

**УНТЦ, Київ**

# **Балістичні ракети і космічні ракети-носії**

**Анджело Мінотті, PhD**

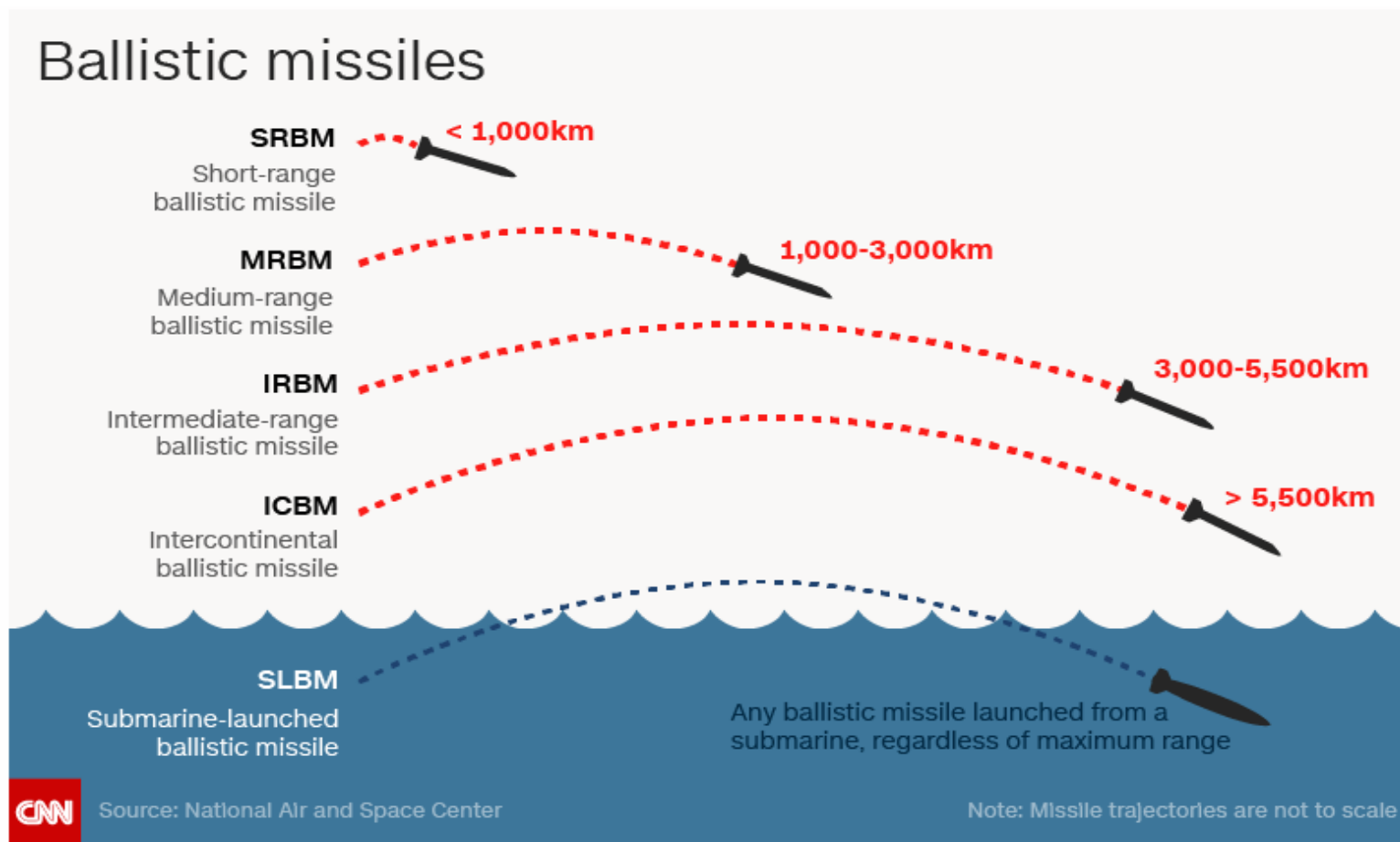
# Зміст

- Балістичні ракети: визначення, параметри і траєкторії
- Стратегічна загроза з боку Північної Кореї
- Рушійні системи: твердопаливні й рідкопаливні
- Системи наведення
- Ракета-носій ЄС: ВЕГА

