HADMÉRNÖK

XI. Évfolyam 2. szám – 2016. június

Szabó József
szabo.jozsef95@chello.hu

REPÜLÉS A BOLYGÓKÖZI TÉRBEN
ŰRDINAMIKA SOROZAT – 5. RÉSZ

Absztrakt

Cikksorozatunk 5. részében az olvasó találkozhat a bolygóközi repülés elvi és gyakorlati kérdéseivel. A cikk bemutatja a Föld hatásszférájának elhagyásával kapcsolatos legfontosabb matematikai összefüggéseket, a heliocentrikus, a távolodási és az indulási sebességek fizikai jelentését. A cikk következő része bemutatja az ember Mars-utazásának problémáit, amely után az olvasó megismerkedhet a Voyagerek Naprendszer-béli repülésének kérdéseivel.

In the 5th part of our article series the reader can face with conceptual and practical issues of flight in the interplanetary space. The present article reviews the most important mathematical interrelations of leave Earth's impact sector, the physical content of heliocentric velocity, speed of recession and start-up speed. The next part of article presents problems of human spaceflight to Mars, after it the reader can face with questions of flight Voyagers in the Solar system.

Kulcsszavak: *a bolygóközi tér, heliocentrikus, a távolodási és az indulási sebességek értelmezése ~ the interplanetary space, heliocentric, the recession and the start-up speeds interpretation*

A FÖLD HATÁSSZFÉRÁJÁNAK ELHAGYÁSA

A korábbi anyagban a Föld körüli repülést elemezve, megismerkedtünk egy adott égitestnek, esetünkben a Földnek a vonzáskörzetében végzendő űrrepülések, manőverek legfontosabb kérdéseivel. Az ott szerzett ismeretek, természetesen minden égitestre vonatkoznak, csupán minden esetben az adott égitestre vonatkozó adatokkal kell számolni. A továbbiakban kilépünk a Föld vonzáskörzetéből, s ha már kijutottunk a bolygóközi térbe, megvizsgáljuk az ott végzendő repülés sajátosságait.

A bolygóközi repülés tehát a Föld hatásszféráján túli repülést jelenti. Egyébként ezt a kérdést vizsgálta a neves orosz tudós, Konsztantyin Ciolkovszkij is, amikor a Föld vonzerejének a legyőzésével számolt és az ehhez tartozó, a Föld hatásszférájának az elhagyását, vonzerejének végleges legyőzését biztosító sebességértéket kereste. Ő a Föld körüli repülés kérdésével nem foglalkozott. A sebességértéket kutatva, Ciolkovszkij, figyelmét a már említett, és később második kozmikus sebességének nevezett sebesség értékének meghatározására fordította. Ő azonban ezt a sebességet a Föld vonzerejének végleges legyőzéséhez szükséges sebességnek nevezte. Ennek meghatározása érdekében energetikai számításokat végzett és ennek a számításnak az eredményeként azt meg is találta.

A továbbiakban megalkotta az egylépcsős rakéta által létrehozható sebességét meghatározó képletet, s a kapott eredmények összevetéséből vonta le a tanúságokat. Ezek elemzése alapján ugyanis egyértelművé vált, hogy egylépcsős rakétával nem lehet a Földet véglegesen elhagyni, de még a Föld körüli pályára sem lehet kivezetni a hasznos terhet, vagyis az űrhajót. Ennek köszönhető a többlépcsős, vagy ahogy Ciolkovszkij nevezte, a „rakétavonat” gondolata. Egyértelmű tehát a megállapítás, hogy a bolygóközi térbe csak többlépcsős rakéta segítségével lehet kijutni. E kutatásnak köszönhetően tárta fel a neves tudós a második kozmikus sebesség fizikai lényegét, és így történhetett, hogy e sebesség korábban megszületett, mint az első. [8, 9, 10] Az első kozmikus sebesség, mint fogalom, ugyanis nagy valószínűséggel csak 1920-as 30-as években jelent meg először Esnault-Pelterié, illetve Ary Sternfeld munkáiban.[8]

Érdekességként megemlítjük, hogy a csillagokhoz való utazás évezredeken át ott volt a köztudatban, de az csak a képzelet szárnyán született és foglalkoztatta az embereket.[2] Jelen tanulmány a bolygóközi térbe való kilépés kérdéseit mutatja be az olvasónak, s egyértelművé teszi a tényt, hogy ez ma már a reális valóság. A képletekkel bizonyított tények egyértelművé teszik azt is, hogy ott már a Nap lesz az a központi égitest, amely meghatározza a mozgás lényegét, s ennek megfelelően, a számításoknál a Nap adatait használjuk fel, s csak azok segítségével juthatunk helyes megoldásra. Érdekességként megemlítjük, hogy a volt Szovjetunióban, az 1960-as 1970.es években voltak olyan nézetek, hogy nem a Holdra szállás a fontos, hanem a Mars körberepülése. Erre készültek tervek is, de azokat elvetették, miután megfelelő rakétahajtómű nem állt rendelkezésükre. Egy ilyen vállalkozás akkor még nem rendelkezett reális alapokkal.[6]

Ha a bolygóközi térbe akarunk kijutni, akkor olyan többlépcsős rakétával kell számolni, amelynél a lépcsők száma általában három vagy négy lehet. Szondákat már küldtek a bolygóközi térbe, de embert még nem. Az ember biztonságát szavatoló eszközöknek a megteremtése bonyolult feladat, amelyre a robotok esetében nincs szükség. Összességében megállapíthatjuk, hogy ha csak a dinamikai problémákat vizsgáljuk, az ember utazása esetén a feladatok jelentős mértékben megszaporodnak. A továbbiakban a dinamikai kérdésekhez szükséges manővereket vizsgáljuk, amelyek megoldásához a következők szükségesek:

1. Az űrhajót Föld körüli, ún. parkoló, vagyis közbülső pályára kell állítani. Egyébként a pályára állításhoz szükséges starttömeg számításai határozzák meg azt, hogy mennyi tolóerő szükséges a rakétakomplexum starttömegének a Föld körüli pályára állításához. Ez fontos mutató, hiszen a tapasztalatok azt igazolják, hogy egy t tömeg

Föld körüli pályára állításához — ha a cél valamelyik bolygóhoz való repülés, és jelentős nagyságú tömeget kell Föld körüli pályára állítani —, a starton, több mint 50 t hajtóanyagtömeg szükséges. Példaként szolgáljon két adat: A Holdra repülés során, a Saturn V rakétakomplexum alkalmazásakor, a Hold körzetébe juttatott tömeg 35-37 t volt és hogy az ehhez szükséges mintegy 120 t tömeget a Föld körüli pályára állítsák, a starton, tonnánként mintegy 17 t hajtóanyagot használtak fel. Azt már a korábbi anyagokból tudjuk, hogy a tolóerő legalább 20-25, de esetenként, ha csak Föld körüli pályára kell kijuttatni a hasznos terhet, akár 50%-kal is meghaladhatja a starttömeg súlyerejét. Itt tehát már jelentősége van annak a ténynek, hogy a cél milyen távolságra van a Földtől, mekkora hasznos tömeget kell a Föld körüli pályára állítani, és a cél eléréséhez milyen sebességre kell a Föld körüli pályára állított, hasznos tehet felgyorsítani.[7]

2. A Föld körüli pályán keringő űrobjektumot a megfelelő pillanatban gyorsítani kell a magasságnak megfelelő II. kozmikus sebességnél nagyobb sebességértékre, hogy a Föld hatásszférájának a határán — az elérendő cél távolsága függvényében — meglegyen a megfelelő nagyságú heliocentrikus sebesség, vagyis a Föld hatásszférájától az űrobjektum olyan távolodási sebességgel haladjon, amely a Föld közepes pályasebességével együtt biztosítja a cél eléréséhez szükséges heliocentrikus sebességet. Példaként megemlíthetjük, hogy a Hohmann-ellipszis esetén, a Mars körzetébe való utazáshoz pl., a Föld hatásszférája határán, közel 3 km/s távolodási sebességre van szükség. (E kérdés részleteinek a tárgyalására, képletek alkalmazásával, rövidesen rátérünk.)[7]
3. A hatásszféra határát elhagyva, az azon túli pályán való repülésre már a Nap vonzáskörzetében kerül sor, olyan heliocentrikus sebességgel, amilyen szükséges ahhoz, hogy az űrhajó a célbolygó magasságára jusson fel vagy süllyedjen le. Fontos szerepet kap a repülés irányítási módszerének a kiválasztása, amely a gyorsan fejlődő űrtevékenység igényeit kielégíti.[4] Ha a cél egy belső bolygó elérése, akkor csökkenteni kell a sebességet, hogy a Nap vonzereje nagyobb legyen, mint a centrifugális erő, és akkor ez az erő az űrobjektumot behúzza a belső célbolygó pályájára. A két manővert, vagyis a Föld hatásszférájának az elhagyását, az első esetben a Föld haladási irányának megfelelő, a második esetben pedig azzal 180°-al ellentétes irányba kell végezni.[1, 3]
4. Megérkezvén a célbolygó hatásszférájának határához, az oda való belépés, és a továbbiakban a repülés végrehajtása a célbolygó hatásszférájában, majd a célbolygó körül, s ha az a cél, hogy leszálljunk a bolygó felszínére, akkor a megfelelő módszer alkalmazásával, végső soron a leszállás végrehajtása lesz a feladat. Ez sem egyszerű feladat, hiszen a leszállás történhet olyan bolygóra, amelynek légköre van és olyanra, amelynek légköre nincs. A Marsra szállás sajátossága, hogy ritka a légköre, de nem mondhatjuk, hogy nincs légköre. Ezért a leszállás módszerét is kutatják, s eddig néhány módszert már ki is próbáltak, de nagy a valószínűsége, hogy a Marsra szállásnál is a Holdra való leszállásnál alkalmazott módszert, vagy annak valamilyen változatát fogják alkalmazni.[5]

Tudni kell, hogy napjainkban, a Naprendszerben, az ember számára csak egyetlen bolygó jöhet számításba ilyen utazási céllal, s ez a Mars. A többi Föld-típusú bolygó, vagyis a Merkúr és a Vénusz alkalmatlan arra, hogy az azokon uralkodó szélsőséges időjárási körülmények miatt oda emberek utazzanak. A Merkúr túl közel van a Naphoz, felületén a hőmérséklet a Nap felőli oldalon eléri, sőt meghaladhatja a 150 °C-t, míg az ellentétes oldalon az uralkodó hőmérséklet −150 °C alatt van. A Vénusz felülete maga a pokol, a közel 100 bar nyomásával és a 350-400 °C-os hőmérsékletével. A külső, vagyis az óriásbolygóknak — lévén gázbolygók — nincs szilárd kérgük, amelyre le lehetne szállni. Az óriásbolygók holdjaira való utazás, célállomásként, egyelőre — ugyancsak a rajtuk uralkodó eléggé mostoha körülmények miatt — az ember úti céljai között még nem szerepelhet, bár a távolabbi jövőben, feltehetően, az ilyen úti célt sem lehet kizárni, de erre ma még nincsenek meg a szükséges feltételek.[1]

A Nap hatásszférájában való mozgások számvetései annyiban különböznek a korábban tárgyaltaktól, hogy az alkalmazott képletekben, a számítások során nem a Földre vonatkozó adatokkal kell számolni, hanem a Nap gravitációs mutatójának értékét, valamint a Naptól való távolságértékeket kell a képletekben alkalmazni. A nap gravitációs mutatójának meghatározása ugyanúgy történik, mint a Föld esetében, vagyis ezen értéket a gravitációs állandó (6,674 · 10-11 N), valamint a Nap tömegének (1,99 · 1030 kg) értékeit kell szorozni. A felhasznált irodalmakban fellelhető adatok szerint, ennek az értéke KN = 1,32718 · 1011 km3/s2-nek vehető.[3]

A bolygóközi térségben való repülés során megkülönböztetjük a már korábban említett heliocentrikus, távolodási és indulási sebességértékeket.

