

Amerikai ICBM-ek: bevezető

Az Egyesült Államok interkontinentális ballisztikus rakétáit (*Intercontinental Ballistic Missile, ICBM*) feldolgozó cikksorozatunk keretében megpróbáljuk röviden bemutatni az egyes rakétákat. A sorozat egy bevezető cikkel indít (jelen cikk), melyben a témához kapcsolódó fogalmakat, technológiákat igyekszünk röviden ismertetni. A cikksorozat további részeiben pedig az egyes rakéták (Atlas, Titan, Minuteman, Peacekeeper) bemutatása következik.

Alapfogalmak

A ballisztikus rakéta fogalma alá olyan rakétákat sorolunk be, melyek az indítás helyszíne és a célpont közötti út nagy részét az atmoszféra magasabb rétegeiben, illetve azon kívül teszik meg és röppályájuk nagyobbik részében nem, vagy csak korlátozott mértékben irányíthatóak. Úgynevezett szuborbitális ballisztikus röppályán haladnak, a kilövés előtt meghatározott célpontjuk felé. Szuborbitálisnak nevezzük azokat a repüléseket, melyekben az azt végrehajtó test túlhalad a tengerszint feletti 100 kilométeres magasságon, ámde pályája lévén visszaesik az atmoszférába, azaz nem áll Föld körüli pályára. A ballisztikus rakéták szuborbitális pályán történő haladásra tervezett szerkezetek.

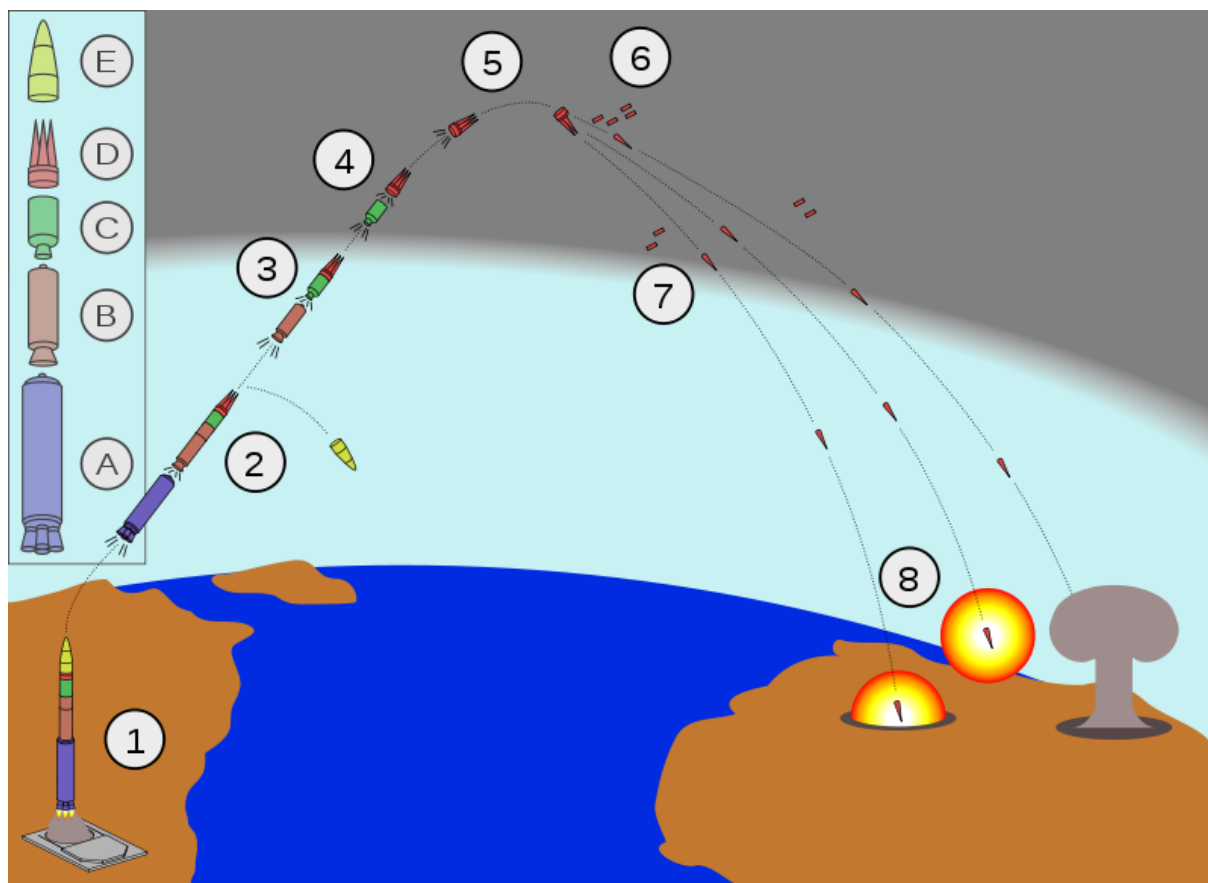


A Peacekeeper ICBM visszatérőegységeinek tesztelése (mind a 8 darabot egyetlen rakéta szállította)

A ballisztikus röppályát három nagy szakaszra bonthatjuk fel, melyek az alábbi sorrendben követik egymást:

