

SZABÓ József

szabo.jozsef95@chello.hu

AZ ŪRREPŪLÉS HAJTÓMŪVE – A RAKÉTA ŪRDINAMIKA SOROZAT III. RÉSZ

Absztrakt

Cikksorozatunk 3. részében az olvasó találkozik a rakétaelmélet klasszikusaival, megismeri Goddard és Ciolkovszkij munkáinak lényegét. Az 1930-as években intenzíven megkezdődött rakétakutatás. A 2. világháború éveiben felgyorsult a fejlesztés és a (megtorlófegyver 2) – azaz V-2-vel elkezdődött a rakétafegyverek korszaka. Jelen cikk áttekinti a rakétaelmélet legfontosabb tételeit, bemutatja az Egyesült Államok és a Szovjetunió által kifejlesztett legfontosabb rakétatípusokat, a Saturn V-öt, az R-70-et, az űrsiklókat és a Szojuz rakétát.

In the 3rd part of our article series the reader can face with classics of rocket theory, can learn about essences Goddard's and Tsiolkovsky's work. In the 30s has started the intensive research of rockets. In years of Second World War the rocket development was accelerated and with V-2 - Retribution Weapon 2 (Vergeltungsvaffe 2) have started the missile weapons era. The present article reviews the most important items of the missile theory, presents most important rocket types developed by United States of America and Soviet Union, for example: Saturn V, R-70, Space Shuttles and Soyuz.

Kulcsszavak: *Ciolkovszkij rakétaelmélete, Goddard kísérletei, sugárhajtómű, rakétahajtómű, rakétalépcsők, fokozatok*

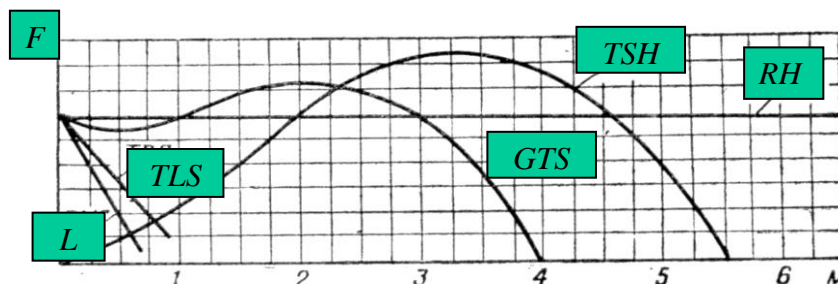
1. A SUGÁRHAJTÓMŰVEKRŐL

A sugárhajtóművek, a második világháború utolsó évében, majd szélesebb körben a háború utáni években, a repülésben, majd az 1957. október 4-étől az űrrepülésben kerültek alkalmazásra. A második világháború éveiben a repülőgépeken még főleg csak légsaváros, dugattyús motoros megoldásokat alkalmaztak, de már megjelentek a sugárhajtású repülőgépek első példányai. A háború utáni években elterjedtek a turbólégsaváros, a gázturbinás sugárhajtóművek, kísérletek folytak a torló-sugárhajtóművekkel, de azok nem, vagy csak korlátozott mennyiségben, főleg kísérleti céllal kerültek alkalmazásra. Megjelentek viszont, a tudományos rakétaelmélet alapján készített rakétahajtóművek, amelyekkel a német *Vergeltungswaffe 2* (megtorlófegyver 2) vagyis a V-2 ballisztikus rakétákat szerelték fel, s amelyből a háború utolsó évében mintegy 5000 db gyártására, és mintegy 4000 db indítására került sor ellenséges, főleg angliai célpontok és a partraszállás után az inváziós csapatok ellen. Megjegyezzük, hogy a Szovjetunióban is kifejlesztették az űrrepülőgépet, az ún. Enyergia–Buran rendszert, azonban az csupán egy alkalommal, automatikus irányítással járt a világűrben, anyagiak hiányában a rendszert nem alkalmazták a gyakorlatban.

A rakéták tudományos alapokon való fejlesztése, főleg a második világháború utáni években indult be az Amerikai Egyesült Államokban, és a Szovjetunióban. A fejlesztések végső célja volt, eszközök és emberek kijuttatása a világűrbe. A versengés első időszakában a szovjetek kerültek az élre, de az 1960-as évtized végére, – behozva a hátrányukat – már az amerikaiak juttattak elsőként embert a Holdra.

A fejlesztések egyre szélesebb mederben folytak, a holdrakéta után megjelentek az űrrepülőgépek, amelyeknek mintegy 2/3-a már újrafelhasználható egységekből állt, s ezek három évtizeden át járták a világűrt. A tervezett biztonsági szintet azonban azok sem tudták teljesíteni, s két űrrepülőgép (a Challenger és a Columbia) megsemmisült, s ezt követően, három évtizednyi alkalmazás után, 2011-ben a forgalomból kivonták. Jelenleg új rakéták fejlesztésén dolgoznak a szakemberek, de ma még nem lehet tudni, mikor érnek el újabb, a mindennapi gyakorlatban is alkalmazható eredményeket.

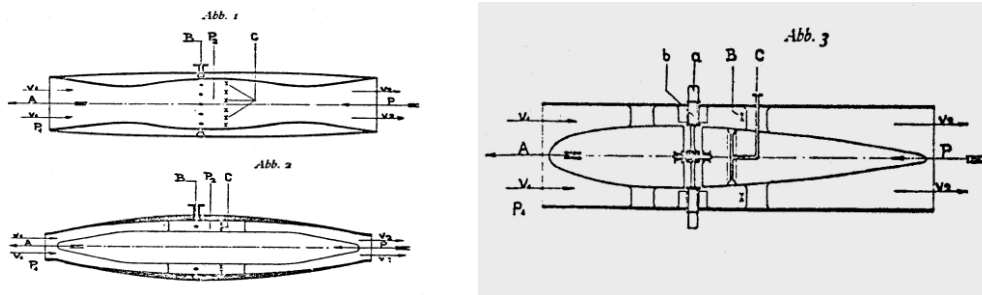
A sugárhajtóművek fajtáit az 1. ábra szemlélteti.



1. ábra: A sugárhajtóművek tolóereje a Mach-szám függvényében

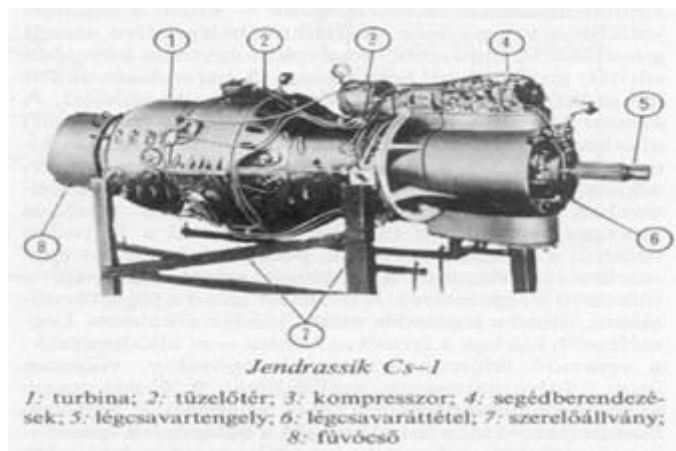
Ahol: F – a tolóerő; M – a sebesség Mach-számban; LM – légsaváros motor; GTSH – gázturbinás légsaváros hajtómű; GTH – gázturbinás hajtómű; TSH – turbó-sugárhajtómű; RH – rakétahajtómű. A hajtóművek tolóereje: $F = w \cdot q(N)$; ahol: w – a kiáramló gáz sebessége (m/s); q – a kiáramló gáz tömege (kg). [MSZ-archív]

A sugárhajtóművek közül azok, amelyek a rakétaelmélet követelményeinek a figyelembevételével készültek, már a 20. század szülöttei. Korábban csak a robbanómotorok álltak az emberiség rendelkezésére, amelyek már a 20. század hajnalán, a repülésben is fontos szerepet játszottak. Fonó Albert, a kiváló magyar mérnök, 1928-ban szabadalmat kapott a torló-sugárhajtóművének tervére, majd – mivel az csak a hangsebesség fölötti tartományban fejtett ki kellő mértékű tolóerőt – elgondolását továbbfejlesztette, s a gázturbinás hajtóművet is megtervezte.



2. ábra: Fonó Albert torló-sugarhajtóműveinek szabadalmi leírásában benyújtott rajza (bal oldali rajzok), valamint a tapasztalatok alapján kialakított gázturbinás sugarhajtómű terve, amely több mint egy évtizeddel előzte meg az első ilyen hajóművel felszerelt repülőgép felszállását (jobb oldali rajz) [11]

A gázturbinás hajtóművek már nem a nagy sebesség által, hanem gázturбина segítségével sűrítették a levegőt. Magyarországon, a második világháború előtt, és az 1940-es évek elején, Jendrassik György megtervezte és megépítette az első, repülőgépen használható légszavas gázturbinás sugarhajtóművet, amelynek a *Cs-1* nevet adta, ami csónakmotorra utalt, hogy a németek figyelmét elterelje a találmányról, s a fejlesztési munkálatokat mindenféle beavatkozástól megvédjék. Jendrassik György első ilyen hajtóműve egy 74 kW (100 LE) teljesítményű kísérleti gázturbinás-légszavas egység volt. (2. ábra) A feltaláló a *Cs-1* hajtóművet a valóságban 740 kW (1000 LE) teljesítményre és repülőgépen való felhasználásra tervezte. 1943-ra már 224 kW (302 LE) teljesítményt adott le a hajtómű (3. ábra), de ezután a kísérletek megszakadtak, s azt a háborús helyzet miatt már folytatni nem tudták. Később, a háború után, a Jendrassik-féle hajtóművön alkalmazott megoldások közül több is megjelent az angol Rolls-Royce által gyártott sugarhajtású repülőgép-hajtóműveken. [2]



3. ábra: Jendrassik féle *CS-1* nevű, légszavas gázturbinás sugarhajtómű fényképe [2]

A háború alatt Németországban megjelentek az első sugarhajtóműves repülőgépek. Az első ilyen repülőgép, a *He-178*-as 1939. augusztus 27-én végezte első sikeres próbarepülését. Később, már a háború utolsó éveiben jelentek meg a *Me-262*-es, a *Me-162*-es és a *163*-as, majd a két sugarhajtóműves *Arado Ar-234* típusú repülőgép. Igaz, a sugarhajtású repülőgépekből gyártottak ugyan mintegy 1500-2000 darabot, de a háború kimenetelére már szinte semmilyen hatást nem gyakoroltak. A háború után viszont, a katonai repülésben, már az egész világon ezek vették át a fő szerepet. A sugarhajtóművek segítségével valóra válhatott a nagy álom, a szuperszonikus repülés, ekkor azonban már általánosan elfogadott és ismert volt az, az elsőként Ciolkovszkij által felismert és megfogalmazott tény, hogy a világűrbe hasznos tömeget kijutatni, s ott tolóerőt kifejtetni, csak a rakétahajtómű, abból is a *rakétavonlat* (értsd: többlépcsős rakéta) képes.