Heliocentrikusnak nevezzük azt a sebességértéket, amelyet a Nap hatásszférájában létre kell hozni ahhoz, hogy az űrobjektum a kitűzött célbolygó felé elinduljon, s annak pályamagasságára emelkedjen, vagy süllyedjen. Ez a sebességérték két tényezőből tevődik össze. Az egyik tényező az indulási bolygó Nap körüli közepes pályasebessége, vagyis az a sebesség, amelynek értéke a Föld pályasebességével együtt egyenlő a Napra vonatkoztatott második kozmikus sebességnek a Föld pályája menti sebességértékével. Az természetes, hogy a Földdel együtt a hatásszféra is halad, tehát a távolodási sebességet a hatásszféra határától való távolodási sebességként kell értelmezni. A heliocentrikus, valamint a távolodási sebesség meghatározásához ismerni kell az indulási és az érkezési bolygónak a Naptól való távolságát, amely értékek a képletben RI és RII jelöléssel szerepelnek. Ezen adatok birtokában, egyszerű képlet segítségével megállapíthatjuk a heliocentrikus sebesség értékét, majd abból kivonva a bolygó közepes pályasebességét, a távolodási sebesség értékét is megkapjuk. E képletnél abból indulunk ki, hogy az indulási sebesség eléréséhez szükséges energiamennyiség egyenlő a fenti két sebességérték energiájának megfelelő munkamennyiséggel.

A Marsra való utazáshoz — értelemszerűen — először a Föld hatásszféráját kell elhagyni. Ehhez, vagyis a heliocentrikus sebességértéknek a kiszámítására az alábbi képletet alkalmazzuk:[7]

$$\begin{aligned} v_{hel.} &= v_{FI.} \cdot \sqrt{\frac{2R_{II}}{R_I + R_{II}}} = 29{,}785\,km/s \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 227{,}9\,km}{149{,}6 + 227{,}9\,km}} = \\ &= 29{,}785\,km/s \cdot \sqrt{\frac{455{,}8\,km}{377{,}5\,km}} = 29{,}785\,km/s \cdot \sqrt{1{,}207} = \\ &= 29{,}785\,km/s \cdot 1{,}098 = 32{,}704\,km/s. \end{aligned} \tag{1}$$

A képletben: v_{FI} — a Földnek a Nap körüli közepes pályasebessége (29,785 *km/s*);

R_I — az indulási bolygó távolsága a Naptól (149,6 x 10^6 *km*);

R_{II} — az érkezési bolygó távolsága a Naptól (227,9 x 10^6 *km*)

A számításnál egyszerűsítettünk, ezért a fenti, a zárójelekben lévő számértékekkel számoltunk.

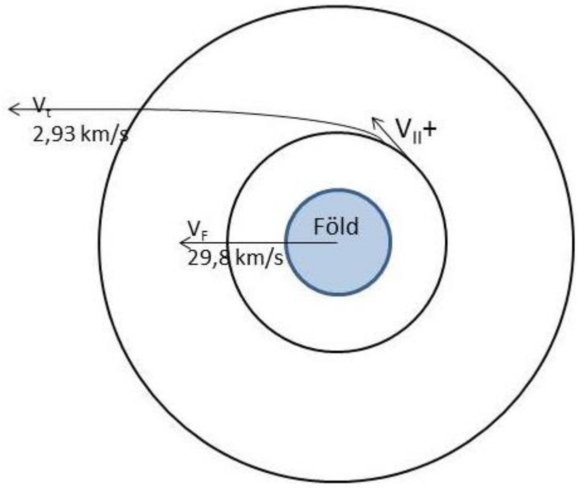
Az indulási sebesség meghatározásához tehát két energiamennyiség ismeretére van szükség, amelyeket a hatásszféra elhagyásakor szükséges figyelembe venni. Elsőként szükség van a Ciolkovszkij által meghatározott második kozmikus sebességre, valamint a távolodási sebesség értékére. E két sebesség energiaigénye adja az indulási sebesség energiaigényét, amelyet ezen értékeknek a négyzetgyök alatti négyzetre emelésével, majd összeadásával és az összegnek a négyzetgyök alóli kihozásával kapjuk meg. Ehhez, az alkalmazott képlet, az energia-megmaradás elvét leíró képletből származtatható, amely:

$$\frac{1}{2}mv_i^2 = \frac{1}{2}mv_p^2 + \frac{1}{2}mv_t^2 \qquad (2)\ [7]$$

Ebből, az indulási sebességet (v_i) meghatározó képlet:

$$v_i = \sqrt{v_p^2 + v_t^2}. \qquad (3)\ [7]$$

A fenti képlethez szükséges sebességértékek számításait részleteiben is megismertetjük. E sebességértékeknek a magyarázata az 1. ábrán látható:



1. ábra. A heliocentrikus, távolodási és indulási sebesség lényege
(Dr. Ványa László grafikája)

A bolygóközi térben a mozgás ugyanúgy történik, mint a Föld vonzáskörzetében, csak a Naprendszerben mozgó testekre most már a Nap gyakorol hatást, s a Föld, az űrhajó további útját még egy ideig, csak minimális mértékben befolyásolja, vagyis minimálisan téríti el a Nap vonzereje által kényszerített iránytól, esetleg minimális mértékben csökkentheti a sebességét. A távolodási sebesség jelenléte itt azt jelenti, hogy mint korábban a Föld körüli manővert követően, a körpálya-sebességnél nagyobb sebesség esetén az űrobjektum távolodik a Naptól, a sebességcsökkenés esetén közeledik hozzá. Annak megállapítására, hogy mennyivel nagyobb sebességre van szükség, mint a körpályasebesség, az (1) összefüggés használható. A kisebb sebességet ugyanezzel a képlettel számíthatjuk ki. Ebben az esetben az indulási bolygó sebességénél kisebb lesz az űrobjektum sebessége. Ehhez az alapot az adja, hogy amikor a külső bolygóról jövünk vissza a Földre, akkor megváltoznak a szerepek, a Föld lesz az RII és megváltoznak a négyzetgyök alatti számértékek is. Erre később visszatérünk, és látni fogjuk a változásokat.

A Nap körüli, vagyis a heliocentrikus pályasebesség — ha a Mars az úti cél — tehát 32,7 km/s kell, hogy legyen, mert az így létrehozott 2,915 km/s távolodási sebesség hozhatja létre az űrobjektumnak a Mars pályájára való felemeléséhez elegendő centrifugális erőt. A továbbiakban, a Föld hatásszférájától való távolodási sebességet tehát úgy határozzuk meg, hogy a heliocentrikus sebességből kivonjuk a Föld közepes pályasebességét.

$$V_{táv.} = V_{helioc.} - V_F = 32{,}7 km/s - 29{,}785 km/s = 2{,}915 km/s. \qquad (4)\ [7]$$

Miután kiszámítottuk a távolodási sebesség értékét, amely jelen esetben 2,915 km/s, az indítási sebesség meghatározására már korábban megismert és használt képletet használjuk, amelyhez szükség van az adott magasságra érvényes, a Föld felszíne fölött, 200 km magasságra vonatkozó második kozmikus, valamint a már kiszámított távolodási sebességértékekre. Jelen esetben a Föld 200 km-re vonatkozó második kozmikus sebesség vII = 11,015 km/s, a távolodási sebesség pedig vt = 2,915 km/s. Ekkor, ha az indulási sebesség a tengerszint fölötti 200 km magasságról történik:

$$\begin{aligned} V_{ind.} &= \sqrt{V_p^{\,2} + V_t^2} = \sqrt{11{,}015^2 + 2{,}915^2} = \sqrt{121{,}33\, km^2/s^2 + 8{,}497 km^2/s^2} = \\ &= \sqrt{129{,}827\, km^2/s^2} = 11{,}394\, km/s. \end{aligned} \qquad (5)\ [7]$$

Ha a Földről kívánjuk az űrobjektumot egy belső bolygóra, pl. a Vénuszra eljuttatni, akkor ugyancsak a Föld haladási irányával ellentétes irányba kell a hatásszférából kijuttatni, s ott kell a szükséges távolodási sebességet létrehozni. A már ismert (1) képlet alapján megkapjuk, hogy az indulási, vagyis a távolodási sebesség, pl. a Földről a Vénusz bolygóra való repülés esetén az alábbi lesz:

$$\begin{aligned} v_{hel.} &= v_F\ km/s \cdot \sqrt{\frac{2\cdot R_{II}\ km}{(R_I + R_{II})\ km}} = 29{,}785\, km/s \cdot \sqrt{\frac{2\cdot 108{,}21\, km}{(149{,}6 + 108{,}21)\, km}} = \\ &= 29{,}785\, km/s \cdot \sqrt{0{,}839} = 29{,}785\, km/s \cdot 0{,}916 = 27{,}283\, km/s. \end{aligned} \qquad (6)\ [7]$$

Mivel ebben az esetben egy belső bolygó a cél, a heliocentrikus sebesség értéke kisebb, mint a Föld közepes pályasebessége (29,785 km/s), vagyis 27,283 km/s lesz. Ha a heliocentrikus sebességből kivonjuk a Föld közepes pályasebességét, megkapjuk a távolodási sebességet, amely tehát vt = 27,283 – 29,785 = –2,502 km/s. Ez persze nem lesz negatív érték, csak ebben az esetben ez azt jelenti, hogy a heliocentrikus sebesség értéke 2,502 km/s értékkel kisebb lesz, mint a Földé. Ebben az esetben tehát megteremtjük azokat a feltételeket, amelyekkel az űrobjektum elindul a Vénusz pályája felé, s oda — a Nap vonzása következtében — egyre gyorsulva érkezik.