- A **gyorsítási szakasz** (*boost phase*) a kilövéstől az utolsó rakétamotor kiégéséig tart. Ez egy rövid, általában 2-5 perces időtartam alatt zajlik le, mely során nagy sebességre gyorsítják a visszatérő egysége(ke)t hordozó platformot, az úgynevezett post-boost vehicle-t. (PBV, bus)
- Az **exo-atmoszférikus szakasz** (*midcourse*) kezdetén, az utolsó rakétafokozat leválásakor a visszatérő egysége(ke)t és az esetleges, a rakétavédelmi rendszer kijátszását segítő kiegészítő rakományt hordozó post-boost vehicle kilép az atmoszférából, megkezdve a röppálya leghosszabb, mintegy 20-30 percig tartó szakaszát. Ezen szakasz vége felé történik a robbanófejeket hordozó visszatérő egységek leválása és az esetleges megtévesztést hivatott csalik kiszórása.
Megjegyzendő, hogy a kis és közepes hatósugarú ballisztikus rakéták nem lépnek ki az atmoszférából, pályájuk legmagasabb pontján sem.
- A **terminális szakasz** nyitásként a visszatérő egységek belépnek az atmoszférába, hogy aztán 1-2 percen belül megérkezzenek a célpontjukhoz. A védelmi rendszerek megtévesztésére korábban kiszórt, kis tömegű csalik az atmoszférába történő belépést nem vészelik át, a hatalmas hőhatás végett elégnek.

A szigorú értelemben vett ballisztikus röppálya fogalmába nem fér bele a visszatérő egységek manőverezése. Terminális szakaszban történő manőverezésre egyébként csak a legmodernebb ballisztikus rakétákhoz tervezett visszatérő egységek képesek. Ilyennek minősítik például a rendszeresítés előtt álló orosz Bulava rakétát. Ezen, illetve a laposabb röppályán haladó rakétákat szokták kvázi-ballisztikus rakétáknak is nevezni.



Minuteman III MIRV rendszere

Csoportosítás

A ballisztikus rakétákat sokféle szempont szerint csoportosíthatjuk. A rakéta hatótávolsága, atmoszférához viszonyított pályája, a hajtóanyag típusa mind-mind egy csoportosítási lehetőséget nyújt.

Hatótávolság alapján

A hatótávolság alapján megkülönböztethetünk taktikai és stratégiai ballisztikus rakétákat. Értelmszerűen a taktikai rakéták alatt kisebb, harctéri körülmények között használatos, stratégiai alatt pedig nagy hatótávolságú rakétát kell érteni. Az amerikai megközelítést alkalmazva, hatótávolság alapján a következőképpen csoportosíthatjuk a ballisztikus rakétákat:

- A **harcászati ballisztikus rakéták** 50 – 110 km közti hatótávolságú, egyes esetekben nem irányított rakéták, jellemzően szilárd hajtóanyaggal.
- A **kis hatótávolságú ballisztikus rakéták** (SRBM – *Short Range Ballistic Missile*) 1 000 kilométer alatti hatótávolsággal rendelkeznek. ide sorolható például a SCUD vagy az SS-21.
- A **közepes hatótávolságú ballisztikus rakéták** (MRBM – *Medium Range Ballistic Missile*) 1 000 – 3 000 km hatótávolsággal bírnak. Ebbe az osztályba sorolható például a CSS-5 és a No Dong.

- A **nagy hatótávolságú ballisztikus rakéták** (LRBM – *Long-Range Ballistic Missile*) már 3 000 – 5 500 km közti hatótávolságúak. Itt említendő meg például az Agni III.
- Az **interkontinentális ballisztikus rakéták** (ICBM – *Intercontinental Ballistic Missile*) közé az 5 500 – 12 000 km hatótávolsággal rendelkező rakétákat soroljuk. Úgy mint például az SS-27, a Minuteman III, a Trident vagy az M-5.

Meg kell említeni, hogy az ICBM mozaikszó alatt a szárazföldi telepítésű ballisztikus rakétákat értjük, ámde léteznek tengeralattjáróról indítható társaik is. Ezek az SLBM-ek. A mozaikszó mögött a Submarine-Launched Ballistic Missile kifejezés lapul meg. Ez magyarul annyit tesz, hogy tengeralattjáróról indított ballisztikus rakéta.

Atmoszférához viszonyítva

A bevezető részben említettük, hogy nem mindegyik ballisztikus rakéta hagyja el a légkört pályája során. Ez alapján is csoportosíthatjuk a ballisztikus rakétákat, ha nagyon akarjuk:

- Az **endoatmoszférikus ballisztikus rakéták** kisebb hatótávolsággal rendelkeznek, röppályájuk teljes része alatt a légkörben maradnak.
- Az **exoatmoszférikus ballisztikus rakéták** nagyobb hatótávolsággal rendelkeznek, röppályájuk nagyobbik részét az atmoszférán kívül teszik meg.

Irányítás

Mivel a ballisztikus rakéták akár sok ezer kilométert is megtesznek céljuk eléréséig, valahogy biztosítani kell, hogy a repülés ideje alatt a lehető legnagyobb mértékben kövessék az előre meghatározott cél eléréshez szükséges röppályát. Minél pontosabban sikerül pályán tartani a rakétát, annál kisebb lesz a visszatérő egységek úgynevezett körkörös szórása (*CEP, Circular Error Probability*). Magyarán annál pontosabb lesz a találat.

Az idők folyamán többféle rendszer került kidolgozásra. Ezek közül az inerciális navigációs rendszer a domináns. Ezen navigációs rendszer szépsége, hogy indítása után már nem igényel külső forrást térbeli helyzetének megállapításához. No persze élesítése előtt meg kell adni, hogy éppen hol is található a térben, de utána gyroszkópok, gyorsulás és egyéb mozgásérzékelők segítségével egy fedélzeti számítógép képes a folyamatosan módosuló pozíció kiszámítására. Az így kapott értéket össze lehet vetni a célhoz vezető röppályával és ha szükséges korrigációkat lehet végrehajtani.

