшення швидкості відбувається поблизу перигея. Зменшується велика піввісь і траєкторія супутника поступово округлюється і коли висота перигея приблизно висоті апогея супутник гальмується на всій траєкторії, втрачає швидкість і наближається по спіралі до поверхні Землі, входить в густі шари атмосфери і згорає. При зниженні супутника частина потенціальної енергії переходить в кінетичну і швидкість супутника зростає, а довжина орбіти зменшується. Це приводить до зменшення періоду обертання.

Наведена вище картина руху супутника дуже наближена. Насправді елементи орбіти набувають більш складних і різноманітних збурень. Стиск Землі, відмінність гравітаційного поля від поля сферично-симетричної маси викликають збурення висхідного вузла Ω і віддалі w (віддалі перигея від вузла Ω).

Боковий тиск атмосфери на супутник (виникає внаслідок обертання атмосфери) приводить до монотонної зміни i (кут між площиною орбіти і площиною екватора).