Az 1930-as években kialakult az űrrepülés elmélete, azonban az űrrepülés gyakorlati megvalósítása még váratott magára. Az űrrepülés dinamikai problémái és a rakétaelmélet

fejlesztése terén elért eredményei – Robert Esnault- Pelterié, Ary Sternfeld, Hermann Oberth, Max Valier és mások elméleti munkássága – alapján már ismertek voltak, de a rakétákkal ebben az időben még a kísérletek csak a kezdeti stádiumban folytak. A 2. világháború utolsó évében, 1944-ben jelent meg a háború egyik csodafegyvereként a már említett V–2, amely a világ első, már a rakétaelmélet ismeretében, Wernher von Braun vezette csoport által tervezett és épített, nagy megsemmisítő erejű, ballisztikus rakétafegyver volt, amelynek a hatótávolsága kb. 300 km volt. Ebből, az akkor ténylegesen csodafegyverből, mintegy 4000 darabot főleg London és a partraszállás után Antwerpen és más célpontok ellen indítottak. A V–2-esek és más kísérleti rakéták bázisán, az 1950-es évek második felében jelentek meg az ún. *interkontinentális ballisztikus rakéták* (IKBR), amelyek – némi módosítással – már alkalmassá váltak űrobjektumok pályára állítására. Első ilyen rakétatípus a szovjet főkonstruktor, Szergej Koroljov által tervezett R–7 interkontinentális ballisztikus rakéta volt, amelyet 1957 tavaszán állítottak hadrendbe, s némi változtatással, október 4-én már Föld körüli pályára állították a 83 kg tömegű *Szputnyik–1*-es űrobjektumot. (Meg kell itt jegyezni, hogy az interkontinentális rakéták megjelenése nemcsak az űrrepülés előkészítésére gyakorolt óriási hatást, de joggal mondhatjuk, hogy az USA politikájában is gyökeres változást idézett elő, amely változás is e rakétatípus megjelenésének volt köszönhető.)

2. A RAKÉTAELMÉLET MEGSZÜLETÉSE

Konstantin E. Ciolkovszkij, az 1880-as években fogalmazta meg azt a gondolatot a „Szvobodnoje prosztranztvo” c. jegyzetében, hogy a világűrbe csak rakétával lehet kijutni. Az 1890-es évek második felében jelent meg magánkiadásban első könyve, amely a rakétaelmélet alapvető problémáira kereste a megoldásokat. Ezekben az években írta a következőket: „*Nehéz úgy dolgozni egyedül, sok éven át, ha a körülmények nem kedvezőek, és sehonnan nem számíthat az ember segítségre, együttérzésre.*” A gyermekkori betegség következtében súlyosan halláskárosult tudós az 1880-as években, szerény tanári jövedelméből megépítette a világ első szélesatornáját. A Tudományos Akadémiától erre ugyan kért támogatást, de nem kapott. Miután jelentős mérési eredményeket produkált e berendezéssel, utólag 450 rubelt utaltak ki részére.

Az ókori, Arisztotelész nevével fémjelzett, ún. peripatetikus mozgástantól, az emberiség mintegy két évezred múltán jutott el a valóságot helyesen tükröző, Newton által megalkotott fizikai törvényekig, amelyben a mozgás a folyamat helyett már állapot lett, s megállapítást nyert, hogy „*nem a mozgáshoz, hanem a mozgásállapot megváltoztatásához van szükség erőre.*” Newton, ismert törvényeire alapozva, új világképet alkotott, amely szerint: „*A világ erőcentrumokból és hatásukra kialakuló mechanikus mozgásokból áll.*” A newtoni törvények hatására, a 19. század utolsó, valamint a 20. század első évtizedeiben elkezdődött a világűrbe való kijutás lehetőségeinek a feltárása, s megszületett az űrrepülés elmélete. Az 1880-as évektől Ciolkovszkij kezdte tudományos alapokra helyezni a rakétaelméleti kutatást. Munkássága során, 400 megjelent cikke mellett, öt fontos rakétaelméleti kérdést oldott meg. Ezek:

- Felismerte a rakéta starttömege és a hajtóanyag kiegészése utáni üres tömege hányadosa fontosságát, s megalkotta a rakéta ún. *tömegviszonyszámát*. Ezt ma Ciolkovszkij-számnak nevezzük és z_c -vel jelöljük. Így tehát:

$$z_c = \frac{M_0}{M_{ii}}, \quad (1)$$

ahol: z_c – a Ciolkovszkij-féle tömegviszonyszám;
 M_0 – a rakétakomplexum starttömege;
 M_{ii} – az üres rakéta és a hasznos teher együttes tömege.

- Ciolkovszkij megalkotta a képletet, amellyel meghatározta, mekkora végsebesség érhető el az egylépcsős rakétával. Ennek eredményéből vonta le a következtetést, hogy egylépcsős rakétával nem lehet elhagyni a Földet, ahhoz 'rakétavonatra', vagyis többlépcsős rakétára van szükség. Nézzük tehát az egylépcsős rakéta végsebességének meghatározására vonatkozó képletet:

$$v = w \cdot \ln z_c; \text{ vagyis: } v = w \cdot \ln \frac{M_0}{M_u} \quad (2)$$

Ha a fenti képlet segítségével elvégezzük a számítást egy *Szojuz* nagyságrendű rakéta starttömegére (300 t), a hajtóműből kiáramló gáz sebességét 3500 m/s, vagyis egy korszerű rakéta lehetőségeivel számolunk, az üres tömeg pedig a hasznos teherrel együtt 36 t, akkor kiszámíthatjuk e rakétának a végsebességét, amelyet az alábbi képlet segítségével határozhatunk meg, s amelynek értéke 7420 m/s lesz:

$$\begin{aligned} v &= 3500 \text{ m/s} \cdot \ln \frac{300 \text{ t}}{36 \text{ t}} = 3500 \text{ m/s} \cdot \ln 8,33 = \\ &= 3500 \text{ m/s} \cdot 2,12 = 7420 \text{ m/s}. \end{aligned} \quad (3)$$

E számítás ideális körülményekre vonatkozik, s nem számol a Föld vonzóerejének, sem a levegő ellenállásának a leküzdéséhez, vagyis a rakéta végsebességének eléréséhez szükséges, teljes hajtóanyag-mennyiséggel. A Föld körüli pályára állításhoz e két tényező figyelembevételével, a gyakorlati tapasztalatok szerint legalább még 1,5–2 km/s sebességet biztosító hajtóanyag-mennyiségre van szükség. Ha a Föld körüli pályára állás 200 km-en történik, ahol az első kozmikus sebesség 7788 m/s lesz, s a Föld felszínén, az első kozmikus sebességhez hozzáadjuk a felemeléshez szükséges jellemző sebességtöbbletet, amely:

$$\begin{aligned} v_{jell.} &= v_0 \sqrt{2 - \frac{R_0}{R_0 + H}} = 7,910 \text{ km/s} \sqrt{2 - \frac{6378 \text{ km}}{6378 + 200 \text{ km}}} = \\ &= 7,910 \text{ km/s} \sqrt{2 - 0,969} = 7,910 \sqrt{1,031} = 7,910 \text{ km/s} \cdot 1,0154 = \\ &= 8,032 \text{ km/s}. \end{aligned} \quad (4)$$

A 200 km magasságra való emeléshez tehát $v_{jell.} = 8032 - 7910 = 122 \text{ m/s}$ sebességtöbblet szükséges [9], amelyhez még hozzá kell adni a tapasztalati úton szerzett, s már korábban megadott 1,5–2,0 km/s sebességet, s így a pályára állításhoz a végleges sebességigény 9,532 km/s lesz. Ettől az egylépcsős rakéta lehetősége, a maga 7420 m/s lehetséges sebességértékével, messze elmarad. Törvényszerű és jogos volt tehát Ciolkovszkij azon következtetése, hogy egylépcsős rakétával nem lehet végleg elhagyni a Földet, de – ahogy később, az első kozmikus sebesség meghatározását követően megállapították – még Föld körüli pályára sem lehet állítani az űrobjektumot.