A korai ballisztikus rakétákon használt inerciális rendszerek meglehetősen pontatlanok voltak, melyek akár több száz méteres CEP értékekhez vezettek. Idővel persze ez jelentősen javult, részben az inerciális-stelláris rendszer használatával. Ezen kiépítésben a rakéta fedélzeti számítógépe a csillagképeket hívja segítségül az inerciális rendszer kikerülhetetlen pontatlanságainak kompenzálása végett. További jelentős lépés volt az inerciális rendszer GPS jelekkel történő megsegítése. GPS használatával az amerikaiak jelenleg legpontosabb ballisztikus rakétája, a tengeralattjáróról indítható Trident II D5 CEP értéke az elérhető információk alapján 90 méter. Mintegy 10 – 12 000 kilométeren 90 méter tévedés igencsak jó érték!

Visszatérőegység

A visszatérő egységen belül foglal helyet a nukleáris töltet. Feladata többek között a töltet épségben tartása, míg maga sokszoros hangsebességgel vágta lefelé az űr határáról célpontja felé.

Az 50-es évek első felében egy igen komoly problémára kellett megoldást találniuk a mérnököknek: valahogy meg kellett akadályozniuk, hogy a visszatérő egység egyszerűen elégjen az atmoszférába történő visszalépés során. A kidolgozott technológiákból a civil szféra is komolyan profitált, hiszen e technológiák tették lehetővé, hogy az űrjárművek is sikeresen visszatérhessenek az atmoszférába.

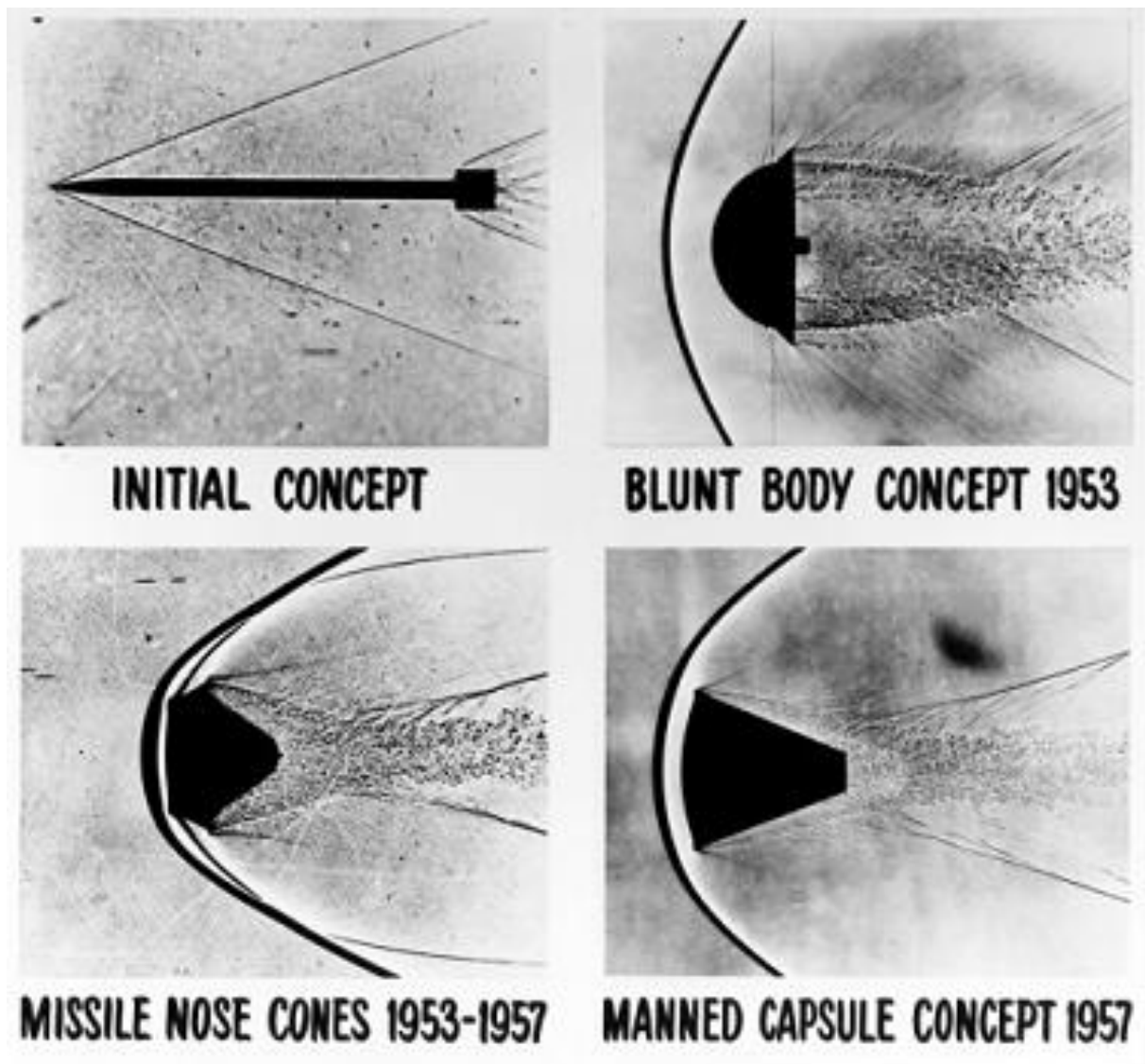
Bár már a 40-es évek során megkezdődött az űrrepülés lehetőségének tanulmányozása, egészen az 50-es évekig igazán senkiben nem merült fel a visszatérés mikéntjének kérdése. A problémán első körben elgondolkoztak, mint például Wernher von Braun arra a következtetésre jutott, hogy egy nagyméretű járműre lenne szükség, melynek külső burkolata alatt hűtőfolyadékkal oldanák meg a hőelvezetés problémáját. Kisebb méretű járművek esetében egy ideig még megvalósíthatatlannak tűnt a bent lévők életének megóvása a visszatérés során keletkező hatalmas hőtől.

