

SZABÓ József

szabo.jozsef95@chello.hu

REPÜLÉS A FÖLD HATÁSSZFÉRÁJÁBAN ŰRDINAMIKA SOROZAT – 4. RÉSZ

Absztrakt

Cikksorozatunk 4. részében az olvasó találkozik a Föld körüli repülés elvi és gyakorlati kérdéseivel. A cikk bemutatja a legfontosabb matematikai összefüggéseket, majd azt a katonai, tudományos és gazdasági versenyfutást, amely az Egyesült Államok és a Szovjetunió között zajlott az első Holdra szállásért. Végül az Apolló 11 volt az első olyan űrrepülés, amely eljuttatta az űrhajósokat a Holdra. Ekkor hangzott el a híres mondat: „Kis lépés egy embernek, hatalmas ugrás az emberiségnek.”

In the 4th part of our article series the reader can face with conceptual and practical issues of space flight around the Earth. The present article reviews the most important mathematical interrelations and the military, scientific and economic race between USA and Soviet Union for first landing on the Moon. At the end, the Apollo 11 was the first spaceflight that landed astronauts on the Moon. When it sounded the famous phrase: "That's one small step for a man, one giant leap for mankind."

Kulcsszavak: *űrrepülés, gravitációs szférák, a repülések sajátosságai, start és a Föld körüli pályára állás, a repülési pályák*

1. REPÜLÉS A FÖLD HATÁSSZFÉRÁJÁBAN

Az űrrepülés tere tehát a világűr, amelyet minden nyelven — kivéve a magyart —, térségként határoznak meg. A magyar nyelvben Madách Imre, „*Az ember tragédiája*” c. művének megszületése óta űrnek nevezik a Föld körüli, a bolygóközi és a csillagközi térséget. Ez a fogalom igazi értelme szerint nem űr, hanem térség, mert anyag e térségekben is — nagyon kis mértékben ugyan — de mindenhol van. Ezért nevezik más nyelveken az általunk űrnek nevezett környezetet térségnek. E térségekben, vagyis az űrrepülés egy adott égitest, pl. a Föld hatássféráján belüli térségben történik, amely ugyanazon törvényszerűségeknek van alávetve, mint pl. a földi mozgások mindegyike, de — főleg a légkör hiánya miatt — vannak sajátosságai. Ilyen pl., hogy a Föld felszínén a mozgások esetében mindig jelen van a légkör ellenállása, valamint, ha a világűrben gyorsítunk, akkor lassulunk, míg ha lassítunk, a végeredmény gyorsulás lesz. Ez azért van így, mert a gyorsítás után, mivel a centrifugális erő növekszik, az űrobjektum távolodik az erőcentrumtól, miközben helyzeti energiája növekszik, de mozgásenergiája csökken. Ha tehát távolodunk a Föld tömegközéppontjától — értelemszerűen — a helyzeti energia növekszik, miközben a mozgásenergia csökken, mert az űrobjektum fokozatosan lassul. Fékezés esetén az égitest vonzereje növeli hatását, és bár az első időszakban lassulunk, a továbbiakban, a fordított alaphelyzet miatt, a vonzerő hatására egyre nagyobb lesz a sebességünk, és a célbolygóhoz, pl. a Földről indulva, a Vénuszhoz érve, már annak pályasebessége mintegy 2 km/s értékkel nagyobb lesz, mint a Vénuszé.

Az égitestek, és így a Föld körül is gravitációs mezők helyezkednek el, amelyeket gravitációs *szféráknak*, konkrétan: *vonzási szférának*, *hatássférának*, *Hill-szférának* és *befolyásolási szférának* neveznek. A *vonzási szféra* az a képzeletbeli térség, amelyen belül a Föld vonzereje nagyobb, mint a Napé. Ahol a két erő egyforma nagyságú, az a szféra határa, amely a Föld középpontjától mintegy $260\ 000\text{ km}$ -re van. A második, vagyis a *hatássféra* az a térrész, amelyen belül a benne lévő égitestek mozgását elsősorban a Föld határozza meg. E képzeletbeli gömbfelület határa a Föld középpontjától kb. $930\ 000\text{ km}$ -re van. A Hill-szféra a hatássféra határától kb. $1,5\text{ millió km}$ -ig, míg a befolyásolási szféra $1,5\text{ millió km}$ -től mintegy $2,5\text{ millió km}$ -ig tart. Azon túl már a Föld vonzereje olyan csekély, hogy nehéz kimutatni, ezért úgy számolunk vele, hogy gyakorlatilag azon túl már nem befolyásolja a Földtől távolodó űrobjektum pályáját. [1]

A Föld körüli kozmikus repülések többsége a Föld körüli hatássférában, tehát $930\ 000\text{ km}$ -en belül történik. Így természetesen, a Holdra utazás kérdéseit is a Föld körüli repülések kategóriájába soroljuk. Meg kell itt jegyezni, hogy az űrrepülés a kezdeti szakaszában, elsősorban a Földhöz közeli térségben, ún. parkolópályán kezdődik, s csak ezt követően emelik az űrobjektumot magasabb pályákra. A Föld körüli pályára juttatás magassága alatt tehát az ún. átmeneti, vagy parkolópálya-magasságot értjük. Természetesen, már ezen a kisebb, ún. parkoló-pályamagasságon kezdődő űrrepülés is *három szakaszra* tagozódik.

Az *első szakasz* a starttól a parkolópályára állásig tart, amelyet *aktív szakasznak* is nevezünk, mivel e szakaszon egymásután két vagy három fokozat hajtóművei is működnek — illetve az egyes fokozatok leválasztása időtartamaitól eltekintve, végig tolóerőt fejtenek ki —, miközben az űrkomplexum hasznos terhet, vagyis a Föld körüli pályára állítandó üreszközt a starthelyről a világűr meghatározott pontjába juttatják.

A második a *passzív szakasz*, amely a Föld körüli pályára állás pillanatától mindaddig tart, míg a hajtóműnek a gyorsítás vagy fékezés céljából való bekapcsolására és magasabb pályára állítására, vagy a visszatérés előtti manőver megkezdésére nem kerül sor.

Ha a következő feladat a passzív szakaszról a Földre való visszatérés, akkor e pillanattól kezdődik a *harmadik szakasz*, kezdetét veszi a visszatérő fülke, az űrrepülőgép, vagyis az űrhajósokat magába foglaló űrobjektum adott égitestre — esetünkben a Föld felszínére — való

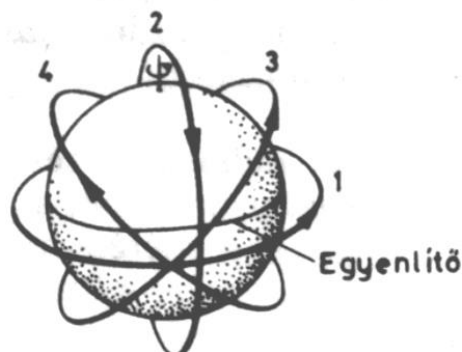
visszajuttatásának a szakasza. E három szakasz sok mindenben különbözik egymástól, ezért e szakaszok sajátosságaival kicsit részletesebben is célszerű megismerkedni.

A start és a Föld körüli pályára állás dinamikai kérdései

Mint ismeretes, a világon az első ember, aki sikeresen végrehajtotta az „ugrást az ismeretlenbe” Jurij A. Gagarin volt, aki a *Vosztok-1* űrhajóval 181 km magasságon állt pályára, és 180°-kal ellentétes oldalon 327 km magasra emelkedett. Az emelkedés azzal magyarázható, hogy a pályára álláskor a sebessége 52 m/s értékkel több volt, mint a 181 km magassághoz tartozó körpályasebesség. E sebességtöbbletre biztonsági szempontból volt szükség, hiszen ez volt az első emberes űrrepülés, és mindenáron biztosítani kellett, hogy az űrhajó ne térjen vissza idő előtt a sűrű légrétegbe. [8]

Mielőtt egy űrküldetés elindul, hosszantartó tervezői és alkotói munkafolyamatokat végeznek az illetékes szakemberek. Megtervezik az elérendő célnak megfelelő rakétakomplexumot, amely képes az ún. hasznos tömeget, űrállomást vagy bármilyen feladat elvégzésére tervezett űreszközt, űrszondát, a meghatározott magasságú pályára állítani, valamint azt a szükséges sebességgel és a helyi függőlegeshez viszonyított 90°-os szög alatt útjára indítani.

A Föld körüli pályára állítás négy pályasíkon valósítható meg. A pályasíkok lehet *egyenlítői*, *sarki*, *direkt* és *retrográd*. Az első az Egyenlítő, a második a sarkok fölött halad át, míg a direkt pálya a sarki és az egyenlítői pályák között, a Föld forgási irányával megegyező, a retrográd pedig azzal ellentétes irányban áll pályára. [1] Ez utóbbit — logikai és gazdaságossági szempontokat figyelembe véve — nem használják, mivel ebben az esetben elvész az űrobjektumnak a végsebességéhez adódó, a Föld körüli forgási sebességéből keletkező sebesség-összetevője, sőt, azt még egyszer létre is kell hozni, hogy pl. az egyenlítői pályán való indítás esetén, az igen jelentős sebességtöbbletet hasznosíthassák. Mindenki számára érthető, hogy a Föld tengelye körüli forgási sebességének kétszerese, különösen az Egyenlítő közelében jelentős sebességérték lehet, amelynek kétszerese elérheti a 3,2 km/s értéket, s ennek létrehozásához nagy mennyiségű hajtóanyagra lenne szükség. Ezért a retrográd pályát az űrobjektumok Föld körüli pályára állítás során nem alkalmazzák.



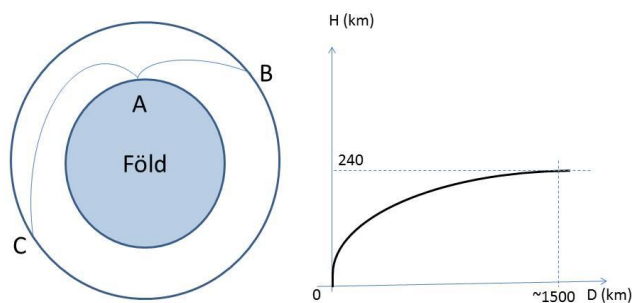
1. ábra. A Föld körüli pályasíkok
1 – egyenlítői, 2 – sarki, 3 – direkt, 4 – retrográd pálya

Az indulásra előkészített rakétakomplexummal szemben támasztott fontos követelmény, hogy a rakéta tolóereje a start pillanatában legalább 20-25%-kal haladja meg a starttömeg súlyerejét. Ez így van a napjainkig használt rakétáknál is, hiszen pl. a „Szojuz” típusú rakétakomplexum öt rakétahajtóművének tolóereje 5 MN, míg a starton a maximális súlyereje mindössze 3,2 MN. Ennek megfelelően a start pillanatában a tolóerő/súlyerő aránya $5/3,2 = 1,56$, vagyis a tolóerő 56%-kal haladja meg a starttömeg súlyerejét. Ennek köszönhetően, a Szojuz űrkomplexum viszonylag nagy gyorsulással indul az aktív szakaszon, és ennek megfelelően, általában 9,5 perc alatt állítja 240 km magasságú pályára a hasznos terhet, vagyis a Szojuz űrhajót, amelynek tömege ekkor még mintegy 7,2 t. Ugyanezeket a viszonyokat

vizsgálva, a *Saturn V* holdrakéta esetében megállapíthatjuk, hogy a 28 MN starttömeget 34 MN^1 tolóerő indította útjára [1], amely aránynak, értelemszerűen, a tolóerő/tömeg viszonyyszáma csak 1:1,21-hez volt, tehát kisebb gyorsulással indul, ezért a 200 km magasságú körüli pályára, a mintegy 120 t hasznos tömeget 11,5 perc alatt juttatta fel. Ehhez, a *Saturn V* űrkomplexum az első és a második fokozat, valamint a harmadik fokozatnak az 1/3 hajtóanyagát használta el.