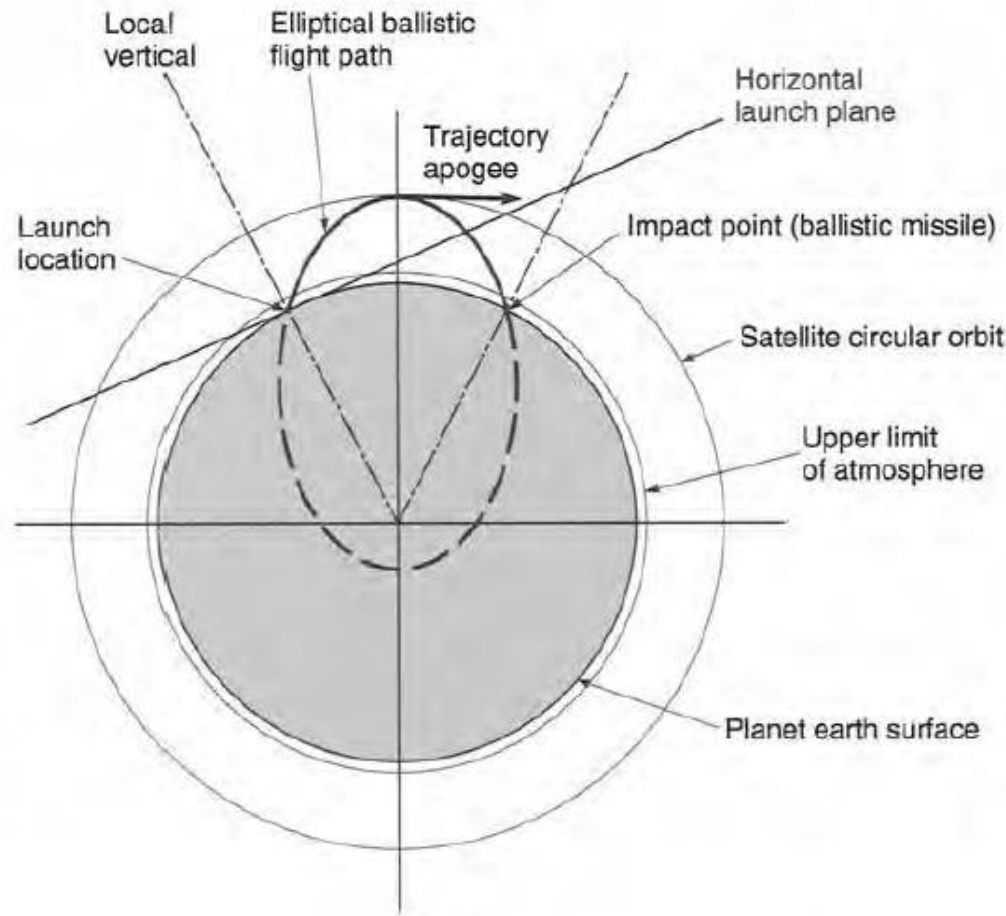
# Визначення, дальність та класифікація

**Балістичні ракети:** запущена ракета, яка рухається завдяки силі гравітації без тяги.

Дальність та класифікація:



# Балістична траєкторія (1/2)



**FIGURE 4-9.** Long-range ballistic missiles follow an elliptical free-flight trajectory (in a drag-free flight) with the earth's center as one of the focal points. The surface launch is usually vertically up (not shown here), but the trajectory is quickly tilted during early powered flight to enter into the ellipse trajectory. The ballistic range is the arc distance on the earth's surface. For satellites, another powered flight period occurs (called orbit injection) just as the vehicle is at its elliptical apogee (as indicated by the velocity arrow), causing the vehicle to enter an orbit.

## Балістична траєкторія (2/2)

З кожною еліптичною траєкторією, незалежно від її ексцентрициту, пов'язана конкретна енергія:

$$\frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} = -\frac{\mu}{2a} = \epsilon < 0$$

Де:  
v= орбітальна швидкість орбітального тіла;  
r= відстань від орбітального тіла до центрального тіла;  
a= велика орбітальна піввісь;  
μ= стандартний гравітаційний параметр.

Фаза орбітальної швидкості (v) на фазі вимкнення двигуна - швидкість наприкінці активної ділянки ( $u_p$ ):

$$v = \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} = u_p = -\bar{c} \ln(1 - \zeta) - \bar{g} t_p - \frac{BC_D A}{m_0} + u_0$$

Цей вираз є функцією, поміж іншим, маси апарата і ТТХ ракети:

- $\zeta$ = масова частка палива;
- $m_0$ =початкова маса повністю спорядженого апарата;
- $C =$  ефективна швидкість витікання ( $c = I_{sp} g = T / \dot{m}$ ; T – тяга, а  $\dot{m}$  – масова витрата)