Ha meghatározzuk az űrobjektumok sebességét, azt tapasztaljuk, hogy a külső bolygó pályája elérésekor jelentősen kisebb, a belső bolygó pályájának elérésekor pedig nagyobb lesz a sebesség, mint az érintett bolygóé. Ezt a sebességvesztést és a sebességnövekedést is a Nap vonzereje okozza, amely ezen a távolságon még jelentős értéket képvisel.

Ha a Marsról visszatérő űrobjektum indulási sebességét vizsgáljuk az (1) képlettel, akkor a következőeredményre jutunk:

$$\begin{aligned} v_{érk.} &= v_b\ km/s \sqrt{2 - \frac{2\cdot R_{II}}{R_I + R_{II}}} = 24{,}13\, km/s \sqrt{2 - \frac{2\cdot 149{,}6\, km}{149{,}6 + 228\, km}} = \\ &= 24{,}13\, km/s \sqrt{2 - \frac{299{,}6\, km/s}{228 + 149{,}6\, km/s}} = 24{,}13\, km/s \cdot \sqrt{0{,}793} = \\ &\quad 24{,}13 km/s \cdot\ 0{,}89 = 21{,}476\, km/s \end{aligned} \qquad (7)\ [7]$$

A fenti képletben: RI — az indulási bolygó távolsága a Naptól, RII — a célbolygónak a sugárirányú távolsága a Naptól. A négyzetgyök előtti vb a célbolygó közepes pályasebessége. Ha kiszámítjuk, hogy az indulási sebességről mekkora a sebességnövekedés, megállapíthatjuk, hogy az bizony jelentős, és meghaladja a 16 km/s sebességértéket

Ha ugyanezen képlet segítségével kiszámoljuk a Vénusz felé indított űrobjektum érkezési sebességét, jelentős sebességnövekedést tapasztalunk. Ennek is a Nap vonzereje az okozója, csak most ellenkező előjellel. Az alábbi képlettel tehát meghatározhatjuk az belső bolygóra, vagyis a Vénuszra való érkezési sebességet:

$$v_{érk.} = v_b \cdot \sqrt{2 - \frac{R_{II}}{R_I + R_{II}}} == 35{,}05\,km/s\sqrt{2 - \frac{2 \cdot 108{,}21\,km}{149{,}6 + 108{,}21\,km}} =$$

$$35{,}05\,km/s \cdot \sqrt{2 - 0{,}839} == 35{,}05\,km/s\sqrt{1{,}161} = 35{,}05\,km/s \cdot 1{,}077 = \qquad (8)\quad [7]$$

$$= 37{,}749\,km/s.$$

A Vénuszhoz való érkezési sebesség tehát vérk. = 37,749 km/s, vagyis nagyobb lesz, mint az érkezési bolygó közepes pályasebessége. Ez minden esetben így van, vagyis — amennyiben a repülés az ún. Hohmann-ellipszisen történik, — a Nap vonzerejének köszönhetően — a külső pálya esetében kisebb, a belső pálya esetében pedig nagyobb lesz az érkezési sebesség, mint a célbolygóé, mivel a Naptól való távolodás során vonzerejének köszönhetően fékezi, közeledés esetén pedig ugyanezen erőnek köszönhetően növeli az űrobjektum sebességét.

A fenti példák is igazolják, hogy a Hohman-ellipszisen való repülési pálya nem mindig teremti meg a célbolygóhoz való érkezés kedvező körülményeit, ezért a célbolygó megközelítésre gyakran használnak olyan pályákat, amelyek a Hohmann-ellipszis és a parabolasebesség pályái közé esnek. Ezt főleg a külső pályák felé indulásnál célszerű alkalmazni, s ez azt jelenti, hogy a távolodási sebesség értéke nagyobb a korábban tárgyaltnál (2,92 km/s). Ilyen esetben célszerű az érkezési sebességet úgy megválasztani, hogy pl, a megközelítési sebesség a célbolygó hatásszférájának a határán néhányszáz m/s legyen (pl. 24,3 km/s). Ebben az esetben, az adott bolygó hatásszférájába való belépés után a bolygó vonzóereje gyorsítja fel az űrhajó sebességét, amely így a bolygó közelében eléri a vbe + vII sebességet, majd bizonyos fékezéssel megfelelő pályára állíthatják és megteremthetik a leszállás feltételeit. Ilyenkor fontos ügyelni arra, hogy a találkozási sebesség ne legyen túlságosan nagy, mert akkor hosszabb ideig kell a fékezőhajtóművet működtetni, ami — különösen az olyan bolygók esetében, amelynek nincs légköre — sok hajtóanyagot igényel, s a visszatérésre esetleg nem jut elegendő belőle. Ez tehát veszélyeztetheti a visszatérés lehetőségét. Mint lehetőség, lehetséges olyan megoldás is, hogy a célbolygó körüli pályán, visszaindulás előtt megteremtik a tankoláshoz szükséges feltételeket, s a visszaindulási bolygó körüli pályán veszik fel a visszatérés során szükségessé váló hajtóanyag-mennyiséget, s így biztosítják a visszatéréshez szükséges manőverek hajtóanyag-igényét.

A megközelítési sebesség értéke tehát nagyon fontos mutató. Esetenként a legkedvezőbb érkezési sebesség értékének megválasztása azért is célszerű lehet, mert a bolygók egymáshoz viszonyított helyzete túl sok várakozási időt tenne szükségessé a visszatéréshez. Ezért van az, hogy pl. a Marsra utazás és a visszautazás esetén a legkisebb energiát igénylő útvonalon az odautazáshoz 11,567 km/s indulási sebesség szükséges, és ebben az esetben a Marsig az utazás mintegy 580 millió km, s ennek megtételéhez 255 napra, vagyis 8,3 hónapra van szükség. Ha az indulási sebességet 11,8 km/s sebességértékre növeljük, akkor az utazás mindössze 165 napig tart, vagyis három hónappal előbb érjük el a célunkat. Ha az indulási sebesség 12 km/s, akkor még további 21 napot nyerünk. Figyelembe kell azonban venni, hogy az indulási sebesség növelésével megnöveljük az érkezési sebességet is, és szükség lehet a sebességcsökkentésre. Ehhez pedig hajtóanyagra van szükség, ami nem mindig áll rendelkezésre. A bolygókra való repülés során tehát figyelembe kell venni, hogy a visszatéréshez is jelentős mennyiségű hajtóanyagra van szükség, tehát a fékezésre nem mindig jut hajtóanyag. Ezért célszerű a legkedvezőbb érkezési sebességet kiválasztani, és ahhoz szabni meg a hajtóanyag-szükségletet.

Meg kell állapítani, hogy a jövő, és az itt említett probléma megoldása olyan rakétahajtóművekben keresendő, amelyeknek a jelenleginél nagyobb a gázkiáramlási sebessége. Ebben az esetben ugyanakkora a sebesség elérése feleannyi hajtóanyagot igényel, ezért ebben az esetben a fékezésekre is juthat kellő mennyiségű hajtóanyag. Ha a hajtóműből kiáramló gáz sebességét a duplájára lehetne növelni, a hajtóanyagigény ugyanazon feladat esetén — értelemszerűen — a felére csökkenne. A megoldás tehát a rakétahajtómű fejlesztése, ami egyáltalán nem könnyű feladat. Jelenleg az űrnagyhatalmak dolgoznak e probléma megoldásán, de a konkrét eredmények ma még váratnak magukra.

A továbbiakban egy képzeletbeli utazás résztvevői lehetünk, amellyel még csak képzeletben, de már a Marsra utazunk. Az utazáshoz szükséges repülési sebességek meghatározásával kiszámolhatjuk, hogy mennyi az összes sebesség értéke, amellyel a rakétakomplexum kell, hogy rendelkezzen a Marsra utazás és a visszatérés során. Ezt az értéket jellemző sebességnek nevezzük (vj), és ebben az esetben, ha a vállalkozásra pl. Bajkonurból indulunk, az utazás az alábbi összetevőkből áll:

Indulási sebesség 200 *km* magasságról:	11,59 *km/s;*
A Föld forgási sebessége:	- 0,33 *km/s;*
Start utáni helyesbítés:	0,05 *km/s;*
Helyesbítés az út felénél:	0,4 *km/s;*
Helyesbítés a Marshoz érés előtt:	0,2 *km/s;*
Indulási sebesség a Marstól a Föld felé:	3,52 *km/s;*
A Mars forgási sebessége:	- 0,15 *km/s;*
Helyesbítések start után és félúton:	0,5 *km/s;*
Helyesbítések és fékezés a Föld körül:	3,2 *km/s.*
Összesen az oda-vissza utazáshoz:	**19,46 *km/s***

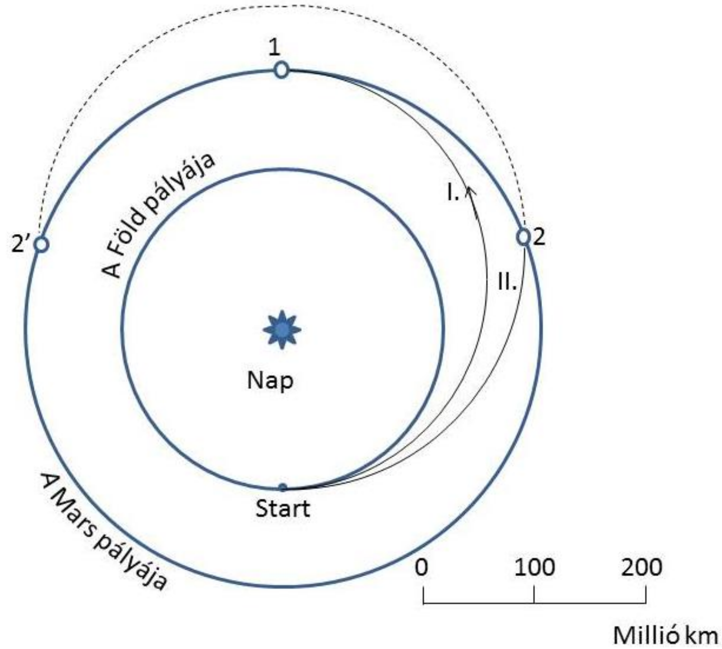
Amint látjuk, a hajtóanyag mennyiségét számolva, a legtöbb, a Földtől való távozáskor és a visszatérésnél a Föld körüli manőverek igénylik. Ezekre a tevékenységekre a teljes sebességhez viszonyítva, a hajtóanyag mintegy 75%-át használják fel. A fenti sebességadatokhoz még hozzá kell adni a Marsra való leszállás és felszálláshoz szükséges sebességmennyiséget a megfelelő rakétahajtómű-fogyasztási adataival számolva. Ennek a mennyisége a teljes igényhez viszonyítva nem számottevő.

