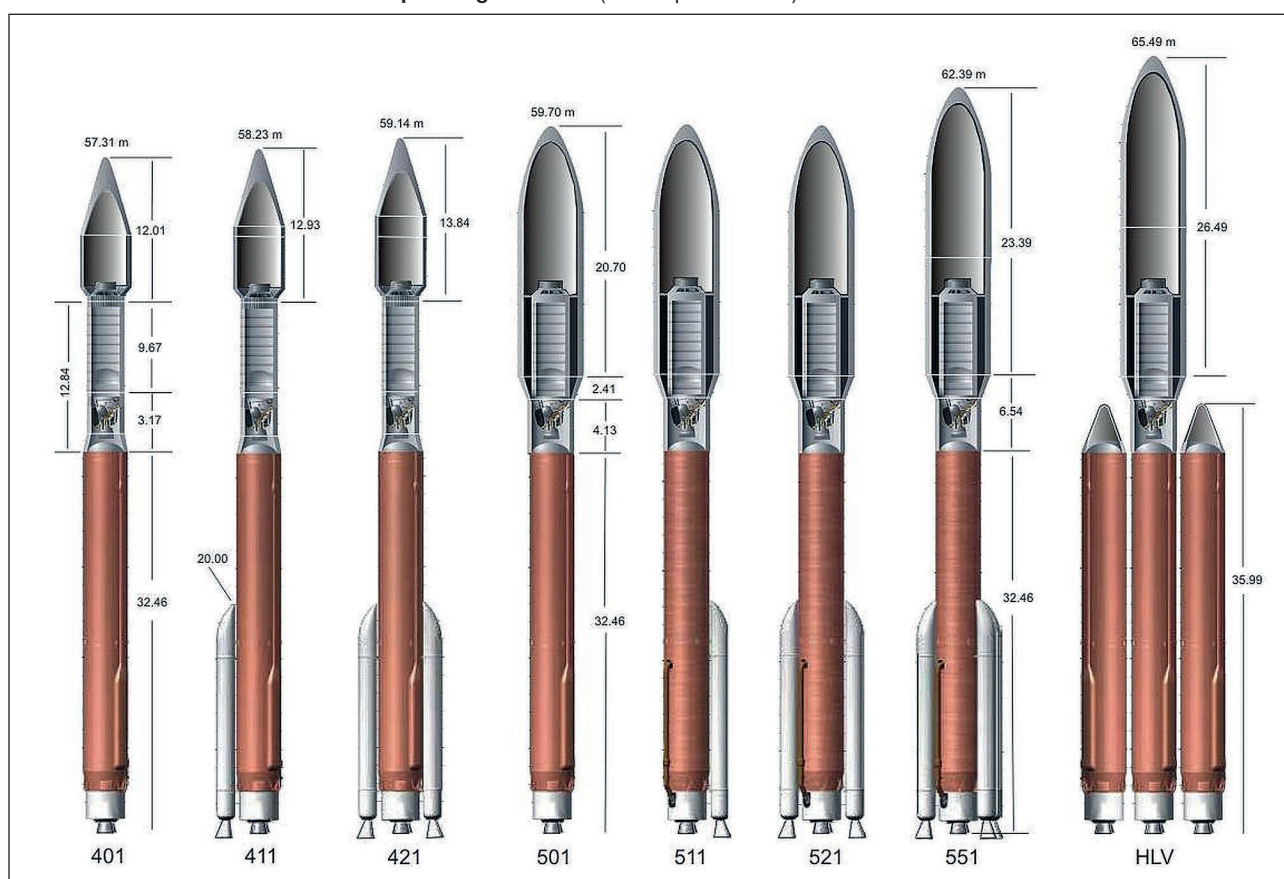


Az amerikai Atlas V hordozórakéta-család

Az űrkorszak hajnalán az Atlas is a korszakra jellemző fejlesztési fázisokon ment keresztül: végső kialakítása előtt az interkontinentális változattól a ballisztikus, katonai változaton keresztül jutottak el az űrkutatási hordozórakétáig. Valójában a szovjet R-7-eshez hasonlóan, az Atlas az amerikai „igásló” szerepét töltötte be.