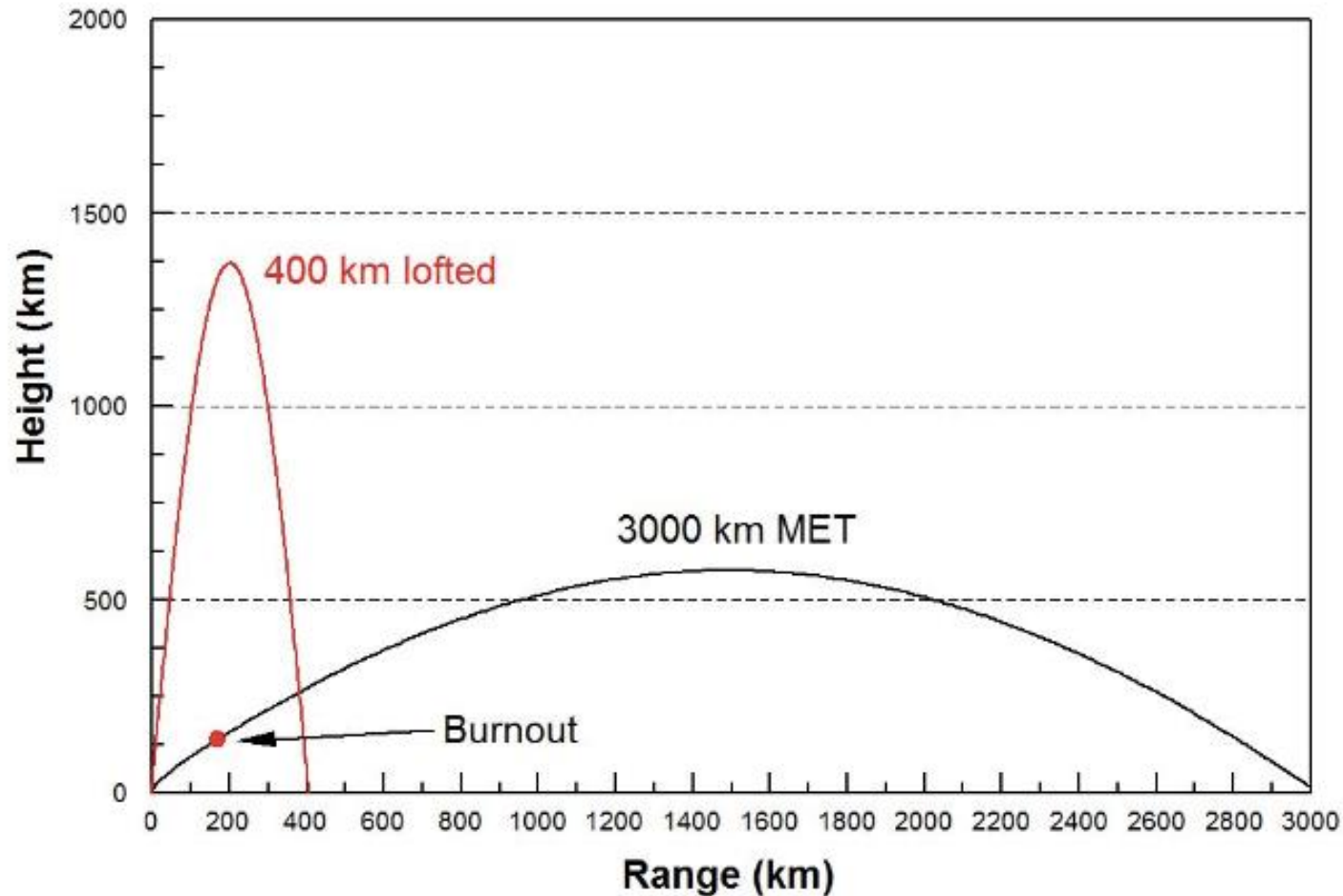
(втрата на опір, зазвичай, становить 5-10% остаточного нарощування швидкості апарата)

# Траєкторії (1/3)

- Траєкторія мінімальної енергії: дозволяє максимально збільшити корисне навантаження (масу бойової частини) за рахунок власного імпульсу ракети (скорочуючи масу корисного навантаження, можна обирати інші траєкторії, які підвищать номінальну дальність або зменшать загальний час польоту).
- Крута траєкторія: майже вертикальна траєкторія з вищим апогеєм, ніж у траєкторії мінімальної енергії, однак з тією ж дальністю.
- Полога траєкторія: неоптимальна, нижча і пряміша траєкторія, за якої зменшений час між пуском і падінням, однак з нижчою масою бойової частини (значний вплив опору).

Маса бойової частини: включає у себе масу боєголовок, обманних цілей і так званого блока розведення, у якому вони розташовані.