A starttól a pályára állásig a repülés felelősségteljes, mondhatjuk fokozottan veszélyes szakasz. E szakaszon bekövetkezett bármilyen apró meghibásodás, a küldetés végét jelentheti. Példaként megemlítem, hogy a rakéta általában hosszú ceruzaalakú komplexum, amely a meghatározott repülési iránytól — a sűrű légrétegen való átjutás során, vagyis emelkedőrepülés közben — eltérhet. Az eltérésről való visszaállításról vagy a főhajtóművek valamelyike, a tolóerő-irányának megváltoztatásával, vagy speciális, a főhajtóművektől a perem felé eső részen elhelyezett segédhajtóművek automatikus működtetésével gondoskodnak. Ha a helyesbítő rendszer nem teljesíti a feladatát, vagyis a rakéta a megengedett lengési határon túlra kileng, már vége is az űrrepülésnek. Ekkor lép működésbe automatikusan a mentőrakéta-rendszer, amely az űrhajósokkal a visszatérő fülkét letépi a komplexumról, oldalra elviszi, és úgy juttatja a földre, mintha a világűrből érkeztek volna vissza a Földre. A sok ezer indítás tapasztalatai alapján ma már kijelenthetjük, hogy ezek az ún. pályán tartó rendszerek ma már igen megbízhatóan dolgoznak, meghibásodásuk nagyon ritkán fordul elő.

A fentiekben felsorolt szakaszokon való repülés mindegyike sajátos, és azon erők alapján különböztethetjük meg, amelyek a repülés során az űrobjektumra hatnak, s amely erők hatására, mindhárom esetben más és más jellegű, az adott szakaszra jellemző pályán haladnak.



2. ábra. Az űrrepülés három szakasza a starttól a passzív szakaszon át a Földre való visszatérésig (Dr. Ványa László grafikája)

Érdeemes itt megjegyezni, hogy az űrobjektumok, az űrrepülés első és utolsó szakaszain — mivel az út nagy részét a légkörben végzik, tehát ezen az útvonalszakaszon az aerodinamikai erők hatása alatt repülnek —, rájuk is az aerodinamika törvényei a meghatározóak. Az űrobjektumnak és a kijelölt pályára állító űrkomplexumnak tehát még mind az aerodinamikai, mind pedig az űrdinamikai követelményeknek meg kell, hogy feleljen. E bonyolult követelményrendszernek megfelelő űrkomplexumokat nem volt könnyű megépíteni, és amíg a biztonságos pályára állítás, valamint a visszatérés problémáit is meg nem oldották, addig embert nem küldhettek a világűrbe.

Repülési dinamika a kivezetési szakaszon

A kivezetési szakaszon való mozgás célja, hogy az űrobjektumot, a megfelelő magasságon, a térség meghatározott pontjába juttassák, amelyet a földrajzi pont és a felszín fölötti magassági adataival határozhatunk meg. E pontban kezdődik a szükséges körpályasebességre való gyorsítás és a helyi függőlegeshez viszonyított, 90° indulási szög alatti pályára állítás. E

¹ Azt is célszerű itt megjegyezni, hogy — mivel még a forrásmunkákban is téves adatok szerepelnek — a mértékegységeknél $1000\text{ N} = 1\text{ kN}$, és $1\ 000\ 000\text{ N} = 1\text{ MN}$ értéket jelöl.

mutatókat — a biztonságos pályára állítási magassággal együtt — nevezik a Föld körüli pályára állítás feltételeinek, amelyek megteremtése feltétlenül szükséges ahhoz, hogy a továbbiakban, az űrobjektum a már előre meghatározott pályán folytassa útját. A pályára állítással kapcsolatban tudni kell, hogy a körpályán való indítás szinte soha nem valósul meg. Ha ugyanis, a 200 km körüli, Föld körüli pályára állítás során akár a sebességben, akár a meghatározott szög alatti gyorsításban a legkisebb hiba bekövetkezik, máris kis excentricitású, de már ellipszis alakú lesz a pálya. Ha a meghatározott pályára állítási magasság függvényében, a számított értéktől ± 1 m/s vagy $1'$ (fokperc) az eltérés, 180° -kal, illetve az indulási szögeltérés esetén 90° -kal a pályára állás után 2-3 km-rel magasabb vagy alacsonyabb lesz a pályamagasság. Ezek a magasságértékek, a központi égitesttől, jelen esetben a Földtől való távoldással növekednek. A Hold pályatávolságán ezek a változási értékek, akár 8-10 km-t is elérhetik.

Az űrobjektumot pályára állító rakétakomplexum, amelynél a hordozórakéta felépítése — ha az indításra a földi indítóhelyről kerül sor —, annak lépcsőiből, illetve fokozataiból és a meghatározott magasságon pályára állítandó hasznos teherből áll. Abban az esetben, ha az indítás pl. egy hordozó-repülőgépről történik, a komplexum a hordozó-repülőgépet, a gyorsítórakétát és a hasznos terhet foglalja magában. A hasznos teher minden esetben maga a meghatározott pályára állítandó űrobjektum, vagy robbanótöltet. A gyorsítórakéta és a hordozórakéta lehet egy vagy többlépcsős. Egylépcsős rakétával — amint azt már tudjuk — nem lehet elhagyni a Földet, de még Föld körüli pályára sem lehet állítani az űrobjektumot, ezért e változatokat általában a haderők alkalmazásában álló kis és közepes hatótávolságú rakéták esetében használják. A többlépcsős rakéta gondolatát még a 19. szd. végén K. Ciolkovszkij vetette fel, miután egyértelműen bizonyította a fenti állítást. Az általa elvégzett számítások során kapott eredmények alapján ugyanis kimondta, a Föld végérvényes elhagyásához egylépcsős rakéta nem elegendő, ahhoz „rakétavonatra”, vagyis többlépcsős rakétára van szükség. [6]

A többlépcsős rakéta működésének lényege abban van, hogy az első fokozat rakétáinak működése után, az addig működő lépcső üres tömegét leválasztják a komplexumról, hogy azt, mint fölösleges tömeget, a továbbiakban ne kelljen gyorsítani. Így járnak el mindegyik lépcső üres tömegével, amely a feladatát már teljesítette. Ennek eredményeként, az egymás után működő rakétalépcsők segítségével — az egyfokozatú rakétáéhoz viszonyítva — jelentősen nagyobb sebesség érhető el, amely így már nemcsak a Föld, de a Naprendszer végleges elhagyására is alkalmas lehet. Igaz, e cél eléréséhez, a rendkívül nagy távolság miatt, a rakéatechnika mai fejlettségi szintje mellett, sok ezer évre lehet szükség. E kérdés tárgyalására, a két Voyager szonda útvonalszámításánál, később visszatérünk, és igazoljuk az itt elhangzott állítást.

Célszerű itt jelezni, hogy a lépcső és a fokozat két különféle fogalmat takar. A többlépcsős rakéták esetében gyakran keverik a lépcsőt a fokozattal, ezért röviden térjünk ki e kérdés magyarázatára. A szakirodalom a lépcsőnek, mint szerkezeti egységnek a fogalmát a pályaszámításnál, a fokozatot ugyanakkor a szerkezeti felépítés leírásánál használja. Egy háromlépcsős rakéta esetében, amely hasznos terhet is szállít, e fogalmakat a következőképpen kell érteni:

- első lépcső: első + második+harmadik fokozat+ hasznos teher;
- második lépcső: második + harmadik fokozat + hasznos teher;
- harmadik lépcső: harmadik fokozat+hasznos teher.

A fokozat leírása többek között azért is szükséges, mert a pályaszámításhoz az egyes lépcsők tolóerejét is ismerni kell. Ez a fenti rakéta esetében a következő: Első lépcső tolóereje, ha pl. a *Saturn V* holdrakéta példáját vesszük, az első fokozat tolóereje, amely indítja a komplexumot, és működése alatt, mintegy 45-50 km magasságra juttatja fel a komplexumot. A második lépcső tolóereje a második fokozat tolóereje, amelynek segítségével a tervezett pályamagasság közelébe juttatja fel, és az első kozmikus sebességet megközelítő értékre gyorsítja a még

megmaradt tömeget. A harmadik lépcső tolóereje a harmadik fokozat tolóereje, amely a pályára állítandó tömeget — a Föld körüli pályára állítási magasságra érvényes első kozmikus sebesség értékére gyorsítja a hasznos terhet. [7]

Azt a szakaszt tehát, amelyen az egyes fokozatok rakétahajtóművei működnek, *aktív repülési útszakasznak* nevezik. Ha a pályára álláshoz egylépcsős rakétát alkalmaznak (ez esetleg a repülőgépről való indításnál jöhet szóba, de még itt is, általában kétlépcsős rakétát alkalmaznak), az egész útszakasz *aktív*, míg a hordozórakéta alkalmazása esetén, az aktív szakasz — a lépcsők számától függően — több részből áll, s köztük egy-egy rövid tehetetlenségi szakasz is van. Ezeken a szakaszokon választják le a kiürült fokozatokat és távolítják el azokat a komplexumtól, majd pedig ezután indítják a következő fokozat rakétahajtóművét vagy hajtóműveit. A pályára állítási magasság elérését követően a hasznos teher sebességét a magasságnak megfelelő első kozmikus sebességre növelik, s irányát beállítják a helyi függőlegeshez viszonyítva 90° -ra, s így állítják véglegesen a kijelölt pályára.