No persze nem csak űrhajók térhetnek vissza az űrből, hanem robbanófejet hordozó visszatérő egységek is. A visszatérő egységekkel kapcsolatos kutatások az 50-es évek elején indultak be.

Kezdetekben tű alakú, hegyes csúccsal rendelkező formával kísérleteztek, de igen hamar kiderült, hogy ez nem lesz jó: a szélcsatornában végzett tesztek során szó szerint elégő modellek ezt igen szemléletesen bizonyították. A végleges megoldáshoz vezető úton az első áttörés H. Julian Allen 1952-es felfedezése volt. A National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) alkalmazásában álló Allan felfedezte, hogy a visszatérő egység légellenállásának növelésével csökkenthető a testet érő hőmennyiség.

Ezen felfedezés alapján Allen és Alfred J. Eggers kidolgozták a "blunt body" néven ismert modelljüket, melyben a tűszerű forma helyett lekerekített, tompa (blunt = tompa) volt a visszatérőegység csúcsa. Ez a forma az atmoszférába történő visszatérés során egy sűrű lökéshullámot hoz létre a visszatérő egység előtt, ami egyrészt visszaveri, eltereli a testtől a keletkező hő jelentős részét, másrészt hatékonyabban lassítja, ezáltal védi is azt.

1955-ben a General Electric mérnökei elkezdték a Mark 2 visszatérő egység kidolgozását a Thor, Jupiter és Atlas rakéták számára. A Mark 2 a blunt body megoldást alkalmazta, így a keletkező hő nagy része nem érte el a testet, azonban még így is jutott az áldásból.



Különböző visszatérőegység formák

A problémára a GE mérnökei a hűtőborda (heatsink) megoldással kezdtek kísérletezni. Az elképzelés az volt, hogy a visszatérő egység külső burkolata alá egy olyan tömeget kell helyezni, mely képes gyorsan elvezetni a külső felületen keletkező hőt, ezáltal megakadályozva annak megolvadását. Számos anyagot megvizsgáltak, mint lehetséges jelöltet. Többek között a berilium, vas, acél után jutottak arra a döntésre, hogy a nem éppen könnyű réz lesz a nyerő. Bár a réz megoldotta a problémát a Mark 2-vel volt egy másik, katonai szempontból komoly probléma: kis ballisztikus koefficienssel rendelkezett.

Anélkül, hogy a technikai részletekbe belemásznánk, a tömegből, légellenállásból és keresztmetszetből számolt ballisztikus koefficiens (beta) egy szemléltető értéke az atmoszférába visszatérő test viselkedésének. A magas ballisztikus koefficienssel rendelkező visszatérő egység – általában karcsúbb, simább, kisebb légellenállású – komolyabb lassulás nélkül száguld át a légkör magasabb rétegein és az atmoszféra alsó, sűrű rétegeiben lassul jelentősen. Ezzel párhuzamosan rövid időre igen magas hőmérsékletre melegszik.

A kis ballisztikus koeficienssel rendelkező visszatérő egység a légkör magasabb, ritka rétegeiben lassul elsősorban. Relatíván lassan, hosszabb idő alatt lassul le, így a hőterhelés is kisebb, ámde azt hosszabb ideig is kell kibírnia.

Nem katonai szempontból nézve ennek nincs akkora jelentősége, ám ha hozzávesszük, hogy a visszatérés során keletkező hőhatásra ionizálódó gázok nagyon jól észlelhetők radar segítségével, akkor már látható, hogy egy "öregurasan" lefelé kacsázó visszatérőegység nem épp a legkívánatosabb. Magas ballisztikus koeficiensű visszatérő egység kellett.

Itt jött elő a Mark 2 egy újabb problémája. A GE mérnökei kételkedtek abban, hogy egy magas beta értékkel bíró visszatérő egység esetében működhet a hűtőborda megoldás. Ráadásul a réz nehéz, egy nagyobb tömegű borda jelentős mennyiséget venne el a hasznos teher rovására. Működhet, de hogy nem hatékony annyi bizonyos. Ráadásul ha egy űrhajóban gondolkozunk még inkább problémás a dolog. Egy űrhajó ugyanis nagyobb sebességgel lép be az atmoszférába, mint egy ballisztikus rakéta visszatérő egysége, így értelemszerűen jobban fel is melegszik. Ez nagyobb tömegű hűtőbordát igényelne. A nagyobb tömeg kilövéséhez több üzemanyag kell. Ráadásul egy nagyobb tömegű test atmoszférába visszalökéséhez megint csak több üzemanyag kell. Ez persze tovább növeli a fellövendő tömeget... Ráadásul a hűtőborda iszonyatosan felmelegszik. És bár ez nem probléma egy nukleáris töltetnek, élőlények és egyéb erre érzékeny elektronikai berendezések esetében már nagyon is probléma! Sehogysem tűnt jó megoldásnak a dolog.

Az 50-es évek során a GE mérnökei könnyű, közepes beta értékkel rendelkező visszatérő egységeken dolgoztak, számos hűtési megoldással kísérletezve. Az ötletek között szerepelt, hogy a visszatérés során folyadékot forraltatnak el a keletkező hővel, ezáltal "semlegesítik" azt. De például szóba került folyékony fém, higany keringtetése a burkolat alatt is. A megoldás 1956-ban született meg.

