

УНТЦ, Київ

Дослідження конкретних прикладів застосування РКРТ:

«САФІР» та «СІМУРГ»

Загальний аналіз та моделювання

Анджело Мінотті, PhD

21 травня 2019 р.

Зміст

РКРТ і останні події

Ракета/пускові установки «САФІР»

- Загальна інформація про сім'ю «Сафір»: розробка, комплектація ракети-носія і компоненти (розрахунки)
- Історія пусків
- Моделювання і результати
 - Загальні результати у програмі MIRE
 - Припущення
 - Результати для ракети «САФІР»

Ракета/пускові установки «СІМУРГ»

- Загальна інформація про ракету «Сімург»: розробка, комплектація ракети-носія і компоненти (розрахунки)
- Історія пусків і корисне навантаження
- Моделювання і результати
 - Загальні результати у програмі MIRE
 - Припущення
 - Результати для ракети «СІМУРГ»

Режим контролю ракетних технологій (РКРТ) (1/2)

Режим контролю ракетних технологій – неформальна та добровільна асоціація країн, які мають спільні цілі щодо нерозповсюдження непілотованих систем доставки, здатних доставляти зброю масового знищення, і які бажають координувати національні зусилля у сфері експортного ліцензування, спрямовані на попередження розповсюдження таких систем.

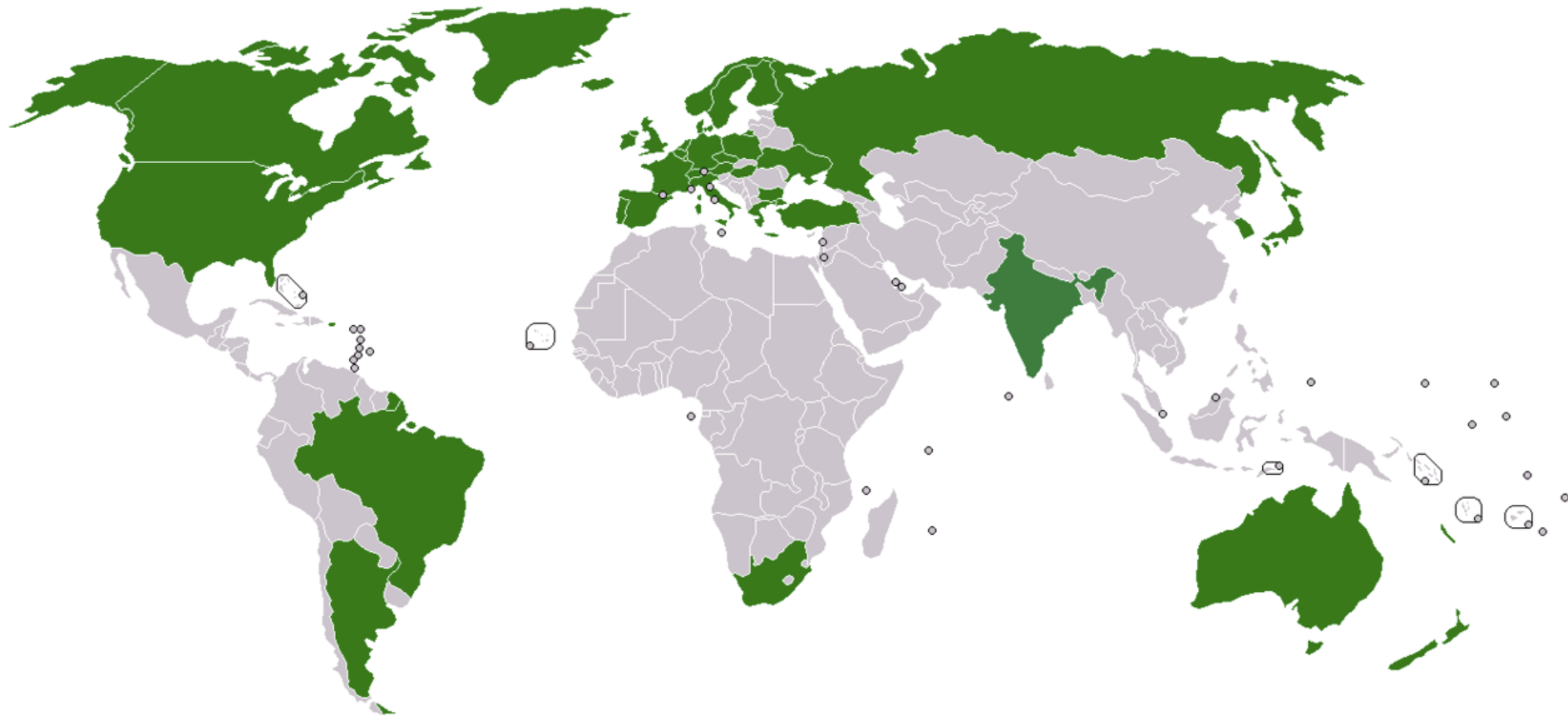
Учасники: 34 (відомі як «партнери»)

Відповідна угода: --

Режим контролю ракетних технологій (РКРТ) (2/2)

Учасники:

АРГЕНТИНА, АВСТРАЛІЯ, АВСТРІЯ, БЕЛЬГІЯ, БОЛГАРІЯ, БРАЗИЛІЯ, КАНАДА, ЧЕХІЯ, ДАНІЯ, ФІНЛЯНДІЯ, ФРАНЦІЯ, НІМЕЧЧИНА, ГРЕЦІЯ, УГОРЩИНА, ІСЛАНДІЯ, ІНДІЯ, ІРЛАНДІЯ, ІТАЛІЯ, ЯПОНІЯ, ЛЮКСЕМБУРГ, НІДЕРЛАНДИ, НОВА ЗЕЛАНДІЯ, НОРВЕГІЯ, ПОЛЬЩА, ПОРТУГАЛІЯ, РЕСПУБЛІКА КОРЕЯ, РОСІЙСЬКА ФЕДЕРАЦІЯ, ПАР, ІСПАНІЯ, ШВЕЦІЯ, ШВЕЙЦАРІЯ, ТУРЕЧЧИНА, УКРАЇНА, ВЕЛИКА БРИТАНІЯ, СПОЛУЧЕНІ ШТАТИ АМЕРИКИ.



Останні події

Протягом останнього місяця Іран зробив спробу запустити 2 космічних апарати; йому не заборонено запускати супутники, однак декілька країн, включаючи США і Францію, засудили запуски, оскільки у ракеті була використана технологія, застосовна у балістичних ракетах.

Запуски супутників Іраном не порушують умов ядерної угоди і Резолюції 2231 РБ ООН, якою було введено в дію договір, що закликає Іран утримуватися від дій, пов'язаних з балістичними ракетами, здатними за своєю конструкцією нести ядерну зброю. Цей договір не є обов'язковим і не стосується запуску супутників.

Все ж держсекретар США Майк Помпео охарактеризував запуск як «ще один випадок непокори міжнародній спільноті і Резолюції 2231 РБ ООН».

3 січня у своїй заяві, застерігаючи Іран від проведення пуску, Помпео сказав, що текст Резолюції поширюється на космічні ракети-носії, оскільки вони «включають у себе технології, які є фактично ідентичними тим, що застосовуються у балістичних ракетах, включаючи міжконтинентальні балістичні ракети (МБР)».

15 січня 2019 р., «Сімург»: <https://www.youtube.com/watch?v=la-a0FtUv6k>

05 лютого 2019 р., «Сафір»: <https://www.youtube.com/watch?v=Grd4BiMMzqw>

Чи існують характеристики, подібні до ракетних технологій?

Чи важливо з огляду на це контролювати подібні товари та технології?

«САФІР»

ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО РАКЕТУ «САФІР» (1/4)

- Перша космічна ракета-носій Ірану, яка використовувалася для виведення супутників на низьку навколоземну орбіту (ННО);
- Може бути пов'язана з передбачуваною БРСД «Шахаб-3», яка є варіантом північно-корейської ракети «Нодонг».
- Два/три ступеня:
 - Перший ступінь 1,25 м у діаметрі з 1 двигуном.
Основний двигун стаціонарний; керування здійснюється за допомогою газодинамічних рулів.
 - Рідкопаливний другий ступінь діаметром 1,25 м;
 - Паливо на основі НДМГ/N₂O₄ в обох ступенях (припущення);
 - Може також бути присутнім невеликий розгінний третій ступінь, який дає змогу виводити супутники на більш високі орбіти і має конструкцію з високою тягою і короткого роботою двигуна;
 - При використанні двох ступенів можливе корисне навантаження зводиться до кількох десятків кг;
 - Невеликий розгінний двигун третього ступеня дозволяє збільшити корисне навантаження до 200 кг або більше;
 - ІНФОРМАЦІЯ ПРО 3-й СТУПІНЬ ВІДСУТНЯ.

ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО РАКЕТУ «САФІР»: ІСТОРІЯ РОЗРОБКИ РАКЕТИ

БРСД «Нодонг» (КНДР)



БРСД «Шахаб-3»
(Іран)



Ракета-носій
«САФІР»

No Dong at a Glance

Originated From: North Korea

Possessed By: North Korea

Class: Medium-Range Ballistic Missile (MRBM)

Basing: Road-mobile

Length: 16.2 m

Diameter: 1.36 m

Launch Weight: 16,500 kg

Payload: Single warhead, 1200 kg

Warhead: Nuclear, chemical, HE or submunitions

Propulsion: Single-stage liquid propellant

Range: 1,200-1,500 km

Status: Operational

In Service: 1994

Shahab-3 at a Glance

Originated from: Iran

Possessed by: Iran

Class: Medium-Range Ballistic Missile (MRBM)

Basing: Road-mobile or silo-based

Length: 16.58 m

Diameter: 1.25 or 1.38 m

Launch weight: 17,410 kg

Payload: Single warhead, 1,200 kg

Warhead: Nuclear, HE, chemical, or submunitions

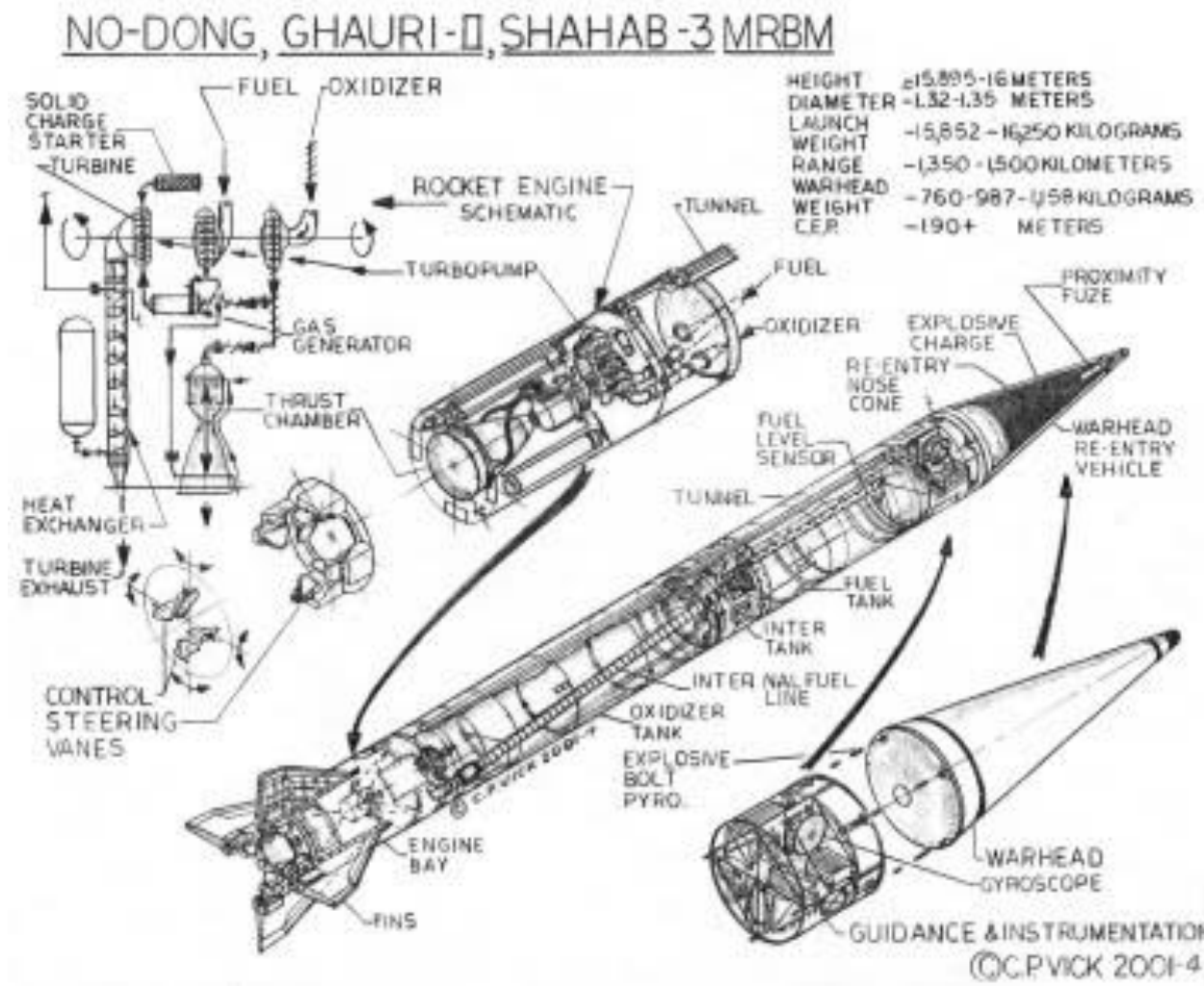
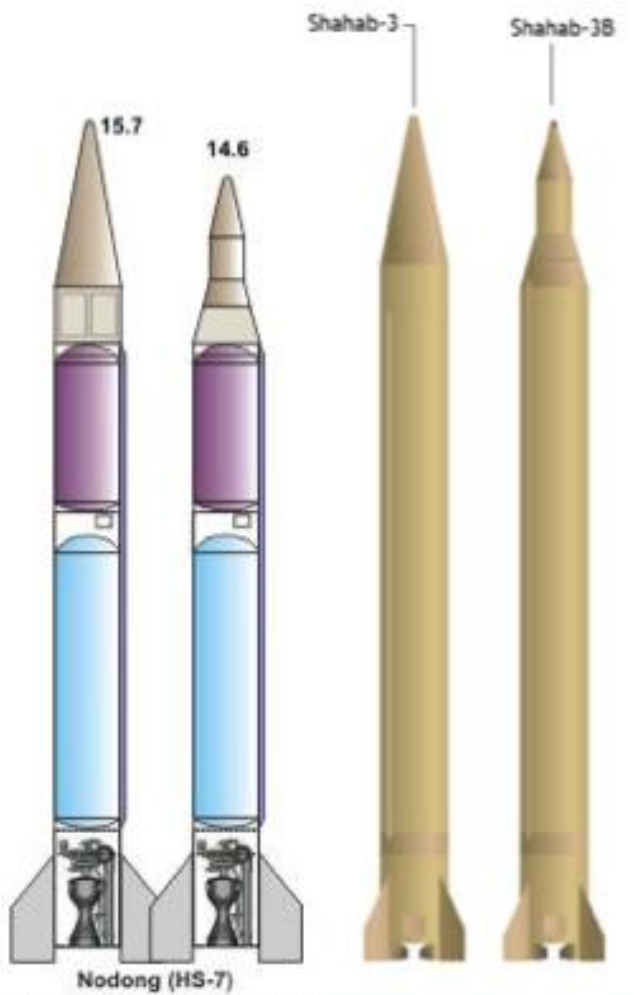
Propulsion: Single-stage liquid propellant