- Ciolkovszkij meghatározta a szükséges tömegarányt ($z_{sz.}$), vagyis kiszámolta, mennyi lehetne adott starttömeg mellett az egylépcsős rakéta üres tömege, vagyis a szerkezeti elemek és a hasznos teher tömege, s mennyi kellene, hogy legyen a hajtóanyag tömege ahhoz, hogy a kitűzött célt egylépcsős rakéta segítségével el lehessen érni. Ha a korábbi adatokkal számolunk, vagyis a cél eléréséhez 13 km/s sebesség szükséges, akkor a korábbi (3) képlet átalakításával kapott új képlettel, meghatározhatjuk a szükséges z értékét, amely:

$$z_{sz.} = e^{\frac{v}{w}} = 2,71828^{\frac{13}{3,5}} = 2,71828^{3,714} = 41,017 \quad (5)$$

Ezt követően, a rakéta starttömegét el kell osztani a $z_{sz.}$ kapott értékével, és ekkor $300 \text{ t} / 41,017 = 7,314 \text{ t}$ értéket kapunk. Ez azt jelenti, hogy a 300 t -ből 292,686 t kell legyen a hajtóanyag, s a szerkezeti anyagok össztömege a hasznos teherrel együtt 7,314 t lehet. Mivel a

hasznos tömeg a Szozuz komplexumnál kb. 6-7 t, ebben az esetben a szerkezeti elemekre, a korábban megjelölt 30 t helyett, már legfeljebb 1,314 t jutna. Nyilvánvaló, az ilyen rakétát nem lehet megépíteni, hiszen a startra állított rakéta, bizonyos szilárdsági követelményeknek is meg kell, hogy feleljen. Ez a számadat is tovább erősíti azt az állítást, hogy *egylépcsős rakétával nem lehet a Földet elhagyni, ahhoz feltétlenül többlépcsős, de legalább kétlépcsős rakétára van szükség.*

- Ciolkovszkijnak, az adott erőcentrum – esetünkben, mivel nem a Föld körüli repülés kérdéseit vizsgálta –, vagyis a Föld vonzóerejének végleges leküzdéséhez szükséges sebességgel kapcsolatos energetikai számításai bizonyítják [8], hogy ő már a második kozmikus sebesség értékét az 1890-es évek második felében, magánkiadásban, majd 1903-ban és 1914-ben országos kiadásban megjelent füzetében, az első tételben meghatározta. Idézem az első tétel szövegét: „*Tételezzük fel, hogy a magasság növekedésével a nehézségi gyorsulás értéke változatlan marad (g_0). Tételezzük fel továbbá, hogy ilyen viszonyok között egy bizonyos tömeget (m) egy földszagárnyi magasságra emelünk (R_0). Ekkor annyi munkát végeztünk ($mv^2/2$), amennyi elegendő a Föld végleges elhagyásához.*” [5] Ez a szöveges tétel, képlet formájában az alábbiak szerint írható le:

$$\frac{mv^2}{2} = m \cdot g_0 \cdot R_0; \quad \text{ekkor: } v^2 = 2 \cdot g_0 \cdot R_0; \quad (6)$$

$$v = \sqrt{2 \cdot g_0 \cdot R_0}.$$

E képlettel meghatározhatjuk a Föld végleges elhagyásához szükséges, vagyis a Föld felszínére vonatkozó második kozmikus sebesség értékét. Ehhez a $g_0 = 9,81 \text{ m/s}^2$, ($0,00981 \text{ km/s}^2$) a Föld sugara $R_0 = 6\,371\,000 \text{ m}$ (6371 km) lesz. Ekkor a keresett sebességérték $11\,180 \text{ m/s}$, (illetve $11,180 \text{ km/s}$) lesz.

$$v = \sqrt{2 \cdot 9,81 \text{ m/s}^2 \cdot 6371000 \text{ m}} = \sqrt{124999020 \text{ m}^2 / \text{s}^2} = 11\,180 \text{ m/s}. \quad (7)$$

Azt, hogy a neves tudós hogyan jutott el energetikai számítások alapján e megállapításhoz, dr. Beneda Károlynak a vonatkozó és fentebb jelzett cikkéből tájékozódhatnak, amely a jelzett honlapon olvasható. [8]

- A neves tudós, meghatározta azt a sebességértéket is, amely a nehézségi gyorsulás (g) és a levegő ellenállásának (Q) következtében elvész, tehát amely sebesség elérése érdekében, a rakéta meghatározott magasságra való emeléséhez, valamint a szükséges sebesség eléréséhez szükséges hajtóanyag-mennyiséget biztosítani kell. Ezt nevezik Ciolkovszkij második képletének, amely az alábbi sebességértéket adja, ha a $w = 3000 \text{ m/s}$, a nehézségi gyorsulás $g = 9,81 \text{ m/s}^2$, az $a = 25 \text{ m/s}^2$, és az $M_0 = 300 \text{ t}$, az $MH = 95 \text{ t}$, akkor a nehézségi gyorsulás és a légköri ellenállás legyőzéséhez $2,098 \text{ km/s}$ plusz sebességérték biztosítása szükséges. Ez megfelel az űrrepülések során később szerzett gyakorlati tapasztalatnak.

$$v = w \left(1 - \frac{g \text{ m/s}^2}{a, \text{ m/s}^2} \right) \ln z_c = 3000 \text{ m/s} \left(1 - \frac{9,81 \text{ m/s}^2}{25 \text{ m/s}^2} \right) \ln \frac{300 \text{ t}}{95 \text{ t}} = 3000 \text{ m/s} \cdot 0,607 \cdot 1,150 = 2,098 \text{ km/s}. \quad (8)$$

Ezek voltak Ciolkovszkij által megoldott, legfontosabb rakétaelméleti számítások, amelyek megalapozták és elindították a rakétaelmélet további fejlődését, s bizonyították a többlépcsős rakéta szükségességét. Mindezeket a neves tudós akkor fogalmazta meg, amikor még semmilyen rakétaelméleti háttér – a Newton 3., un. *hatás-ellenhatás törvényén* kívül – nem állt

rendelkezésére. Mindezek alapján egy kráter a Hold túlsó oldalán, valamint egy kisbolygó is joggal viseli Konsztantyin Ciolkovszkij nevét. [11]

3. A SUGÁRHAJTÓMŰVEK FELOSZTÁSA [7]

A sugárhajtóműveknek nevezik azokat az erőgépeket, belsőégésű motorokat, amelyek Newton III. törvényében megfogalmazott hatás-ellenhatás elvén hoznak létre tolóerőt. A sugárhajtóművek lehetnek:

- a környező levegőt felhasználók, vagyis a repülőgép-hajtóművek;
- a környező levegőt fel nem használók, vagyis a rakétahajtóművek;
- a működési elv mindkét fajtáját felhasználó, kombinált sugárhajtóművek.

Mi most a második fajtához tartozókkal, vagyis a rakétahajtóművekkel foglalkozunk, amelyekből, többféle típuscsoportot különböztethetünk meg. Ilyenek lehetnek: kémiai anyagokkal működő, atommeghajtású, elektromos rakétahajtóművek, napvitorla-hajtóművek, fotonrakéta hajtóművek. Jelenleg csak a kémiai hajtóműveket elemezzük, mert napjainkban ezek alkalmazása terjedt el, s a többi rakétafajtával ma még csak a kísérletek folynak.

A *kémiai rakétáknál, az első csoportba* a szállító vagy hordozórakétákat soroljuk. Ez a legnépesebb, ebben a csoportban van a legtöbb típus, hiszen a bolygókutató szondákat célba juttató hatalmas, több száz, sőt ezertonnányi indulótömegű hordozórakéták éppen úgy ebbe a családba tartoznak, mint a tucatnyi termonukleáris robbanófejet szállító hadászati rakéták, a katonai rendeltetésű rakéták, de az úgynevezett geofizikai rakéták is. Valamennyi típus legfőbb jellemzője hogy úgynevezett „hasznos terhet” szállít valamilyen meghatározott helyre juttatás céljából. Azt már egy másik osztályozás dönti el, hogy a szállítmány mire használható és a cél milyen objektum. Ez estben két osztályt, az ún. békés felhasználási célúakat, valamint katonai hordozó-rakétákat különböztetünk meg.

A *második csoportba* az úgynevezett *gyorsítórakétákat (boostereket)* soroljuk. Ezek közös tulajdonsága, hogy nem élnek önálló életet, azaz mindig más repülőeszközhöz tartoznak, és alkalmazásuknak nagyobb sebesség elérése vagy az adott komplexum teherbírásának növelése a feladatuk. Ilyenkor párosával 2-8 vagy több gyorsítórakétát kapcsolnak az első fokozathoz, s így teszik alkalmassá az első fokozatot, hogy az a komplexumot meghatározott magasságra felemelje, s a továbbiakban az elindulhasson, hasznos terhet a megfelelő sebességre tudja gyorsítani, képes legyen azt pályára állítani, majd végül rendeltetési helyére juttatni. Ennek jó példája az űrrepülőgép (*Space Shuttle*) két szilárd hajtóanyagú booster-rakétája.

A *harmadik csoport az általános használatú (utility) rakéták* családja. Ezek általában kis tömegű és kisméretű rakéták, amelyeket leginkább a hossz és a keresztengely körüli manőverek végzésére, jelzésre, tengeri vagy légi katasztrófák esetén segélykérésre használják.

Egy másik csoportosítás a rakéták szerkezeti felépítése szerint történik. Ebben az esetben csak a napjainkban alkalmazott rakétákat vesszük figyelembe, s nem számolunk a fejlesztés alatt vagy erősen kísérleti stádiumban lévő rakétákkal és hajtóművekkel. Egy rakéta szerkezeti felépítését alapvetően az alkalmazott hajtóanyag halmazállapota határozza meg.