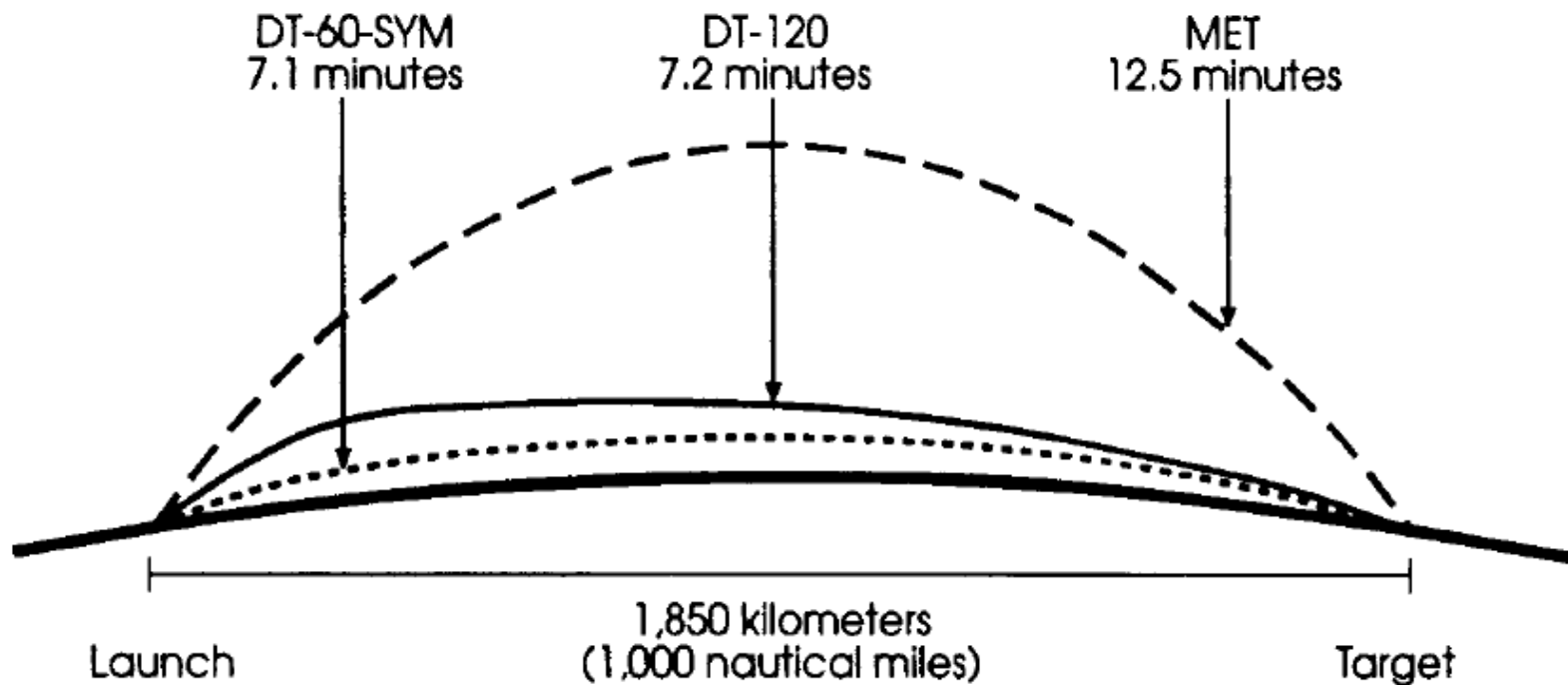
## Траєкторії (2/3)



Це порівняння виконано за припущення однакового корисного навантаження (750кг) і тих самих параметрів польоту ракети Мусудан (Хвасон-10) 21 червня 2016 р. [з веб-сайту UCS]

# Траєкторії (3/3)

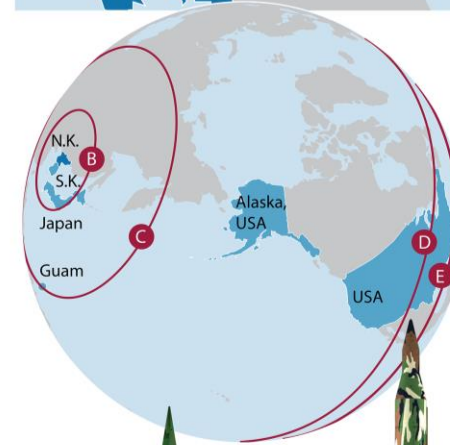
## Пологі траєкторії



Три траєкторії з дальністю 1 850 км: пунктиром позначена траєкторія мінімальної енергії з апогеєм 450 км; суцільною лінією (DT-120) – траєкторія з низьким навантаженням з апогеєм 120 км; точковою лінією (DT-60-SYM) – симетрична траєкторія з апогеєм 60 км (пов'язана з істотно вищим атмосферним навантаженням і нагріванням. Час підльоту: 7,1 хв. для DT-60-SYM; 7,2 хв. для DT-120; 12,5 хв. для TME.



# Стратегічна загроза з боку Північної Кореї



In September 2016, North Korea tested a nuclear warhead that it claimed will arm the country's strategic ballistic missiles.

The claim is unverified but some experts find it credible based on North Korea's five nuclear tests.