Range: 1,300 km

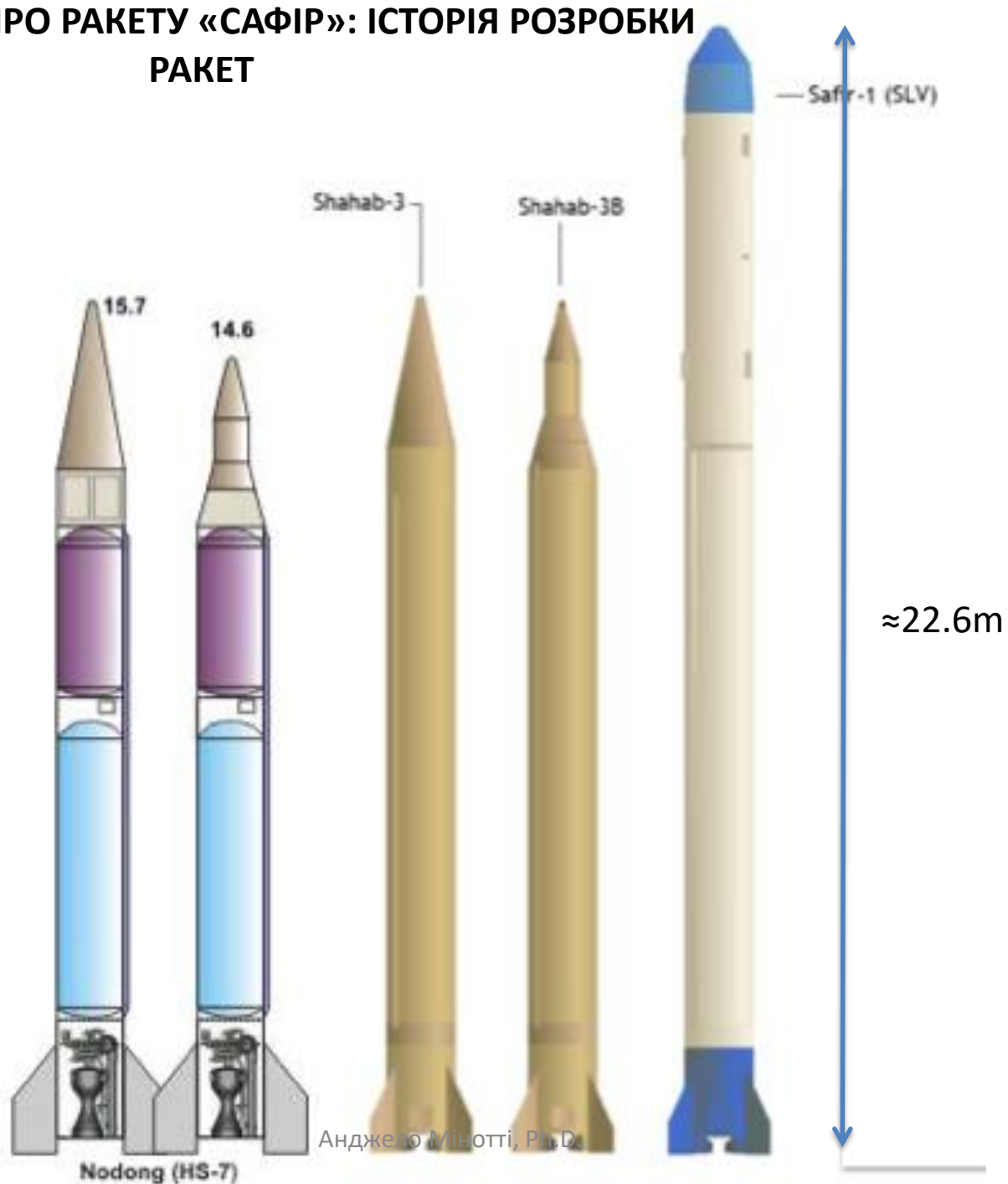
Status: Operational

In service: 2003

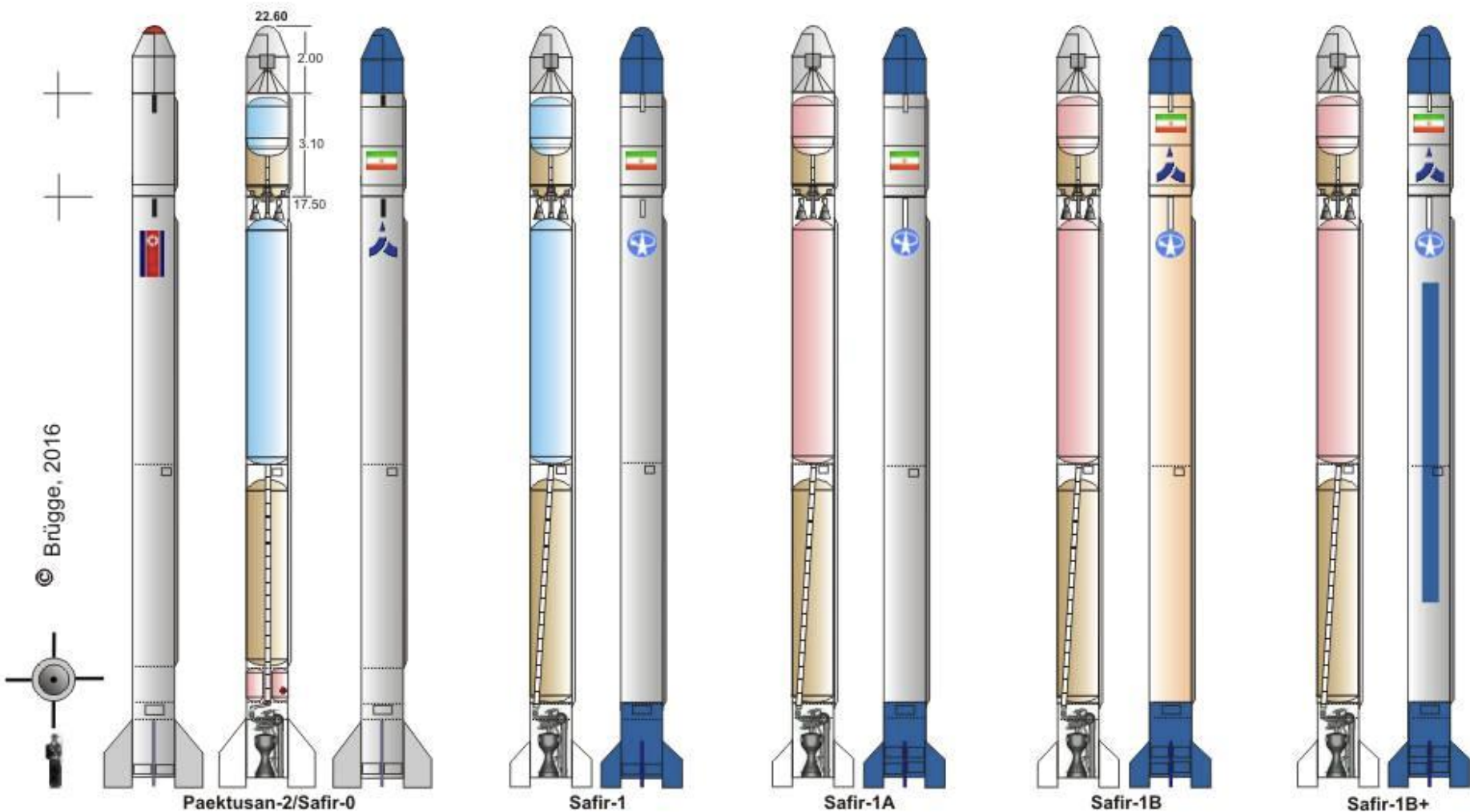
ЗАГАЛЬНІ ДАНІ ПРО РАКЕТУ «САФІР»: ІСТОРІЯ РОЗРОБКИ РАКЕТ



ЗАГАЛЬНІ ДАНІ ПРО РАКЕТУ «САФІР»: ІСТОРІЯ РОЗРОБКИ РАКЕТ



ЗАГАЛЬНІ ДАНІ ПРО РАКЕТУ «САФІР»: ІСТОРІЯ РОЗРОБКИ РАКЕТ



Paektusan-2/Safir-0

Safir-1

Safir-1A

Safir-1B

Safir-1B+

Version	Stage 1		Stage 2	
Safir-1	L-19 (AK-27 ox.)	Nodong (1)	L-3 (AK-27 ox.)	LRE-4 (2)
Safir-1A	L-19 (N2O4 ox.)	Nodong+ (1)	L-3 (N2O4 ox.)	LRE-4+ (2)
Safir-1B	L-19 (N2O4 ox.)	Nodong+ (1)	L-3 (N2O4 ox.)	LRE-4+ (2)
Safir-1B+	L-19 (N2O4 ox.)	Nodong++ (1)	L-3 (N2O4 ox.)	LRE-4+ (2)