Köztudott, hogy a rakéta olyan repülő eszköz, amely magában hordozza mindazon anyagokat, amelyekből a megfelelő jellemzőkkel bíró munkaközeget hajtóművének égésterében előállítja. A munkaközeg létrehozását, vagyis annak felhevítését egy kémiai reakciósorozat biztosítja, amelyet a két komponens, a tüzelőanyag és az oxidálószer reakciója hoz létre. A két komponens, vagyis a tüzelőanyag és az oxidálószer együttes megnevezése a *hajtóanyag*. Mint említettük, napjainkban a hajtóanyagokat halmazállapotuk szerint csoportosítjuk, s azok folyékony vagy szilárd halmazállapotúak lehetnek. [7]

Folyékony hajtóanyagú rakétáknak nevezzük azokat, amelyeknél mind a tüzelőanyag, mind az oxidálószer folyékony halmazállapotú, és azokat a rakéta testben elhelyezett tartályokban

tárolják. A hajtóműbe gázturbinák által meghajtott szivattyúk szállítják a komponenseket külön-külön, mivel csak ott találkozhatnak. Ezt a megoldást földi (gravitációs) körülmények között használják, a világűrben a tápellátást általában nyomógáz-tartályok segítségével biztosítják. Tüzelőanyagként legtöbb esetben kerozint vagy hidrazin származékokat, pl. folyékony hidrogént, oxidálószerként pedig a folyékony oxigént, hidrogén-peroxidot vagy salétromsavat használnak. A hajtóanyag-komponensek lehetséges párosítását és felhasználásuk arányát az 1. táblázat tartalmazza.

1. táblázat

Tüzelőanyag	Felhasználási arány	Oxidálószer	T (°C)	Fajl. telj.
Metilalkohol	1 : 1,15	Folyékony oxigén	2471	220
Metilalkohol	1 : 2,10	Nitrogén-tetraoxid	2876	241
Metilalkohol	1 : 2,37	Fluor	4133	297
Kerozin	1: 3,03	Folyékony oxigén	3165	235
Kerozin	1 : 3	Nitrogén-tetraoxid	3022	299
Kerozin	1 : 2,9	Fluor	3926	280
Folyékony hidrogén	1 : 3,5	Folyékony oxigén	2482	366
Folyékony hidrogén	1 : 12,6	Salétromsav	2960	298
Folyékony hidrogén	1 : 45	Fluor	2760	372

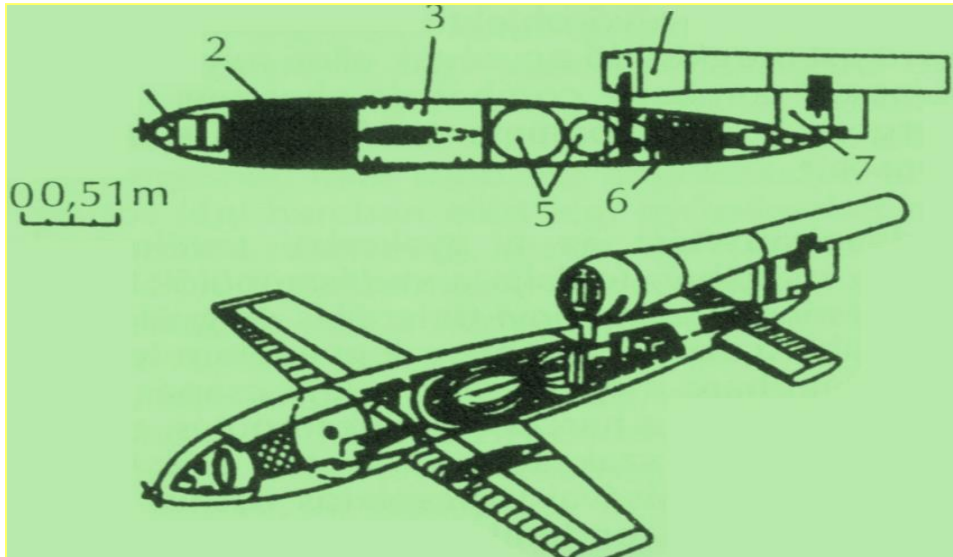
A szilárd hajtóanyagú rakéták, felépítésük szerint és egyszerű kezelhetőségük okán, ma a legegyszerűbb rakéták. A megnevezés onnan származik, hogy a felhasznált hajtóanyag-komponensei szilárd halmazállapotúak. Hajtóanyagként ma már, ún. kétfázisú hajtóanyag-típusokat használnak, amelyek mindkét komponenst tartalmazzák. A működés biztonsága érdekében a tüzelőanyag rugalmas és erős kell, legyen, ezért kizárólag elasztomer típusú műgyantákat használnak, s ebbe keverik bele az oxidálószer kristályait, és a teljesítményfokozó alumíniumport is. A szilárd hajtóanyagú rakéták nagy előnye az egyszerű felépítés mellett az egyszerű kezelhetőség és a korlátlan tárolhatósági idő, ezért a katonai célra használt rakéták döntő többsége szilárd hajtóanyagú, amely bármikor, késedelem nélkül bevethető. [7]

A rakétákkal kapcsolatosan, néhány fogalmat tisztázni kell. A többlépcsős rakéták esetében a lépcsőt keverik a fokozattal. A szakirodalomban a lépcsőt, mint szerkezeti egység fogalmát – a pályaszámításnál, a fokozatot pedig a szerkezeti felépítés leírásánál használják. A lényeg – egy háromlépcsős rakéta esetében, amely hasznos terhet is szállít – a következő:

- *Első lépcső*: első + második + harmadik fokozat + hasznos teher;
- *Második lépcső*: második + harmadik fokozat + hasznos teher;
- *Harmadik lépcső*: harmadik fokozat + hasznos teher.

A fokozat fentiek szerinti leírása – többek között – azért is szükséges, mert a pályaszámításhoz az egyes lépcsők rakétáinak a tolóerejét – mivel az esetek többségében ezek különbözőek – külön is ismerni kell. Ez a fenti rakéta esetében: az első lépcső tolóereje az első fokozat tolóereje, hasonlóképpen a másodiké és a harmadiké, amelynek segítségével a lépcsők működése során elérhető z értéket és a velük elérhető sebességet, a megfelelő képlet segítségével viszonylag könnyen meghatározhatjuk. Ezen esetekben az éppen működő lépcső hajtóművéből kiáramló gázsugár sebességét, a z érték meghatározásához a fölötte lévő fokozatok tömegét is, mint a hasznos tömeget vesszük figyelembe. Ezt ismételjük a második és a harmadik fokozat működése során is, és így határozhatjuk meg a z , valamint az egyes fokozattal elérhető v értékeket is.

Visszatérve a $V-I$ -re, sokszor tévesen, rakétának nevezik. Ez helytelen, mert ez nem rakétahajtóművel, hanem torló-sugárhajtóművel működött, s ez volt az első robotrepülőgép, amelynek a mai korszerű változata pl. a *Tomahawk*.



4. ábra: A németek által gyártott és alkalmazott egyik „csodafegyver”, a V-1, a mai robotrepülőgépek őse (MSZ- archiv)

Van egy olyan elképzelés a rakéta működését illetően, hogy az a levegőre támaszkodva, attól ellöki magát. Ez a „megállapítás” sajnos, egy alapvető törvénynek, az impulzus-megmaradás törvényének a hiányos ismeretéből adódik. A levegőnek tényleg van hatása a rakéta mozgására, de ez éppen ellenkező előjelű. A levegőben mozgó testekre ugyanis hat a közegellenállás, amely a rakéta esetében a tolóerő hatását csökkenti. [6]

4. A RAKÉTADINAMIKA

A rakétadinamika nem más, mint a rakétának a levegőben, valamint a világűrben való mozgásának az elmélete. Ezt a fogalmat a következőképpen határozhatjuk meg: **„rakétadinamika: a változó tömegű anyagi pont dinamikájának különleges fejezete, a rakéta mozgástörvényeit vizsgáló tudomány. Fejlődésének nagyon fontos előfeltétele volt Newtonnak a harmadik, az ún. hatás-ellenhatás törvénye, amely így hangzik: „Ha egy testre egy másik test erőhatást gyakorol, akkor az erővel szemben mindig fellép egy vele egyenlő nagyságú, de ellenkező irányú erő. Az erőhatás (akció) egyenlő az ellenhatással (reakció).”** [2]

Iván V. Mescserszkij (1859–1935), a változó tömegű testek mozgásával kapcsolatos, 1897-ben kiadott könyve, majd több későbbi kiadású könyve is behatóan foglalkozott a problémával, és olyan kérdéseket oldott meg, amelyeknek különösen fontos szerep jutott 1945-1957 között, vagyis az interkontinentális ballisztikus rakéták tervezése és gyártása időszakában, majd pedig az űrrakéták megjelenését követően. Eredményei jelentős szerepet kaptak az üstökösök mozgásvizsgálata terén is, amelyeknek a tömege ugyancsak folyamatosan változik. 1914-ben írt mechanika tankönyve huszonhat kiadást ért meg, s a huszonhatodikat angolra is lefordították. Érthető a kérdés iránti érdeklődés, hiszen a rakéta katonai alkalmazása, vagyis a robbanótöltet célba juttatása, illetve az űrrakéta hasznos terhének a világűrbe való szállítása, a változó tömegű testek mozgáselméletének klasszikus megjelenési formája, így a Mescserszkij által kidolgozott elmélet, e rakéták kialakításához és fejlesztéséhez jelentős segítséget nyújtott. [6]

Meg kell jegyezni, hogy a rakétahajtást illetően – ahogy már korábban jeleztük – félreértések is vannak. Még ma is sokan úgy vélik – ahogyan már említettük –, hogy a rakéta a kiáramló gázok segítségével ellöki magát a levegőtől, s így jön létre a tolóerő. Erre már Ciolkovszkij is felhívta a figyelmet. Idézek egy részletet Ciolkovszkij egyik írásából. „*A világűr kutatása reaktív eszközökkel*” című könyvének az 5. oldalán írja: „*Mitől is emelkedik a magasba a rakéta? Téves az a nézet, hogy úgy repül, mint a lövedék, vagy, hogy a nagy sebességgel*

kiáramló gázszugárral ellöki magát a levegőtől.” Majd így folytatja: „A gáz, amely az égés során képződik, nagy sebességgel áramlik lefelé, miközben ellenhatásként a rakéta az ellenkező irányba, vagyis felfelé mozdul el. Abszolút légmentes közegben a rakéta még magasabbra repülne, mert ott nem fékezné a levegő súrlódása,” [3]