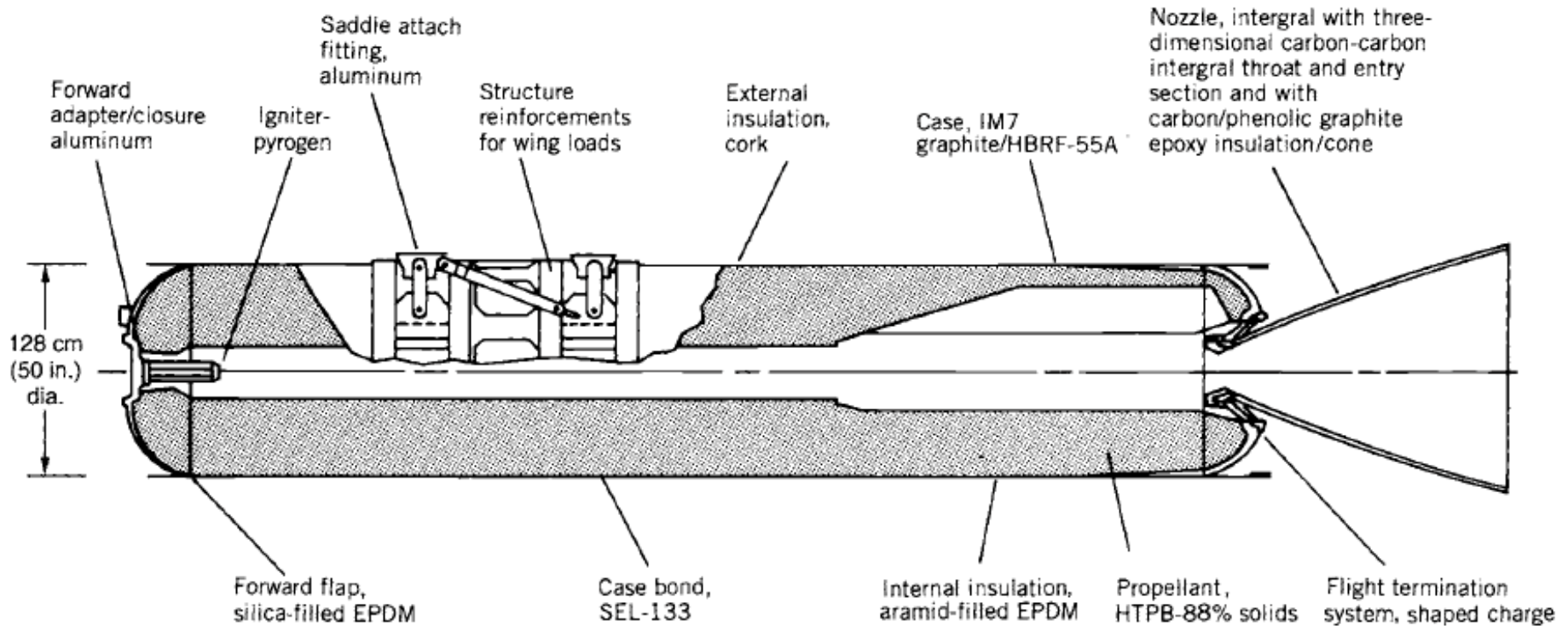
Note: North Korea may have additional missiles.

# Рушійні системи

- Твердопаливні
- Рідкопаливні

# Твердопаливні рушійні системи

# Ракетний двигун з твердопаливним прискорювачем: приклад ракети Pegasus



# Типові види твердого палива та їх характеристики (1/3)

Propellant Type <sup>a</sup>	$I_s$ Range (sec) <sup>b</sup>	Flame Temperature <sup>c</sup>		Density or Spec. Gravity <sup>c</sup>		Metal Content (wt %)	Burning Rate <sup>c,e</sup> (in./sec)	Pressure Exponent <sup>f</sup> $n$	Hazard Classification <sup>d</sup>	Stress (psi)/Strain (%)		Processing Method
		(°F)	(°K)	(lb/in <sup>3</sup> )	(sp. gr.)					-60°F	+150°F	
DB	220–230	4100	2550	0.058	1.61	0	0.05–1.2	0.30	1.1	4600/2	490/60	Extruded
DB/AP/Al	260–265	6500	3880	0.065	1.80	20–21	0.2–1.0	0.40	1.3	2750/5	120/50	Extruded
DB/AP-HMX/Al	265–270	6700	4000	0.065	1.80	20	0.2–1.2	0.49	1.1	2375/3	50/33	Solvent cast
PVC/AP/Al	260–265	5600	3380	0.064	1.78	21	0.3–0.9	0.35	1.3	369/150	38/220	Cast or extruded
PU/AP/Al	260–265	5700	3440	0.064	1.78	16–20	0.2–0.9	0.15	1.3	1170/6	75/33	Cast
PBAN/AP/Al	260–263	5800	3500	0.064	1.78	16	0.25–1.0	0.33	1.3	520/16	71/28	Cast
CTPB/AP/Al	260–265	5700	3440	0.064	1.78	15–17	0.25–2.0	0.40	1.3	(at -10°F) 325/26	88/75	Cast
HTPB/AP/Al	260–265	5700	3440	0.067	1.86	4–17	0.25–3.0	0.40	1.3	910/50	90/33	Cast
PBAA/AP/Al	260–265	5700	3440	0.064	1.78	14	0.25–1.3	0.35	1.3	500/13	41/31	Cast
AN/Polymer	180–190	2300	1550	0.053	1.47	0	0.06–0.5	0.60	1.3	200/5	NA	Cast