Az 1960-as évektől az amerikai rakétasorozat alaptípusaként műholdakat, űrszondákat és űrhajókat indított útjukra. Ezzel a típussal indult Föld körüli pályára John Glenn, az első amerikai űrhajós is. Az Atlas V fejlesztésének alapjául az SM-65 Atlas interkontinentális ballisztikus rakéta (Intercontinental Ballistic Missile – ICBM) szolgált. Az Egye-

1. ábra. Az Atlas V változatai.¹ A HLV típust végül törölték (Fotó: Spaceroockets)



ÖSSZEFOGLALÁS: Az Amerikai Egyesült Államok első generációs interkontinentális rakétái közül az Atlasok fejlesztője a General Dynamic/Convair volt. A légierő 1954-ben az Atlas-programot átörökölte a prioritást jelentő 1-A kategóriába. Történetük során az Atlasokat rövid időn keresztül interkontinentális ballisztikus rakétaként alkalmazták, bevetésükre azonban sohasem került sor. 1998-ban az Egyesült Államokban a Pentagon nyomására az a döntés született, hogy az Atlas V-öt hordozórakéta-családként fejlesztik tovább, a terveket és a munkálatokat a Lockheed Martin végezte. A szerző áttekintést nyújt a rakétatípus fejlesztésének történetéről és részletesen közli a műszaki adatokat és statisztikákat.

KULCSSZAVAK: Atlas V, Strategic Missile Evaluation Committee, Lockheed Martin, NASA, Space Launch System

ABSTRACT: Of the first generation intercontinental ballistic missile in the United States, the Atlas missile was developed by the General Dynamic/Convair. In 1954, the US Air Force reclassified the Atlas program as priority category 1-A. Throughout their history, the Atlases have been used for a short time as an intercontinental ballistic missile, but they have never been deployed. In 1998, under pressure from the Pentagon, it was decided to further develop the Atlas V as a launcher family; design and build works were done by Lockheed Martin. The author provides an overview of the history of development and details technical data and statistics.

KEY WORDS: Atlas V, Strategic Missile Evaluation Committee, Lockheed Martin, NASA, Space Launch System

* Magyar Asztronautikai Társaság. ORCID: 0000-0001-7947-8645



2. ábra. A kétfűvókás RD-180 hajtómű az Atlas V első fokozatában. Az AV-007 példány a 401-es számjelet viselte, tehát nem volt gyorsító fokozata (Fotó: NASA)

sült Államok első generációs interkontinentális rakétáit két cég párhuzamosan fejlesztette. A General Dynamic/Convair cég az Atlas, míg a Martin Marietta cég a Titán-I tervet dolgozta. Az Amerikai Egyesült Államok Légierője (United States Air Force – USAF) végül mindkét típust hadrendbe állította. (1959–'62 között az Atlas D, E, F változatokból 134 db, a Titán-I típusból 54 db került többféle típusú betonsilókbba.)

Az Atlas fejlesztési programját az USAF kezdetben az 1-B kategóriába sorolta, és ezzel a döntésével közel tíz évre nyújtotta a kidolgozás határidejét. 1953 októberében azonban a fejlesztés új lendületet kapott. A légierő kutatás-fejlesztési szervezete megalapította a stratégiai rakétaértékelő bizottságot (Strategic Missile Evaluation Committee-t), amely elnökevé Neumann Jánost (1907 Budapest – 1957 Washington) nevezték ki. Az interkontinentális ballisztikus rakéta programot elemző bizottság 1954 februárban készített értékelő jelentésében megállapította, hogy a termonukleáris kutatások területén történt jelentős áttörés nyomán támogathatónak ítéli a ballisztikus rakéta program kivitelezését, és javaslatot tett a légierőnek a program átszervezésére, felgyorsítására. A USAF elfogadta a javaslatot, 1954 májusában az Atlas fejlesztési programját átsorolták a prioritást jelentő 1-A kategóriába.

A terv megvalósítását nehezítette, hogy az 1950-es évek második felében az interkontinentális rakéta, valamint indítóállványai új típusú fegyverként jelentek meg, s ezzel számos előzmény nélküli technikai-szakmai kérdést vetettek fel.

Az első 3 db Atlas D típusú rakétát 1959 augusztusában a kaliforniai Vandenberg légibázison helyezték hadrendbe. Kezdetben az Atlas D rakétákat egyszerű indítóállomásokra telepítették, amelyeket egy megerősített parancsnoki állás-

ból irányítottak. Egyetlen központ három startállást kezel. A továbbiakban a rakétákat már részben megerősített rakétasilókban helyezték el. A rakétákat – vízszintes helyzetben – földalatti tárolókban raktározták el, és közvetlenül az indításuk előtt emelték függőleges helyzetbe.