A rakéta tehát – sugárhajtómű, amelyből speciálisan kiképzett fúvócsövön, az ún. *Laval-fúvócsövön* át, nagy sebességgel (3000–4500 m/s) áramlik ki az égéstermék, amelynek tömege van, és miközben nagy sebességgel elhagyja a rakétahajtóművet, s a gázszugár irányával ellentétes irányba tolóerőt hoz létre, s a rakétatestet a gázkiáramlással ellentétes irányba mozditja el. A *Laval-fúvócső*, a forrásanyagban található szócikk szerint: „*olyan kiömlőnyílás, amely szűkülő és bővülő, kúpos részből áll. Megfelelő nyomáskülönbség esetén a Laval-cső legszűkebb keresztmetszetében az áramlás hangsebességűvé válik, a bővülő részben tovább gyorsul.*” [2] Ezen erő hatására tehát a rakétatest gyorsuló mozgással, a gáz áramlási irányával ellentétes irányba indul el. Hasonló a jelenség, mint amikor egy rögzítetlen csónakból kiugrunk a partra, s a csónak, a kiugráskor közvetített, vagyis a csónaknak, az elrugaszkodás pillanatában átadott erő hatására, a kiugrással ellentétes irányba elindul a vízen.

A tolóerő, légüres térben: $F = q \cdot w$, ahol a q – a gáznemű kiáramló anyag tömege, w – a kiáramló gáz sebessége. Ha a gáz tömegét kg/s -ban, a sebességét m/s -ban adjuk meg, az eredményt Newtonban (N) kapjuk. Így tehát, az a rakétahajtómű, amelyből másodpercenként egy kg hajtóanyagból képződött gáz $3500 m/s$ sebességgel áramlik ki, mintegy $35\ 000 N$, vagyis $35 kN$ erőt hoz létre ($1000 N = 1 kN$, $1\ 000\ 000 N = 1 MN$).

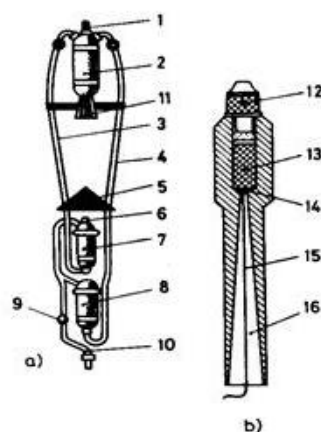
A rakétahajtómű működtetése kapcsán, érdemes egy percre megállni Ciolkovszkij gondolatainál, amikor azt írja: „*A robbanások az első rakétán kezdődnek, azért, mert ekkor az egész rakétavonatra nem nyomó, hanem húzóerő hat, aminek a hatását könnyebb kivédeni. Továbbá, ez biztosítja a stabilitást is a robbanások során.*” [8] Érdekes, hogy ő még a rakétában robbanásokat említ, sőt azt is hozzáteszi, hogy azok sűrűn követik egymást. Ma már egyértelmű, hogy nem robbanásokról van szó, hanem folyamatos égésről, s ennek megfelelően, folyamatos a gázszugár-kiáramlás is. Ciolkovszkij akkori elképzelése szerint a hajtóműveket, a hajtóanyagot és az emberek lakóterét magában foglaló rakétatest köré építik, egymástó egyenlő távolságon.

Úgy tűnik, ez a gondolat Szergej Koroljovnak is megragadta a fantáziáját, mert az *R-7* és a továbbfejlesztés végeredményeként kialakult *Szojuz* rakéta is ezt az építési elvet követi, s az első fokozat rakétahajtóművei – igaz, nem az űrhajósok lakórésze köré, hanem a második fokozat köré kerültek felerősítésre. Az is igaz viszont, hogy itt nem a legfelső fokozat az első, amely a működését megkezdi, hanem fordítva. A stabilitás problémáját ma már úgy oldják meg, hogy a hosszú rakétatestnek a meghatározott iránytól való eltérését, lengést, automatika segítségével működő segédtrakéták szüntetik meg, vagy pedig a főhajtóművek megfelelő mértékű elfordításával viszik vissza a komplexumot a tervezett pályára. A rakétakomplexum azonban úgy viselkedik, mint az inga. Ha az egyik irányból visszatér, törvényszerűen elindul a másik irányba. A pálya kezdőszakaszán tehát az automatika folyamatosan működteti az éppen aktuális oldalon lévő fő- vagy segédtrakétákat. Mivel az automatikus vezérlés a lengési problémát megoldotta, ezért a Ciolkovszkij által javasolt, és Goddard által ki is próbált módszer alkalmazását már a 30-as évek közepén elvetették.

Jómagam, a lengés kérdésével a gyakorlatban akkor találkoztam, amikor a Kubászov–Farkas páros Bajkonurból elindult a világűrbe. A megfigyelőhelyen a hangszóróból folyamatosan hallottuk az irányítók tájékoztatását: „*A fedélzeten minden rendben, a lengés normán belül.*” Ezzel azt közölte az irányítás, hogy az űrhajó fedélzetén az űrhajósokkal és a műszerekkel minden rendben van, s a lengés nem terjed túl azon a határértéken, ahonnan a segédtrakéták még vissza tudják hozni a kijelölt irányba. Ha a lengés tovább menne a megengedettnél, akkor már lényegében vége is lenne az űrrepülésnek, s automatikusan működésbe lépne a mentőrendszer,

amelynek rakétái az űrhajósokkal együtt a visszatérőfülkét a komplexumról letépik, és biztonságosan visszahozzák az űrjósokat a Földre.

Egyébként – amint már említettem –, a rakéta elején lévő hajtómű működésével kapcsolatos elgondolással, a kezdeti időszakban, még a rakétakísérleteket végző amerikai Robert Goddard is foglalkozott, s amint az 5. ábrán is látható, rakétája még egylépcsős volt, és a hajtómű az elképzelt rakétakomplexum orrában volt elhelyezve. Ebben az esetben egy ék alakú védőszerkezetet kellett beépíteni, hogy a kiáramló gázsugár ne érhesse el a hajtóanyag-tartályokat. Ez védte azokat a gázsugár hőjétől, de ugyanez bizonyos plusz fékezőerőt is jelentett. Ez a módszer tehát az ellenállás növelésével, s egyúttal a hajtóanyag-szükséglet növelésével is járt, tehát a későbbiek során elvetették, s helyette, napjainkban a komplexum pályán tartása érdekében a már említett segédtrakétákat alkalmazták.



2. ábra
Goddard folyékony hajtóanyagú,
fordított felépítésű kísérleti rakétája (a) és
szilárd töltetű rakétája (b)
1 - gyújtófej; 2 - égőkamra; 3 - oxidálóanyag-
vezeték; 4 - tüzelőanyag-vezeték; 5 - lángterelő
pajzs; 6 - túlnyomás-szabályozó szelep; 7 - oxi-
dálóanyag-tartály; 9 - visszacsapó szelep; 10 -
nyomógázvezeték; 11, 16 - fűvócső; 12 - zárófej;
13 - nyomást létrehozó töltet; 14 - gyújtókap-
szula; 15 - gyújtódrót

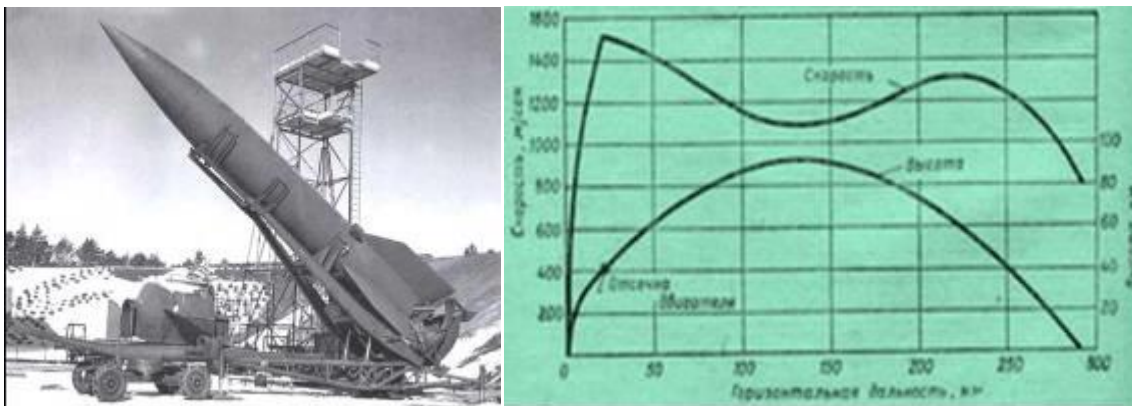
5. ábra: Robert Goddard egyik kísérleti rakétájának a vázlata, orrában a hajtóművel
[MSZ archív]

Ciolkovszkijnek érdekes elképzelése volt az is, hogy szerinte az indítást országútról végezték volna, azután emelkedés közben átment volna a komplexum a légkörön, majd a világűrben folytatta volna útját a kitűzött célja felé, amely nála, természetesen, nem egy Föld körüli pályára állás, hanem a Föld végleges elhagyása volt. Ciolkovszkij számos elgondolása ma is helytálló, de, mivel ő konkrét rakétakísérleteket nem folytatott, egyes elgondolásai, azóta, ha megvalósultak is, más végrehajtási módot kaptak. A rakéták nem az országútról, hanem az űrrepülőterekről indulnak, s annak érdekében, hogy a sűrű légkört minél előbb maguk mögött hagyják, függőlegesen startolnak.