<sup>a</sup> Al, aluminum; AN, ammonium nitrate; AP, ammonium perchlorate; CTPB, carboxy-terminated polybutadiene; DB, double-base; HMX, cyclotetramethylene tetranitramine; HTPB, hydroxy-terminated polybutadiene; PBAA, polybutadiene-acrylic acid polymer; PBAN, polybutadiene-acrylic acid-acrylonitrile terpolymer; PU, polyurethane; PVC, polyvinyl chloride.

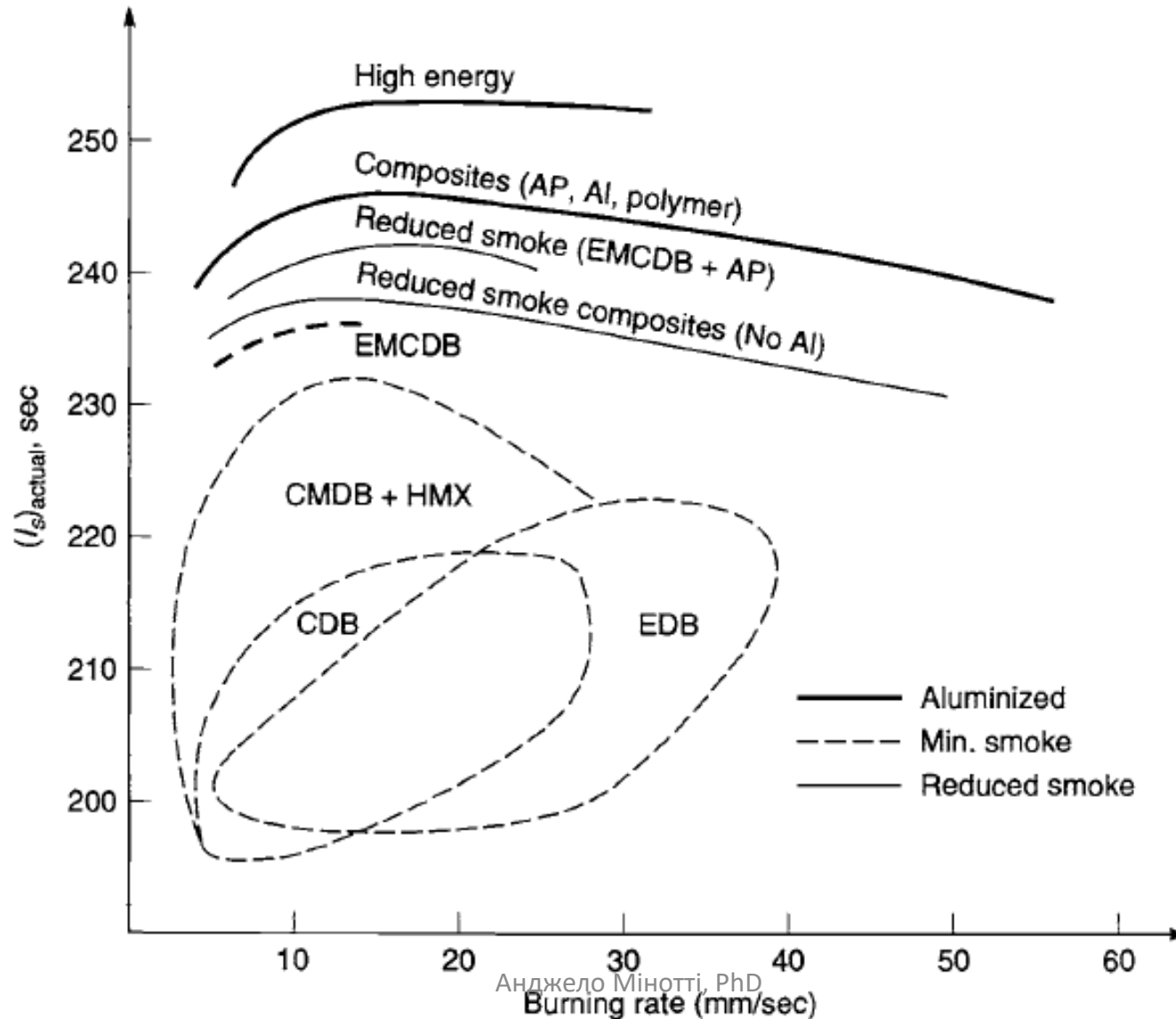
<sup>b</sup> At 1000 psia expanding to 14.7 psia, ideal or theoretical value at reference conditions.