A Marsra és vissza, a Földre tervezett utazáshoz tehát olyan rakétára van szükség, amely összességében 19,46 km/s sebesség létrehozására képes. Egy korábbi képlet segítségével meghatározhatjuk annak a négylépcsős rakétának a z értékeit és összeadva azokat a z∑ értékét, amelynek birtokában a rakétakomplexum e feladat végrehajtására képes. Meg kell itt jegyezni, hogy a z értékének maximuma nem lehet több 10-nél. Ez a képlet, amelyet Ciolkovszkij alkotott, jelen esetben az alábbi:

$$z_{szüks} = e^{\frac{v}{w \cdot n}} = 2{,}71828^{\frac{19{,}46}{3{,}4 \cdot 3}} = 2{,}71828^{1{,}907} = 6{,}733 \qquad (9)\ [7]$$

A fenti számítás előzetes, ellenőrző jellegű, de azt már megmutatja, hogy a rakéta három fokozata elegendő a kívánt sebességérték biztosításához. A továbbiakban természetesen részletes számításokat kell végezni rakétalépcsőnként, s ez a számítás adja meg a végső eredményt. Még figyelembe kell venni azt is, hogy a rakétakomplexum starttömege nem ismert, hiszen az majd az addig továbbfejlesztett rakétahajtóművek lehetőségeitől függ. Ha a rakéta starttömege pl. 3500 t, a Szerző általi egyfajta elképzelés szerint felosztva a három lépcső között a starttömeget, megkapjuk, hogy a $z\sum = 9{,}4$ körüli értéket ad. Ez azt jelenti, hogyha a starttömeget osztom 9,4 értékkel, a szerkezeti elemekre és a hasznos teherre jutó része mintegy 372 t lehet. A számítások szerint ebben az esetben, a hasznos teher tömege kb. 50 t lehetne, s akkor az adott komplexum adatai megegyeznének a Saturn V adataival. Ez megközelítően megfelel annak az aránynak, amellyel az Apolló programban alkalmazott Saturn V rakétakomplexum rendelkezett (2800 t starttömegből mintegy 256 t jutott a szerkezeti elemek és a hasznos teher tömegére, vagyis a hasznos teher mutatója mindkét esetben 0,091 lenne. A kismértékű eltérés onnan van, hogy a Saturn V esetében a $z\Sigma = 9{,}2$ körüli értéket képviselt).

Van még egy sajátossága a Marsra, valamint más bolygókra való utazásnak, ez pedig az indulás időpontja. A bolygók ugyanis egymáshoz viszonyítva állandóan változtatják helyüket, mégpedig mindegyik más és más sugarú pályán, különböző sebességgel halad. Ennek következtében pl. a Marsra utazás sem kezdhető meg bármikor. Ha a bolygók pillanatnyi állása és várható mozgásuk alapján indulhat a személyzet, akkor a következő indulásra kb. 2 év és 2 hónap múlva kerülhet ismét sor, mert a két bolygó egymáshoz viszonyított helyzete az utazást ennyi időnként teszi lehetővé. Ugyanakkor, a mai lehetőségeink mellett, a Marsra és visszautazás időtartamigénye 32 hónap. Ennek a magyarázata egyszerű. A mai lehetőségeink szerint, a Marsra utazás ideje kb. 8 hónap. Ez az út oda-vissza, mintegy 16 hónapot vesz igénybe. Ugyanakkor, a két bolygó egymáshoz viszonyított helyzete nem teszi lehetővé, hogy pl. egyhónapos ott-tartózkodás után visszainduljanak az űrhajósok, mert a nyolchónapos utazás után a Föld nem lenne ott, ahová az űrhajósok érkeznének. Ennek pedig így semmi értelme nem lenne. A két bolygó állásából kiindulva tehát ez a kölcsönös helyzet 16 hónapos ott-tartózkodás utáni indulás esetén jönne létre, vagyis az űrhajósoknak a Marson kellene várni kb. 16 hónapot. Felvetődik a kérdés: megvannak ennek a feltételei? Nyilván nincsenek, tehát az ott-tartózkodás feltételeit meg kell teremteni. Tehát, bármilyen problémát is okoz ez a helyzet, nincs választási lehetőség. Amíg a jelenlegi eszközeinkkel számolhatunk, addig a helyzet ez marad, s a 32 hónap csak kismértékben csökkenthető.[1, 3, 7]



2. ábra. A Marsra való utazás az indulási sebességek függvényében
(*Dr. Ványa László grafikája)*

Visszatérés a Marsról

A Marsról való visszatérésnél a manőverek felépítése hasonló, mint amikor a Földről a Vénusz pályájára küldjük a szondát. A Mars körüli pályáról az indulás és a hatásszféra elhagyása a bolygó haladási irányával ellentétes irányba történik, hiszen a Föld most belső bolygó, tehát a Mars pályasebességénél kisebb sebességgel kell indulni, hogy a Nap vonzereje bejutasson bennünket a Föld pályájára. Ugyanakkor természetesen az aktuális sebességértékeket — a heliocentrikus, távolodási és indítási sebességekről van szó — a Marsra vonatkozó adatok segítségével kell kiszámítani.

Adatok a Marsról

A Mars keringési ideje a Nap körül – 1 év és 321,73 földi nap, mintegy 1,88 év, vagyis 779,94 nap. A Föld 2 év és 50 naponként éri utol a Mars bolygót. Ilyenkor van egy bizonyos ablak, vagyis időtartam, amikor a legcélszerűbb űrobjektumot küldeni a vörös bolygóra. Ezt vették figyelembe pl. annak idején, a Mars-szondák indításánál, amikor a Mars-2 és 3-as űrszondákat 1971. május 19-én és 28-án indították majd ezután a következő sorozat, vagyis a Mars-4, 5, 6 és 7 indítására 1973. július 21-én, 25-én, augusztus 5-én és 9-én került sor. Az 1971-es sorozat utolsó indítása és az 1973-as sorozat első indítása között mintegy 25 hónap telt el.

A Marsnak a Naptól való közepes távolsága 227,9 millió km (1,5237 CsE), excentricitása jelentős (0,0934, amely jóval nagyobb a Földénél – az csupán 0,0167); napközeli távolsága 207 millió km, naptávoli pedig 249 milló km. Az elsőben a sebessége 25,32 km/s, az utóbbiban pedig 23,086 km/s. Ezek alapján a Mars közepes pályasebessége – 24,131 km/s.

A Mars forgástengelye és a Naprendszer egyenlítője között bezárt szög — 24°48’, vagyis alig tér el a Földétől. Pályasíkja a Földétől csak 1°81’-cel tér el. A Mars gravitációs mutatója KM = 42 840 km3/s2, közepes átmérője – 6792 km, sugara – 3396 km. A nehézségi gyorsulás értéke a felszínen – gM = 0,38gF, vagyis a = 3,73 m/s2. Az első kozmikus sebesség a felszínen: vI = 3,552 km/s, vII = 5,033 km/s. A Mars felszínén tehát, a második kozmikus sebesség értékét ugyanazzal a képlettel számíthatjuk ki, mint amilyet a Föld esetében is alkalmaztunk, csupán a Marsra vonatkozó adatokkal, s ez az alábbi lesz:

$$v_{II} = \sqrt{2g_0R_0} = \sqrt{2\cdot 3{,}73\,(m/s^2)\cdot 3\,396\,000\,m} = \\ = \sqrt{25334160\,m^2/s^2} = 5033\,m/s. \qquad (10)\ [7]$$

Ezután kiszámoljuk a távolodási sebességet, amely a heliocentrikus érkezési sebesség és a Mars közepes pályasebessége közötti különbség:

$$v_{táv} = 21{,}448\,km/s - 24{,}126\,km/s = -\,2{,}678\,km/s. \qquad (11)\ [7]$$

Ahhoz tehát, hogy a visszainduló űrhajó a Mars pályájáról bejusson a Föld pályamagasságára, a Mars pályasebességénél 2,678 km/s-mal kisebb sebességértékre van szükség. Végül, a kapott eredmények alapján meghatározzuk az indítási sebesség értékét, ha az anyaűrhajó 200 km magasságról indul. Ebben az esetben az adott magasságon a második kozmikus sebesség értéke 4,486 km/s, a távolodási sebesség pedig 2,655 km/s, így tehát:

$$v_{ind} = \sqrt{(4{,}886\,km/s)^2 + (2{,}678\,km/s)^2} = \\ = \sqrt{23{,}873\,(km/s)^2 + 7{,}172\,(km/s)^2} = \sqrt{31{,}045} = 5{,}572\,km/s. \qquad (12)\ [7]$$

Ebben az esetben tehát 5,572 km/s – 3,455 km/s = 2,117 km/s gyorsítást kell végezni, s ekkor az indulási sebesség 5,572 km/s lesz, amely biztosítja a Mars hatásszférájának a határán a szükséges távolodási sebesség létrehozását, mégpedig a bolygó haladási irányával ellentétes irányban.