Version	Stage 3
Safir-1	-
Safir-1A	-
Safir-1B	-
Safir-1B+	-

21/05/19

Islamic Republic Iran			Safir-1		Safir-1A		Safir-1B		Safir-1B+	
Overall Vehicle	Operational	from	16.08.2008		15.06.2011		03.02.2012		23.05.2012	
		to	03.02.2009						05.02.2019	
	Orbital flights		2		1		1		4	
	Payload weight	t	LEO	0.027	LEO	0.015	LEO	~0.050	LEO	0.052
	Gross liftoff weight	t	~25.20		~25.25		~25.15		~25.25	
	Gross propellant weight	t	~21.25		~21.25		~21.25		~21.25	
	Total length	m	~ 22.60		~ 22.60		~ 22.60		~ 22.60	
	Max. diameter (span)	m								
	Total liftoff thrust (s.l.)	kN	284.4		298.2		298.2		333.6	
	Total impulse (vac)	MN*s	56.9		59.2		59.2		61.3	
Fairing	Total length	m	~2.00		~2.00		~2.00		~2.00	
	Diameter	m	1.25		1.25		1.25		1.25	
	Total weight	t	~0.1		~0.1		~0.1		~0.1	
Stage 2	Name									
	Length	m	~3.10		~3.10		~3.10		~3.10	
	Diameter	m	1.25		1.25		1.25		1.25	
	Liftoff weight	t	~3.40		~3.48		~3.45		~3.45	
	Propellant weight	t	~3.05		~3.05		~3.05		~3.05	
	Engines		LRE-4 (2)		LRE-4+ (2)		LRE-4+ (2)		LRE-4+ (2)	
	Propellant		UDMH /AK-27		UDMH /N2O4		UDMH /N2O4		UDMH /N2O4	
	Total thrust (vac)	kN	34.1		35.4		35.4		35.4	
	Specific impulse (vac)	N*s/kg	~2736		~2844		~2844		~2844	
	Burn time	s	245		245		245		245	
	Total impulse (vac)	MN*s	8.3		8.7		8.7		8.7	
Stage 1	Name									
	Length (+ adapter)	m	~17.50		~17.50		~17.50		~17.50	
	Diameter	m	1.25		1.25		1.25		1.25	
	Liftoff weight	t	~21.66		~21.66		~21.57		~21.66	
	Propellant weight	t	~18.20		~18.20		~18.20		~18.20	
	Engines		Nodong (1)		Nodong+ (1)		Nodong+ (1)		Nodong++ (1)	
	Propellant		UDMH/AK-27		UDMH/N2O4		UDMH/N2O4		UDMH/N2O4	
	Total thrust (s.l.)	kN	284.4		298.2		298.2		333.6	
	Specific impulse (s.l.)	N*s/kg	2422		2540		2540		2658	
	Burn time	s	155		155		155		145	
	Total impulse (vac)	MN*s	48.6		50.5		50.5		52.6	

ЗАГАЛЬНІ ДАНІ ПРО РАКЕТУ «САФІР»: ДВИГУНИ

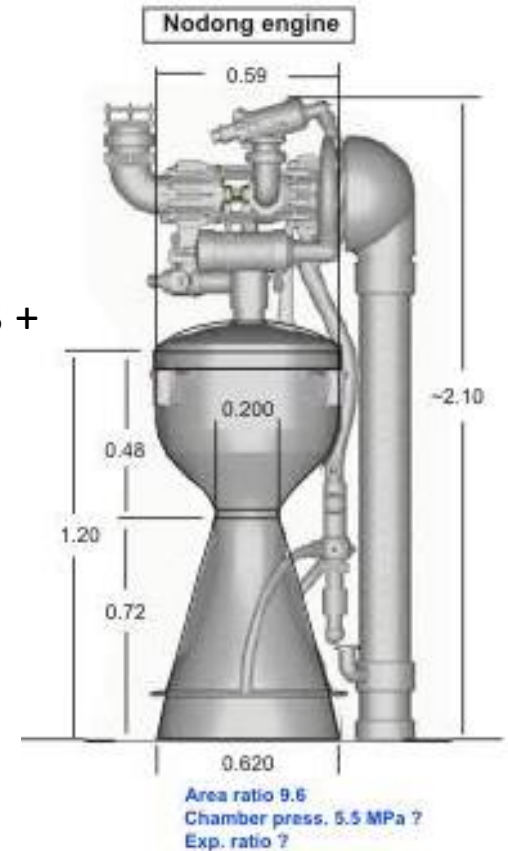
1-й ступінь: 1 двигун

Паливо: несиметричний диметилгідразин (НДМГ, $(\text{CH}_3)_2\text{N}_2\text{H}_2$)

Окиснювач: N_2O_4 або

IRFNA (червона димляча азотна кислота з присадками, $\text{HNO}_3 + \text{N}_2\text{O}_4$), або

$\text{HNO}_3 + \text{N}_2\text{O}_4$, 73% і 27% (=АК27)



2-й ступінь: 2 двигуни

Паливо: НДМГ $(\text{CH}_3)_2\text{N}_2\text{H}_2$

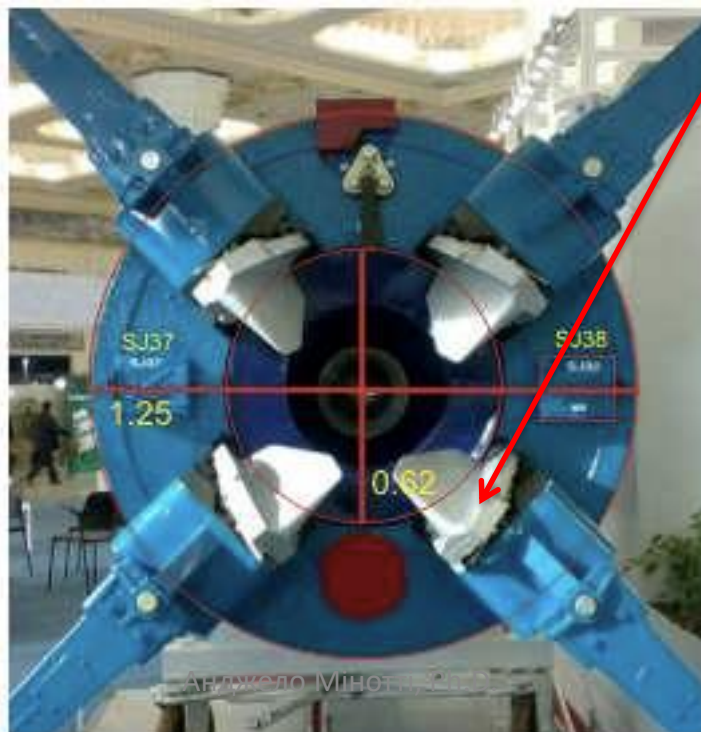
окиснювач: N_2O_4 або IRFNA, або АК27

ЗАГАЛЬНІ ДАНІ ПРО РАКЕТУ «САФІР»: КЕРУВАННЯ ВЕКТОРОМ

ТЯГИ



ГРАФІТ
Газодинамічні
рулі



ІСТОРИЯ ПУСКІВ РАКЕТИ «САФІР»

SPACE LAUNCH REPORT

SAFIR 1 ORBITAL/SUBORBITAL LAUNCH LOG

```
=====
DATE                VEHICLE ID PAYLOAD                MASS(t) SITE* ORBIT**
-----
02/04/08 Safir 1    Shahab 3C suborb. test            SE 1  SUB [0]
08/16/08 Safir 1    OES0001 Omid Dummysat?                   0.025? SE 1 [FTO][4]
02/02/09 Safir 1    GBS0092 Omid (2)                          0.025 SE 1  LEO
06/15/11 Safir 1    UIS0001 Rassad                          0.015 SE 1  LEO
02/03/12 Safir 1B   ERS2002 Navid-e Elm-o Sanat              0.05  SE 1  LEO
05/23/12 Safir 1B           Fajr?                            0.05? SE 1 [FTO][7]
09/22/12 Safir 1B           Fajr?                            0.05? SE 1 [FTO][7]
02/17/15 Safir 1B           Fajr?                            0.05? SE 1 [FTO][8]
02/02/15 Safir 1B   LBS2001 Fajr                             0.05  SE 1  LEO
02/05/19 Safir           Dousti                            SE 1 [FTO][7]
=====
```

[0] Test of Iran's Safir launch vehicle. Some claim test failed at staging at 90 sec.

[4] Uncertain if this was an Iranian satellite orbital launch attempt or a suborbital test flight. Safir IRILV consists of two liquid stages with a possible small third kick stage that may or may not have flown on this flight. At any rate, a failure occurred during second stage flight, according to U.S. Navy observers.

[7] Failures not reported by Iran. Suspected failures based on satellite imagery analyzed by Jane's Defence Weekly.