Néhány mérnök arra a felfedezésre jutott, hogy bizonyos megerősített műanyagok sokkal ellenállóbbak a hőhatásokkal szemben, mint a legtöbb egyéb anyag. Ilyen műanyagok használatát javasolták a szuperszonikus cirkálórakéták beömlőnyílásaihoz. A GE mérnökei rádöbbenek, hogy ez nekik is jó megoldás lehet. Ilyen hőelnyelő anyaggal bevonva a visszatérő egységet a bevonat a visszatérés során elszenesedik és vagy egyszerűen lepattog vagy elpárolog. Akárhogyis, de ez a párolgásos (ablative) technológián alapuló réteg magával viszi a hőt.

Innét kezdve már csak a megfelelő anyag kiválasztása volt a kérdés. Ez végül fenolgyantával kombinált nejlon lett. A későbbiekben a visszatérő egységek már ezzel és hasonló anyagokkal lettek bevonva. De nemcsak a ballisztikus rakéták visszatérő egységei, hanem hamarosan beinduló emberi űrrepülés visszatérő kapszulái is. Az első Mercury repülés még hűtőbordát alkalmazott ám a későbbiekben már áttértek az újabb technológiára.

Rakétameghajtás

Mi is egy rakéta igazából?

Végülis egy gépezet, mely tolóerőt generál azáltal, hogy egyik végén anyagot lövel ki nagy sebességgel. Az egyelőre domináns kémiai meghajtású rakéták főbb komponensei:

- rakétamotor
- üzemanyag
- oxidálószer az üzemanyag elégetéséhez
- váz ami ezeket összefogja

Mivel a rakéta magával viszi az üzemanyag elégetéséhez szükséges oxidálószer a külső körülményektől függetlenül bárhol képes tolóerőt generálni, így az űr vákuumában is.

Értelemszerűen a föld elhagyásához a rakéta rakétamotorjának, vagy első rakétafokozatának (kialakítástól függően) nagyobb tolóerőt kell generálnia, mint a rakéta teljes súlya. Továbbá a felszállás után fokozatosan gyorsítani kell a rakétát annak érdekében, hogy elhagyhassa az atmoszférát, bolygót, vagy akár a Naprendszert. Ezek egyébként az ún. kozmikus sebességek. A Föld körüli pályára álláshoz első kozmikus sebesség értéke 7,9 km/s. A második kozmikus sebesség, melyet a csillagászatban szökési sebességnek is neveznek, a Föld elhagyásához szükséges sebesség. Ennek értéke 11,19 km/s. Végül a harmadik szökési sebesség a Naprendszer elhagyásához szükséges érték. A Föld esetében ennek értéke 16,6 km/s.

Ma már ugyan többféle rakétamotor létezik, vagy van elképzelés rá, ám egyelőre a kémiai elven működő rakétamotorok a legerősebbek, jelenleg ezek kínálják az egyetlen alternatívát az atmoszféra elhagyására. A legtöbb esetben a kémiai meghajtású rakéták két kémiai anyag – üzemanyag és oxidálószer – egyesítésével generálnak tolóerőt. Esetleg katalizátor anyag hozzáadásával fokozzák a két anyag reakcióját. Ezen kémiai elven működő rakétamotorokat három kategóriába soroljuk az alkalmazott üzemanyag alapján:

- folyékony
- szilárd
- hibrid

Mindháromnak megvannak a maga előnyei és hátrányai, melyek kifejezetten alkalmassá teszik őket egy adott feladatra és teljesen felejtőssé egy másik esetben.

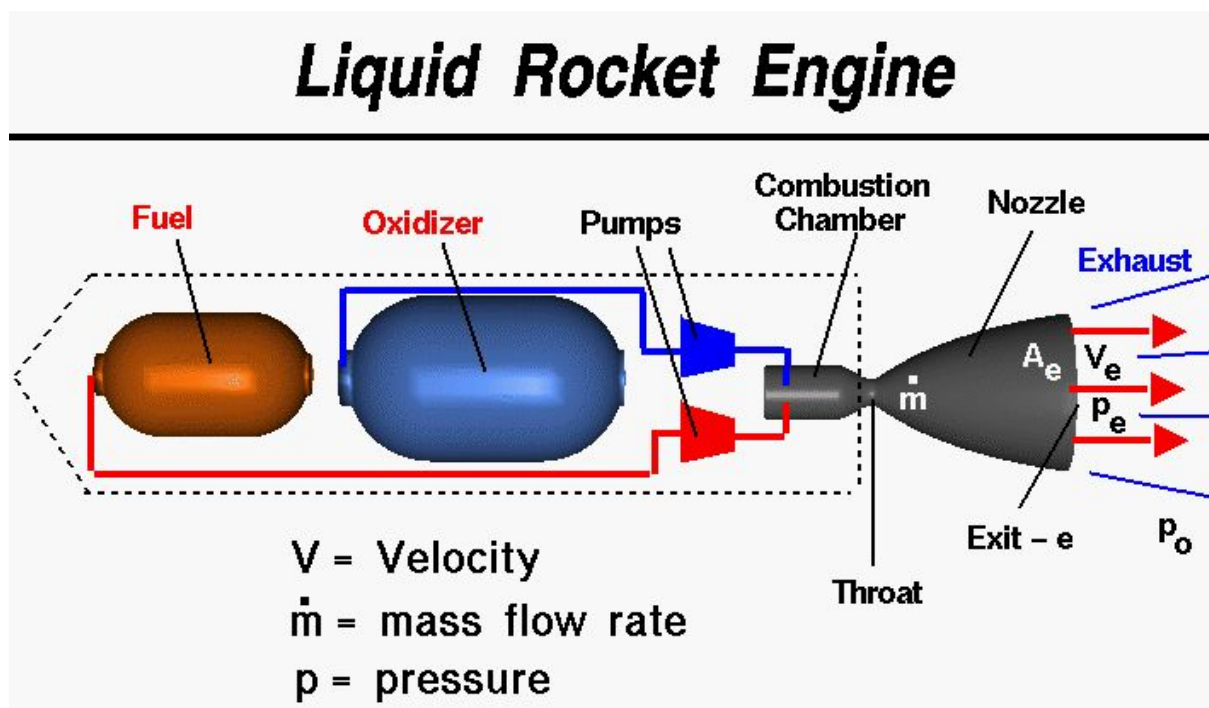
Folyékony hajtóanyagú rakéták

A folyékony hajtóanyagú rakéták esetében cseppfolyós halmazállapotú üzemanyag és oxidálószer használnak. Az alábbi kis táblázatban láthatóak a leggyakrabban alkalmazott párosítások.