Esetenként a hasznos teher fogalmába, vagyis a Föld körüli pályára állítandó tömeg fogalmába beletartozik a harmadik fokozat és a megmaradt hajtóanyag-mennyiség is, mivel a cél, hogy az űreszköznek valamely más égitestre vagy magasabb pályára (pl. geostacionárius pályára, vagy a Hold felé vezető pályára) való állítása. Így pl. az első emberek Holdra szállítása alkalmával a háromfokozatú *Saturn V* rakéta felhasználása esetén is ezt a Föld körüli pályára állítási módszert alkalmazták. A holdutazások alkalmával pl. kb. 120 t tömeget kellett Föld körüli pályára juttatni, s ebben benne volt a harmadik fokozat üres tömege, s a hajtóanyagának kb. a kétharmada. A Hold felé azonban, a harmadik fokozat megmaradt hajtóanyagával való gyorsítás után, már a harmadik fokozat üres tömegét, valamint az *Apollo* űrhajót és tartozékait (a holdkompot, és az utolsó három küldetés során a holdautót) gyorsították a szükséges, kb. 10,9 km/s sebességre. Ebben az esetben az érkezési sebesség mintegy 0,5 km/s volt. A Holdra szállások alkalmával, az égi kísérőnk körüli pályára állított hasznos teher együttes tömege mintegy 45–47 t, mínusz a pályára állás során a fékezéshez felhasznált hajtóanyag tömege volt, amely kb. 1-2 t lehetett.

A repülési program általában olyan, hogy a Föld körüli pályára állás magassága egyúttal a további pálya perigeuma (földközeli pontja) lesz, s a Föld körüli pályára állási sebességtől függően, az apogeum (földtávoli pontja), általában magasabban lesz, tehát az űrobjektumok szinte minden esetben ellipszis pályán haladnak. Az űrobjektum pályára állása során a függőleges iránytól való eltérés után, a komplexumra az alábbi erők hatnak: a legfontosabb erő, az éppen működő lépcső rakétahajtóművének tolóereje (P), a nehézségi gyorsulás okozta erő (tömeg szorozva gyorsulással — G), a levegő ellenállása (X), valamint a felhajtóerő (Y). A sebességváltozást az alábbi egyenlet alapján határozhatjuk meg:

$$m \frac{dv}{dt} = P - X - G \sin \theta, \quad [3] \quad (1)$$

ahol: a θ – a sebességvektorok a helyi függőlegeshez viszonyított szöge.

Megjegyezzük, hogy az (1) egyenletben az űrobjektum v sebességvektorát, vagyis az űrobjektum pályasíkját geocentrikus rendszerben számoljuk, amelynek egy távoli csillaghoz viszonyított szögértéke nem változik, miközben alatta a Föld elfordul. A pályára állított űrobjektum tehát függetleníti magát a Föld forgásától, vagyis a pályasík nem vesz részt égitestünk forgásában.

A rakéta tolóerejét, amelyet az aktív szakaszon kifejt, az alábbi képlet segítségével határozhatjuk meg:

$$P = -w_e \frac{dm}{dt}, \quad [3] \quad (2)$$

ahol: m – az űrobjektum tömege, amely a hajtóanyag fogyasztása ütemében változik;
 w_e – a kiáramló gáz effektív sebessége;

A levegő ellenállása is az aerodinamikából ismert képlet alapján határozható meg:

$$X = c_x S \frac{\rho v^2}{2}, \quad [2] \quad (3)$$

ahol: c_x – a levegő ellenállásának tényezője;
 S – a komplexum legnagyobb homlokfelülete;
 ρ – az atmoszféra sűrűsége;
 v – az űrobjektum sebessége.

Amint a (3) képletből is láthatjuk, a repülési sebesség következtében a repülőszervezetre ható ellenállás a sebességgel négyzetesen növekszik. A kozmikus eszköz végsebességét (v_v) a kivezetési szakaszon, az alábbi képlettel határozhatjuk meg:

$$v_v = v_k + (\Delta v - \Delta v_\Sigma), \quad [3] \quad (4)$$

ahol: v_k – a kezdősebesség, amely a Föld szélességi fokának \cos ., illetve a tervezett pályasíkjának a \sin . értékétől függ;
 Δv – a komplexum ideális, vagyis jellemző sebessége;
 Δv_Σ – a sebesség összes, gravitációs és légellenállási vesztesége.

A kozmikus komplexum kezdősebessége tehát nem más, mint a start földrajzi helyének a Föld forgásából adódó mozgássebessége, amely földi start esetén az alábbi képlet segítségével határozható meg:

$$v_k = 0,465 \cdot \cos \varphi \cdot \sin \beta \text{ (km/s)}; \quad [3] \quad (5)$$

$$v_k = W + 465 \cdot \cos \varphi_{st} \cdot \sin \beta_{pá.} \text{ (km/s)}, \quad [3] \quad (6)$$

amely képletben: W – az indítást végző repülőgép földfelszín feletti sebessége (m/s);
 φ_{st} – a starthely szélességi foka;

$\beta_{pá.}$ – az űrobjektum pályasíkszöge (az É-i irány és a pályasík által bezárt szög).

A repülési sebességveszteségek összege a v_Σ , amely magában foglalja a nehézségi gyorsulás (Δw_g), valamint a levegő okozta ellenállást. A gravitációs sebességveszteséget az alábbi képlettel határozhatjuk meg:

$$\Delta v_g = \int g \cdot \sin \theta dt. \quad [3] \quad (7)$$

E veszteség értéke a θ szög változási programjától függ, amely a függőleges és a rakéta repülésének pályaszöge, és ha ez a szög állandó értékkel csökken, a veszteség kb. a fele annak, mintha folyamatosan, a meghatározott pályára állás magasságára 90° -os szög alatt juttatnánk fel az űrobjektumot. A gyakorlat során szerzett tapasztalat azt igazolja, hogy a fentebb említett két ellenállás legyőzéséhez, a startrakétában mintegy 20%-kal több hajtóanyagot kell elhelyezni. Ez jelentős többlet, hiszen ez, a *Szojuz* rakétánál kb. 40–50 t hajtóanyag-többletet jelent, de annak idején, a *Saturn V* holdrakéta esetében, már mintegy 500 t hajtóanyag-többletként jelentkezett, s ez bizony már jelentős mennyiség. Nem véletlen, hogy a

Saturn V első fokozatának 2200 t tömegéből 2049 t volt a hajtóanyag tömege, s így a száraz, vagyis az üres tömegre mindössze 151 t jutott.

A levegő ellenállása hatásának kiszámításához az alábbi képletet alkalmazhatjuk:

$$\Delta v_x = \int_0^{t_{pi}} \frac{x}{m} dt \quad [3] \quad (8)$$

Ennek értéke függ a sebességnövekedés programjától, a repülési magasságtól és az űrkomplexum állásszögétől. A Δv_x veszteségnek az értékét úgy csökkentik, hogy a komplexum, a legsűrűbb légréteget lehetőleg a leggyorsabban maga mögött hagyja, azon tehát függőleges irányban halad át (így a legrövidebb a megteendő távolság), amikor még viszonylag nem nagy a sebessége. Ennek megfelelően, még az ellenállás sem növekszik jelentős mértékben. Amint korábban már említettük, a légköri ellenállás a sebesség növekedésével négyzetes arányban növekszik, s a sűrű légrétegen való áthaladás során így a legkisebb a valószínűsége, hogy a komplexum a levegő nyomása következtében bármilyen sérülést szenvedjen. Ezt szükséges is elkerülni, hiszen bekövetkezése esetén már vége is a küldetésnek, amelynek költsége százmillió, de akár milliárdos értéket is képviselhet. Csupán érdekességként jegyezzük meg, hogy pl. a *Space Shuttle* rendszer esetében, a Föld körüli pályára állítás során, a 15-25 km-es magasságtartományban a három folyékony hajtóanyagú rakéta teljesítményét csökkentik, mert ott a teljes tolóerő alkalmazása esetén — a szerkezeti sajátosságok, illetve a homlokfelület S viszonylag nagy értéke miatt —, a levegő ellenállása a szerkezeti elemek sérülését okozhatja. Az első lépcső működése során a főtartály, a két szilárd hajtóanyagú rakéta és az űrrepülőgép képezi a szerkezeti elemeket, s ezek homlokfelülete elég nagy, ezért célszerű a sebességcsökkentés.

Manőverek a világűrben

A Föld körüli térségbe kijuttatott űrobjektum, miután sikeresen pályára állt, háromféle manővert hajthat végre. Ezek lehetnek: *gyorsítás, fékezés és oldal irányú manőver*. Az első kettőre akkor kerülhet sor, ha magasabb vagy alacsonyabb pályára kívánjuk állítani az űrobjektumot, a harmadikra pedig akkor, ha valamilyen okból kifolyólag — pl. abból a célból, hogy az űrállomással a találkozás megtörténhessen —, meg kell változtatni a pályasíkot.

Gyorsítással — ahogy arra már korábban is utaltunk —, az űrobjektum magasabb, fékezéssel pedig alacsonyabb pályára tér át. Ez következik abból, hogyha növekszik a sebessége, akkor a centrifugális erő növekszik, nagyobb lesz, mint a Föld vonzereje, ezért az űrobjektum távolodik mindaddig, amíg sebessége annyira csökken, hogy a Föld vonzereje azt ismét közelítő pályára kényszeríti. Ettől kezdve ellipszis pályán kering az őt fogva tartó erőcentrum, jelen esetben a Föld tömegközéppontja körül. Megismételjük, e manőver alkalmazása során a pályasík nem változik.

Tudni kell: az égitestek hatássféráján belül a manőverek során az űrobjektum úgy viselkedik, mint az inga, amely soha nem áll meg ott, ahol az inga szára a Föld középpontja felé mutat. Ugyanígy az űrobjektum sem olyan magasságig emelkedik, amely magasságon sebessége megfelel az ott érvényes körpálya-sebességnek, hanem a tehetetlenségi ereje, vagyis a lendülete annál tovább viszi, és amikor ez az erő már elfogy, elindul a süllyedő pályán vissza, nagyjából arra a magasságra, amelyről az emelkedést elkezdte. Ha pl. 200 km-en gyorsítunk, és az indulási sebességet 50 m/s-mal növeljük, akkor kb. 350 km körüli magasságra emelkedik az űrobjektum, de pályasebessége a körpálya-sebességével megegyező értékű kb. 256 km magasságon lesz. A további emelkedés már a lendület, vagyis a tehetetlenségi erő következményeként jön létre. Így pl. az első emberes űrrepülés során a Gagarint szállító űrhajó indulási sebességét 52 m/s értékkel növelték, és e többletsebességgel az apogeumban 327 km magasságra emelkedett, s onnan kezdte meg a süllyedést, majd a fékezés hatására megkezdte a visszatérési manővert, hogy a sűrű légrétegbe való belépés a meghatározott szög alatt történjen.

Ha a gyorsítás — egy meghatározott esetben — 200 km magasságú pályáról, az ottani első kozmikus sebességgel indul (7,788 km/s), és a cél egy magasabb pályára állás, akkor azt az ún. *kétimpulzusos manőver* alkalmazásával végzik. Ha nem ezt a módszert alkalmazzák, akkor az űrobjektum perigeuma ugyan magasabban lesz, de az apogeum ugyanolyan a magasságú marad, mint amilyen volt, vagyis amelyről az űrobjektum a magasabb pálya felé elindították. Ezért az első gyorsítás után a 180°-kal ellentétes oldalon, amikor a megfelelő magasságot elérte, de ott már kisebb a sebessége, mint azon a magasságon érvényes első kozmikus sebesség, ismét bekapcsolják a hajtóművet, s az űreszközt a szükséges sebességértékre gyorsítják.