Felvetődik a következő kérdés: mennyi lesz a visszatérő űrobjektum sebessége, amikor visszaér a Föld hatásszférájának a határára? Azt már tudjuk, hogy a Marshoz, annak pályasebességénél kisebb sebességgel érkezik az űrobjektum. Most azonban, mivel az űrparadoxonnak megfelelően lassítottunk, tehát az űrobjektumunk gyorsulni fog, vagyis a sebesség fokozatosan növekszik. A Föld pályájának elérésekor a sebesség értékét az alábbi képlet segítségével határozhatjuk meg:

$$v_{helioc} = v_F \cdot \sqrt{2 - \frac{2R_{II}}{R_I + R_{II}}} = 29{,}8\,km/s \cdot \sqrt{2 - \frac{2 \cdot 149{,}6\,km}{228 + 149{,}6\,km}} =$$

$$= 29{,}8\,km/s \cdot \sqrt{\frac{299{,}2}{377{,}6}} = 29{,}8\,km/s \cdot \sqrt{2 - 0{,}792} = 29{,}8\,km/s \cdot$$

$$\cdot \sqrt{1{,}208} = 29{,}8\,km/s \cdot 1{,}099 = 32{,}750\,km/s. \qquad (13)\ [7]$$

A Marsról indított űrhajó tehát a Föld pályamagasságára érkezéskor eléri a 32,750 km/s sebességértéket. Ez az érkezési sebesség csaknem 3 km-rel haladja meg a Föld pályasebességét. Azt is megállapíthatjuk, hogy a visszatérő űrhajó érkezési sebessége közel annyi lesz, amennyi az indulásnál a Föld hatásszférájának a határán volt (32,7 km/s). Ez azt jelenti, hogy az űrhajó sebessége nagyobb a bolygó (Föld) sebességénél, mégpedig 2,93 km/s értékkel. Ha ezzel a sebességgel érkeznénk a Föld hatásszférájának a határára, és nem tennénk semmilyen intézkedést, vagyis ott nem fékeznénk, akkor a hatásszféra határától a Föld körüli legkisebb magasságig a repülési sebesség törvényszerűen tovább növekedne, s a földközeli pontban elérné a vbe. + vII értéket, amely 300 km magasságban akár a 13,862 km/s értéket is elérheti. Ez a sebességérték az adott magasságon jóval több, mint a második kozmikus sebesség. Az ilyen sebességgel haladó űrobjektum elhagyná a Föld hatásszféráját a korábbi 2,9 km/s sebesség helyett mintegy 3,857 km/s sebességgel, s ezzel a Mars pályáján túli pályamagasságra emelkedne, majd visszatérne a Föld hatásszférájába, de még nagyobb érkezési sebességgel. Ezért van szükség ilyen esetekben arra, hogy a sebességcsökkentés érdekében mind a hajtóműves, mind pedig az aerodinamika fékezést alkalmazzuk.

Ha azt akarjuk elérni, hogy a belépési sebesség, valamint esetünkben a Föld második kozmikus sebesség együttes értéke ne legyen túl nagy, akkor már a hatásszféra határának átlépése után célszerű a sebességet hajtóműves fékezéssel csökkenteni, amikor annak sebessége még csak 2,95 km/s, és a mozgásenergiája még nem túl nagy. Az ideális helyzet az lenne, ha a belépéskor néhány tíz, esetleg 100 m/s lenne a sebességnövekedés, de hát ez adott esetben nem lehetséges, így tehát a továbbiakban mindkét sebességcsökkentés módszerét feltétlenül alkalmazni kell.

Az űrobjektumra egyébként ebben a helyzetben úgy is tekinthetünk, mint amikor az hintamanővert hajt végre, amely, mint tudjuk, felgyorsítja az érkezési heliocentrikus sebességértéket.[3] Ezért jobb megoldás, ha utolérés esetén a belépési sebesség csak kismértékben haladja meg a célbolygó pályasebességét, s az irányítás során olyan földközeli magasságra vezérlik, amelyen az aerodinamikai fékezés hatására a sebesség lecsökken, az űrobjektum elnyújtott ellipszis pályára áll, majd kétszer-háromszor megismételve az aerodinamikai fékezést, a hajtómű működtetésével, fékezéssel állítják olyan pályára, amelyről a leszállási manővereket már meg lehet kezdeni. Ezt a módszert, az amerikaiak és a szovjetek is kipróbálták a Hold-verseny során, s megtalálták a megfelelő megoldást, amely segítségével néhány kör megtétele után, megfelelő mértékben tudták csökkenteni az ellipszispálya földtávoli pontjának a magasságát, és így biztosítani tudták a szükséges sebességcsökkentést.

Vizsgáljuk meg most azt, hogy mennyi sebességet kellene fékezni abban az esetben, ha az összes sebességfölösleget rakétás fékezési módszerrel kellene elvégezni. Maximális igény esetén ez az érték 2,9 + 3 km/s, vagyis mintegy 5,9 km/s is lehet. Ez jelentős energiát igényelne, vagyis a visszaérkezéskor jelentős mennyiségű tartalék hajtóanyag-mennyiséggel kellene számolni. Ez nem lenne egyszerű feladat, hiszen a tartalék hajtóanyag-mennyiséget az űrhajónak magával kellene vinni a Marsra is. Elég nagy tömegről van szó még a visszaérkezéskor is (50-60 t), amelynek a lefékezéséhez ugyanennyi tolóerő esetén is mintegy 350 s hajtómű-működésre lenne szükség. Ez, tekintettel az indulási tömeg jelentős mértékű növekedésére, esetleg megoldhatatlan feladat lehet. Marad tehát a fentiekben vázolt kombinált fékezési módszer alkalmazása, amikor jóval kevesebb hajtóanyag-felhasználással állítható a visszatérő űrhajó Föld körüli pályára, és a továbbiakban, a Földre való leszállási manőverekhez biztosítható a szükséges hajtóanyag-mennyiség. E probléma természetesen nem jelentkezik, ha a Mars körüli tankolás lehetőségét megteremtik.

Következtetésként megállapíthatjuk, hogy az idegen bolygóról, de egyáltalán, nagyobb távolságról való visszatérés esetén, bonyolult feladatok egész sorát kell megoldani ahhoz, hogy a leszállás feltételeit megteremthessük. Így pl:

- a hatásszféra határán való belépés után a sebességet le kell csökkenteni;
- be kell vezetni az űrobjektumot s Föld légkörébe, olyan magasságon, ahol hatásos a fékezés, de a keletkező hő az űrhajót, és az űrhajósok életét még nem veszélyezteti;
- az aerodinamikai fékezés három-négyszeri megismétlésével, közelíteni kell ahhoz a pályához, amelyről a visszatérési manővert meg lehet kezdeni.

E manőverek mindegyikének a végrehajtása nagy pontosságot igényel, amit ma már az automatikus vezérlés útján képesek pontosan megvalósítani. A központi, de a fedélzeti számítógép is folyamatosan számolja a szükséges adatokat, s a számítógépek megadják a szükséges manőverek helyeit és végrehajtásaik időpontjait. Ezzel a számítógépek jelentős mértékben segítheti a visszatérési manőverek biztonságos és pontos végrehajtását.

A NAPRENDSZER ELHAGYÁSÁNAK PROBLÉMÁJA [12]

A Naprendszer felépítése

A csillagok keletkezésével kapcsolatban, nemrég még több elmélet is létezett. Egyik ilyen elmélet szerint a régmúltban, mintegy 5-6 milliárd évvel ezelőtt talán felrobbant e tájon egy óriáscsillag, annak szétszórt anyagából jött létre többek között a Nap és a szomszéd csillagok, továbbá a Föld is. Évmilliók alatt kialakult tehát a ma már csak Földnek nevezett bolygó, amelyet elhelyezkedése, vagyis a Naptól való távolsága és sok más tényező alkalmassá tett arra, hogy rajta az élet kialakuljon. Van olyan elmélet is, hogy az élet megjelenése, a kozmoszban bárhol lehetséges. De talán most nem is ez a lényeg. Adott egy helyzet, itt van a Föld és kutatjuk, mikor és hogyan jött létre. Sőt, mi éppen most azt kutatjuk, hogyan lehet eljutni egyik csillagtól a másikig. Mekkora ez a távolság, mekkora sebesség szükséges ahhoz, hogy az elképesztően nagy távolságot áthidaljuk, és mennyi idő kell ahhoz, hogy a szomszédunkat elérjük?

Az élet kialakulását követően, eljutottunk abba a stádiumba, amikor megjelent a gondolkodó ember, s hosszú fejlődési folyamat eredményeként eljutott a mai állapotába, amikor már képes lépésről lépésre tudásával, de már űreszközeivel is a környező világunk titkait felderíteni, s a megismerés folyamataiban jelentős eredményeket elérni. Ahogy Oriana Fallaci írja könyvében, amikor apjával vitatkozik, aki nem akar a Holdra menni, mert ott nincsenek virágok és nincsenek halak. A vitában az írónő többek között így érvel: *„...Az ember a vonaton felfedezte, hogy gyorsan és messzire tud menni, repülni tud, mint a madarak, megirigyelte a madarakat, ellopta a szárnyukat, ráillesztette a vonatra és repült. Magasabbra, egyre magasabbra, mígnem megirigyelte a csillagokat, és kezdetleges másolatokat készített róluk, majd azokon repült tovább, hogy belásson az ég zárt kapuja mögé. De hát az isten szerelmére, ha zárt kaput látsz, nem támad fel benned a vágy, hogy kinyisd és megnézd, mi van mögötte, apám? Az ember története vajon nem a zárt és feltárt kapuk története? Felelj apám.”*[11]

Az írónőnek igaza van. Az ember, bizonyára génjeiben hordozza a megismerés vágyát, s mindent, ami ismeretlen, meg akar ismerni. Többek között ez a tudásvágy hajtja előre a megismerés útján, és valljuk be, eddig nagyon szép eredményeket ért el. E megismerési folyamatnak köszönhetően, az ember eljutott az űrkorszakba, a világ tovább tágult körülötte. Megismerte a Tejútrendszert, amely a földi méretekhez viszonyítva már szinte elképzelhetetlenül nagy képződmény, s amelyben mintegy 200 milliárd csillag van. Bolygónk, vagyis a Föld, a maga hatásszférájával is óriási, ha földi méretekkel mérjük. Elképzelni is nehéz, hogy a Föld hatásszférája a Nap és a Föld közötti távolság (149,6 millió km) hatvanezerszerese, vagyis közel 9 billió km. Ez már olyan fantasztikusan nagy szám, amelyet már a földi méretekhez szokott embernek elképzelni is nagyon nehéz. Ennek illusztrálására álljon itt egy példa. Tételezzük fel, hogy egy űrobjektumot a harmadik kozmikus sebességgel indítunk (16,6 km/s), s az objektumunk, ezzel a sebességgel 18 000 év múlva jutna el a Nap hatásszférájának a határára. Ez a sebesség ma még a lehetőségeink határa. A tér kitágult, és vele tágult az idő is. Tudomásul kell venni, hogy a mai eszközeinkkel a kitágult teret és időt még nem tudjuk követni. Mai eszközeink segítségével még sok ezer év alatt érhetjük el a Naprendszer dinamikai határát, s ennek is sokszorosa szükségeltetik ahhoz, hogy a szomszéd csillagig eljussunk.

A Naprendszer csak egy parányi része a Tejútrendszernek, amely a maga 100-130 000 fényévnyi átmérőjével ugyancsak parányi része a világmindenségnek. Az ember, ma már eszközei segítségével 12-13 milliárd fényévre is ellát, s ezzel egyelőre ugyan csak nagy vonalakban, de megismerheti, vagy inkább csak bepillantást kaphat az ősrobbanás utáni időszak titkaiba.