[8] Failure not reported by Iran. Suspected failure based on commercial satellite imagery, but less consensus on this suspected failure than on 2012 failures.

Джерела:

www.globalsecurity.com

www.armscontrolwonk.com

21/05/19

Анджело Мінотті, Ph.D.

15

Останнє оновлення: 11 лютого 2019 р.

Моделювання і результати (1/3)

Моделювання виконувалося за допомогою домашньої програми розрахунку дальності польоту ракети (MIRE).

Програма MIRE враховує наступні реальні ефекти:

- Обертання Землі
- 3D
- Сила опору
- Прискорення Коріоліса

Програма MIRE потребує визначення наступних параметрів:

- Число ступенів
- Базова довжина
- Коефіцієнт опору
- Початкова швидкість (м/с)
- Час роботи двигуна (с): відповідає часу руху з робочим двигуном
- Маса ступеня (кг): конструкція + паливо + двигун
- Паливо (кг)
- Питомий імпульс $I_{пит}$ (с)
- Дані щодо пускового майданчика (широта, довгота, висота, азимут)
- Корисне навантаження і обтічна обшивка (кг)
- Попередня затримка: час затримки, після якого запалюється ступінь «i+1»
- Кутова швидкість на крутій траєкторії: швидкість зміни кута при польоті (від 0° при зльоті до 45° при вигорянні палива, тобто, на фазі польоту балістичною траєкторією)

Моделювання і результати (2/3)

«САФІР»

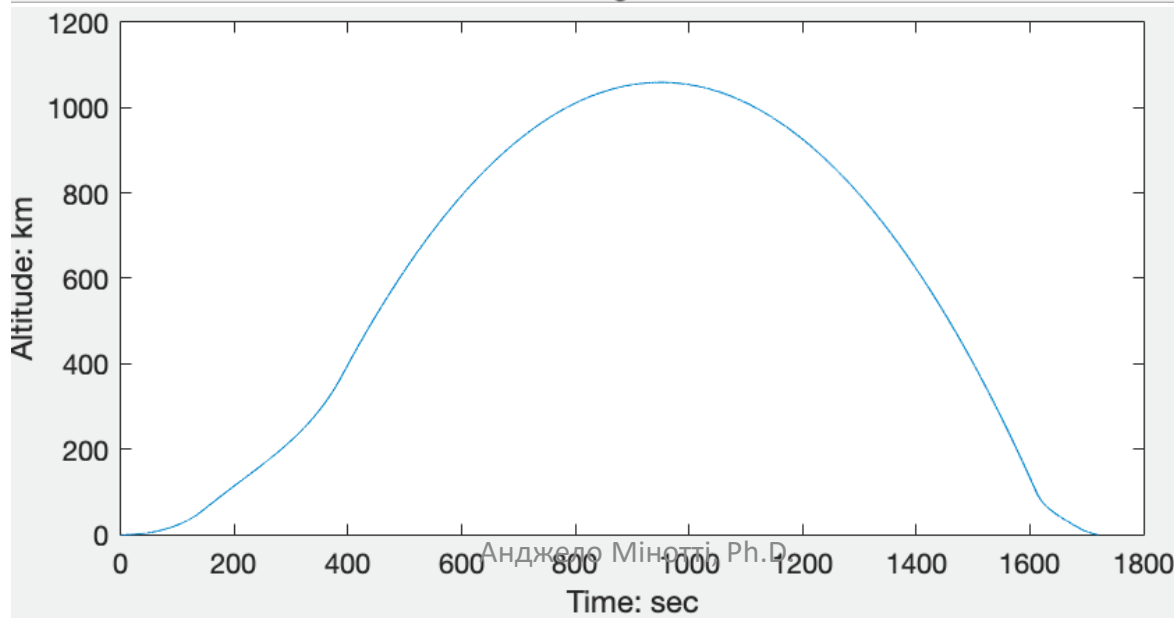
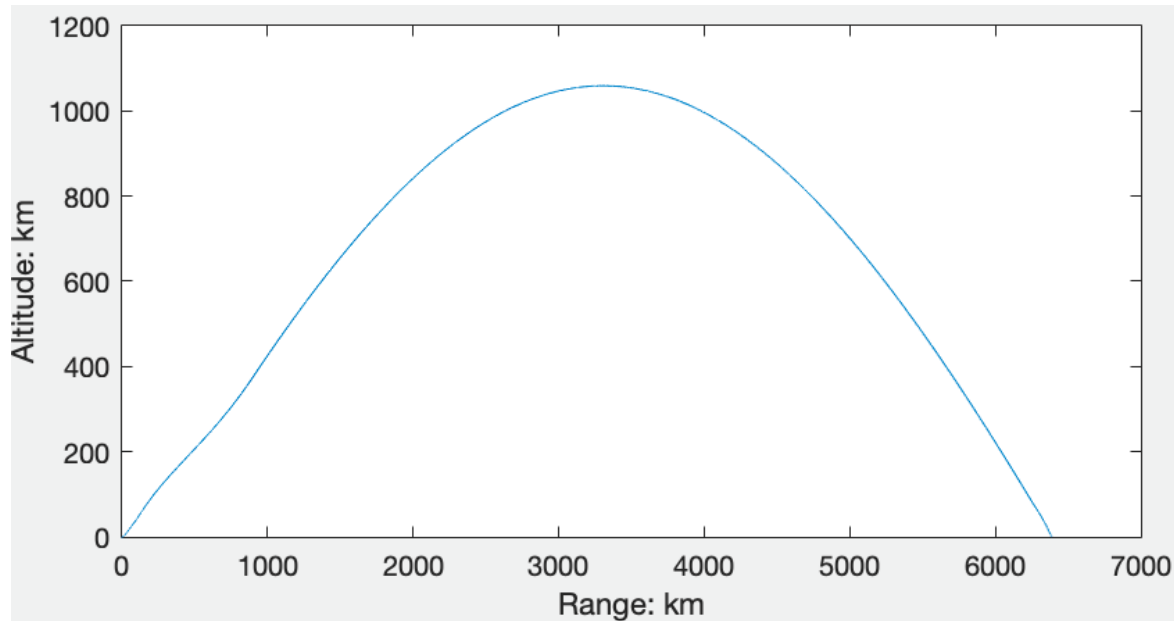
ГРАНИЧНІ ТА ПОЧАТКОВІ УМОВИ			ПУСКОВИЙ МАЙДАНЧИК та ЗАКОН НАВЕДЕННЯ	
	<u>1 ступінь</u>	<u>2 ступінь</u>	Широта (град.)	35,23793
Опір, Co	0,2	0,2	Довгота (град.)	53,94875
Діаметр прискорювача (м)	1,25	1,25	Азимут (град.)	0 (РОЗР.)
Початкова швидкість (м/с)	0	-	Кут при розгоні (град.)	89
Час роботи двигуна (с)	145	245	Кут у апогеї (град.)	45
Повна маса при зльоті (кг)	25150+100+650		Кутова швидкість (град./с)	0.5
Вага ступеня (кг)	21660	3450	Часовий інтервал алгоритму (с)	0,1
Корисна вага палива (кг)	18200	3050		
Структурний коефіцієнт (%)	84%	88,5%		
Обтічна обшивка (кг)	100			
Боєголовка (кг)	650			
Питомий імпульс (с)	271	290		
Тяга (кН)	333,6	35,4		

Прим.:

Інформація про 3 ступінь зараз недоступна, тому моделювання виконувалося за припущенням наявності 2 рушійних ступенів. 17

Моделювання і результати (3/3)

«САФІР»: МАКС. дальність=6389км; МАКС. висота= 1059км; час підльоту=27хв.



«СІМУРГ»

ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО РАКЕТУ «СІМУРГ» (1/4)

- Друга іранська ракета-носій.
- Може бути пов'язана з передбачуваною БРСД «Шахаб-5» і північнокорейською ракетою-носієм «Инха».
- Два/три ступеня:
 - Перший ступінь 2,5 у діаметрі з чотирма двигунами від ракети «Сафір-1». Основні двигуни стаціонарні; керування здійснюється за допомогою чотирьох малих газодинамічних рулів.
 - Рідкопаливний другий ступінь з чотирма двигунами, імовірно, є збільшеною версією другого ступеня ракети «Сафір-1»;
 - Паливо на основі НДМГ/N₂O₄ в обох ступенях (припущення; інші вчені припускають використання IRFNA).
 - Може також бути присутнім невеликий твердопаливний розгінний третій ступінь, який дає змогу виводити супутники на більш високі орбіти і має конструкцію з високою тягою і короткою роботою двигуна;
 - 3 ступінь може мати твердопаливний двигун «Саман-1»

Існує низка паралелей між першим ступенем ракети «Сімург» і північнокорейською ракетою «Инха»; серед них найбільш вражаюча – зв'язка з чотирьох двигунів.