Mivel az új magasságra való jutáshoz a hajtóművet kétszer működtetik, vagyis két alkalommal kerül sor sebességnövelésre, ezért ezt a módszert *kétimpulzusos manővernek* nevezik. Ha a fenti magasságról való indulást vesszük alapul, s a hajtóművet 30 s időtartamra kapcsolják be, akkor földtávolsági magasság kb. 100 km-rel lesz magasabban. Itt az első kozmikus sebesség értéke 7,730 km/s-ra csökken. Az űrobjektum sebessége viszont ennél már kisebb lesz, tehát ekkor szükséges a második impulzus és a szükséges időtartamú gyorsítással létre kell hozni az első kozmikus sebességet, annak érdekében, hogy az elért pályamagasság közelében tartsuk az űrobjektumot. Ez, természetesen, a fedélzeti és a központi számítógép ellenőrzése alatt történik, amelynek segítségével meghatározzák a második impulzus, vagyis a hajtómű bekapcsolásának időpontját és időtartamát.

Ha az űrobjektumot a Hohmann-ellipszis alkalmazásával emeljük magasabb pályára, és a hajtóművek másodszori kapcsolására nem kerül sor, akkor az űrobjektum, elérvén a repülési pálya legfelső pontját, onnan visszatér az indulási magasságra, és a továbbiakban mindaddig ezen a pályán halad, amíg valamilyen beavatkozás a pályamódosítás érdekében nem történik. Ez a beavatkozás lehet vagy a második impulzussal a magasabb pályán tartás, vagy a visszatéréshez való előkészület.

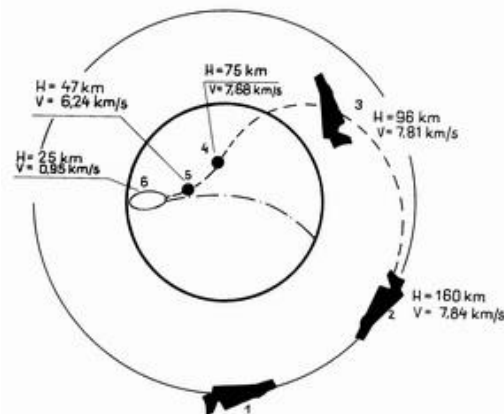
Ha a sebességet a sűrű légrétegbe való bejutás céljából csökkentjük, pl. a visszatérés előtt, akkor az űrobjektum a Földet közelítő pályára tér, mígnem bejut a sűrű légrétegbe, majd sebességét a sűrűsödő légrétegben fokozatosan elveszíti, s a megfelelő manőver után ejtőernyővel ér földet, vagy repülőgépes módszerrel hajtja végre a leszállást. Ekkor ugyanis, egy bizonyos magasságvesztés után nem emelkedhet vissza az űrobjektum a kezdeti magasságra, mert közben a sűrűbb légrétegben már a légköri ellenállás veszi át a pálya alakulását meghatározó szerepet, és egyre intenzívebben fékezi a visszatérő űrobjektumot, amely ennek következtében végleg elveszíti abbéli képességét, hogy magasabb pályára emelkedjen.

Hasonlóképpen járnak el, ha magasabb pályáról alacsonyabbra kívánják az űrobjektumot átvinni, de ebben az esetben olyan sebességcsökkentésre kerül sor, amellyel az új ellipszispálya nem éri el a sűrűbb légréteget, ezért sebessége egyre nagyobb lesz, és az alsó pont elérését követően elindul fölfelé, mígnem, megközelítően eléri az indulási magasságot. A „*megközelítően*” fogalom itt azt jelenti, hogy amennyi m/s sebességet veszít az űrobjektum a perigeumban a ritka légkör ellenállása miatt a Földhöz közeli magasságtartományban, a további emelkedés során annyiszor 2,5–3 km magasságot veszít az apogeumban. Ilyen esetben — ha pl. a Föld körüli pályára állás jelentős magasságon történik, és az indulási sebesség kisebb az adott magasságon érvényes első kozmikus sebességnél — az apogeum és a perigeum helye akár fel is cserélődhet. (L. a Kubászov–Farkas páros pályára állását, amikor a pályára állás 240 km-en történt, és a 180°-kal ellentétes oldalon a magasságuk kisebb, mindössze 197 km volt). A számítógép ekkor azonban jelezte, hogy a kialakult szituáció biztonságos, a három kör pihenő alatt az űrhajó nem kerülhet veszélybe, vagyis nem kerülhet a sűrű légrétegbe, amely kedvezőtlenül befolyásolhatná a további repülés biztonságát.

Ha az űrobjektum leszállási manőver megkezdése céljából csökkenti a sebességét, akkor az olyan értékű lesz (150–200 m/s), amely biztosítja a megfelelő ablakon való beérkezést a sűrűbb légrétegbe. Ez azt jelenti, hogy a visszatérő fülke olyan szög alatt lép be a sűrűbb légrétegbe,

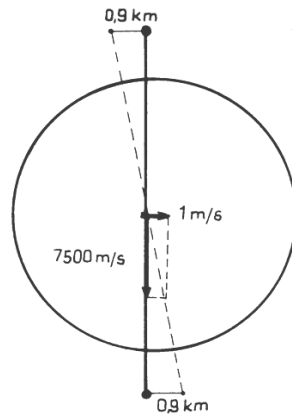
amely biztosítja, hogy a visszatérő objektum ne ugorjon el a sűrűbb légrétegről és ne térjen vissza a magasabb légrétegbe, de amely nem is nagyobb a számítottnál. Ha nem a kijelölt ablakon ($4-5^\circ$) jut be az visszatérő fülke vagy űrrepülőgép a sűrű légrétegbe, hanem annál kisebb a belépési szög, akkor fennáll a sűrű légrétegről való visszapattanás veszélye. Ebben az esetben a leszállás helye bizonytalanná válik. Ugyancsak bizonytalanná válhat a leszállás helye, ha a belépés a megadottnál nagyobb szög alatt történik, ekkor ugyanis a visszatérő eszköz parabolapályára állhat, s jóval nagyobb lesz a terhelési többlet, valamint a felmelegedés, sőt a megsemmisülés veszélye is fennállhat. Az irányítástechnika fejlődése ma már e veszélyhelyzeteket minimálisra csökkentette, s ilyen probléma már az utóbbi időszakban, a gyakorlatban szinte soha nem fordult elő.

Van viszont olyan pályamódosítás is, amikor a hatássférán belül, nagyobb magasságról érkezik vissza az űrhajó, akkor vezérelhetik olyan pályára, amely meghatározott magasságon nagy sebességgel érinti a légkör felső rétegét, azzal a céllal, hogy az űrhajó sebességét így, vagyis a légköri ellenállás felhasználásával csökkentsék. Az ilyen manőver során a sebességet, a légköri ellenállást kihasználva, azt a célt szolgálja, hogy a sebesség csökkentéséhez kevesebb hajtóanyagot kelljen felhasználni. Ez különösen fontos lehet, amikor az űrobjektum nagyobb távolságról, pl. a Holdról vagy a Marsról tér vissza, s a rendelkezésre álló hajtóanyag-mennyiség eléggé korlátozott. Ilyenkor célszerű a légköri ellenállás kihasználása az objektum bizonyos mértékű lefékezésére. Ez úgy történhet, hogy a visszatérő űrobjektumot olyan magasságra vezérlik, amilyen magasságon a fékezés következtében keletkező hő az űrhajó épségét még nem veszélyezteti, de a sebességét jelentősen képes csökkenteni. Ezt a manővert több esetben is végrehajthatják, ha a tervezett sebességcsökkentés jelentős mértékű kell, legyen.



3. ábra. A Space Shuttle rendszer űrrepülőgépének sebességértékei a Földre való visszatérése során (MSz. archív)

Az oldalirányú manőver végrehajtása esetén a pályasíkra merőlegesen hoznak létre impulzust, amely a Föld középpontján áthaladó pályasíkot változtatja meg. Ebben az esetben 1 m/s oldalirányú impulzus 90° -nál közel 1 km -rel változtatja az űrhajó térbeli pályasíkját. Ez nem túlságosan nagy érték, ezért — mivel 1° $250-300 \text{ km}$ tengerszinttől mért pályamagasság esetén mintegy $100-120 \text{ km}$ -t jelent — az 1° helyesbítése érdekében, mintegy $120-130 \text{ s}$ időtartamú hajtómű-működtetésre lenne szükség, ami az esetek többségében nem áll rendelkezésre.



4. ábra. Az oldalirányú manőver és annak eredménye [3]

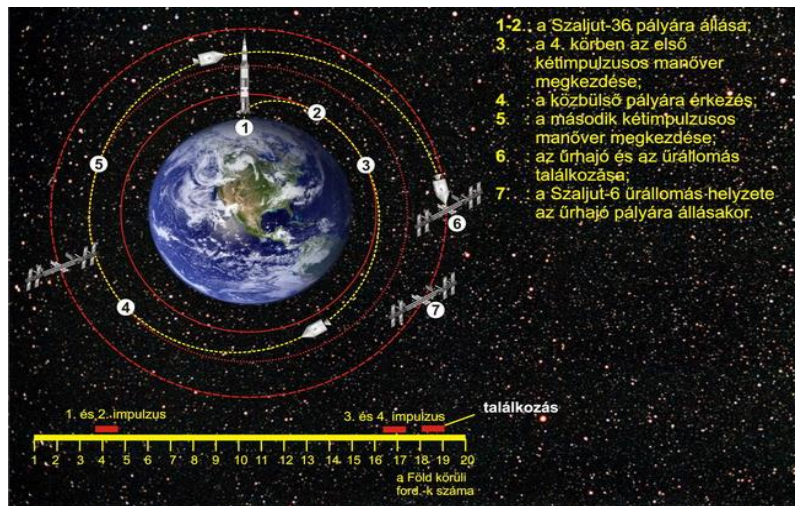
Az űrobjektumok ilyen jellegű manővereire általában akkor kerülhet sor, ha pl. az űrhajót össze akarják kapcsolni a magasabb pályán keringő űrállomással, de a két objektum pályasíkjai eltérnek egymástól. A Kubászov–Farkas páros azzal a céllal emelkedett a világűrbe, hogy összekapcsolódjon a *Szaljut-6* űrállomással. Ennek érdekében az űrhajóval 240 km magasságban álltak pályára, a pályaszögük megegyezett az űrállomáséval, de a közepes pályamagasság kb. 218 km volt. Ezt a számítógép nyilván azért fogadta el, mert — ahogyan már korábban utaltunk rá, ilyen viszonyok mellett is — a három kör megtétele abszolút biztonságos volt. Mivel oldalirányú manőverre nem volt szükség, csak a kétimpulzusos manővert hajtották végre, és az első ilyen manőver után 290 km közepes magasságon keringtek. Ezen a magasságon, a 17. körben utolérték, illetve megközelítették az űrállomást, amely ekkor már 350 km közepes magasságú pályán keringett, s megkezdhették a találkozási manővert, vagyis a megközelítést és az összekapcsolást. Az űrállomás megközelítése utoléréssel történt, s mivel az űrállomással nem lehetett sebességmanővert végezni, ezért az csak passzív szerepet játszik a megközelítési manőver során.