A sorozat következő tagja, az Atlas E rakéta számára a korábbinál nagyobb védeltséget nyújtó rakétasilókat gyártottak, majd a következő sorozat Atlas F rakétáit már olyan megerősített silókban tárolták, amelyek – a közvetlen találat kivételével – ellenálltak minden támadásnak.

Az Atlasokat rövid időn keresztül interkontinentális ballisztikus rakétaként alkalmazták, de bevetésükre sohasem került sor. (Az Atlas SLV-3 1960 és 1963 között 9 alkalommal szolgált a Mercury űrhajók hordozórakétájaként.)

3. ábra. Izogrid szerkezet részlete (Fotó: NASA)



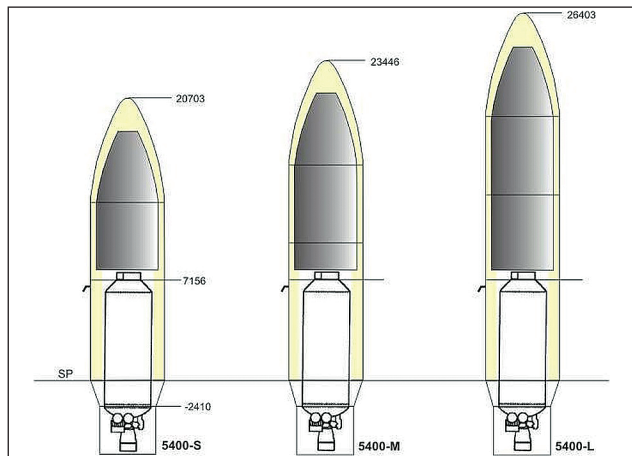
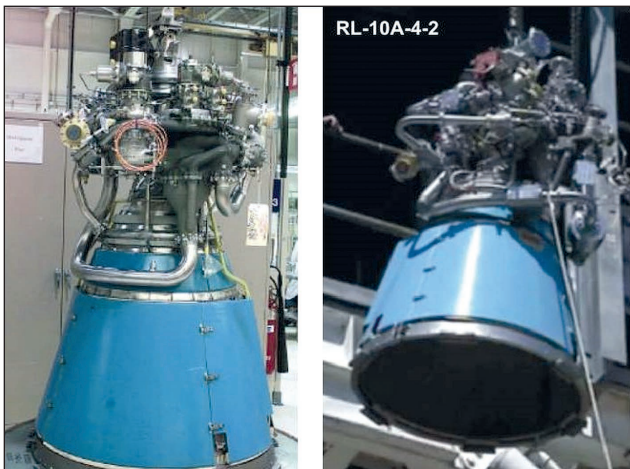


4. ábra. A Centaur fokozatot ráemelik az Atlas V első fokozatára (Fotó: NASA)

AZ ÚJ RAKÉTACSALÁD KIALAKÍTÁSA

1998-ban az Egyesült Államokban – a Pentagon nyomására – úgy döntöttek, hogy új alapokra helyezik a nem emberrel végzett rakétaindításokat. A cél az volt, hogy helyet adjanak egy olcsóbb, de jobb tulajdonságokkal bíró hordozórakéta-családnak. Az USAF által kiírt EELV (Evolved Expendable Launch Vehicle – továbbfejlesztett egyszer használatos hordozórakéta) pályázaton két cég tervét fogadták el, a Boeing Delta IV-esét és a Lockheed Martin Atlas V-ösét. Mindkét típust az USA katonai, kereskedelmi és tudományos műholdjainak felbocsátására vették igénybe. Egyúttal megteremtették az európai Ariane V és az orosz Szojuz-Fregat hordozórakéták konkurenciáját. A korai tervekben még szerepelt az emberes űrrepülést kiszolgáló Atlasok fejlesztése, az OSP (Orbital Space Plane

5. ábra. A Centaur RL-10A-4-2 hajtóműve (Fotó: Spaceroockets)



6. ábra. Az 500-as változat orrkúpjai balról jobbra: rövid, közepes, hosszú (Fotó: Spaceroockets)



– Orbitális Űrrepülőgép Program) is, ám ezt később törölték.