Üzemanyag	Oxidálószer	Típus
folyékony hidrogén	folyékony oxigén	kriogén
RP-1 kerozin	folyékony oxigén	folyékony/kriogén

anilin	salétromsav	spontán gyulladó
hidrazin	–	egykomponensű

Jelenleg a legnagyobb tolóerő/hajtóanyag egység érték a folyékony hajtóanyagú rakétákkal valósítható meg. Ez mindenképpen jó pont, ám más előnyök is vannak. A tolóerő jól szabályozható és a rakétamotor bármikor leállítható, majd újraindítható.



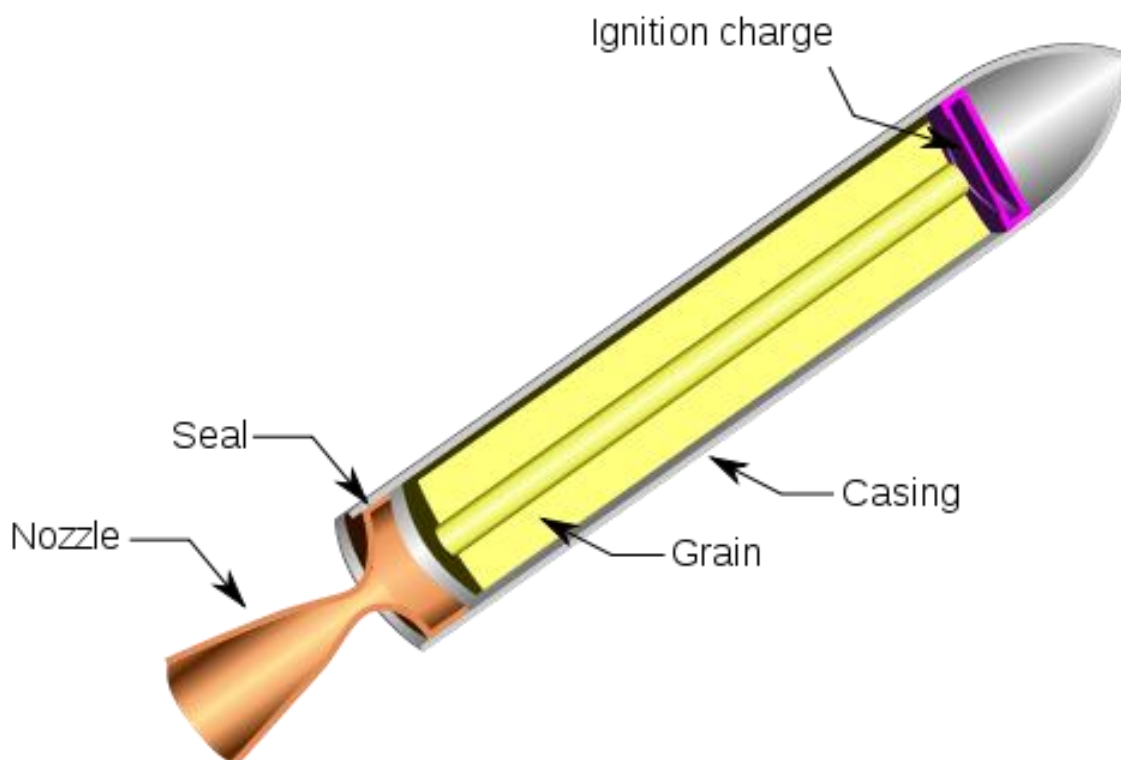
No persze nincs azért kolbászból a kerítés, vannak hátrányok is. A technikai megvalósítás relative összetett pumpa- és szivattyú rendszert követel, mely drágábbá és kevésbé megbízhatóvá teszi a rendszert. Továbbá a fenti táblázatból látható, hogy nem éppen barátságos anyagokkal operálnak ezek a rakéták. Az igen széles körben használt folyékony hidrogén/oxigén (*liquid oxygen/liquid hydrogen: LOX/LOH*) problémás, mert mindkét anyag forráspontja igen-igen alacsony, így csak extrém alacsony hőmérsékleten cseppfolyós halmazállapotúak. Az oxigén forráspontja -182,95 Celsius fok. A hidrogéné még rosszabb, -252,88 Celsius fok. Ezen anyagok cseppfolyós halmazállapotban történő tárolása igen nehézkes. A rakétán belül nem is tárolhatóak, a kilövés előtt kell betölteni a hajtóanyagot.

Civil szférában ez végül is nem akkora probléma, azonban katonai szempontból nem éppen szerencsés, hiszen mikor az ország felé már vágtáznak az ellenséges ICBM-ek és nagyjából 10-20 perc marad az ellencsapás útnak indítására, minden perc számít, nincs idő ilyenl pepecselni. Ezért és a fentebb említett anyagok nehézkes tárolása miatt szerencsésebb a szilárd hajtóanyag alkalmazása. Ennek ellenére mind az amerikai, mind az orosz oldalon találhatók folyékony hajtóanyaggal működő ICBM-ek. Az első generációs rakéták még a folyékony hidrogén-oxigén felállást alkalmazták, majd később (például a Titan II és számos orosz ICBM) áttértek a tárolható folyékony hajtóanyagra. Ezek a spontán gyulladó kategóriát képviselik. Nincs szükség szikrára, elég összekeverni a két anyagot és már égnek is. Mivel ezek

erősen korrozív és toxikus anyagok, tárolásuk ezeknek sem könnyű, de egyszerűbben megoldható.