Західні спостерігачі, імовірно, дійшли консенсусу у тому, що Іран використовує версію північнокорейського двигуна «Нодонг» для ракет «Сафір» (один двигун) і «Сімург» (зв'язка з чотирьох двигунів), хоча існують ознаки того, що Іран експлуатує двигуни за дещо відмінних умов (співвідношення компонентів палива, тиск у камері) – потенційно, за рахунок вдосконалення конструкції «Нодонг».

ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО РАКЕТУ «СІМУРГ»: ІСТОРІЯ РОЗРОБКИ РАКЕТ

Північнокорейська МБР «Тепходон-2»
(мілітаризована версія північнокорейської
ракети-носія супутників «Инха»)

Іранська МБР
«Шахаб-5»
(скасована)

Іранська ракета-
носії «СІМУРГ»

Taepodong-2 At a Glance

Originated From: North Korea

Possessed By: North Korea

Alternate Names: Moksong 2, Paektusan 2, Pekdosan 2, Unha-2, Unha-3

Class: Satellite Launch Vehicle

Basing: Fixed launched platform

Length: 32 m

Diameter: 2.4 m (first stage), 1.4 m (second second), 0.9 m (third stage)

Launch Weight: 64,300 kg

Payload: Single warhead or satellite, 1,000-1,500 kg

Warhead: Nuclear, biological, chemical or HE

Propulsion: Three-stage liquid

Range: 4,000 – 10,000 km (two stage) 10,000 + (three stage)

Status: Tested

ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО РАКЕТУ «СІМУРГ»: ІСТОРІЯ РОЗРОБКИ РАКЕТ

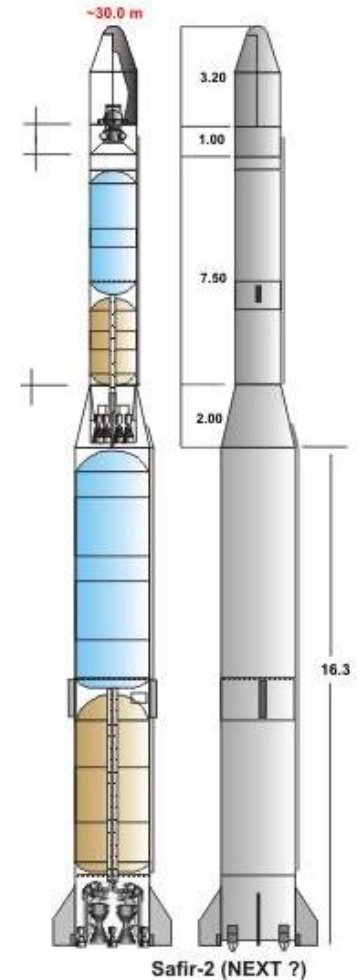
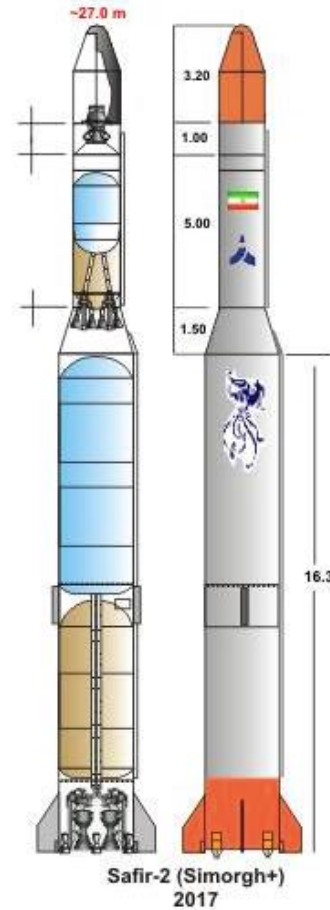
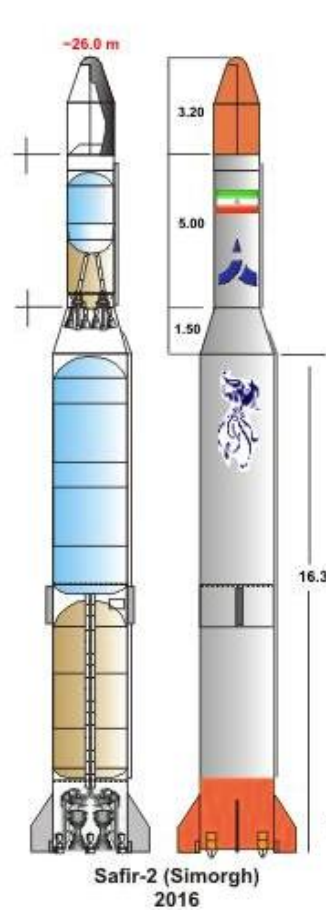
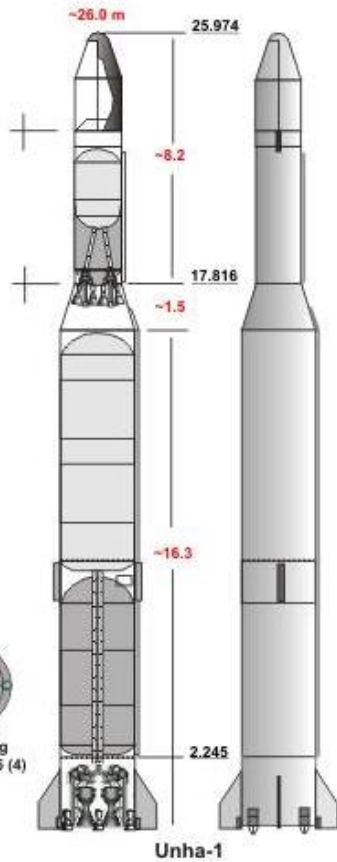
2 СТУПЕНІ

2 СТУПЕНІ

2 СТУПЕНІ

3 СТУПЕНІ

© Brüggе, 2017



Version	Boster	Stage 1		Stage 2		Stage 3
Simorgh+	-	L-63 (N2O4 ox.)	Nodong/LRE-15 (4+4)	L-7.5 (N2O4 ox.)	LRE-4 (4D10V) (4)	Saman-1
Simorgh (NEXT) ?	-	L-63 (N2O4 ox.)	Nodong/LRE-15 (4+4)	L-13 (N2O4 ox.)	LRE-X (4)	Saman-1

Islamic Republic Iran		Simorgh (Unha-1)		Simorgh+		
Overall Vehicle	Operational	from			15.01.2019	
		to				
	Orbital flights		0		2	
	Payload weight	t	LEO	-	LEO	~0.100
	Gross liftoff weight	t	~84.80		~85.30	
	Gross propellant weight	t	~70.51		~70.72	
	Total length	m	25.974		~27.00	
	Max. diameter (span)	m				
	Total liftoff thrust (s.l.)	kN	1,271.0		1,332.7	
Total impulse (vac)	MN*s	189.2		196.86		
Fairing	Total length	m	~3.20		~3.20	
	Diameter	m	1.50		1.50	
	Total weight	t	~0.12		~0.12	
Stage 3	Name		Saman-1			
	Length	m	Without third stage no Orbit		~1.00	
	Diameter	m				
	Liftoff weight	t			~0.50	
	Propellant weight	t			~0.21	
	Engines					
	Propellant				solid	
	Total thrust (vac)	kN			~21.0	
	Specific impulse (vac)	N*s/kg			~2805	
	Burn time	s			~28	
	Total impulse (vac)	MN*s			0.59	
Stage 2	Name					
	Length (+adapter)	m	~5.00	~5.00		
	Diameter	m	1.50	1.50		
	Liftoff weight	t	~ 8.96	~ 8.96		
	Propellant weight	t	~7.47	~7.47		
	Engines		2 LRE-4+ (4)	2 LRE-4+ (4)		
	Propellant		UDMH / N2O4	UDMH / N2O4		
	Total thrust (vac)	kN	70.8	70.8		
	Specific impulse (vac)	N*s/kg	~2844	~2844		
	Burn time	s	300	300		
	Total impulse (vac)	MN*s	21.2	21.2		
Stage 1	Name					
	Length (+ adapter)	m	17.816	17.816		
	Diameter	m	2.40	2.40		
	Liftoff weight	t	~75.65	~75.65		
	Propellant weight	t	~63.04	~63.04		
	Engines		Nodong (4)	Nodong+ (4)		
	Propellant		UDMH /AK-27	UDMH /N2O4		
	Total thrust (s.l.)	kN	1,137.6 (+133.4)	1,192.8 (+139.9)		
	Specific impulse (s.l.)	N*s/kg	~2422	~2540		
	Burn time	s	120	120		
	Total impulse (vac)	MN*s	168.0	174.8		

ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО РАКЕТУ «СІМУРГ»: ДВИГУНИ

Simorgh

Stage	Engines	Thrust s.l.	Isp s.l.	Thrust vac	Isp vac	Propellant		Burn time	Flow rate	Total Imp
		kN	N*s/kg	kN	N*s/kg		tons	s	t/s	MN*s
1	Nodong (4)	1,137.6	2422	1,247.3	2658	UDMH/AK-27	63.04	120	0.4696	167.4
	LRE-15 (4)	133.4	2393	147.0	2638			120	0.0557	
2	2 x LRE-4+ (4)			70.8	2844	UDMH/AK-27	7.47	300	0.0249	21.2

Simorgh+

Stage	Engines	Thrust s.l.	Isp s.l.	Thrust vac	Isp vac	Propellant		Burn time	Flow rate	Total Imp
		kN	N*s/kg	kN	N*s/kg		tons	s	t/s	MN*s
1	Nodong+ (4)	1,192.8	2540	1,303.3	2775	UDMH/N2O4	63.04	120	0.4696	174.8
	LRE-15+ (4)	139.9	2510	153.0	2746			120	0.0557	
2	2 x LRE-4+ (4)			70.8	2844	UDMH/N2O4	7.47	300	0.0249	21.2
3	Saman-1			21.0	2805	solid	0.21	28	0.0750	0.59



ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО РАКЕТУ «СІМУРГ»: ДВИГУНИ

1-й ступінь: 4 двигуни + 4 рульових двигуни з власним турбонасосом

Паливо: несиметричний диметилгідразин (НДМГ, $(\text{CH}_3)_2\text{N}_2\text{H}_2$)

Окиснювач: N_2O_4 або

IRFNA (червона димляча азотна кислота з присадками, $\text{HNO}_3 + \text{N}_2\text{O}_4$), або

$\text{HNO}_3 + \text{N}_2\text{O}_4$, 73% і 27% (=АК27)



2-й ступінь: 4 двигуни LRE-4 (4D10V) з 2 турбонасосами

Паливо: НДМГ, $(\text{CH}_3)_2\text{N}_2\text{H}_2$

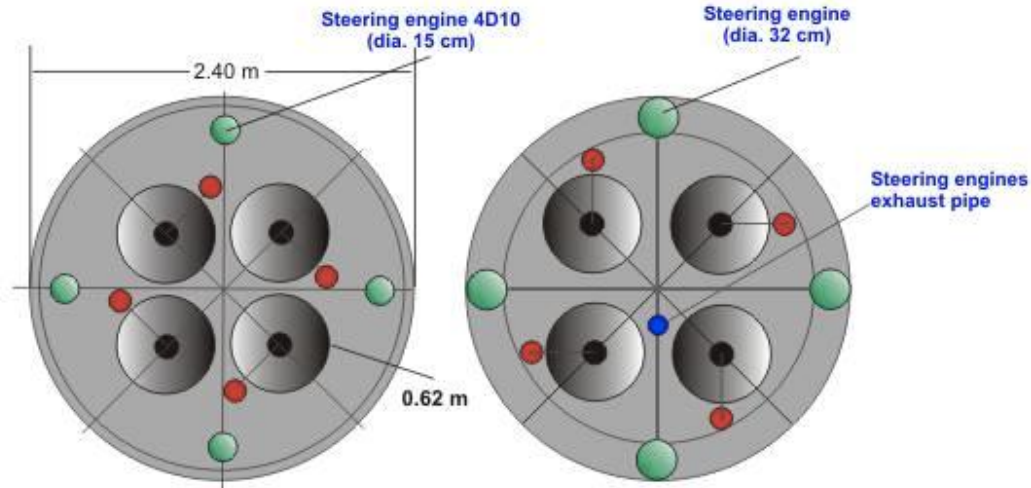
окиснювач: N_2O_4 або IRFNA, або АК27

ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО РАКЕТУ «СІМУРГ»: КЕРУВАННЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ

1 ступінь з рульовими двигунами



Simorgh steering engine combustor without nozzle extension ?





2 ступінь



Твердопаливний двигун 3-го ступеня
ракети «Саман-1»



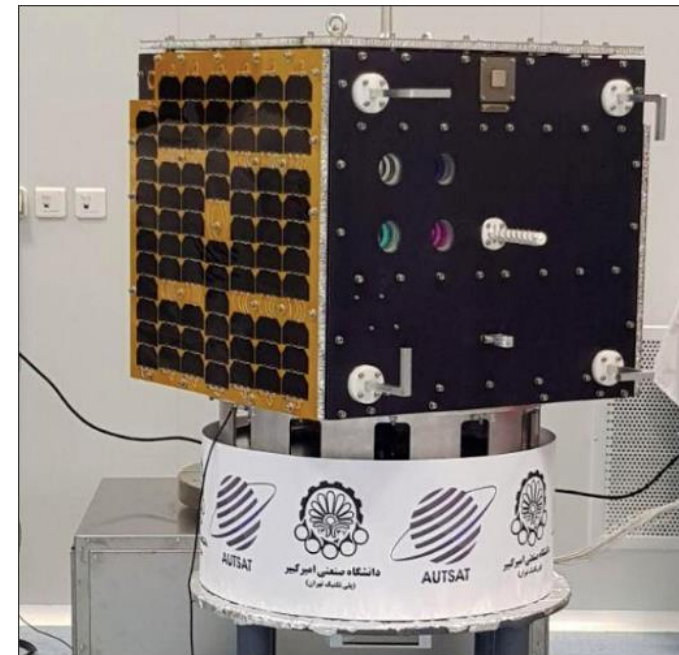
Загальний вигляд згори

ІСТОРИЯ ПУСКІВ РАКЕТИ «СІМУРГ» І КОРИСНЕ НАВАНТАЖЕННЯ

Flight N°	Date & Time (GMT)	Payload	Type	Outcome	Remarks
1	19 April 2016	No Payload	Simorgh	Success	Sub-orbital test flight ^[11]
2	27 July 2017	No Payload	Simorgh	Failure	Test flight; second stage failed ^[2]
3	15 January 2019	AUTSAT ("Project Payam") ^[2]	Simorgh	Failure	Third stage failed ^[10]

Відео <https://www.youtube.com/watch?v=la-a0FtUv6k>

Nation:	Iran
Type / Application:	Earth observation, store and forward communications
Operator:	Amir Kabir University of Technology
Contractors:	Amir Kabir University of Technology
Equipment:	Imager, store and forward communications payload
Configuration:	55 cm × 60 cm × 50 cm
Propulsion:	
Power:	Solar cells, batteries
Lifetime:	3 - 5 years
Mass:	90 kg
Orbit:	600 km, 55° (planned)



Моделювання і результати (1/3)

Моделювання виконувалося за допомогою домашньої програми розрахунку дальності польоту ракети (MIRE).