A két cég versenyfutásában a Lockheed Martin megelőzte a Boeinget. 2002. augusztus 22-én elsőként bocsátott fel rakétát, amelynek orrkúpjában a Hot Bird 6 jelű televíziós műholdat helyezték el. A nyertes mégsem a Lockheed lett, mert az Atlas V kevesebb indításra kapott megrendelést. Ennek oka egyrészt a cég Delta IV rakétájának a kereskedelmi célokkal kevésbé összeegyeztethető repülési konfigurációja volt, másrészt, hogy a versenytárs, azaz a Boeing a már bevált Cape Canaveral-i indítóhely mellett vállalta, hogy a vandenbergi légierőbázisról is megteremti és kiépíti a startok műszaki feltételeit.

Ami a hidegháború időszakában elképzelhetetlennek tűnt, a XX. század végére kézzelfogható valósággá vált; az Atlas V első fokozatába az RD-180-as orosz hajtómű került. A Lockheed nem foglalkozott a hajtóműfejlesztéssel, hanem a Glusko Enyergomas Intézet (НПО Энергомаш имени академика В. П. Глушко) termékét használta fel. Az Enyergomas az 1995-ös párizsi légiszalo-

7. ábra. Az Atlas 541-AV-028 típusszámú rakéta elemelkedik az indítóállásról (Fotó: NASA)

non mutatta be hajtóművét az amerikai Pratt and Whitney gyárnak, amely az Atlas III tenderén indult el ezzel. Akkor nem sikerült nyernie, ám a Lockheed 2000-ben ezt a hajtóművet – pontosabban az RD-180-nak a Pratt and Whitney által gyártott változatát – választotta az Atlas V-höz. Az orosz eredetű hajtómű 382 t (3746 kN) tolóerőt ad le az indításnál.

Második fokozatként a Lockheed két opciót kínált. A Centaur fokozat 1 db vagy 2 db RL10A-4-2 típusú hajtóművel egyaránt felszerelhető. E konfiguráció alkalmazható a hordozóeszköz tolóerejéhez és a tényleges igényekhez. Az Atlas V kétféle sorozatban készült. A 400-as széria a fent leírt I. és II. fokozatot használja központi magként, majd a műhold pontos méret- és tömegadatainak ismeretében max. 3 db szilárd hajtóanyagú segédrakétát lehet illeszteni hozzá. Orrkúpja 3 m átmérőjű objektumot képes befogadni.

Az 500-as sorozatot nagyobb műholdak hordozására fejlesztették. Az I. és II. fokozat azonos az előzőével, de az orrkúpja 4, illetve 5 méteres átmérőig növelhető. Emellett, a nagyobb teljesítmény érdekében, a gyorsítórakéták száma max. 5 db lehet. A rugalmasan változtatható rakétacsaláddal bármely 4–7 tonna tömegű kereskedelmi, vagy katonai műhold pályára állítható.

AZ ATLAS V FELÉPÍTÉSE, SZERKEZETE

Az első fokozat szerkezetét teljesen átalakították. A központi hajtóműegység (Common Core Booster – CCB) rozsdamentes acélból készült, nyomásálló tartályai, szerkezeti-eg stabil, alumínium izogrid anyagból készültek, amelyeknek legnagyobb átmérője eléri a 3,8 métert (12,5 ft). Az izogrid egy részlegesen üreges szerkezet, háromszög alakú merevítő bordákkal, amelyet általában egyetlen fémlemezből alakítanak ki. Rendkívül könnyű és merev. A többi

1. táblázat. Az Atlas V teheremelő képessége*

Változat/pálya**	LEO	LPEO	GTO	GEO
Atlas 401	9,80	8,08	4,75	–
Atlas 411	12,03	10,00	5,95	–
Atlas 421	13,60	11,14	6,90	2,85
Atlas 431	15,27	12,13	7,70	3,30
Atlas 501	8,21	6,77	3,78	–
Atlas 511	11,00	9,07	5,25	–
Atlas 521	13,50	11,16	6,48	2,54
Atlas 531	15,53	12,88	7,45	3,08
Atlas 541	17,42	14,49	8,29	3,53
Atlas 551	18,85	15,77	8,90	3,86
Atlas HLV	25,00	19,00	12,65	6,35

* Az adatokat tonnában és a pálya függvényében adjuk meg. A tervezett, de meg nem épült változatokat dőlt betűvel jelezzük.