De most térjünk vissza a mába, és közvetlen világunk valóságába. Az igazság az, hogy az emberiség még nem készült fel arra, hogy a megismert távolságokat űreszközeivel viszonylag rövid időtartam alatt leküzdje, sajnos ehhez még jelentős fejlődésre lenne szükségünk. De az ember nem adja föl, próbálkozik, s e próbálkozásba nyújtunk lehetőséget, hogy bepillantást nyerjünk e kezdetleges próbálkozások titkaiba.

A Voyager-űrszondák útvonalszámításai

Köztudott, hogy 1977. augusztus 20-án, az Amerikai Egyesült Államok területéről útjára indították a Voyager–2 űrszondát, amelyet 16 nappal később követett a Voyager–1 is. E két szonda azzal a feladattal indult útjára, hogy elhagyva a Föld, majd a Nap hatásszféráját, kilépjen a csillagközi térbe és egy-egy közeli csillag felé vegye az irányt. A szondák fedélzetükön az emberiség üzenetét viszik az esetleges megtalálóknak, küldetésük célja tehát a közeli csillagok elérése, sőt azokon túlra is elmehetnek, s talán valamikor találkozhatnak olyan fejlett civilizációval, amely elolvashatja és meghallgathatja a Voyagerek által szállított üzenetet. Sajnos, ehhez — amint a továbbiakban majd látni fogjuk — sok ezer évre lesz szükség. A mai technológiával elérhető sebesség, még az esetenkénti, a bolygók által biztosított lendítőerők felhasználásával is kevés ahhoz, hogy akár egyetlen emberöltő alatt kijuttathassunk űrobjektumokat a csillagközi térbe.

A két űrszonda más-más sebességgel indult útjára. Az elsőként indított, de a 2-es jelzésű szonda indulási sebessége, a fellelhető adatok szerint, 16,08 km/s volt, és ezzel a sebességgel kezdte meg küldetését. A másodikként indított, de 1-es jelzéssel ellátott űrszonda indítási sebessége már meghaladta a harmadik kozmikus sebességégnek a Föld felszínére érvényes értékét (16,66 km/s), vagyis annak indulási sebessége elérte a 17,48 km/s értéket. Ennek köszönhetően, a Jupiter pályamagasságára már mintegy öt hónapos előnnyel, a Voyager–1 érkezett elsőként, bár az indítása 16 nappal a Voyager–2 után történt. Vizsgáljuk meg a megfelelő képletek alkalmazásával, mikor érkezhetnek ezek az űrszondák a Naprendszer dinamikai határára, amelyet a hatásszféra határának nevezünk, s ez a gravitációs szférahatár a Nap középpontjától 60 000 csillagászati egységre (CSE), vagyis közel kilenc billió, pontosabban meghatározva nyolcbillió-kilencszázhetvenhatmilliárd km-re van. Csak emlékeztetőül megemlítem, hogy egy égitest hatásszférája alatt azt a térrészt értjük, amelyben az adott égitest határozza meg minden abban mozgó kisebb égitest mozgását.

Első lépésként vizsgáljuk meg az indulási sebességből kiindulva — annak tudatában, hogy a Voyager–1-nél ez 17,48 km/s volt — milyen távolodási sebesség hozható létre a 930 000 km-re lévő hatásszféra határán? Ennek képlete a [3] és [4] forrásművekből ismert, és arra szolgál, hogy az erőcentrumtól távolodva, bármilyen r távolságon legyünk képesek meghatározni a távolodási sebességet. Ennek megfelelően, a Voyager–1 kiindulási adatai: v0 = 17,480 km/s; a KF =398 600 km^3/s^2; az r0 = 6371 km (vagyis a Föld közepes sugara); ahol a távolodási sebesség értékét kívánjuk meghatározni, az r = 930 000 km. Ezen adatokkal számolva tehát a Voyager-1 a Föld hatásszférájának a határán az alábbi sebességgel repült:

$$v^2 = {v_0}^2 - \frac{2K_F\ km^3/s^2}{r_0\ km}\left(1-\frac{r_0\ km}{r\ km}\right) = (17{,}480\,km/s)^2 - \frac{2\cdot 398600\,km^3/s^2}{6371\,km}\cdot$$

$$\cdot\left(1-\frac{6371\,km}{930000\,km}\right) = 305\,km^2/s^2 - \frac{797200\,km^3/^{s2}}{6371\,km}\cdot(125{,}13\,km^2/s^2\cdot 0{,}993) = \qquad (14)$$

$$= 305\,km^2/s^2 - 124{,}254\,km^2/s^2 = 180{,}746\,km^2/s^2;$$

$$v = \sqrt{180{,}746\,km^2/s^2} = 13{,}444\,km/s.$$

A Föld középpontjától 930 000 km-re, a hatásszféra határán a Voyager–1 tehát még 13,444 km/s távolodási sebességgel rendelkezik. Ilyen sebességgel rendelkező űrobjektum heliocentrikus sebessége 13,444 km/s + 29,785 km/s = 43,230 km/s lesz. Ez a sebességérték már több, mint a Föld pályatávolságán a Napra vonatkozóan érvényes második kozmikus sebesség. Mivel a szonda indulása a Föld haladási irányába történt, értelemszerű, hogy a Nap hatásszférájába való beérkezés után, a megnövekedett centrifugális erő hatására intenzíven távolodni fog a Naptól és elindul a Mars, illetve a Jupiter pályája felé. A Jupiter pályamagasságára érkezés sebességét ugyanezzel a képlettel határozhatjuk meg, de a képletben most már nem a Földre, hanem a Napra vonatkozó adatokat szerepeltetjük. Így tehát, a Napra vonatkozó adatok a következők: v0 = 43,230 km/s; az r0 = 149 600 000 km; a KN = 1,32718 · 1011 km3/s2 (a sok nullát elkerülendő, 132718-cal számolhatunk, s akkor az r0 =149,6 km lesz.

A Jupiter hatásszférájába való belépés és kilépés közötti szög θ = 78° lesz, amelyet majd a Jupiter hatásszférájában való gyorsítási sebesség, vagyis a keresett Δv értékének meghatározásakor használunk. Az a távolság, ahol a távolodási sebességet keressük, vagyis a Jupiter pályatávolsága mínusz a hatásszférája határának a távolsága, vagyis az r = 778 – 48 = 730 millió km (ezen értékeket is, mint korábban, hat-hat nulla elhagyásával alkalmazhatjuk). Ekkor tehát:

$$v^2 = v_0{}^2 - \frac{2 \cdot K_N \; km^3/s^2}{r_0 \; km} \cdot \left(1 - \frac{r_0 \; km}{r \; km}\right) = (43{,}230 \, km/s)^2 - \frac{2 \cdot 132718 km^3/s^2}{149{,}6 \, km} \cdot$$
$$\cdot \left(1 - \frac{149{,}6 \, km}{730 \, km}\right) = 1868{,}833 km^2/s^2 - 1774{,}3 \, km^2/s^2 \cdot 0{,}795 = 1868{,}833 km^2/s^2 - \tag{15}$$
$$-1410{,}568 km^2/s^2 = 458{,}265 km^2/s^2; \quad v = \sqrt{458{,}265 km^2/s^2} = 21{,}407 \, km/s.$$

Ezzel meghatároztuk, hogy a Jupiter hatásszférájába való belépés előtt a sebességünk értéke 21,407 km/s értékű lesz. Érdemes itt megjegyezni, hogy mivel itt még eléggé jelentős a Nap vonzereje, a sebességcsökkenés értéke még igen nagy, vagyis eléri a 21,823 km/s értéket. A továbbiakban, a Jupiter hatásszférájába való belépési sebességet megkapjuk, ha kivonjuk az heliocentrikus érkezési sebességből a Jupiter közepes pályasebességét, vagyis vbe = 21,407 – 13,052 = 8,355 km/s. A bolygó általi gyorsítás értékét az alábbi képlet segítségével határozhatjuk meg, s a számítás eredményeként megkapjuk a bolygó segítségével elért gyorsítás értékét, amely tehát:

$$\begin{aligned} \Delta v &= 2 \cdot v_{be} \cdot \sin\theta = 2 \cdot 8{,}355 \, km/s \cdot \sin 39° = \\ &= 16{,}71 \, km/s \cdot 0{,}629 = 10{,}510 \, km/s. \end{aligned} \tag{16}$$

Ha a 10,510 km/s értéket hozzáadjuk a heliocentrikus érkezési sebességhez, megkapjuk azt a sebességértéket, amellyel a szonda indul a Jupiter pályamagasságáról a Szaturnusz felé, vagyis vi = 21,407 + 10,510 = 31,917 km/s. A már ismert képlet segítségével meghatározhatjuk a Szaturnusz hatásszférájának a határára érkezés sebességét, vagyis:

$$v^2 = v_0{}^2 - \frac{2K_N}{r_0} \cdot \left(1 - \frac{r_0}{r}\right) = 1018{,}7 \, km^2/s^2 - \frac{265436 \, km^3/s^2}{778 \, km} \cdot$$
$$\cdot \left(1 - \frac{778 \, km}{1371 \, km}\right) == 1018{,}7 - 341{,}2 \cdot 0{,}433 = 1018{,}7 \, km^2/s^2 - \tag{17}$$
$$-147{,}74 \, km^2/s^2 == 871 \, km^2/s^2;$$
$$v_{érk.} = \sqrt{871 km^2/s^2} = 29{,}512 \, km/s.$$

31,917 km/s indulási sebesség esetén tehát a Szaturnusz hatásszférájának a határára már 29,512 km/s sebességgel érkezünk. Itt szemléltethetjük plasztikusan, hogy a Naptól való távolodással négyzetesen csökken a Nap vonzereje. Ennek köszönhetően tehát a Föld pályamagasságáról indulva, a Mars hatásszférájáig 580 millió km-t utazott a szonda, és 21,823 km/s sebességértéket vesztett, ami 51% veszteségnek felel meg, addig a Jupiter és a Szaturnusz között 593 millió km-t utazott, tehát 13 millióval többet, s a veszteség mindössze 2,4 km/s, ami már csak 7,5%-os sebességvesztést jelent. Ez konkrétan annak köszönhető, hogy a Naptól való távolság CSE-ben az elsőnél 1-ről 5,2-re növekedett, s a Nap vonzereje 1/27-ére csökkent, míg a második esetben a távolság 9,5-re növekedett, s a Nap vonzerejének a csökkenése már a Föld pályája mentén mértnek csak 1/90-ed része volt.