Összegezve a Kubászov–Farkas páros megközelítési manővereit, a pályára állást követően három kört tettek meg a 218 km-es átlagmagasságú pályán, majd elvégezték az első kétimpulzusos manővert. Folytatva a megközelítést, a 17. körben ismét kétimpulzusos manőverre került sor, amelynek segítségével megközelítően az ekkor már elfoglalt 290 km magasságú pályáról az űrállomás magasságára, vagyis közel 350 km magasságra emelkedtek. Ekkor már annyival kisebb volt a magasságuk, amennyit a megközelítés során az átlagos megközelítési sebességük miatt még emelkedtek. A megközelítés időtartama, vagyis kb. 30 perc alatt mintegy 15–20 km lehetett a magasságnövekedésük (a Szerző saját számítása). A két objektum találkozását követően kezdődött az összekapcsolódás, amelyet az automatika végzett. A két objektum helyzete a második kétimpulzusos manőver előtt az alábbi volt:²

	1980. máj. 19-én:	máj. 27-én:	V km/s
Szaljut-6: H_{max}	= 368,46 km;	360,48 km,	7,691097
H_{min}	= 348,73 km	340,85 km,	7,702381
t	= 91,49 perc	91,36 perc,	
	$i = 51,6$ fok.		

Szojuz-36: H_{max}	= 319,06 km,
H_{min}	= 263,07 km,
t	= 90,08 perc,
	$i = 51,6$ fok.

² Az adatokat Szerző jegyezte le a moszkvai irányító központban



5. ábra. A Kubászov–Farkas páros útja a starttól az összekapcsolásig (Dr. Varga Ferenc grafikája)

A fenti ábra részleteit, valamint a alábbiakban felsorolt adatokat, miután azok a képernyőn megjelentek, a moszkvai irányító központban jegyeztem fel. A megközelítési sebességértékek a következők voltak: az űrállomástól 8,5 km-ren kezdődött az adatközlés, s ekkor a megközelítési sebesség 11,5 m/s volt. A továbbiakban: 1102 m-en – 4,6; 398 m-en – 1,75; 100 m-en – 0,56; 20 m-en – 0,40; 15 m-en – 0,31 m/s volt. A további adatok ugyan már nem jelentek meg a képernyőn, de a konkrét találkozásakor a megközelítési sebesség kb. 0,15 m/s lehetett. Ebből kiszámolva, a közepes megközelítési sebesség mintegy 5,825 m/s volt. Ezzel az átlagos megközelítési sebességgel, mintegy 30 percre volt szükségük, hogy az űrállomással összekapcsolódhassanak.

A két objektum megközelítési sebessége az összekapcsolódás pillanatában mintegy 0,15-m/s lehet. A sebesség ilyen értékre való csökkentésére azért van szükség, mert az űrhajó ugyan a súlytalanság állapotában van, de tömege igen nagy, mintegy 7 t, így ha mozgásban van, a tehetetlenségi ereje jelentős lehet. Az űrhajó és az űrállomás épségének megőrzése szükségessé teszi, hogy az ütközés során a tömeg ereje ne legyen nagyobb a tervezettnél, nehogy akár az űrhajón, akár az űrállomáson sérülést okozzon, és dehermetizáció lépjen fel.

Amint arra számos példa volt, az űrhajóval akkor is manővert hajtanak végre, ha az, pl. a Hold irányába indul, de akkor is, ha ki akarják azt juttatni a bolygóközi térbe, ha pl. a Mars vagy a Vénusz, esetleg más bolygó felé kívánják irányítani. E kérdések részletes bemutatására később visszatérünk.

Most vizsgáljuk meg a Föld körüli pályán keringő űrobjektum sebességének meghatározását. A pályaszámításokhoz — amint azt már a kozmikus sebességek fizikai hátterének megismerése során bemutatottuk — szükséges, hogy ismerjük a közepes pályamagasság, valamint a Föld gravitációs mutatójának az értékeit. Közismert, hogy a gömbszimmetrikus testek vonzerejüket úgy fejtik ki, mintha teljes tömegük a tömegközéppontjukban lenne. Ezért kell a számításoknál a keringési pálya sugarát a Föld tömegközéppontjától számítani. Ennek meghatározása, mivel a számításokat mindig körpályára vonatkoztatva végezzük, először azt mutatjuk be, hogyan kell egy ellipszispályából olyan körpályát kialakítani, amelynek átlagos sebessége, és közepes magassága, de a keringési ideje is megegyezik az ellipszis pálya hasonló adataival. Ehhez, a repülési pályának az apogeum- és perigeum tengerszint fölötti magasságát összeadjuk, kettővel elosztjuk, s az így kapott magasságértéket hozzáadjuk a Föld közepes sugarának értékéhez. Ez képlet formájában a következő lesz:

$$r = R_0 + \frac{H_a + H_p}{2} = 6371 \text{ km} + \frac{240 \text{ km} + 197 \text{ km}}{2} = [3] \quad (9)$$

$$= 6371 \text{ km} + 218,5 \text{ km} = 6589,5 \text{ km}$$

Itt, ahogyan arra már utaltunk, az a ritka helyzet állt elő, amikor a perigeum-magasság kisebb volt az apogeum-magasságnál, de ez a repülésbiztonságot nem veszélyeztette. A Kubászov–Farkas páros tehát egy olyan ellipszispályára állt a start után, amelyen a pályájuknak megfelelően, a repülési pálya sugarának az értéke a Föld középpontjától $r = 6589,5 \text{ km}$ volt. A pályasugár értékének megfelelő átlagsebességük mintegy $v = 7,777 \text{ km/s}$ volt. Keringési idejük a Föld körüli pályára állás után — ugyancsak a fenti adatokkal és az alábbi képlettel számolva, $1^h 24^m 24^s$ volt. Az ellipszis ilyen formában való átszámításával körpályává, bármely pályára kiszámíthatjuk a szükséges adatokat.

A Föld körüli repülés időtartamának a kiszámítása az alábbi képlet segítségével történhet:

$$T = \frac{2 \cdot \pi}{\sqrt{K_F}} \cdot a^{3/2} = \frac{6,28}{631,348} \cdot 5689,5^{3/2} = 0,00995 \cdot 534907,51 = \quad [3] \quad (10)$$

$$= 5322,33 \text{ s} = 1^h 24^m 24^s$$

Az adott égitest mozgása, így a Föld körüli pályán mozgó űrobjektumé is, centrális erőterben, a keringés kiinduló adatainak függvényében mozog. Ez azt jelenti, hogy a tömegközépponttól való közepes távolsága r_0 , valamint sebesség v_0 és a hajtómű tengelyének iránya határozza meg a további mozgását. A centrális erőterben a potenciális energia (E_P) a következő lesz:

$$E_p = -\gamma \frac{Mm}{r_0} = -\frac{Km}{r_0}; \quad [3] \quad (11)$$

Az energia-megmaradás törvényének megfelelően, az űrobjektum mozgási energiájának és a potenciális energiájának az összege bármely pillanatban – állandó értékű. Ezért leírhatjuk:

$$\frac{mv^2}{2} - \frac{Km}{r_0} = \frac{mv^2}{2} - \frac{Km}{r}; \quad [3] \quad (12)$$

Ebből következik, hogy a távolodási sebesség bármely távolságon, az alábbi képlet segítségével határozható meg:

$$v^2 = v_0^2 - \frac{2K}{r_0} \cdot \left(1 - \frac{r_0}{r}\right); \quad [3] \quad (13)$$

A körpálya az ellipszis sajátos esete, amelynél a fókusza egybeesik az égitest tömegközéppontjával, a nagyféltengely pedig megegyezik a sugárral, vagyis a nagyféltengely $a = r$. Ezen az alapon kimondhatjuk, hogy a már korábban megjelent részben, a kozmikus sebességek cím alatt tárgyaltaknak megfelelően, a körpályán mozgó égitest sebessége az alábbi képlettel fejezhető ki:

$$v_k = \sqrt{\frac{K (km^3 / s^2)}{r (km)}} \quad (14)$$

Ha tehát az adott ellipszisnek megfelelő körpálya sugarát 6671 km -nek vesszük, olyan körpályát kapunk, amelynek a korábban jelzett mutatói megfelelnek az ellipszispálya hasonló mutatóinak. Ebben az esetben a közepes pályasebességet az alábbi képlettel határozhatjuk meg:

$$v_1 = \sqrt{\frac{K_F \text{ km}^3 / \text{s}^2}{r_0 \text{ km}}} = \sqrt{\frac{398\,600 \text{ km}^3 / \text{s}^2}{6671 \text{ km}}} = \sqrt{59,751 \text{ km}^2 / \text{s}^2} = 7,730 \text{ km/s}. \quad (15)$$

Így tehát, viszonylag egyszerű képlet segítségével megkaphatjuk a közepes pályasebesség értékét, s ennek birtokában más adatokat is kiszámolhatunk. Most határozzuk meg, ezen a pályán mennyi lesz az űrobjektum keringési ideje. Ehhez kell az a értéke, amely jelen esetben ugyanannyi, mint az r_0 , $a = 6671 \text{ km}$. A megoldás az alábbi képlet segítségével történik:

$$T_{\text{ker}} = \frac{2\pi}{\sqrt{K_F}} \cdot a^{3/2} = \frac{6,28}{631,3} \cdot 6671^{3/2} = 0,00995 \cdot 544862 = 5422 \text{ s.} \quad (16)$$