**Az orbitális pályák rövidítéseinek feloldása: LEO – Low Earth Orbit – Alacsony Föld körüli pálya; LPEO – Low Polar Earth Orbit – alacsony poláris Föld körüli pálya; GTO – Geostationary Transfer Orbit – Geoszinkron átmeneti pálya; GEO – Geostationary Earth Orbit – Geoszinkron pálya

anyaghoz képest lényegesen drágább a gyártása, ezért a használata csak az űrrepülési alkalmazásokra és a repülőgépek különösen kritikus részeire korlátozódik.

Az első fokozat megnyúlt a korábbiakhoz képest, a közös válaszfal helyett a tartályok függetlenek lettek. A CCB tetejére két egymásba épített szerelvényt helyeztek el különböző konfigurációkkal, a hasznos teher méretének függvényében. A 400-as esetében egy kúpos, 0,450 tonnás grafit-epoxi adapter biztosítja az átmenetet a nagyobb átmérőjű első fokozat és a kisebb Centaur között. Egy 0,375 tonnás alumínium-lítium Centaur fokozatközi adapter pedig a CCB tetején támogatja a felső fokozatot. Az 500-as sorozat nagyobb merevítéséhez egy rövid, hengeres, 0,270 tonnás fokozatközi adaptert használnak.

A Centaur fokozat teljesítménye az 5 m hosszú orrkúppal is biztosítja a geoszinkron pálya elérését. A rövid és közepes hosszúságú – 20,7 m, illetve 23,4 m – orrkúpok az 500-asok számára állnak rendelkezésre, míg a 26,4 m hosszúságú a HLV (Heavy-lift Launch Vehicle – nehéz hordozórakéta) számára tervezték. A HLV-re két további CCB kerülhet. A Centaur típus és az 500-as sorozat a hasznos terhet egyaránt képes közvetlenül a geoszinkron pályára (kb. 36 000 km) szállítani.

ÚJ RAKÉTAHAJTÓMŰ-TERVEK AZ USA-BAN

Az Aerojet által gyártott gyorsítórakéták új tervezésűek. A szilárd hajtóanyagú rakéták 0–5 db között kerülhetnek felszerelésre. A startnál a központi hajtóművekkel egyszerűen gyújtják be a gyorsítórakétákat, majd utóbbiak kiégésük után leválnak az első fokozatról.

A NASA igazgatóságának honlapján megjelent költségvetési dokumentum² szerint a Nemzeti Repülési és Űrhajzási Hivatal a jövőben irányító szerepet kíván betölteni egy új, nagy teljesítményű rakétahajtómű kifejlesztésében. A tervek szerint ez a rakétahajtómű kerozin tüzelőanyaggal és folyékony oxigén oxidálóanyaggal működik majd, mert – a hivatalos indoklás szerint – ez a meghajtási mód tengerszinten is elegendő tolóerőt képes kifejteni ahhoz, hogy a rakéta biztonságosan fel tudjon emelkedni. A rakétahajtómű fejlesztését a NASA felügyeli. A fejlesztés célja az, hogy az új rakétahajtómű egy 2020 után szolgálatba álló nehézzrakéta első fokozatának meghajtását biztosítsa. (Annyi a bizonyos, hogy az első SLS nehézzrakéta startját 2021-22-re halasztották.)

Az eredeti fejlesztési mintaként szolgáló orosz gyártmányú RD-180 jelű rakétahajtómű helyett (amely jelenleg az Atlas 5 hordozórakéták első rakétalépcsőjét is biztosítja), az időközben módosított terv szerint az SLS nehézzrakéta első fokozatába négy darab RS-25-ös hajtóművet építenek be, amelyek folyékony hidrogén-oxigén táplálásúak. Ezek a hajtóművek sokkal jobb hatásfokúak a kerozin-oxigén meghajtásúaknál. Jelenleg azonban ez az elképzelés is csupán a tervek szintjén létezik.

Donald Trump elnök 2024-re irányozta elő az újabb amerikai Holdra szállás megvalósítását. Első lépésként a NASA költségvetését 12%-kal megemelte a 2021-es évre. Bár az űrhivatalnak eddig is több mint 3 milliárd dollár állt a rendelkezésére az új nehézzrakéta (Space Launch System – SLS) kifejlesztésére, de a fejlesztők bíznak abban, hogy a Védelmi Minisztérium további összegekkel támogatja majd a terveket. A helyzetet bonyolítja, hogy idén a SpaceX magánűrhajója sikeresen eljutott a Nemzetközi Űrállomásra, és a cég Falcon-9 Heavy rakétája komoly konkurenciát jelent a készülőfélben lévő nehézzrakétának.