<sup>c</sup> At 1000 psia.

<sup>d</sup> See page 491.

<sup>e</sup>  $I_s$  flame temperature, density, burn rate and pressure exponent will vary slightly with specific composition.

# Типові види твердого палива та їх характеристики (2/3)



# Типові види твердого палива та їх характеристики (3/3)

Propellant Type	Advantages	Disadvantages
Double-base (extruded)	Modest cost; nontoxic clean exhaust, smokeless; good burn rate control; wide range of burn rates; simple well-known process; good mechanical properties; low temperature coefficient; very low pressure exponent; plateau burning is possible	Free-standing grain requires structural support; low performance, low density; high to intermediate hazard in manufacture; can have storage problems with NG bleeding out; diameter limited by available extrusion presses; class 1.1
Double-base (castable)	Wide range of burn rates; nontoxic smokeless exhaust; relatively safe to handle; simple, well-known process; modest cost; good mechanical properties; good burn rate control; low temperature coefficient; plateau burning can be achieved	NG may bleed out or migrate; high to intermediate manufacture hazard; low performance; low density; higher cost than extruded DB; class 1.1
Composite-modified double-base or CMDB with some AP and Al	Higher performance; good mechanical properties; high density (sp. gr. 1.83–1.86); less likely to have combustion stability problems; intermediate cost; good background experience	Storage stability can be marginal; complex facilities; some smoke in exhaust; high flame temperature; moisture sensitive; moderately toxic exhaust; hazards in manufacture; modest ambient temperature range; the value of $n$ is high (0.8 to 0.9); moderately high temperature coefficient
Composite AP, Al, and PBAN or PU or CTPB binder	Reliable; high density; long experience background; modest cost; good aging; long cure time; good performance; usually stable combustion; low to medium cost; wide temperature range; high density; low to moderate temperature sensitivity; good burn rate control; usually good physical properties; class 1.3	Modest ambient temperature range; high viscosity limits at maximum solid loading; high flame temperature; toxic, smoky exhaust; some are moisture sensitive; some burn-rate modifiers (e.g. aziridines) are carcinogens
Composite AP, Al, and HTPB binder; most common composite propellant today	Slightly better solids loading % and performance than PBAN or CTPB; widest ambient temperature limits; good burn-rate control; usually stable combustion; medium cost; good storage stability; widest range of burn rates; good physical properties; good experience; class 1.3	Complex facilities; moisture sensitive; fairly high flame temperature; toxic, smoky exhaust
Modified composite AP, Al, PB binder plus some HMX or RDX	Higher performance; good burn-rate control; usually stable combustion; high density; moderate temperature sensitivity; can have good mechanical properties	Expensive, complex facilities; hazardous processing; harder-to-control burn rate; high flame temperature; toxic, smoky exhaust; can be impact sensitive; can be class 1.1; high cost; pressure exponent 0.5–0.7
Composite with energetic binder and plasticizer such as NG, AP, HMX	Highest performance; high density (1.8 to 1.86); narrow range of burn rates	Expensive; limited experience; impact sensitive; high pressure exponent
Modified double-base with HMX	Higher performance; high density (1.78 to 1.88); stable combustion; narrow range of burn rates	Same as CMDB above; limited experience; most are class 1.1; high cost
Modified AN propellant with HMX or RDX added	Fair performance; relatively clean; smokeless; nontoxic exhaust	Relatively little experience; can be hazardous to manufacture; need to stabilize AN to limit grain growth; low burn rates; impact sensitive; medium density; class 1.1 or 1.3
Ammonium nitrate plus polymer binder (gas generator)	Clean exhaust; little smoke; essentially nontoxic exhaust; low temperature gas; usually stable combustion; modest cost; low pressure exponent	Low performance; low density; need to stabilize AN to limit grain growth and avoid phase transformations; moisture sensitive; low burn rates
RDX/HMX with polymer	Low smoke; nontoxic exhaust; lower combustion temperature	Low performance; low density; class 1.1

## Типові склади ракетного палива

Double-Base (JPN Propellant)		Composite (PBAN Propellant)		Composite Double-Base (CMDB Propellant)	
Ingredient	Wt %	Ingredient	Wt %	Ingredient	Wt %
Nitrocellulose	51.5	Ammonium perchlorate	70.0	Ammonium perchlorate	20.4
Nitroglycerine	43.0	Aluminum powder	16.0	Aluminum powder	21.1
Diethyl phthalate	3.2	Polybutadiene-acrylic acid-acrylonitrile	11.78	Nitrocellulose	21.9
Ethyl centralite	1.0	Epoxy curative	2.22	Nitroglycerine	29.0
Potassium sulfate	1.2			Triacetin	5.1
Carbon black	< 1%			Stabilizers	2.5
Candelilla wax	< 1%				

*Source:* Courtesy of Air Force Phillips Laboratory, Edwards, California.