Megérkeztünk tehát a Szaturnusz hatásszférájának a határára, sebességünk pedig 29,512 km/s. A belépési sebesség tehát az érkezési sebesség mínusz a bolygó közepes pályasebessége, vagyis: vbe = 29,512 – 9,636 = 19,876 km/s-ra növekedett a bolygó által létrehozott gyorsítási sebesség értéke pedig:

$$\Delta v = 2 \cdot 19{,}876\, km/s \cdot \sin 22° = 39{,}752\, km/s \cdot 0{,}375 = 14{,}891\, km/s. \tag{18}$$

A gyorsítás értéke tehát 14,891 km/s, így a szonda a hatásszféra felé az érkezési heliocentrikus sebesség és a gyorsítási sebesség összegével indul el, amelyek értéke 29,912 km/s + 14,891 km/s = 44,803 km/s. Megfigyelhető volt itt a θ szög hatása a gyorsítás értékére. A Jupiter hatásszférájában ez a szög 78° volt, a gyorsítás értéke pedig elérte a 10,5 km/s értéket. Itt jóval nagyobb volt a belépési sebesség, de a kisebb θ = 44° miatt, bár a belépési sebesség több mint a kétszerese volt az előzőnek, a gyorsítás értéke mégis csak 14,891 km/s volt. A Szaturnusztól tehát a távolodási sebesség a heliocentrikus érkezési sebesség 29,512 km/s és a gyorsítási sebesség értéke 14,891 km/s volt. Így tehát a Voyager–1 heliocentrikus távolodási sebessége, amellyel elindul a hatásszféra határa felé: 44,803 km/s lesz.

Ha a Nap hatásszférájának a határán a távolodási sebességet 42,45 km/s értéknek vesszük, akkor az indulási sebesség 44,58 km/s lesz, tehát minimális értékkel kisebb, mint a tényleges sebességérték, így az indulási sebesség kiszámításához ezt a sebességértéket használhatjuk. A szonda, ebben az esetben az indulási és a hatásszféra határára érkezési sebességek összegének a felével teszi meg az óriási távolságot, vagyis 43,626 km/s átlagsebességgel halad a hatásszféra határáig.

Ezután már csak azt az időtartamot kell kiszámítani, amely alatt a mintegy 59 990 CSE távolságot a szonda, ilyen átlagsebességgel fogja megtenni. Az átlagsebesség értéke tehát 43,626 km/s. A továbbiakban meghatározzuk, hogy a szonda, az átlagsebességével hány s alatt teszi meg az 59 990 CsE távolságot megszorozzuk 149 600 000-rel. Az így kapott értéket elosztjuk 3600-al és megkapjuk az időtartamot órában. Ha azt elosztjuk 24-gyel, majd 30,4-el, majd 12-vel, megkapjuk az eredményt évben. Elvégezve a jelzett számításokat, megkapjuk, hogy a Voyager–1 űrszonda az indulástól számított 6526,7 év múlva fogja elhagyni a Naprendszert. A ma elérhető legnagyobb indítási sebesség esetén tehát ilyenek a lehetőségeink, amelyek azonban jól jelzik, hogy ma még az ember ilyen távolságra való utazására még nincsenek meg a feltételek.

A Voyager–2 útvonalszámítása

Most végezzük el ugyanezt a számítást a Voyager–2-re. A kiindulási adatokban csupán annyi a változás, hogy változik, vagyis csökken az indulási sebesség: v0 =16,08 km/s; továbbá változnak a θ szögek, amelyeket jelezzük a képletek előtt. A Naprendszerre vonatkozó adatok ugyanazok, mint a Voyager–1-nél. Ennek megfelelően:

$$\begin{aligned} v^2 = v_0 - \frac{2K_F}{r_0} \cdot \left(1 - \frac{r_0}{r}\right) = 16{,}08^2\, km^2/s^2 - \frac{2 \cdot 398600\, km^3/s^2}{6371 km} \cdot \left(1 - \frac{6371 km}{930000\, km}\right) = \\ 258{,}566\, km^2/s^2 - 125{,}13\, km^2/s^2 \cdot 1 - 0{,}0685 = 258{,}566\, km^2/s^2 - 124{,}254\, km^2/s^2 = \\ = 134{,}312\, km^2/s^2; \qquad v = \sqrt{134{,}312\, km^2/s^2} = 11{,}589\, km/s. \end{aligned} \tag{19}$$

A távolodási sebesség a Föld hatásszférájának a határán tehát 11,589 km/s, a heliocentrikus távolodási sebesség pedig vt = 11,589 + 29,758 = 41,347 km/s. Az indulási sebesség tehát 41,347 km/s, s a már ismert képlettel meghatározzuk a Jupiter hatásszférájának a határára érkezés heliocentrikus sebességét, vagyis itt már a Napra vonatkozó adatokkal számolunk. Tehát:

$$v^2 = v_0{}^2 - \frac{2K_N}{r_0} \cdot \left(1 - \frac{r_0}{r}\right) = (41{,}347\,km/s)^2 - \frac{265436\,km^3/s^2}{149{,}6\,km} \cdot \left(1 - \frac{149{,}6\,km}{730\,km}\right) =$$

$$= 1709{,}574\,km^2/s^2 - -1774\,km^2/s^2 \cdot 0{,}795 = 1709{,}574\,km^2/s^2 - 1410{,}33\,km^2/s^2 = \quad (20)$$

$$= 299{,}244\,km^2/s^2; \qquad v = \sqrt{299{,}244\,km^2/s^2} = 17{,}298\,km/s.$$

A 41,347 km/s sebességgel a Föld pályamagasságról induló szonda tehát a Jupiter hatásszférájának a határára 17,298 km/s heliocentrikus sebességgel érkezik meg. Az útja során a sebességveszteség 41,347 – 17,298 = 24,049 km/s, vagyis kb. 59%. A heliocentrikus érkezési sebesség a Voyager–1-nél 21,407 km/s értéket képviselt, tehát mintegy 4,12 km/s volt a többletsebessége. A belépési sebesség ebben az esetben vbe =17,298 – 13,052 = 4,246 km/s, a θ = 88°, s ekkor a sin 44° = 0,695. Ennek megfelelően a gyorsítás értéke:

$$\Delta v = 8{,}492\,km/s \cdot \sin 39° = 8{,}492\,km/s \cdot 0{,}695 = 5{,}902\,km/s. \quad (21)$$

Mivel az heliocentrikus érkezési sebességhez hozzáadva a gyorsítás értékét, a Jupiter pályamagasságáról a Szaturnusz felé az indulási sebesség vi = 17,298 + 5,902 = 22,639 km/s lesz. Elvégezve az érkezési sebességszámítást:

$$v^2 = 512{,}524\,km^2/s^2 - \frac{2 \cdot 132718\,km^3/s^2}{778\,km} \cdot \left(1 - \frac{778\,km}{1425\,km}\right) =$$

$$= 512{,}524\,km^2/s^2 - 341{,}177\,km^2/s^2 \cdot 0{,}454 = 512{,}524\,km^2/s^2 - \quad (22)$$

$$-154{,}894\,km^2/s^2 = 357{,}894\,km^2/s^2; \quad v = \sqrt{357{,}630\,km^2/s^2} = 18{,}911\,km/s.$$

A Szaturnuszhoz tehát 18,911 km/s heliocentrikus sebességgel érkezik a Voyager–2. Mivel ott a θ = 90°, így a sin 45°= 0,707, a vbe = 24,867 – 9,636 = 9,275 km/s. A hatásszférában elért gyorsítás eredménye:

$$\Delta v = 2 \cdot v_{be} \cdot \sin\frac{\theta}{2} = 18{,}550\,km/s \cdot 0{,}707 = 13{,}115\,km/s. \quad (23)$$

Az érkezési sebesség plusz a gyorsítás eredményeként az indulási sebesség a Nap hatásszférájának a határa felé vi = 18,911 + 13,115 = 32,026 km/s. Ez mintegy 11,418 km/s sebességértékkel kisebb, mint amilyennel a Voyager–1 elindult. Ennek megfelelően, ha a számításokat elvégezzük, és a távolodási sebességet 29 km/s értékkel számoljuk, akkor az indulási sebesség 32,040 km/s, s ez az érték gyakorlatilag egyenlőnek vehető a korábban kapott 32,026 értékkel. Ekkor a közepes utazási sebesség 32,026 + 29 = 61,026, s ha ezt elosztjuk 2-vel, 30,5 km/s értéket kapunk.

Ezzel az értékkel számolva, a szonda utazási idejét a következő számításokkal kapjuk: Az indulási sebesség (32,026 km/s) és a hatásszféra átlépésekor megmaradó 29 km/s a sebesség összegét kettővel osztjuk, akkor megkapjuk a közepes utazási sebességet, amely vköz = 32,026 +29 = 61,026 km/s, osztva 2-vel 30,5 km/s átlagsebességet kapunk. Ha az 59990 csillagászati egységet átszámítjuk s-ra, vagyis osztjuk az átlagsebesség értékével, megkapjuk: 8,959842 x 1011 km értéket. Ha ezt elosztom 3600 s-al, 24-gyel, majd 30,4-gyel, aztán pedig 12-vel, megkapom az utazási időt évben, amelynek értéke 9335,6 év.