5. A RAKÉTAFEJLESZTÉS RÖVID TÖRTÉNETE

Németországban, amint már említettük, Wernher von Braun vezetésével, az 1930-as, 40-es években kifejlesztették, a világ első ballisztikus rakétáját, amelynek a közismert neve V-2 volt. E rakétának a hajtóművét Walter Thiel tervezte, mintegy 265 kN (más forrás szerint 250 kN) tolóerőt fejtett ki. Tüzelőanyagát etilalkohol és víz keveréke képezte, oxidálószerként pedig a folyékony oxigént használták. Starttömege – 0,1246 MN (12,7 t), s így a tolóerő/tömeg viszonya jelentős értéket ért el: $0,265/0,1246 = 2,13$ (2,00) volt. Fejrésében egy t TNT-t helyeztek el,

amelynek a célba érkezés utáni becsapódáskor rendkívüli pusztító volt a hatása. Ellene akkor még nem lehetett védekezni, hiszen szinte az égből zuhant a célra, és a becsapódási sebessége elérte, sőt a hangsebesség kétszeresét is meghaladta. Főleg London és Antwerpen környékét bombázták a V-2-vel, majd a háború végén a győztesek igyekeztek a kétségkívül az akkori idők legfejlettebb rakétájából minél többet zsákmányolni, és saját kísérleteikre felhasználni. A V-2-ből közel 5000 db-ot gyártottak, több mint 4000 darabot indítottak és mértek velük csapást a már jelzett célokra. A V-2-es „csodafegyver” azonban már későn érkezett, a háború kimenetelére már különösebb hatást nem gyakorolt.



6., 7. ábrák: A V2 indítóállásba helyezése , valamint az indítást követően a sebesség, a magasság, és a V-2 repülési távolságának alakulását bemutató ábra (MSZ-archiv)

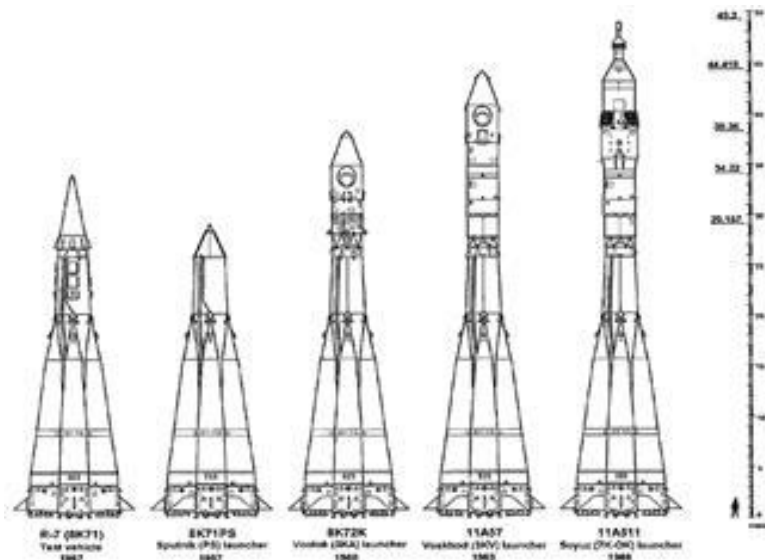
A nagy tolóerő/starttömeg arányának eredménye volt, hogy bár a rakétahajtómű csak 60–65 s-ig dolgozott, a sebesség mégis elérte a 1560 m/s értéket, (kb. $5,2 \text{ Mach}$), vagyis hiperszonikus sebességre gyorsult. Az aktív szakasz végére érve, a rakéta befejezte működését, s elkezdődött a passzív repülési szakasz, amelyen a rakéta mintegy 90 km -re emelkedett és így, alapvetően siklórepüléssel, mintegy 300 km távolságra juttatták el a tonnányi megsemmisítőeszközt.

A szerkezeti elemek, a rakétahajtómű és a robbanóanyag tömege összesen $3,9 \text{ t}$, a hajtóanyag két komponense pedig $3,3 \text{ t}$ etil-alkohol és víz, valamint $5,5 \text{ t}$ folyékony oxigén, a hajtóanyag tömege összesen tehát $8,8 \text{ t}$ volt. A fenti adatoknak megfelelően a rakéta tömegviszonya $z = 2,26$ volt. A fajlagos tolóerő 200 kgs/kg volt, vagyis 1 kg hajtóanyag egy másodperc alatti elégetésével a hajtómű 200 kg tolóerőt hozott létre. A hajtómű égésterébe egy másodperc alatt 136 kg hajtóanyagot tápláltak be.

6. AZ R-7-TŐL A SZOJUZIG

A szövetséges hatalmak, a saját korábbi fejlesztési tevékenységükre, valamint 1945-ben zsákmányolt V-2 rakétákkal folytatott kísérletekre támaszkodva, mind az Egyesült Államokban, mind a volt Szovjetunióban hatalmas teljesítményű rakétákat hoztak létre, amelyek segítségével jelentős tömeget emelhettek a magasba és juttathattak egyik kontinensről a másikra, illetve a világűrbe. Az 1950-es évek második felében, elsőként jelent meg a volt Szovjetunióban a híres R-7-es „Szemjorka”, amely már az 1957-ben képes lett volna atomtöltetet juttatni a világ bármely kontinensén lévő célpontra.

Ez a rakétakomplexum volt az alapkonstrukció, amelynek továbbfejlesztett változatával az 1957. október 4-én juttatták a világűrbe az első űrobjektumot, a *Szputnyik-1*-et. További fejlesztés eredményeként jött létre a *Vosztok* komplexum, amely 1961. április 12-én a világűrbe emelte Jurij Gagarint, a világ első űrhajóját.



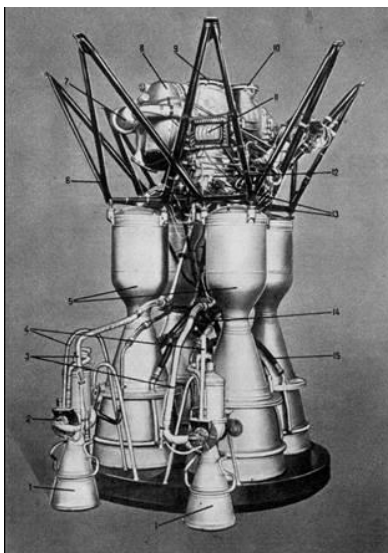
8. ábra: A „Szemjorkától” a Szozuz űrkomplexumig [1]

Az ismételt fejlesztések eredményeként született meg a *Voszhod*, majd pedig a még ma is használt, többször korszerűsített *Szozuz* rakétakomplexum. Röviden emlékezzünk meg erről a ma már több ezer alkalommal használt – mondhatni, jól bevált – rakétáról, amely alapvetően űrhajósok és meghatározott, közepes (6-7 t) tömegű űrobjektumok Föld körüli pályára emelése céljából készült.



9. ábra: A Szozuz űrhajókat a Föld körüli pályára juttató rakétakomplexum (MSz-archív)

A *Szozuz* rakétakomplexum starttömege mintegy 3,00-3,20 MN (300-320 t), a starthelyen magassága 51 m. A hajtóművek elrendezése sajátos, az első fokozat 4×4 kamrás RD-107-es hajtóművel rendelkezik, amelyek együttes tolóereje 4,08 MN, valamint a második fokozat ugyancsak 4 kamrás RD-108 rakétahajtóműve (0,96 MN tolóerővel) egymás mellett helyezkednek el, és együtt fejtik ki a kb. 5 MN tolóerőt. Az első fokozat hajtóművei 130 s ideig működnek, míg a másodikénak a működési ideje 300 s. Az első fokozat négy eleme, a hajtóanyag elégetését követően, 45-50 km magasságban leválik a komplexumról, s a második fokozat emeli és gyorsítja tovább az űrhajót.



10. ábra: Az R-107-es és az -108-as rakétahajtómű, a *Szojuz* típusú rakétakomplexum első fokozat hajtóműve (MSZ-archív)

A harmadik fokozat $29,8 \text{ kN}$ tolóerővel rendelkezik, s alapvető feladata a hasznos tehernek az első kozmikus sebességre való gyorsítása, az emelkedéshez a kétimpulzusos manőverek végrehajtása, az összekapcsolódáshoz szükséges manőverek, majd a visszatéréssel kapcsolatos sebességcsökkentés biztosítása. E műveletek végrehajtása után, a hajtóművet tartalmazó részt a visszatérő fülkéről leválasztják, s az a sűrű légtérben megsemmisül. A visszatérő fülke, amely hő elleni védelemmel van ellátva, átjut a sűrű légrétegen, lefékeződik, kinyílik az ejtőernyő, s a fülke 8 m/s süllyedési sebességről négy fékezőrakéta segítségével 4 m/s -ra csökken, s mintegy 16 g terhelési többsel ér földet.

7. A SZATURN V – A HOLDRAKÉTA

Az Amerikai Egyesült Államokban, a 60-as években fejlesztett és alkalmazott rakéták közül, méreteivel és teljesítményével kiemelkedik a Wernher von Braun és csapata által épített *Saturn V*, amelynek segítségével 1969-1973 között nyolc alkalommal juttattak űrhajósokat a Hold körzetébe, s ebből hat alkalommal 2-2 embert juttattak a Holdra. A rakétakomplexum első fokozatát 5 db *F-1* típusú, darabonként $6,8 \text{ MN}$ (680 t) tolóerejű rakéta indította el és emelte 45 km magasság fölé.

A továbbiakban vizsgáljuk meg az *F-1* rakétahajtómű szerkezetét. Azt mondhatnánk, hogy a rakétahajtómű, mivel forgóalkatrészeket nem tartalmaz, egyszerű berendezés. Ez persze, messze nem így van. Ha csak ránézünk a 11. ábrára, amely egy rakétahajtómű szerkezeti elemeit ábrázolja, láthatjuk, hogy bizony rendkívül bonyolult szerkezet.