A keringési idő tehát 5422 másodperc, amely megfelel 90,36 percnek, vagyis pontosan 1 óra 30 perc és 22 másodpercnek. Ez tehát a valóságban jelzett ellipszispályán keringő űrobjektumnak is a tényleges keringési ideje. Ha a keringési időt a fenti képlettel határozzuk meg, végig követhetjük a képlet mögötti fizikai folyamatot, s követhetjük annak lefolyását. Egyébként, sürgős esetben, köridőt az alábbi képlet segítségével is meghatározhatjuk:

$$T^2 = \frac{a^3}{10095} = \frac{6671^3}{10095} = \frac{2968744497 \text{ 00}}{10095} = 29408068 \text{ s;} \quad (17)$$

$$T = \sqrt{29408068} = 5423 \text{ s.}$$

A távolodási sebesség meghatározása bármely távolságon

Gyakran szükség lehet olyan képletre is, amelynek segítségével, az erőcentrum középpontjától bármilyen távolságban meghatározhatjuk a távolodási sebesség értékét. Erre az energia-megmaradás képletéből származtatott (13) képletet használhatjuk. Ennek segítségével meghatározhatjuk a távolodási sebességet pl. a Hold hatásszférájának az elérésekor, vagy bármilyen más távolságon, egészen az erőcentrum hatásszférájának a határáig terjedő távolságig. Így a továbbiakban határozzuk meg a távolodási sebesség értékét ez utóbbi, vagyis 930 000 km -en, ha az indulás a Föld felszínére érvényes második kozmikus sebességgel történik. A kiindulási, vagyis a Földre vonatkozó adatok a következők lesznek: $v_{II} = v_0 = 11,186 \text{ km/s}$; $r_0 = 6371 \text{ km}$; $r = 930 \text{ 000 km}$; $K_F = 398 \text{ 600 km}^3/\text{s}^2$. A számítást tehát a (13) képlet alapján végezzük azzal a kitételrel, hogy a légkör jelenlétét nem vesszük figyelembe. Ez értelemeszerű, hiszen a légkör miatta Föld felszínéről nem lehetne az űrobjektumot útjára bocsátani. Ekkor tehát:

$$\begin{aligned} v^2 &= v_0^2 - \frac{2 \cdot K_F \text{ km}^3/\text{s}^2}{r_0} \cdot \left(1 - \frac{r_0 \text{ km}}{r \text{ km}}\right) = 125,127 \text{ km}^2/\text{s}^2 - \frac{797 \text{ 200 km}^3/\text{s}^2}{6371 \text{ km}} \\ &\cdot \left(1 - \frac{6371 \text{ km}}{930 \text{ 000 km}}\right) = 125,127 \text{ km}^2/\text{s}^2 - 125,129 \text{ km}^2/\text{s}^2 \cdot 0,993 = \quad [3] \quad (18) \\ &= 125,127 \text{ km}^2/\text{s}^2 - 124,253 \text{ km}^2/\text{s}^2 = 0,874 \text{ km}^2/\text{s}^2; \\ &\sqrt{0,874 \text{ km}^2/\text{s}^2} = 0,935 \text{ km/s.} \end{aligned}$$

A hatásszféra határán tehát a távolodási sebesség, ha az indulási sebesség a Föld felszínétől számolva a második kozmikus sebességértéknek felel meg, még 0,935 km/s sebességértéket képvisel. A továbbiakban, ezzel a sebességgel az adott űrobjektum még további, mintegy 1 570 000 km -t fog távolodni, s ott, a Föld középpontjától kb. 2,5 millió km -en, a Földdel együtt kering a Nap körül, de már a Föld hatásszférájába soha nem tér vissza. Ezt a távolságot az adott űrobjektum kb. 38 nap alatt fogja megtenni. A 19. szd. végén Ciolkovszkij — energetikai számításokkal —, ezt a sebességértéket határozta meg, s mivel az egylépcsős rakéta végsebességét adó képlettel meghatározta az egylépcsős rakétával elérhető legnagyobb

sebességértéket is, jogosan vonta le a következtetést, hogy „a Föld végleges elhagyásához 'rakétavonatra' van szükség.”

Megjegyezzük, hogy a Föld körüli sebességszámításokat, a korábban már a Kozmikus sebességek címszó alatt megadott képletek alkalmazásával végezhetjük el. Ezért ezek fizikai lényegére itt már nem térünk ki.

2. IRÁNY A HOLD - VERSENY A HOLDRA SZÁLLÁS ELSŐSÉGÉÉRT

Adatok a Holdról

Előljáróban meg kell jegyezni, hogy a Hold, mint égitest, már évmilliárdok óta a Föld kísérője. Amikor, mintegy 4 milliárd éve egy, a Földnél kisebb bolygó ütközött a Földnek, akkor jött létre a Hold. Abban az időben és még sokáig, a Hold jóval közelebbi pályán keringett a Föld körül, egyesek szerint a kezdeti távolsága mintegy 28 000 km lehetett. Ekkor még erősebb vonzásával, jóval nagyobb hatást gyakorolt a Földre, mint napjainkban, s ez a hatás segítette az élet kifejlődését is. A Hold még napjainkban is a bolygónk hatássféráján belül, a Földtől 384 400 km-re kering, de ma már a pályája az első, a Föld ún. *gravitációs szféráján*, vagyis a *vonzáskörzetén* (kb. 260 000 km sugarú gömbfelület) kívül helyezkedik el. Ez azt jelenti, hogy a Nap a Holdat nagyobb erővel vonzza, mint a Föld, mivel a két égitest vonzereje a vonzáskörzet határán, vagyis a Föld középpontjától 260 000 km távolságon egyforma. [1]. Ennek ellenére, a Hold mégsem a Nap, hanem a Föld körül kering, ami egy, a számos űrparadoxon közül. Ennyit röviden a Hold sajátos helyzetéről.

A Hold a Földtől tehát 384 400 km közepes távolságon kering, a perigeumba 20 0000 km-rel közelebb, az apogeumban ugyanennyivel távolabb van, és a Földet 27 nap 7 óra 42 perc 11,5 másodperc alatt kerüli meg. Felszínén a nehézségi gyorsulás értéke a földinek kb. 1/6-a, vagyis az $a = 1,635 \text{ m/s}^2$ értékű, ezért a Hold felszínén az asztronauták a nehéz felszereléssel is viszonylag könnyedén ugrándoztak. Mivel a tengelye körüli forgási ideje megegyezik a keringési idejével, a Földről mindig ugyanazt a felületet látjuk. Mivel a Holdnak légköre nincs, körülötte — a hegymagasságok figyelembevételével — akár 15 km magasságban is lehet repülni. A középső vidéken, ahol a Nap ereje jelentős, a hőmérséklet elérheti a 135 °C értéket, míg a megvilágított rész pereméhez közel, annak értéke kb. 67 °C. A másik oldalon viszont a értéke a -150 °C hőmérsékletre is süllyedhet. A Holdnak a Föld körüli közepes pályasebessége 1,018 km/s. A gravitációs állandó ($\gamma = 6,67 \cdot 10^{-11}$) és a Hold tömegének ($7,35 \cdot 10^{22}$ kg) szorzata, vagyis a Hold gravitációs mutatója: 4903 km³/s². Átmérője 3476 km, sugara pedig 1738 km. Felszínén az első kozmikus sebesség értéke $v_I = 1,679 \text{ km/s}$, a második kozmikus sebesség értéke pedig $v_{II} = 2,375 \text{ km/s}$. [1]

Az űrverseny alakulása az űrkorszak kezdeti időszakában

A világűrben folyó verseny, ahogyan már korábban utaltunk rá, a második világháború végén kezdődött, s az 1950-es évek végén, a Szovjetunió vívta ki az elsőséget, amelyet lényegében a Holdért folytatott versenyben, az 1960-as években veszített el. Az 1960-as évek elején Kennedy amerikai elnök meghirdette az ún. „Apollo” programot, amelynek célja, az ember Holdra juttatása volt. E cél elérése érdekében az Amerikai Egyesült Államok minden erőt és eszközt mozgósított. Az összefogás és a határozott, célirányos tevékenység meghozta a kívánt eredményt. Az 1960-as évek közepétől már az USA átvette a kezdeményezést, s megelőzte a Szovjetuniót. Sikerült kifejleszteni olyan rakétát, amely korának legnagyobb teljesítményét biztosította, s 1968-ban, a *Saturn V* és az *Apollo* komplexummal, már elsőként juttatott asztronautákat Hold körüli pályára, majd egy év sem telt el és az első páros is leszállt a Hold

felszínére. Ekkor hangzott el Neil Armstrong szájából a híres mondat: „*Kis lépés egy embernek, hatalmas ugrás az emberiségnek*”

Tekintsük át röviden, hogy az 1960-as években mi történt a Szovjetunióban. Először is a politikai vezetésben történt változás. Nyikita Hruscsovot Leonid Brezsnyev váltotta fel a főtítkári tisztségben, s ennek eredményeként két-három évig az űrkutatás problémájával a központi vezetés alig foglalkozott. A hatalomban bekövetkezett váltást követően, 1966 elején elhunyt Szergej P. Koroljov, a tehetséges és keménykezű vezető, s helyét a főkonstruktori beosztásban, a kevésbé határozott és céltudatos Misin vette át. A szovjeteknek nem sikerült az F-1-hez hasonló, nagy teljesítményű (680 t tolóerejű) rakétahajtóművet kifejleszteni, ezért a kisebb teljesítmény (150 t) miatt több mint kéttucat NK-15 rakéta felhasználásával tervezték a Holdra szállást megoldani, ami jelentős mértékben növelte a meghibásodás valószínűségét. Ebben az időszakban, a Szovjetunióban számos űrprogram volt napirenden, de köztük a Hold-program még nem élvezett elsőbbséget. Erre csak később — s amint kiderült, már elkésve — került sor. De nézzük röviden a verseny részleteit.

Verseny a Holdért

A Holdra szállási verseny alatt tulajdonképpen a két nagyhatalom, az Amerikai Egyesült Államok és a Szovjetunió közötti versengést értjük, amelynek végcélja az volt: ki juttat előbb embert a Holdra. Ez a verseny 1961-ben Kennedy elnök híres beszédével kezdődött, amely bejelentés válasz volt arra, hogy a szovjetek elsőként jutottak ki a világűrbe, és az első évtizedben megelőzték az amerikaiakat. Amint az közismert, az amerikaiak a cél elérése érdekében, kevesebb, mint 10 év alatt bonyolult és összetett munkát végeztek, létrehoztak számos űrproduktumot, benne a szuperóriás rakétakomplexumot, a *Saturn-V*-öt, az *Apolló* űrhajót és az *Orjol* holdkompot. Mindez azt a célt szolgálta, hogy alkalmanként három embert a holdkörüli pályára, közülük két embert a Hold felszínére juttassanak.

A Szovjetunió évekig nem kapcsolódott be ebbe a versenybe, sokáig tétlenkedtek, és a végső döntést csak 1964-ben hozták meg, amikor az USA már 2-3 éve, erejét összpontosítva, e program előkészítésén dolgozott. A szovjetek még további két évet azzal foglalkoztak, hogy csak készülődtek, de a konkrét, s a Holdra ember juttatásával kapcsolatos tevékenység még mindig váratott magára. Jellemző adat, hogy az *NI* rakétakomplexum is csak az 1960-as évek második felében állt rendelkezésükre, s ekkorra készült el a *LOK-Szojuz*, a Hold körül keringő egység, valamint a Holdra szálló holdkomp is. Ezek összessége alkotta az *NI-L3* komplexumot, amelynek feladata lett volna elsőként szovjet űrhajóst a Holdra juttatni.