Így tehát a Voyager–1 6523 év múlva, a Voyager–2 pedig 9335 év múlva hagyja el a Nap hatásszférájának a határát. A számítás helyességét még úgy is igazolhatjuk, hogy a két szonda közepes távolodási sebességének a viszonya 30,5 : 43,65 = 0,698, továbbá az utazási időtartam-értékek viszonya, vagyis a 6523 : 9335 = 0,698, tehát a hányadosok is megegyeznek. A két szonda útvonal-számítási táblázatában megadtuk a legfontosabb részadatokat, amelyek alapján a két szonda útvonalát nyomon követhetjük:

Részadatok	**Voyager–1**	**Voyager–2**
Indulási sebesség a Föld felszínéről	17,48 *km/s*	16,08 *km/s*
Távolodási sebesség a Föld h.h.-n	13,444 *km/s*	11.589 *km/s*
Heliocentrikus sebesség a Föld pályáján	43,444 *km/s*	41,347 *km/s*
Érkezési sebesség a Jupiter h.h-ra	21,407 *km/s*	17,298 *km/s*
Indulási és érkezési sebességkülönbség	21,823 *km/s*	24,049 *km/s*
Gyorsítás a Jupiternél (Δv)	10,510 *km/s*	5,341 *km/s*
Indulási sebesség a Jupitertől	31,917 *km/s*	22,639 km/s
Érkezési sebesség a Szaturnusz h.h.-ra	29,512 *km/s*	18,911 km/s
Indulási és érkezési sebességkülönbség	2,400 *km/s*	3,428 km/s
Gyorsítás a Szaturnusznál	14,891 *km/s*	13,115 km/s
Indulás a Nap hatásszférájának a hat.-ra	44,630 *km/s*	32.040 km/s
Távolodási sebesség a Nap h.h-n	42,500 *km/s*	30,500 km/s
Utazási idő a hatásszféra határáig	**6523 év**	**9335 év**

Mindezek után, a számítások útján kapott értékek alapján egyértelműen levonhatjuk a következtetést, hogy ma még az emberiség, az ilyen nagy távolságok áthidalására — amelyek pedig még a Tejútrendszer viszonylatában is elenyészőek — nincs felkészülve. Ahhoz, a mai rakétákénál sokkal nagyobb kiáramlási sebességre lenne szükség, vagy új rakétatípusokat kellene alkalmazni, amelyekkel meglehetne közelíteni a fotonrakéták teljesítményét. Ilyen rakéták ma még csak a fantázia szintjén léteznek. Ugyanakkor nem szabad elfelejteni, hogy a mai eredményeink is, alig 100 éve, ugyancsak a fantázia birodalmába tartoztak, ma pedig több mint 600 űrhajós járt a világűrben, s az elmúlt alig 60 éve tartó űrkorszakban, már sok ezer rakétaindítást végezett az emberiség. Mindez — a jövőt illetően —, bizakodással tölthet el bennünket.

Még két adatról kell megemlékezni, éspedig arról, hogy az adott indulási sebességértékek birtokában, a két szonda mikor érheti el a legközelebbi csillagot. Feltételezzük, hogy a Voyager–1 célcsillaga, amely felé az irányát vette, s amely tőlünk mintegy 4,3 fényévre van. Ugyanakkor a Voyager–2 a mintegy 4,6 fényévnyire lévő csillag felé fog haladni. A távolodási sebességek figyelembe vételével a Voyager–1-es a célcsillag közelébe mintegy 30 000 év múlva érkezik, míg a Voyager–2 érkezési ideje, mintegy 50 000 évre tehető. Bizony, ezek óriási távolságok, amelyek áthidalásához, ma még nem rendelkezünk megfelelő eszközökkel. Még ha képesek lennénk is a fénysebesség 90%-ával haladni a kozmikus térben, akkor is, amint az alábbi táblázat adatai mutatják, az oda-vissza utazás időtartama mintegy 13 év lenne. Ehhez azonban számos olyan problémát kellene megoldani, amilyenről még csak elképzelésünk sincs, vagy legfeljebb csak az van.

Még egy kérdésről röviden. Napjainkban a csillagászok szerint már a csillagközi térben haladnak a Voyagerek. Nos, nekik is valószínűleg igazuk van, mert ahol e két szonda halad, már több a csillagközi anyag, mint a Napból kiáramló részecskék mennyisége. Mi azonban dinamikai szemléletünk okán azt mondjuk, hogy a két szonda a Naprendszerben halad és még fog is haladni több ezer éven át. Ha egyszer a hatásszféra határán belül a Nap határozza meg a mozgásokat, akkor jogos a kijelentés, mivel a Naprendszer határa 60 000 CsE távolságon van. Akkor a még attól messze haladó mindkét égitest ugyan már a csillagközi tér anyagát észleli maga körül, de még mindketten a Naprendszer határán belül vannak, és még lesznek is sok ezer évig. [12]

Fantázia szülte a gondolatot, de most induljunk el a legközelebbi csillag felé mintegy 0,9 fénysebességgel. Einstein kimutatta, hogy a sebesség növekedésével az idő múlását lassúbbnak észleljük. Ennek megfelelően, az utazás alatti földi időt, valamint az űrhajóban eltelt időt feltüntetjük, s látni fogjuk, hogy egy ilyen utazás alatt mennyi lesz az időkülönbség. A legközelebbi csillagig és vissza, az út szakaszaira adjuk meg az időkülönbségeket.[3]

	Földi időtartam	Az űrhajóban
Gyorsítás egy négylépcsős űrhajóval	1,45 év	1,14 év
Utazás a célcsillag felé	3,33 év	1,85 év
Fékezés a csillag elérése előtt	1,45 év	1,14 év
Ott-tartózkodás a csillag valamelyik bolygóján	1.00 év	1,00 év
Gyorsítás vissza a Naprendszer felé	1,45 év	1,14 év;
Utazás az elért sebességgel (270 0000 *km/s*)	3,33 év	1,85 év;
Fékezés a Naprendszer elérése előtt	1,45 év	1,14 év
Összesen	**13,46 év**	**9,26 év**

A fentiekből kiderül, hogy míg a Földön 13,46 év telt el, mialatt az űrhajóban az utasok mindössze 9,26 évet öregedtek, tehát a földieknél 4,2 évvel maradtak fiatalabbak. Ebből következik, hogy az ilyen utazásnak is lenne valami haszna. Meg kell itt jegyezni: az ilyen utazás ma még csak vágyálom, amelytől ma még nagyon messze vagyunk. Az elképzelések szerint ilyen sebesség elérésére a fény felhasználásával lenne lehetőség. Ehhez az ún. annihilációs folyamatra lenne szükség, amely tulajdonképpen anyag és antianyag egyesítése, és amelynek eredményeként fény jön létre. Persze arra ma még, hogy a keletkező magas hőmérséklet kezelésére milyen módon lenne lehetőség, ma még elképzelés sincs. Az azonban tény, hogy ezzel a módszerrel roppant erős hajtóművet lehetne üzemeltetni, s ezt az állítást egy rövid számítással igazoljuk.

Amint korábban már meghatároztuk, egy rakéta legjellemzőbb adata az ún. fajlagos impulzus, az Ifajl., amely megmutatja, mekkora tolóerő hozható létre, pl. 1 kg hajtóanyag 1 s alatti elégetésekor. A fotonrakéta esetében: Ifajl. = c m/s /g m/s2 = 3,056 · 107 s = 30 560 000 kg·s/kg; (mai rakéták ≈ 300 s). Ez 100 000-szerese a mai kémiai energiával létrehozható tolóerőnek, azonos mennyiségű anyag felhasználása esetén. Ha tehát másodpercenként fél-fél kg anyagot és antianyagot egyesítve, a létrehozott fényt kiáramoltatjuk, akkor az kb. 30 560 t tolóerő hozható létre, ami elképzelhetetlenül nagy érték. Természetesen ez csak elméleti érték, ma még a megoldás, amely ilyen teljesítményhez vezetne, csak a fantázia szintjén létezik.

Érdekességként megemlítjük: 1t tömegű űrobjektum v = 11,2 km/s-ra való felgyorsításához ma 41 t hajtóanyag szükséges. Ilyen eredményhez, fotonrakéta esetén 410 g, vagyis ½ kg-nál kevesebb anyagra lenne szükség ugyanazon eredmény eléréséhez, vagyis 1 t tömegnek a második kozmikus sebességre való felgyorsításához.[7]

BEFEJEZÉS

Ezt a rövid fantázia szülte anyagot azért mutatjuk be, hogy lása az olvasó, milyen messze vagyunk még a csillagközi utazás reális lehetőségétől. Ugyanakkor nem szabad elfelejteni, hogy alig 100 évvel ezelőtt még senki nem tudta megmondani, hogy az ember mikor juthat ki a világűrbe. Eltelt 41 év, s megjelent a világűrben a Szputnyik–1, még eltelt 3,5 év és az első ember 108 perc alatt megkerülte a Földet. Még egy évtized sem kellett ahhoz, hogy az első ember a Holdra lépjen. Akkor gyorsan jöttek az egymást követő eredmények. Ma azonban kissé csökkent a tempó, s az első ember Marsra lépését, bár az 1960-as 70-es években még az ezredfordulóra jósolták, ez már 16 éve elmúlt. Jelenleg egy ilyen utazás lehetőségével 15-20 év múlva, vagyis 2030-2035 körülire számolnak, mivel néhány, az emberi élet biztosításával kapcsolatos probléma még nem jutott el a megoldás stádiumába. Mivel e repülés során is a gyenge láncszem az ember, az odautazó űrhajósok életének mindenoldalú biztosítására kell fordítani a fő figyelmet. (Folytatjuk.)

Felhasznált irodalom

[1.] Almár Iván főszerkesztő, Horváth András szerkesztő: *Űrhajózási Lexikon,* Akadémiai Kiadó, Zrínyi Katonai Kiadó, Budapest, 1981.

[2.] V. I. Levantovszkij: *Mechanyika koszmicseszkogo poljota v elementarnom izlozse-nyii,* Izdatyelsztvo „NAUKA”, Glavnaja Redakcija Fiziko-matyematyicseszkoj Lityeraturi, Moszkva, 1974.

[3.] A. P. Razigrajev: *Osznovi upravlényija poljotom koszmicseszkih apparatov i korab-lej,* Izdatyelsztvo Masinosztrojényije, Moszkva, 1977.

[4.] V. I. Bazsenov, M. I. Oszin: *Poszadka koszmicseszkih apparatov na planyeti,* Izdatyelsztvo Masinosztrojényije, Moszkva, 1978.

[5.] I. B. Afanaszjev: *Nyeizvesztnie korabli,* Izdatyelsztvo Znanyije, Moszkva, 1991.

[6.] A. Sternfeld: *Vvegyenyije v koszmonavtyiku,* Izdatyelsztvo „NAUKA”, Moszkva, 1947.

[7.] Szabó József: *Az ember és a világűr, Űrdinamika, bővített előadásvázlat,* Zrínyi Miklós Nemzetvédelmi Egyetem Távoktatási Központ kiadványa, Budapest, 2010.

[8.] K. Ciolkovszkij: *Izszledovanyije mirovih prosztransztv reaktyívnimi priborami,* Tyipografija Sz. A Szemjonova, Kaluga, 1914.

[9.] K. Ciolkovszkij: *Koszmicseszkije raketnie pojezda,* Kollektyiv szekcii naucsnih rabotnyikov, Kaluga, 1929;

[10.] K. Ciolkovszkij: *Celi zvezdoszplavanyije,* Gosztyipografija OSZNH, Kaluga, 1929.

[11.] Oriana Falaci: *Ha meghal a Nap,* Európa Könyvkiadó, Budapest, 1984;

[12.] Szabó József: *A Voyager szondák útvonalszámításai,* Saját számítások.