Програма MIRE враховує наступні реальні ефекти:

- Обертання Землі
- 3D
- Сила опору
- Прискорення Коріоліса

Програма MIRE потребує визначення наступних параметрів:

- Число ступенів
- Базова довжина
- Коефіцієнт опору
- Початкова швидкість (м/с)
- Час роботи двигуна (с): відповідає часу руху з робочим двигуном
- Маса ступеня (кг): конструкція + паливо + двигун
- Паливо (кг)
- Питомий імпульс $I_{пит}$ (с)
- Дані щодо пускового майданчика (широта, довгота, висота, азимут)
- Корисне навантаження і обтічна обшивка (кг)
- Попередня затримка: час затримки, після якого запалюється ступінь «i+1»
- Кутова швидкість: швидкість зміни кута при польоті (від 0° при зльоті до 45° при вигорянні палива, тобто, на фазі польоту балістичною траєкторією)

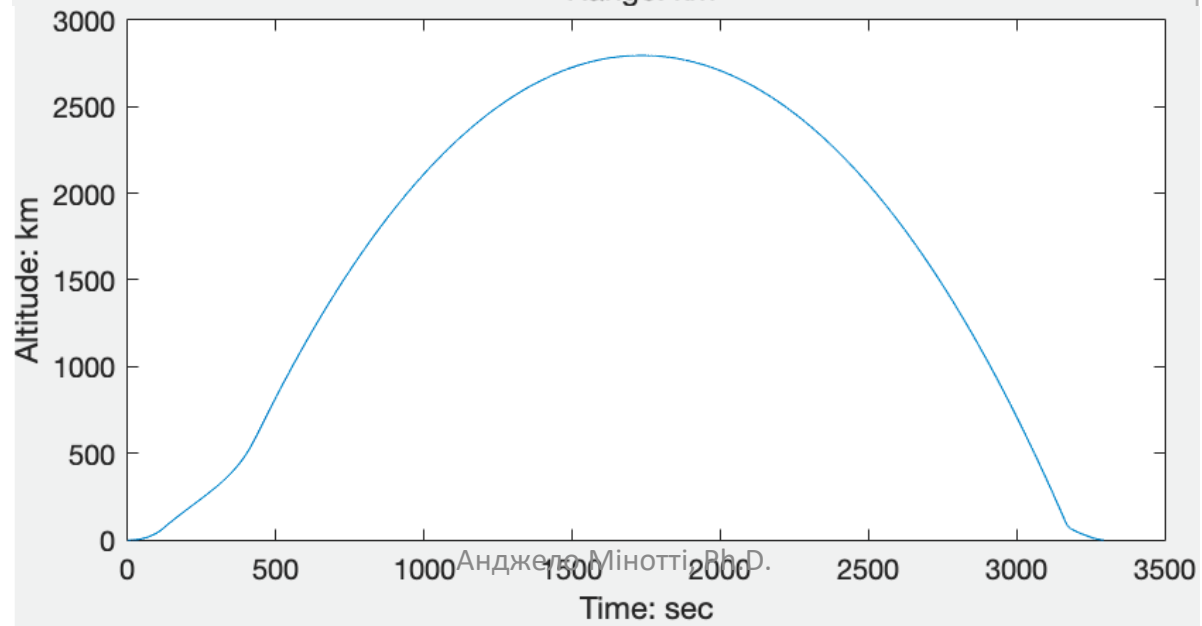
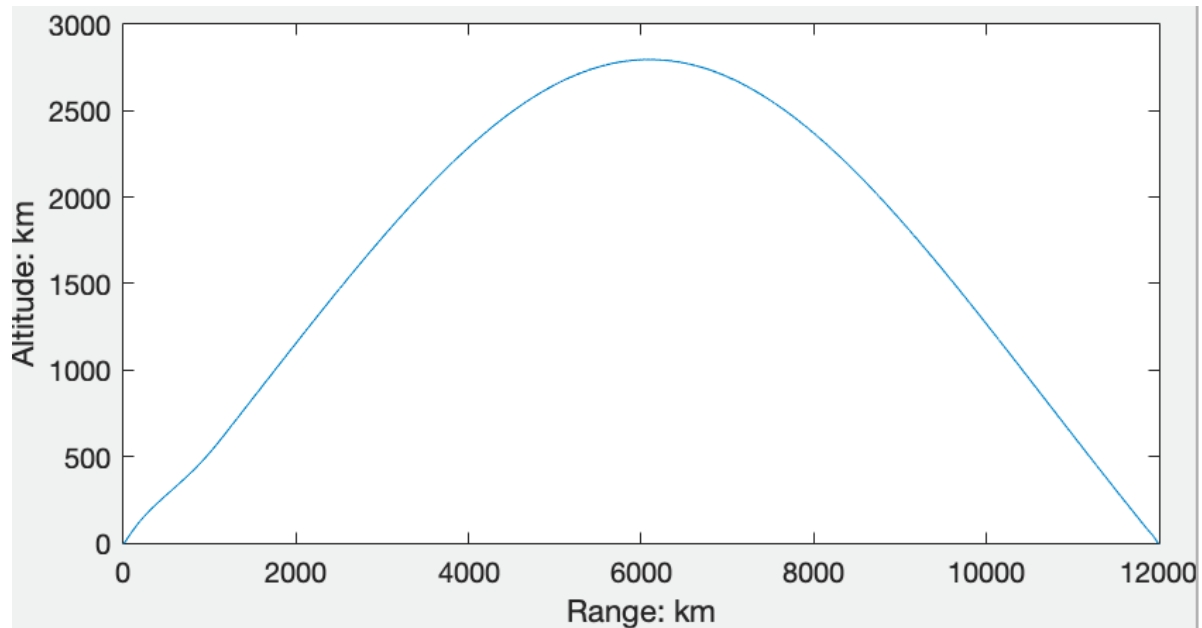
Моделювання і результати (2/3)

«СІМУРГ»

ГРАНИЧНІ ТА ПОЧАТКОВІ УМОВИ				ПУСКОВИЙ МАЙДАНЧИК та ЗАКОН НАВЕДЕННЯ	
	<u>1 ступінь</u>	<u>2 ступінь</u>	<u>3 ступінь</u>		
Опір, Co	0,2	0,2	-	Широта (град.)	35,23793
Діаметр прискорювача (м)	2,4	1,5	1,5	Довгота (град.)	53,94875
Початкова швидкість (м/с)	0	-	-	Азимут (град.)	0 (РОЗР.)
Час роботи двигуна (с)	120	300	28	Кут при розгоні (град.)	89
Повна маса при зльоті (кг)	85010+100+650			Кут у апогеї (град.)	45
Вага ступеня (кг)	75650	8960	400	Кутова швидкість (град./с)	0,5
Корисна вага палива (кг)	63040	7470	210	Часовий інтервал алгоритму (с)	0,1
Структурний коефіцієнт (%)	83,3%	83,3%	52,5%		
Обтічна обшивка (кг)	100				
Боєголовка (кг)	650				
Питомий імпульс (с)	258	289	286		
Тяга (кН)	1193 (+140)	70,8	21		

Моделювання і результати (3/3)

«СІМУРГ»: МАКС. дальність=11990км; МАКС. висота=2794км; Час підльоту=55хв.



Висновки

«СІМУРГ»: МАКС. дальність=11990км; МАКС. висота=2794км; Час підльоту=55хв.

Моделювання траєкторій дають такі результати (припускаючи масу боєголовки 650кг, опір, прискорення Коріоліса, обертання Землі і 3D), з Космічного центру ім. Імама Хомейні:

1) Для ракети «САФІР»:

- МАКС. дальність=6389км;
- МАКС. висота= 1059км;
- Час підльоту=27хв.

Важливо підкреслити, що результати, одержані для ракети «Сафір», відповідають **значенням характеристик на нижній межі**, оскільки на сьогодні відсутня будь-яка інформація про 3 ступінь, і моделювання виконувалося з розрахунку наявності лише 2 рушійних ступенів

2) Для ракети «СІМУРГ»:

- МАКС. дальність=11990км;
- МАКС. висота= 2794км;
- Час підльоту=55хв.

<https://it.wikipedia.org/wiki/Unha>

<https://www.spacelaunchreport.com/unha.html>

https://twitter.com/Kor_Spaceflight

<https://allthingsnuclear.org/dwright/a-comparison-of-north-koreas-unha-2-and-unha-3>

<http://www.astronautix.com/u/unha-3.html>

<https://www.38north.org/2016/02/melleman021016/>

https://www.armscontrol.org/act/2013_03/Prelude-to-an-ICBM%3FPutting-North-Koreas-Unha-3-Launch-Into-Context

<https://nationalpost.com/news/north-koreas-unha-3-long-range-rocket-graphic>

<https://www.globalsecurity.org/space/world/iran/simorgh-3-series.htm>

<https://allthingsnuclear.org/lgrego/irans-upcoming-simorgh-rocket-launch>

<https://www.nti.org/analysis/articles/will-irans-simorgh-space-launcher-appear-north-korea/>

<https://www.forumastronautico.it/t/2019-01-15-simorgh-payam/26359/3>

[https://en.wikipedia.org/wiki/Simorgh_\(rocket\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Simorgh_(rocket))