Közben az *NI* repülési próbái nem voltak sikeresek. Négy *NI* komplexum indítása végződött kudarccal. Megépültek ugyan a részegységek is, de azok kipróbálására már nem került sor, így a Szovjetunió vezetése és szakemberei belátták, hogy nem tudnak embert küldeni a Holdra. A szovjetek ugyan párhuzamosan dolgoztak egy másik programon, az *ÚR-500K (Proton K)* rakétakomplexumon is, amely a Hold körüli pályára juttatta volna az *L1* űrhajót, de mivel e komplexum részegységei sem estek még át a próbákon, még nem voltak megbízhatóak. Ekkor már világossá vált az is, hogy az amerikaiakat már nem tudják megelőzni, így ezt a változatot is elvetették. Mindezek után a verseny úgy zárult, hogy a Szovjetunió még a Hold körüli pályára sem juttatott űrhajósokat.

A történelem rögzíti, hogy 1968 decemberében, az *Apollo-8* űrhajóval három amerikai asztronauta, F. Borman, D. Lowell és W. Anders 10 kört repült a Hold körül, majd rövidesen, 1969. július 20-án 21 óra 18 perckor Hold körüli pályára állt az *Apollo-11*, majd 21-én, 03 óra 56 perckor Neil Armstrong, az első ember a Holdra lépett. 15 perc múlva követte őt Edwin Aldrin űrhajós is. Ezt követően még öt sikeres küldetést teljesítettek, vagyis leszálltak a Hold felszínére, s egy kísérlet, az *Apollo-13* sikertelen volt.

Ugyanakkor a szovjeteknek meg kellett elégedniük a *Luna* típusú műholdak indításával, a Zondnak a Hold megkerülésével és a túlsó oldalának lefényképezésével, a Holdról közetmintának a Földre hozatalával és a „*Lunohod*” Holdon való utaztatásával (1970 és 1973).

A Holdra lépési verseny, a két ország között más és más elképzelés szerint zajlott. Nem bocsátkozva a részletekbe, ki kell mondani, hogy az amerikaiak ezt a versenyt megnyerték. Elsőként léptek a Holdra, mert azt nagyon akarták. Nem egyedül a politikusok, vagy valamely gazdasági csoportosulás akarta, hanem az egész amerikai nép. Ilyen eltökéltség, erős akarat a szovjet politikusoknál, konstruktőröknél nem volt megfigyelhető, az emberek pedig ebből teljesen kimaradtak, s az egészről szinte semmit sem tudtak.

Ma már teljesen formális a kérdés. Képes lett volna a Szovjetunió megnyerni a Holdra szállási versenyt? Hangzottak el vélemények mellette és ellene is. Voltak vélemények, amelyek szerint az *ÚR-700*-as program ugyancsak nehezen lett volna megvalósítható, akár csak az *N1*-es. Más vélemények szerint, itt az érintettek véleményére gondolunk, e változat kedvező lett volna, de ma már mindez csak találgatás, nincs jelentősége.

Ugyanakkor megállapíthatjuk, hogy a szovjeteknél a polgári jellegű űrprogram csak része volt a katonai űrprogramnak. Elsősorban a védelem biztosítására fordították a fő figyelmet, s csak azután foglalkoztak a holdprogram és más polgári jellegű űrprogram kérdésével. Az első időszakban még az *N1* rakétakomplexum is a katonai program keretén belül készült el, s az volt a célja, hogy vele hatalmas katonai űrállomásokat juttassanak Föld körüli pályára, valamint hatalmas erejű nukleáris bombát juttathassanak az óceánon túlra. Ugyanebben az időszakban készült el ugyanis az A. D. Szaharov tervezte óriási méretű és rombolóerejű hidrogénbomba, amelynek a tömege több mint 25 t volt, s ennek trotil-egyenértéke elérte az 50 MT-t. Ezen kívül ebben az időszakban került napirendre a globális rakéta és a Föld körül keringő katonai űrállomások készítésének elgondolása is.

E feladatok megoldása érdekében, az első időszakban az *N1*-et úgy tervezték, hogy 40 t hasznos terhet legyen képes pályára állítani, majd röviddel ezután ezt a tömeget 60–80 t-ra emelték. Ehhez sok hajtóművel ellátott első fokozatot terveztek, amelyet 24 blokkban elhelyezett 24 rakéta emelt volna a magasba, s a komplexumot kb. 50 km magasra juttatta volna. A hajtóművek tolóerejét egyenként 150 t-ra tervezték, így a teljes tolóerő elérte volna a 3600 t-t. A hajtóműveket egy 17 m átmérőjű körön helyezték el, s azok mindegyikének szabályozható lett volna a tolóereje. Hasonló hajtóműveket építettek volna mindhárom fokozatba. Az *N1* három fokozata tehát egy univerzális rendszert alkotott volna. A második fokozat elnevezése *N11*, a harmadiké pedig *N111* volt.

Az *N1* komplexum, a katonai alkalmazás mellett részegységként különféle terv megvalósításában kerülhetett volna alkalmazásra, de a változatok között a Holdra szállás programja az 1960-as évek elején még nem szerepelt. Ebben az időszakban a tudósok sokkal inkább foglalkoztak a Marsra utazás kérdéseivel, mint a holdprogrammal. Akkori megítélés szerint a Marsra utazáshoz, mintegy 75 t hasznos terhet pályára állítására lett volna szükség. Ugyanakkor az amerikaiak a Mars kérdésével komolyan még nem foglalkoztak. Ők teljes erővel a Holdra szállás programjával voltak elfoglalva.

Amikor az amerikaiak már 1961-től tervszerűen készültek az embereknek a Holdra szállítására, a szovjetek még néhány évig erre nem is gondoltak. A Koroljov vezette *OKB-1* ebben az időszakban még a *Szozjuz* tervezésével volt elfoglalva, s az új űrhajó megalkotásával a Föld körüli repülés és az űreszközök összekapcsolásának problémáit kívánták megoldani. Ennek a tervnek a megvalósításával, illetve továbbfejlesztésével kívánták a kozmikus objektumok összeszerelését és katonai űrállomások hajtóanyag-utántöltést is biztosítani. A holdutazással kapcsolatos feladatra is ezt az űreszközt kívánták felhasználni, azonban még maga a terv sem volt oly mértékben kidolgozott, hogy az ember Holdra juttatásával kapcsolatos követelményeket is kielégíthette volna. Így, a az amerikaiaktól való lemaradás fokozatosan növekedett.

Mondhatjuk, hogy az 1960-as évek közepéig, egészen a *Gemini* rakéták indításáig, a Szovjetunió az űrrepülések terén mindenben megelőzte az amerikaiakat, de az amerikaiak szisztematikus és következetes munkával a hatvanas évek közepére megfelelő potenciált építettek ki és sikert sikerre halmozva előretörték. Az amerikaiak eltervezték például, hogy létrehoznak egy hajtóművet, amelynek a tolóereje eléri az 1 millió font tolóerőt. Ez a munka beindult, a hajtóműkísérletek már folytak, amikor még a holdprogramról nem is volt szó. Majd a kezdeti tervet megnövelték, és a cél 1,5 millió font tolóerejű rakétahajtómű lett. Egy font kicsivel kevesebb, mint 0,5 kg (0,4536 kg), tehát az 1 millió font kb. 454 t tolóerőt, az 1,5 millió font pedig 680 t tolóerőt jelent. A *Saturn V* részére elkészült *F-1* hajtóműve ez utóbbit, a 680 t tolóerőt volt képes kifejteni, vagyis megépítették az 1,5 millió font tolóerejű rakétát. Így jött létre az *F-1* hajtómű, amelyből az első fokozaton 5 darabot helyeztek el, s így 3400 t tolóerő juttatta 45-50 km magasra a komplexumot. Ugyancsak áttekintették a terveket, a legegyszerűbb változat mellett döntöttek, és a továbbiakban e terv mellett maradtak, amely végül sikeresnek bizonyult. Köztudott, hogy e kérdésben nem az amerikai mérnökök által készített rakétával, hanem a Wernher von Braun tervezte rakétakomplexummal, vagyis a *Saturn V* rakétával számoltak.

A szovjetek 1966 februárjában kezdték megépíteni a holdrakéta részére az indítóállást Bajkonurban. Ugyanakkor az *N1* első példánya csak 1968. május 7-én jelent meg. Szerelési problémák miatt ez a rakéta 1968 végéig, mintegy nyolc hónapon át várt a startra. Az *Apollo-8* már három asztronautával a Hold körül keringett, majd az *Apollo-11* startjára mintegy bő félév múlva már sor került, amikor a szovjeteknél, a Hold körüli pályára tervezett űrhajónak még csak a makettje készült el. [5]

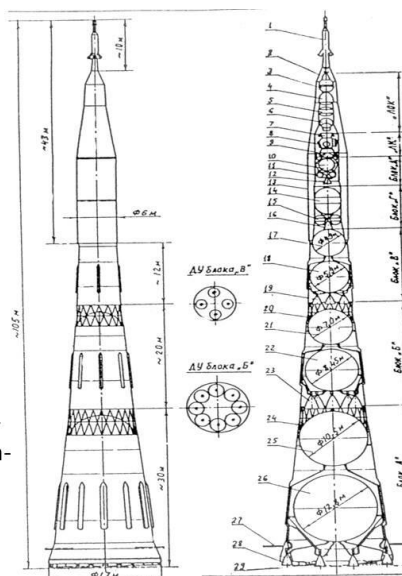


1. kép. A Saturn holdrakéta kiállítási példánya (Foto: dr. Remes Péter)

Jelenleg már részletesen — úgy gondolom — nincs sok értelme a tervezett szovjet holdrakétával foglalkozni. Most tehát csak felvillantunk néhány momentumot. A változaton, amely kipróbálásra került, 20 db. *NK-15* típusú, egyenként 150 t tolóerejű rakéta volt elhelyezve. Ezt a nagy hajtóműszámot a hajtóművek kis teljesítménye tette szükségessé, sőt ezek számát még növelni is kellett, hogy a meghatározott tömegű hasznos terhet a Föld körüli pályára tudja állítani. A *Saturn-5* első fokozatán öt *F-1* hajtómű volt, s ennek a hajtóműnek a teljesítménye kb. 4,5-szerese volt az *NK-15*-ösének. Az *N1*-nél, a rakétakomplexum első négy indítása során szerzett tapasztalatok alapján megállapíthatjuk, hogy a rakéták nagy száma a komplexum gyenge láncszemének bizonyult. A négy kísérlet mindegyikénél, a rakéták az első fokozat működése során mondtak csődöt, így — értelemszerűen — a további fokozatok kipróbálására már nem is kerülhetett sor, mert azok, az első lépcsővel együtt megsemmisültek. [5]

N-1 holdrakéta főbb adatai:

Magasság:	105 m
Átmérő (max):	17 m
Lépcsők száma:	3
Starttömeg:	2700 t
Hasznos tömeg:	95 t
Tolóerő I. fok:	4620 t
Tolóerő/tömeg:	1,71:1
Első start:	1970. nov. 27.
Négy start közül egy sem volt sikeres, így a programot leállították és a űrállomás programját kezdték el (Szaljut 1-7).	