Szilárd hajtóanyagú rakéták

A folyékony hajtóanyag problémái miatt az ICBM-ek esetében szerencsésebb a szilárd hajtóanyag. Ebben az amerikaiak visszavágtak az oroszoknak, nekik előbb volt ilyen rakétájuk. A Titan II 1986-os kivonása óta pedig a teljes ICBM arzenáljuk kizárólagosan szilárd meghajtású rakétákból áll.



A szilárd hajtóanyagú rakéták technikailag egyszerűbbek, hiszen kis túlzással egy szimpla égéskamráról van szó, amiben az üzemanyag és oxidálószer egyenletesen elkeverve van betöltve. Ezen típusú rakéták hatalmas előnye, hogy minden további nélkül tárolhatóak hosszú távon, ezen felül relatíve ellenállóak a külső fizikai behatásokra. Ugyanakkor a szilárd hajtóanyag előállítása nem olcsó, precíziós munka. Miért?

Ezen rakéták esetében a generált tolóerő mértéke szoros összefüggésben van az égési felülettel. Ha repedések keletkeznek benne, nagyobb felület ég. Ha túl sok repedés keletkezik az anyagban a tervezettekhez képest jóval nagyobb intenzitással ég, a keletkező, nem betervezett extra nyomás miatt pedig egyszerűen szétvetheti a rakéta testét.

Másik hátrány, hogy a begyújtás után nem igazán (legalábbis nem könnyen) állítható le az égési folyamat amíg van ami égjen. Ennek ellenére katonai vonatkozásban az előnyei egyértelműen felülmúlják ezen hátrányokat. Persze nem csak a haderők

alkalmazzák. Szemléletes példa az űrsikló két gyorsítórakétája, amik szilárd hajtóanyagúak.

Egy kis történelem...

A korai fejlesztések

Bár az oroszokhoz hasonlóan az Egyesült Államok is meglátta a hatalmas potenciált a német V-2 által a ballisztikus rakétákban, a sors mégis úgy hozta, hogy a 60-as évek elejéig kellett várni a kézzelfogható eredmény megszületéséig. Mi történt?

Az akkor még a hadsereg alá tartozó, Army Air Forces néven futó, leendő USAF 1946 áprilisában fejlesztési megbízást adott a Convair-nek egy 1 500 – 5 500 tengeri mérföld (2 400 – 10 000 km) hatósugarú irányított rakéta fejlesztésére. A szubszónikus és szuperszónikus változatról egyaránt szóló a szerződést a rakétakutatások rohamosan csökkenő anyagi támogatása miatt azonban 1947 júniusában törölniük kellett. A szerződés felbontása ellenére a Convairnek megadták a lehetőséget az addig rendelkezésre bocsátott pénzügyi keret lehetőségein belül a már építés alatt álló 3 tesztrakéta megépítésére, tesztelésére, valamint az irányítással kapcsolatos további kutatásokra.

1949 és 1950 között a RAND Corporation és számos egyéb repülésüggyel foglalkozó cég hangsúlyozta jelentéseiben, hogy a közelmúlt technikai áttörései lehetővé tették egy nagy hatósugarú, nukleáris töltet célba juttatására alkalmas rakéta kivitelezését. 1951 januárjában a légierő ismét megkereste a Convair-t egy két lépcsős, 500 000 Dolláros fejlesztési szerződéssel. A megbízás egy minimum 5 000 tengeri mérföld (9~260 km) hatósugarú, a cél felett Mach 6 sebességet elérő rakétára szólt, melynek maximális körkörös szórása 1 500 láb (cirka 450 m). Megint csak két változatban: szárnyas és ballisztikus.

Az interkontinentális ballisztikus rakéta program azonban meglehetősen lassacskán indult be, teljes mértékben másodlagos program volt az USAF vezetőségének szemében, akik egyértelműen a szárnyasrakétát favorizálták. Ha csak a költségvetési keret megosztását nézzük, akkor is egyből látszik ez: míg az Atlas néven futó ballisztikus rakéta program 1951-1954 között mindössze 26,2 millió Dollárból gazdálkodhatott, addig a szárnyas rakéta program alatt fejlesztett Snark és Navaho ugyanezen időtartam alatt 450 millió Dollárt nyelt be! Mindezt úgy, hogy vizsgálatok sora jutott arra a következtetésre, hogy a szárnyasrakéta kevésbé lesz pontos és megbízható, ráadásul drágább is lesz várhatóan. A légierő még nem látta, hogy ambíciózus elvárásai és a kor technológiai szintje bukásra ítélte a programot.

1951 végére már némiképpen változott a hozzáállásuk. Egyik szárnyasrakéta program sem közelítette meg az elvártakat. A kor technológiai szintje egyszerűen még nem tette lehetővé a légierő ambíciózus elképzeléseit: több mint 5~000 mérföld megtétele sok órányi autonóm repüléssel megvalósíthatatlan volt még. A helyzet azonban összetettebb volt ennél, hiszen a technikai vonal mellett az egész program menedzselésével is problémák voltak. Sorozatos határidő és költségvetési problémák tarkították a technikai problémákat. Lényeg a lényeg, végül szépen el lett bukva a

dolog. A fejlesztéssel foglalkozó cégek egyszerűen nem voltak képesek megfelelően szabályozni, felügyelni a fejlesztéseket, nem voltak felkészülve rá.