11. ábra: A *Saturn V* egyik rakétájának szerkezete (MSZ-archív)

Ha csak azt vesszük alapul, hogy pl. a *Saturn V* esetében, az első fokozat egy-egy *F-1*-es rakéta égésterébe egyetlen másodperc alatt $2,7\ t$ tömegű hajtóanyag bejuttatásához több mint 6000 fűvókára volt szükség, akkor el kell ismerni, hogy egy ilyen hajtómű megtervezése és megépítése hatalmas mérnöki teljesítmény.

Az első fokozat hajtóművei fűvócsövének végén, az átmérője több mint $3\ m$, egy s alatti $2,7\ t$ hajtóanyag elégetésével (az 5 hajtómű fogyasztása másodpercenként $13,5\ t$ volt) és összteljesítményük meghaladta a 45 millió kW (60 millió LE) teljesítményt. Az űrkorszak legnagyobb rakétakomplexumát (12. ábra) még ma is az űrrepülés során eddig megépült legnagyobb űrkomplexumként tartják számon.



12. ábra: A *Saturn V* rakétakomplexum, mint kiállítási tárgy (Foto: Dr. Remes Péter)

A rakétakomplexum a starton $111\ m$ magas volt (egy 34 emeletes ház magassága), tömege mintegy $28\ MN$ ($2800\ t$) volt. Az első lépcső első fokozatának öt *F-1*-es hajtóműve összesen $34\ MN$ tolóerőt fejtett ki, s $34/28 = 1,21$ tolóerő/tömeg viszonyszám mellett indította el a starthelyéről a komplexumot. Természetesen, itt figyelembe kell venni, hogy a hajtómű $150\ s$ időtartamon át folyamatosan ugyanazon teljesítménnyel dolgozott, a tömeg viszont másodpercenként $13,5$ tonnával csökkent, s ennek hatása a gyorsulás folyamatos növekedésében jelentkezett. E fokozathoz tartozott még 8 db rakéta, egyenként $39\ t$ tolóerővel, amelyek csak pár másodpercig működtek, a biztonságot szolgálták, eltávolítva az üres első fokozatot a többitől, nehogy véletlenül is ütközés történjen. Erre szükség is volt, mert a fokozatok leválasztásakor a sebesség hirtelen lecsökkent, s természetesen ebben a helyzetben fennállt az ütközés veszélye.

A rakétakomplexum fokozatainak tömegadatai:

1. fokozat: tömege:	$2200\ t$, ebből a hajtóanyag	$2049\ t$, az üres tömeg	$151\ t$;
2. fokozat:	$440\ t$,	$405\ t$,	$35\ t$;
3. fokozat:	$110\ t$,	$90\ t$,	$20\ t$;
Hasznos teher:	$48\ t$,	$28\ t$,	$20\ t$.

A rakéta második fokozatának tömege $4,4\ MN$ ($440\ t$), amelyből $4,05\ MN$ ($405\ t$) volt a hajtóanyag (hidrogén és oxigén) tömege. Öt *J-2* hajtómű, kb. $370\ s$ -ig működött, a maradék tömeget mintegy 160 – $170\ km$ magasra emelte és $6\ km/s$ sebesség fölé gyorsította, majd e fokozatot is leválasztották a maradék komplexumról és 4 rakéta, egyenként $17\ t$ tolóerővel biztosította az üres fokozat eltávolítását a komplexumtól, s a $3.$ fokozaton 5 db szilárd hajtóanyagú rakéta $4\ s$ működési idővel, egyenként $10,2\ t$ tolóerővel végezte a hajtóanyag-ülepítést.

A harmadik fokozat tömege $110\ t$, ebből a hajtóanyag $90\ t$ volt. Egy *J-2*-es hajtóműve $480\ s$ ideig működött, két részletben. Először a maradék komplexumot kb. $160\ s$ működési idővel a meghatározott magasságra emelte, s ott a körpályasebességre gyorsította, majd a megadott időpontban ismételtelen bekapcsolva, kb. $320\ s$ működési idővel felgyorsította az adott magasságra érvényes második kozmikus sebesség körüli értékre, és a rakétakomplexum hasznos terhet elindította a Hold felé. Egyértelmű, hogy ha az égésterbe nem táplálunk be folyamatosan annyi hajtóanyagot, amennyi gáz formájában távozik, akkor a hajtómű teljesítménye lecsökken, sőt az égési folyamat megszakadhat. A tolóerő-csökkentésre

esetenként szükség is lehet. A Space Shuttle startját követően, az emelkedési szakaszon pl. csökkentik az űrrepülőgépen elhelyezett három db. rakétahajtómű teljesítményét, hogy a még elég sűrű légrétegben haladva, elkerüljék a torlónyomás negatív hatását, amely esetleg deformációt hozhat létre.

A *Saturn V* rakétánál a Hold körzetébe kijuttatott hasznos teher, az első négy indításnál 45, az utolsó háromnál pedig mintegy 48 t volt. Ebbe beletartozott az *Apollo* űrkabin (parancsnoki modul), amelyben az űrhajósok tartózkodtak az oda és visszavezető úton, a műszaki egység és a holdkomp. Ezekből a *Holdkomp*, valamint az utolsó három utazásnál a holdautó a Holdon maradt, s csak a parancsnoki fülke és a műszaki egység indult vissza a Föld felé, de csak a visszatérő fülke jött vissza a Földre, és a Hawaii szigetektől délre, három ejtőernyő segítségével a tengeren landolt. (13. ábra) Ilyen fontosabb mutatókkal rendelkezett a világon eddig megépített legnagyobb rakétakomplexum, a von Braun által tervezett *Saturn V* holdrakéta.



13. ábra: A Holdról visszatérő parancsnoki modul vízre érkezése (MSZ-archív)

8. AZ ŰRREPÜLŐGÉPES SPACE SHUTTLE RENDSZER

Szükséges még egy űrkomplexumról szólni, ez pedig a *Space Shuttle* rendszer (14. ábra), amely három évtizeden át az Amerikai Egyesült Államok alapvető hordozórakéta-komplexuma volt. A komplexumba tartozott: a hajtóanyagot magában foglaló központi tartály, az indulásnál, mintegy 45 km magasságig működő három folyékony hajtóanyagú rakétával rendelkező űrrepülőgép, két db. szilárd hajtóanyagú rakéta (SZHR) amelyek kb. 45 km magasságig segítették a komplexum emelkedését és gyorsítását. Az űrrepülőgép fedélzetén hét fő személyzet részére volt hely. Az űrrepülőgép, a három SSME jelű folyékony hajtóanyagú rakétahajtóművével, az irányítás eszközeivel és a belső hajtóanyag-mennyiséget magukban foglaló tartályokkal – mivel ez áll Föld körüli pályára – a komplexum második fokozatát, és egyben az ún. hasznos terhet is jelentette.



14. ábra: A Space Shuttle flottája egyik tagjának a startja (MSZ-archiv)

A Space Shuttle tulajdonképpen csak részben váltotta be a hozzá fűzött reményeket. Biztonsági szempontból elmaradt a tervezett biztonsági szinttől, hiszen 30 év alatt két komplexum semmisült meg, ami elmarad a tervezett 0,999-es biztonsági mutatótól. A közelmúltban, 2011-ben, az űrrepülőgépeket kivonták a forgalomból, s megkezdték egy új rendszer tervezését. Szükséges itt megjegyezni, hogy a tervezés alatt álló új rakéta szolgálatba állításáig – ma még nem tudni, erre mikor kerülhet sor – az Amerikai Egyesült Államok nem rendelkezik olyan űreszközzel, amely embereket szállíthatna a világűrbe. A személyzeteknek a Nemzetközi Űrállomásra juttatását, a Space Shuttle rendszer kivonása óta, az orosz Szojuz űrhajókkal végzik.

9. A RAKÉTÁK FELÉPÍTÉSÉNEK VÁLTOZATAI

A startot követően, amikor a működő lépcső hajtóanyaga kiegészített, és a $m = m_{\bar{u}}$, akkor az $m_0/m_{\bar{u}} = z$, vagyis ez lesz a tömegviszony. A v_0 sebességérték az indulás helyének a Föld forgásából adódó sebessége – ha az indítás iránya megegyezik a Föld forgási irányával – az elért sebességhez hozzáadódik. Amennyiben a tervezett pályasík az egyenlítővel valamilyen szöveget zár be, akkor e szögnek a szinuszával számolunk. A többlépcsős rakéta esetében az első lépcsőt az első fokozat hajtóművei hajtják, s a hasznos terhet a többi fokozat és a komplexum hasznos terhének együttes tömege képezi. Ha az indulás helyén a Föld forgásából adódó sebesség v_0 , akkor – értelemszerűen – az indulási sebesség az alábbi lesz:

$$v_i = \sum_{j=1}^n w_j \cdot \ln z + v_0 \quad (10)$$

A fokozatok összeépítése lehet: soros (*Atlas*), párhuzamos (*Space Shuttle*), vagy vegyes (*Szojuz*). A soros elrendezésnél kisebb az ellenállás, egyszerűbb a szerelés, viszont rosszabb a stabilitás, magas starthelyi létesítmények szükségesek, nagyobb a villámveszély! A párhuzamosnál és a vegyesnél fordítva, tehát nagyobb ellenállással, bonyolultabb szerelési móddal, nagyobb stabilitással, alacsonyabb starthelyi építményekkel és kisebb villámveszéllyel lehet számolni. Az egyes rakétaszerkezeti felépítésre a 15. ábrán láthatunk példát:



15. ábra: A példaként jelölt soros, párhuzamos és vegyes felépítésű rakéták.
Balról jobbra haladva: *Atlasz, Space Shuttle, Titán, Szojuz* (MSZ-archív)