6. ábra. A szovjet holdrakéta, az N1 szerkezeti felépítése és főbb adatai [6]

Az amerikaiak nagyon komolyan álltak e kérdés megoldásához, s mindent, amit ki kellett próbálni, kipróbáltak. A hajtóműveket — még a feladatra küldés előtt — alapos próbának vetették alá, Nem véletlen, hogy a feladat során szinte minden normálisan működött, s a hajtóművek működésében kijavíthatatlan problémák nem jelentkeztek. A szovjetek egy igen elavult módszert alkalmaztak, s a rakétákat ennek megfelelően, mint a ballisztikus katonai rakétákat is, reális repülésben próbálták ki. Így a sietségnek meg is lett az „eredménye”. A Holdprogram kútba esése után ugyan, az 1970-es évek elején megjelent a nagyobb tolóerejű, többszöri indításra alkalmas, NK-33-as típusú rakétahajtómű, de akkor már késő volt, mert az amerikaiak ekkor már az utolsó holdutazást végezték. A történelem grimasza, hogy tíz évvel később az amerikaiak ezt a hajtóművet saját rakétaikon kívánták használni, s a gyártás jogát a szovjetektől megvásárolták.[5] Azt hiszem, hogy a fentiek világossá tették a két ország Holdra szállási terve közötti különbséget. Nem vizsgáljuk tovább a Holdra utazás kérdéseit, áttérünk a Holdra repülés dinamika problémáinak a bemutatására.

Repülés a Földről a Holdra és vissza

Amint korábban már megállapítottuk, a Hold ugyan a Föld vonzási mezején kívül, de még égitestünk hatássférájának határán jóval belül kering, ezért a Holdra való repülés kérdését még a Föld körüli térségben végzendő repülésként kell kezelni.

A Hold körzetébe való kijutás, ha azt az indítási magasságon érvényes második kozmikus sebességgel indítjuk, az utazási időtartam mintegy 2 nap. Ha a sebesség 10%-kal nagyobb, nem sokkal csökken a utazási idő, de jóval a kívánatosnál nagyobb sebességgel érkezünk a Hold hatássférájának a határára, és sok hajtóanyagot kell elhasználni, hogy a Hold körüli pályára állíthassuk az űrobjektumot. Ezért, mivel a 200 km magasságon az második kozmikus sebesség értéke 11,014 km/s, de ebbe az esetben az érkezési sebesség még jelentősen nagyobb a kívánatosnál, ezért döntöttek úgy, hogy az indítási sebesség 10,830 km/s körüli értékű legyen. Ebben az esetben — ha a Hold hatássférájának a határát (a Hold középpontjától 66 000 km), a Föld középpontjától 318 000 km-re határozzuk meg — a (11) képlettel számolva, az űrhajó az alábbi megközelítési sebességgel ér a Hold hatássférájának a határára:

$$\begin{aligned}
v^2 &= v_0^2 - \frac{2K_F \text{ km}^3 / \text{s}^2}{r_0 \text{ km}} \left(1 - \frac{r_0}{r}\right) = (10,83 \text{ km/s})^2 - \frac{2 \cdot 398\,600 \text{ km}^3 / \text{s}^2}{6671 \text{ km}} \cdot \left(1 - \frac{6671 \text{ km}}{318\,400 \text{ km}}\right) \\
&= 117,289 \text{ km}^2 / \text{s}^2 - \frac{797\,200 \text{ km}^3 / \text{s}^2}{6671 \text{ km}} \cdot (1 - 0,021) = \quad [3] \quad (18) \\
&= 117,289 \text{ km}^2 / \text{s}^2 - (119,5 \cdot 0,979) = 117,289 \text{ km}^2 / \text{s}^2 - 116,991 \text{ km}^2 / \text{s}^2 = \\
&= 0,298 \text{ km}^2 / \text{s}^2; \quad v = \sqrt{0,298 \text{ km}^2 / \text{s}^2} = 0,545 \text{ km/s}.
\end{aligned}$$

Az érkezési sebesség a Hold hatássférájának a határára tehát 545 m/s volt, s ezt az érkezési sebességértéket a belépést követően, még mielőtt a Hold vonzereje miatt jelentősen felgyorsulna az űrhajó, a szükséges mértékre lefékeztek oly mértékben, hogy az *Apollo* űrhajó ne túlságosan nagy excentricitású ellipszispályára álljon. Az *Apollo-11* esetében ez a pálya $112\text{--}314 \text{ km}$ magasságadatokkal rendelkezett a perihélium és az afélium pontokban. A továbbiakban még egy fékezéssel álltak a $99,4\text{--}121,5 \text{ km}$ magassági adatú pályára. Mindez 1959. július 19-én történt, majd 20-án $18^{\text{h}}47^{\text{m}}$ -kor a holdkompot leválasztották az *Apollo* űrhajóról, és a két asztronauta, Armstrong és Aldrin, megkezdte a leszállási manővert. Először 15 km magasságú körpályára álltak, majd onnan $21^{\text{h}}18^{\text{m}}$ -kor sikeresen landoltak a Hold felszínén. A tervtől eltérően, rövidebb pihenő után, 21-én hajnali $03^{\text{h}}58^{\text{m}}$ -kor hangzott el Neil Armstrong híressé vált, s korábban már idézett mondata. Ezzel érkezett a Hold felszínére az emberiség első követe. Ez volt az űrhajózás történetének harmadik, jelentős mérföldköve. Az első két űrhajós után még ötször két űrhajós ereszkedett le a Holdra, és tartózkodtak egyre huzamosabb időt a Hold felszínén, miközben kőzeteket gyűjtöttek és — a Hold jobb megismerését célzó —, számos tudományos kísérletet végeztek. [1]

Elsőként a Holdra érkező űrhajósok az állandó kísérőnkön összesen $21^{\text{h}}36^{\text{m}}$ tartózkodtak, ebből $2^{\text{h}}31^{\text{m}}$ voltak a Holdkompon kívül, a Hold felszínén, kb. 1 km utat tettek meg és 21 kg kőzetet gyűjtöttek, amelyet lehoztak a Földre. Az *Apollo-12* legénysége már $33,5$ órát töltött a Holdon, két alkalommal, $3^{\text{h}}56^{\text{m}}$, valamint $3^{\text{h}}49^{\text{m}}$ időt töltöttek a Hold felszínén, s mintegy $34,5 \text{ kg}$ holdkőzettel tértek vissza a Földre. A harmadik legénység két tagja $33^{\text{h}}54^{\text{m}}$ időt töltött a Holdon, s két alkalommal léptek ki a Holdkompból a Hold felszínére. Első alkalommal $4^{\text{h}}47^{\text{m}}$, másodszer $4^{\text{h}}34^{\text{m}}$ időt tartózkodtak a Holdkompon kívül, miközben $42,8 \text{ kg}$ holdkőzetet gyűjtöttek és hoztak vissza a Földre.[1]

A következő három küldetés résztvevői már magukkal vitték a magyar mérnök, Pavlics Ferenc vezette kollektíva által tervezett és épített holdautót, mellyel nagyobb területet jártak be, mint elődeik, akik még csak gyalog közlekedhettek a Holdon, és így az utolsó három küldetés asztronautái már kibővített programot végezhettek. Az *Apollo-15* legénysége összesen $66^{\text{h}}54^{\text{m}}$ időt tartózkodott a Hold felszínén, s ez alatt, három alkalommal léptek ki a Hold felszínére. Első alkalommal $6^{\text{h}}32^{\text{m}}$, majd $7^{\text{h}}12^{\text{m}}$, végül $4^{\text{h}}49^{\text{m}}$ időt töltöttek a Hold felszínén, és ezen időtartamok alatt $27,9 \text{ km-t}$ tettek meg gyalog és a holdautóval, mialatt $76,7 \text{ kg}$ holdkőzetet gyűjtöttek össze és hoztak le a Földre.[1]

Az *Apollo-16* legénysége összesen $74^{\text{h}}59^{\text{m}}$ töltött a hold felszínén, s ezen idő alatt háromszor léptek ki a Holdkompból. Az első alkalommal $7^{\text{h}}11^{\text{m}}$, a második alkalommal $7^{\text{h}}23^{\text{m}}$, a harmadik alkalommal pedig $5^{\text{h}}40^{\text{m}}$ töltöttek a felszínen, s $26,7 \text{ km}$ utat tettek meg a holdautóval. Összesen $94,3 \text{ kg}$ holdkőzetet gyűjtöttek össze és hoztak le a Földre. [1]

Az utolsó holdrepülést az *Apollo-17* legénysége végezte, amely már több mint 3 napot töltött a Hold felszínén ($74^{\text{h}}59^{\text{m}}$). Ezen idő alatt ugyancsak három holdsétát végeztek. Az első $7^{\text{h}}11^{\text{m}}$, a második $7^{\text{h}}36^{\text{m}}$, a harmadik pedig $7^{\text{h}}15^{\text{m}}$ -ig tartott, így ők már csaknem egy egész napot tartózkodtak a Hold felszínén, a holdkompon kívül. A Holdra szállók egyike, Schmidt űrhajós geológus lévén, szakszerűen válogatta a holdkőzeteket. A kőzetek válogatása közben $33,8 \text{ km-t}$ utaztak a holdautóval, s a gyűjtés eredményeként 113 kg holdkőzettel jöttek vissza a Földre.[1]

Ezzel egyelőre, befejeződtek a Holdra repülések. Az első Holdra szállás és a holdprogram végrehajtása tulajdonképpen politikai szempontból volt fontos, mivel reális tervek nem voltak arra, hogy a Hold adta, esetleges lehetőségeket kihasználják, ezzel a program befejeződött. Folytatjuk.

Felhasznált irodalom

- [1] Főszerkesztő: Almár Iván „*Űrhajózási Lexikon*”, Akadémiai Kiadó, Zrínyi Katonai Kiadó, Budapest, 1981.
- [2] Főszerkesztő: Szabó József: *Repülési Lexikon I.-II.* Akadémiai Kiadó, Budapest, 1991.
- [3] V. I. Levantovszkij: „*Mechanyika koszmicseszkoego Poljota v elementármom izlozsenyii*” Izdatyelsztvo „Nauka” Fiziko-matemeticeszkoy Lityeraturi, Moszkva, 1974.
- [4] Főszerkesztő: A. V. Szolodov: „*Inzsenyernij szpravocsnyik po koszmicseszkoj tyehnyike*”, Vojennoje Izdatyelsztvo Minyisztersztva Oboronü Sz.Sz.Sz.R., Moszkva – 1977.
- [5] Suminszky Nándor—Szabó József: *Űrverseny*, kézirat.
- [6] Konsztantyin Ciolkovszkij: „*Koszmicseszkie raketnűje pojezda*” Kaluga Kollektiv szekcii naucsnuh rabotnyikov, 1929.
- [7] Baj Attila: „*A rakétatechnika elméleti kérdései*” Előadásjegyzet, 2014.
- [8] G. I. Pokrovszkij, P. K. Iszakov, I. A. Merkulov, V. V. Dobronravov: „*Puty v koszmosz*” Vojennoje Izdatyelsztvo Minyisztersztva Oboroni SzSzSzR, Moszkva – 1965.