1951 szeptemberétől a légierő a ballisztikus rakéta mellett tette le voksát. A Project Atlas keretén belül a Convair feladata a meglévő rakéta technológiák továbbfejlesztésével, ismeretek bővítésével egy olyan stabil technológiai alap megalkotása volt, melyre egy megfelelően szabályozott fejlesztés alapozhat majd. Ennek ellenére a program még egy ideig egy meglehetősen szegényesen támogatott, komoly technikai problémákkal küzdő project maradt. Elsősorban a rakétameghajtással, az irányítási rendszerrel és a visszatérő egységgel adódtak problémák. Ezek egy részét az akkoriban még meglehetősen nagyméretű atombombák problémája okozta.

1953 vége volt az első nagyobb fordulópont a ballisztikus rakéta-program felgyorsításában. A légierő értesült arról, hogy megtörtént az áttörés a nukleáris fegyverek fejlesztése terén és a közeljövőben 1~500-3~000 font tömegtartományban megatonna kaliberű nukleáris töltetek válnak elérhetővé. Ez a tény sokkal inkább kivitelezhetőbbé tette az interkontinentális ballisztikus rakétákat. Mindez kiegészülve azzal a hírszerzői információval, miszerint az oroszok elkötelezték a nagy hatósugarú ballisztikus rakéták iránt megadta a kellő löketet.

1953 októberének végén a légierő kutatásért és fejlesztésért felelős szervezete az interkontinentális ballisztikus rakéta-program vizsgálata végett létrehívta az ún. Strategic Missile Evaluation Committee-t, amit elnöke, Neumann János után szimplán von Neumann Bizottságként is emlegettek. A bizottság végleges, 1954. februári jelentésében úgy nyilatkozott, hogy a közelmúlt "termonukleáris áttörése" megerősítette a bizalmat a ballisztikus rakéta-program kivitelezhetőségében és javaslatot tett a légierőnek a program átszervezésére, felgyorsítására.

És ha mindez még nem lett volna elég, a von Neumann Bizottság jelentése előtt két nappal befutott a RAND Corporation hasonló témájú saját vizsgálatának eredménye



is. Ebben arra hívták fel a figyelmet, hogy az Atlas ICBM kezdeti hadrafoghatósági képessége a 60-as évek elejére megvalósítható a program költségvetésének növelésével, valamint az elvárások néminemű enyhítésével.

A hatás persze nem maradt el. A légierő még az év májusában a legmagasabb prioritásra emelte az ICBM programját. Júniusban a légierő akkoriban Air Research and Development Command (ARDC) név alatt futó, kutatásokért felelős szervezete utasítást kapott az Atlas program átszervezésére, felgyorsítására. Ennek elemeként az ARDC a kaliforniai Inglewood-ban, élén Bernard Adolph Schriever tábornokkal létrehozta a Western Development Division-öt (WDD, *Nyugati Fejlesztési Divízió*). Egy évvel az első

átszervezési lépéseket követően, 1955 májusára a WDD tejhatalmat kapott az Atlas és az alternatívaként/biztonsági tartalékként beindított Titan programok felett.

Ekkorra a légierő saját részéről teljes sebességre kapcsolta az ICBM programot, ám még volt egy lépés amit ki kellett harcolni: nemzeti szinten is elsődleges prioritásúvá emelni a programot.

A légierő nyomására Eisenhower elnök 1954 őszén bizottságot állított fel a nemzet védelmi potenciáljának vizsgálatára. Az ún. Kilian jelentés 1955. februári befutásakor határozottan azt javasolta az elnöknek, hogy emelje elsődleges prioritásúvá az Atlas programot. Mindez, valamint a Kongresszus felől is érkező nyomás hatására Eisenhower 1955 szeptemberében nemzeti szinten is elsődleges prioritásúvá emelte a légierő ICBM programját.

Bár részben a korábbi éveknek köszönhetően a Szovjetuniót nem sikerült megverni az első hadrafogható ICBM versenyében – a Szputnyik 1 pályára állításakor az amerikaiak még vért izzadtak az Atlas sorozatos gyermekbetegségeivel – a helyzet relatíve gyorsan megváltozott, az Egyesült Államok az első generációs ICBM-jei, az Atlas és a Titan I után gyorsan megalkotta a következő generációt. A Kubai rakétaválság idején már folyamatban volt az immáron a katonai szempontból nyerőbb szilárd hajtóanyagú Minuteman I-ek első példányainak telepítése, valamint folyamatban voltak a gigászi Titan II tesztjei. Minuteman II, Minuteman III, majd az egész megkoronázásaként a 80-as évek során a Peacekeeper MX következett a szárazföldi telepítésű ICBM-ek sorában.

Felhasznált irodalom

- U.S. Centennial of Flight Commission, http://www.centennialofflight.gov/essay/Evolution_of_Technology/reentry/Tech19.htm (2008. június 12.)
- Federal of American Scientists: Principles of rocket propulsiuon, http://www.fas.org/spp/military/docops/army/ref_text/chap6im.htm (2008. június 16.)
- Federal of American Scientists: United States Nuclear Forces – Early developments, <http://www.fas.org/nuke/guide/usa/icbm/early.htm> (2008. június 16.)

Képek

- <http://en.wikipedia.org/wiki/File:Peacekeeper-missile-testing.jpg>
- http://en.wikipedia.org/wiki/File:Minuteman_III_MIRV_path.svg
- http://en.wikipedia.org/wiki/File:Blunt_body_reentry_shapes.png
- http://en.wikipedia.org/wiki/File:NASA_bipropellant_Lrockth.png
- <http://en.wikipedia.org/wiki/File:SolidRocketMotor.svg>
- http://en.wikipedia.org/wiki/File:Bernard_Adolph_Schriever.jpg