Felvetődhet még egy érdekes kérdés: hogyan határozzák meg a rakétahajtómű fűvócsövének a hosszát? Mi befolyásolja ezt? A kérdésre viszonylag egyszerű a válasz. A rakétahajtóművek többsége a légkörben és a légkörön kívül is működik. A légkörben működő rakétahajtóműnél azonban számolni kell a légköri nyomással. A belső és a külső nyomás közötti különbség bizonyos ellenállást hoz létre, amely, néhány százalékkal, de csökkenti a rakéta tolóerejét. A rakétahajtóműben, az égés következtében, jelentős hőmérséklet és nyomás keletkezik. Ennek következtében a forró gáz 60–70, sőt több bár nyomást hoz létre és a mintegy 2500–4000 K fokos hőmérsékletű gáz a szűkülő keresztmetszetenél megközelítően 900-1000 m/s sebességgel hagyja el az égésteret és lép át a Laval-fűvóka áramlásgyorsító részébe. Az átmeneti sebességérték, ahogy azt már említettük, az adott hőmérsékleti viszonyok között, kb. a helyi hangsebességnek felel meg. A gáznak az áramlási sebessége ezután a táguló keresztmetszetű fűvócsőben még tovább növekszik, s elérheti a 3000–4500 m/s sebességértéket. A kiáramlás sebessége tehát igen nagy, miközben nyomása fokozatosan csökken. Ott kell a fűvócsövet képletesen szólva „elvágni”, ahol a belső nyomás értéke megegyezik a légköri nyomásával. Elméletileg a világűrben, a szinte tökéletes vákuum viszonyai között, a fűvócső végtelen hosszú lehetne, ez azonban – érthető okok miatt – technikailag nem oldható meg, hiszen a rakéta a Föld felszínéről indul, ahol hosszú Laval-fűvócsöveket nem lehet elhelyezni a komplexumon. Ezért a rakétáknál, a fűvócső hosszát, a földi viszonyok közötti követelmények alapján határozzák meg. Tény, hogy ez a világűrben némi tolóerő-veszteséggel jár, de azt hiszem belátható, hogy erre a kompromisszumra mindenképpen szükség van.

10. A TÖBBLÉPCSŐS RAKÉTA SZÜKSÉGESSÉGE

Tételezzük fel, hogy egy olyan rakétát kell megtervezni, amely képes Föld körüli pályára feljuttatni a hasznos terhet. Ehhez olyan rakétakomplexumra van szükségünk, amely kb. 10 km/s végsebességet biztosít. Ebben az esetben, a z értékének meghatározására, a már ismert képletet használhatjuk, amely a korábbi számítások szerint $z_{sz.} = 54,6$ volt. Azt már megállapítottuk, hogy az s mindig több mint a z , de nem lehet több 15-nél. Most már azt is tudjuk, hogy a megfelelő rakéta egylépcsős változatban nem építhető meg. De még ha a gázkiáramlási sebességet 4 km/s-ra emeljük, akkor is a $z_{sz.} = 20$ lesz, s ennél több lenne az s értéke. Nyilvánvaló, hogy ennek a rakétának a megépítése sem reális feladat, vagyis ez a rakéta

– a szilárdsági követelmények miatt – nem építhető meg. Ennek oka roppant egyszerű, papírvékony anyagból ugyanis, nem lehet rakétát építeni.

Mi tehát a megoldás? Az, amit Ciolkovszkij és Goddard már mintegy 100 éve hangoztatott: a világűrbe csak „rakétavonat”, illetve többlépcsős rakéta segítségével lehet kijutni! Nyilvánvaló, hogy a feladathoz alkalmas rakétát keresünk, akkor a struktúrához kell hozzányúlni, s azon kell változtatásokat végezni, vagyis a lépcsők számát kell 2-re növelni. Vizsgáljuk meg tehát, hogy ha ez a rakéta kétfokozatú, képes lehet-e a Föld körüli pályára állítási feladat megoldására. Ehhez a számítás ugyanazon képlet alapján történhet, csak ebben az esetben az e kitevőjének nevezőjébe be kell írni szorzóként a 2, vagyis $2 \cdot 3 = 6$, s a számítást ezzel kell elvégezni. Ugyanis többlépcsős – mondjuk kétlépcsős – rakéta esetén a fenti képletben a kitevőben a w kiáramlási sebesség kétszeresével kell számolni, s ebben az esetben az eredmény az alábbiak szerint alakul:

$$z_{szüks.} = e^{\frac{v}{w}} = 2,71828^{\frac{10}{6}} = 2,71828^{1,66} = 5,26 \quad (11)$$

Így már olyan számot kapunk, amely arra utal, a tervezett rakéta megfelel a követelményeknek, vagyis e feladat megoldásához elegendő a kétlépcsős rakéta. Természetesen, a holdutazáshoz már a két fokozat sem lett volna elegendő, ezért épült a háromlépcsős *Saturn V* rakétakomplexum. A gyakorlati tapasztalat is azt bizonyítja, hogy a $z_{szüks.}$ értéke nem lehet tíznél több. Ebben az esetben ugyanis biztosítottak a szilárdságtani követelmények, amelyek hiánya nem kívánt eredményekhez vezethet, s meghiúsíthatja a vállalkozás egészét, amely – még ha emberéletről nincs is szó –, roppant költséges vállalkozás, tehát nagy kárt okozhat. Mindezekre figyelemmel, vizsgáljuk meg, mennyi volt a *Saturn V* komplexum z_{Σ} értéke. A korábbiakban már megadtuk a *Saturn V* rakétafokozatok tömegadatait, s az ott megadottakból számoljuk ki most fokozatonként a tömegviszony, valamint az elérhető sebességadatait, a Ciolkovszkij által megadott képlet szerint:

$$z_1 = \frac{2800t}{751t} = 3,728; \quad z_2 = \frac{600t}{193t} = 3,110; \quad z_3 = \frac{158t}{68t} = 2,324 \quad (12)$$

$$z_{\Sigma} = 3,728 + 3,110 + 2,324 = 9,162$$

A *Saturn V* óriásrakéta három fokozatának z_{Σ} értéke tehát megfelelt annak a követelményeknek, amely előírja, hogy a z nem lehet 10-nél több. Ezt követően – ugyancsak a Ciolkovszkij képlete segítségével – megállapíthatjuk az egyes fokozatokkal elérhető sebességértékeket, majd pedig a v_{Σ} értékét is megállapíthatjuk. Ebben az esetben a $w = 3,4$ km/s értéknek vehetjük, s akkor:

$$v_1 = w \cdot \ln z_1 = 3,4 \text{ km/s} \cdot 1,316 = 4,474 \text{ km/s}; \quad v_2 = 3,4 \cdot 1,135 = 3,586 \text{ km/s}; \quad (13)$$

$$v_3 = 3,4 \text{ km/s} \cdot 0,843 = 2,866 \text{ km/s}; \quad v_{\Sigma} = 10,928 \text{ km/s}.$$

Mivel az adott képlet segítségével kapott értékekben nincs benne a nehézségi gyorsulás és a levegő ellenállásának a legyőzéséhez szükséges sebességtöbblet, ezért ezen értékhez hozzáadjuk a kb. 2,1 km/s értéket, s kimondhatjuk, hogy a *Saturn V* rakétakomplexumban annyi hajtóanyagot helyeztek el, amennyi a 13,026 km/s végsebesség eléréséhez szükséges volt.

Úgy gondolom, a fentiek alapján, a rakétával kapcsolatos legfontosabb kérdésekről némi elképzelés kialakult az olvasóban. Folytatjuk.

Felhasznált irodalom

- [1] Főszerkesztő Almár Iván: „*Űrhajózási Lexikon*” Akadémiai Kiadó és a Zrínyi Katonai Kiadó, Budapest – 1981;
- [2] Főszerkesztő Szabó József: „*Repülési Lexikon*” Akadémiai Kiadó, Budapest, 1991;
- [3] Főszerkesztő: V. P. Glusko: „*Malenykaja Enciklopedyija*” Izdatyelsztvo Szovjetszkaja Enciklopedyija, Moszkva – 1970;

- [4] Redaktori: Genyeralmajor aviacii N. Kondratyev i polkovnyik I. Ogyincov:
„Szpravocsnyik po kocmonavtyike” Vojennoje Izdatyelsztvo Minisztersztva Oboroni
SzSzsZR, Moszkva – 1968;
- [5] Konstantyin Ciolkovszkij: „Isszledovanyije mirovih prosztransztv reaktyivnimi
proborami” Az amerikai–szovjet közös űrrepülés alkalmából különkiadásban megjelent
anyag, Moszkva, Izdatyelsztvo Masinosztrojnyije, 1977;
- [6] H. Mielke: „A rakétatechnika alapjai” Műszaki Könyvkiadó Budapest – 1962;
- [7] E. Frigyenszon: „Buduscseje raketnih dvigatyelej” Vojennoje Izdatyelsztvo
Minyiszhersztva Oboroni SzSzsZR, Moszkva – 1965;
- [8] Baj Attila gépészmérnök előadásán készített jegyzet felhasználásával;
- [9] <http://emberesavilagur.uw.hu/index.html> honlapon megjelent, dr. Beneda Károly
adjunktus cikke, Ciolkovszkijnak a második kozmikus sebesség meghatározásával
kapcsolatos energetikai számítások valószínű menetére vonatkozóan.
- [10] V. I. Levantovszkij:0 „Mechanyika koszmicseskogo poljota v elementarnoj
izlozsenyii” Nauka Kiadó, Moszkva, 1974;
- [11] Fonó Albert 1928-ban bejegyzett szabadalmának rajzai a torló-sugarhajtóműre és a
gázturbinás-sugarhajtóműre.