2. táblázat. Az Atlas V hajtóműveinek fő műszaki adatai I.

	Fokozat	Hajtómű		Tolóerő tengerszinten (kN)		Specifikus impulzus (N*s/kg)	Tolóerő vákuumban (kN)		Spec. imp. vákuumban (N*s/kg)
				max.	ave		max.	ave	
Atlas V 400, 500	SRB	AJ-60A		max.	1508,0	2447	max.	1688,3	2739
				ave	1112,1		ave	1245,2	
	CCB	RD-180	100%	3826,9		3059	4152		3318
	D-5 (SEC)	RL-10A4-2					97,9		4378
		RL-10A-4-2N					99,2		4418
		RL-10C-1					101,8		4410
Atlas V HLV	CCB (+)	RD-180	100%	3826,9		3059	4152		3318
	CCB	RD-180	100%	3826,9		3059	4152		3318
	D-5 (SEC)	RL-10A-4-2					97,9		4378

3. táblázat. Az Atlas V hajtóműveinek fő műszaki adatai II.

	Fokozat	Hajtómű		Hajtóanyag (t)	Égésidő (s)	Áramlási sebesség (t/sec)		Teljes impulzus (MN*s)
						max.	ave	
Atlas V 400, 500	SRB	AJ-60A		42,63	93,8	max.	0,6164	116,8
						ave	0,4545	
	CCB	RD-180	100%	284,089	227	1,2512		942,8
	D-5 (SEC)	RL-10A4-2		20,83	932	0,0224		91,2
		RL-10A-4-2N		20,83	928	0,0224		90
RL-10C-1		20,83	902	0,0231		91,8		
Atlas V HLV	CCB (+)	RD-180	100%	284,089	227	1,2512		942,8
	CCB	RD-180	100%	284,089	227	1,2512		942,8
	D-5 (SEC)	RL-10A-4-2		20,83	932	0,0237		91,2

4. táblázat. Az Atlas V statisztika (2020. május 17-ig)

Típus	Siker	Kudarac	Összes	Első felbocsátás	Státusz
V 401	38	1	39	2002	aktív
V 411	6	0	6	2006	aktív
V 421	7	0	7	2007	aktív
V 431	3	0	3	2005	aktív
V 501	7	0	7	2010	aktív
V 521	2	0	2	2003	aktív
V 531	3	0	3	2010	aktív
V 541	6	0	6	2006	aktív
V 551	10	0	10	2006	aktív
V N22	1	0	0	2019	aktív
Össze- sen	83	1	84		

(Fotók a szerző gyűjteményéből)

Kétségtelen, hogy az új, folyékony hidrogén-oxigén meghajtású, valamint a metángázzal üzemelő, a világűr vákuumában használható rakétahajtóművek egyértelműen a jövőt jelentik. A hidrogén-oxigén hajtóművek a lehető legjobb fajlagos tolóerőt képesek előállítani.

FORRÁSOK

Brügge, Norbert. *Space Rockets* Elérés: 2020. 07. 07. <http://www.b14643.de/>;
 Schuminszky Nándor. „Az űr a végső határ” Űrvilág 2018.09.20, Elérés: 2020. 07. 07. www.urvilag.hu/20180920_az_ur_a_vegso_hatar;
 Watson, Michael D. „Launch Vehicle Production and Operations Cost Metrics” *Nasa Technical Reports Server* Elérés: 2020. 07. 07. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20140010913>;
Atlas V Launch Services User's Guide March 2010 United Launch Alliance. Elérés: 2020. 07. 07. <https://www.ulalaunch.com/docs/default-source/rockets/atlasusersguide2010.pdf>.

JEGYZETEK

- Az Atlas V három alapváltozata ismert, közöttük az orrkúpok méretei, illetve a gyorsítórakéták száma tesz különbséget. Az Atlas-V család háromjegyű számjeleinek jelentése:
 1. számjegy: az orrkúp átmérője méterben (kb.);
 2. számjegy: a gyorsítórakéták száma;
 3. számjegy: a hajtóművek száma a Centaur fokozatban.
- Zapata, Edgar. *The State of Play US Space. Systems Competitiveness Prices, Productivity, and Other Measures of Launchers & Spacecraft.* Presentation to the Future In-Space Operations (FISO) Seminar. NASA Kennedy Space Center, 2017. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170009967.pdf>.