# Типові компоненти двохосновного та сумішевого

## двохосновного ракетного палива

Type	Percent	Acronym	Typical Chemicals
Binder	30-50	NC	Nitrocellulose (solid), usually plasticized with 20 to 50% nitroglycerine
Reactive plasticizer (liquid explosive)	20-50	{ NG DEGDN TEGDN PDN TMETN	{ Nitroglycerine Diethylene glycol dinitrate Triethylene glycol dinitrate Propanedial-dinitrate Trimethylolethane trinitrate
Plasticizer (organic liquid fuel)	0-10	{ DEP TA DMP EC DBP	{ Diethyl phthalate Triacetin Dimethyl phthalate Diocile phthalate Ethyl centralite Dibutyl phthalate
Burn-rate modifier	up to 3	{ PbSa PbSt CuSa CuSt	{ Lead salicylate Lead stearate Copper salicylate Copper stearate
Coolant		OXM	Oxamine
Opacifier		C	Carbon black (powder or graphite powder)
Stabilizer and or antioxidant	> 1	{ DED EC DPA	{ Diethyl diphenyl Ethyl centralite Diphenyl amine
Visible flame suppressant	up to 2	{ KNO <sub>3</sub> K <sub>2</sub> SO <sub>4</sub>	{ Potassium nitrate Potassium sulphate
Lubricant (for extruded propellant only)	> 0.3	C	Graphite Wax
Metal fuel <sup>a</sup>	0-15	Al	Aluminum, fine powder (solid)
Crystalline oxidizer <sup>a</sup>	0-15	{ AP AN	{ Ammonium perchlorate Ammonium nitrate
Solid explosive crystals <sup>a</sup>	0-20	{ HMX RDX NQ	{ Cyclotetramethylenetetranitramine Cyclotrimethylenetrinitramine Nitroguanadine

Анджело Мінотті, PhD

<sup>a</sup> Several of these, but not all, are added to CMDB propellant.

# Типові компоненти сумішевого твердого ракетного палива

Type	Percent	Acronym	Typical Chemicals	Type	Percent	Acronym	Typical Chemicals	
Oxidizer (crystalline)	0-70	AP	Ammonium perchlorate	Energetic plasticizer (liquid)	0-14	GAP	Glycidyl azide polymer	
		AN	Ammonium nitrate			NG	Nitroglycerine	
		KP	Potassium perchlorate			DEGDN	Diethylene glycol dinitrate	
		KN	Potassium nitrate			BTTN	Butanetriol trinitrate	
		ADN	Ammonium dinitramine			TEGDN	Triethylene glycol dinitrate	
Metal fuel (also acts as a combustion stabilizer)	0-30	Al	Aluminum	Energetic fuel/ binder	0-15	TMETN	Trimethylolethane trinitrate	
		Be	Beryllium (experimental propellant only)			PCP	Polycaprolactone polymer	
		Zr	Zirconium (also acts as burn-rate modifier)			GAP	Glycidyl azide polymer	
Fuel/Binder, polybutadiene type	5-18	CTPB	Carboxyl-terminated polybutadiene	Bonding agent (improves bond to solid particles)	> 0.1	PGN	Propylglycidyl nitrate	
		PBAN	Polybutadiene acrylonitrile acrylic acid			BAMO/AMMO	Bis-azidomethyloxetane/Azidomethyl- methyloxetane copolymer	
		PBAA	Polybutadiene acrylic acid			BAMO/NMMO	Bis-azidomethyloxetane/Nitramethyl- methyloxetane copolymer	
		PEG	Polyethylene glycol			MT-4	MAPO-tartaric acid-adipic acid condensate	
Fuel/Binder, polyether and polyester type	0-15	PCP	Polycaprolactone polyol	Stabilizer (reduces chemical deterioration)	> 0.5	HX-752	Bis-isophthal-methyl-aziridine	
		PGA	Polyglycol adipate			DPA	Diphenylamine	
		PPG	Polypropylene glycol				—	Phenyl-naphthylamine
		HTPE	Hydroxyl-terminated polyethylene				NMA	N-methyl- <i>p</i> -nitroaniline
		Curing agent or crosslinker, which reacts with polymer binder	0.2-3.5			PU	Polyurethane polyester or polyether	Processing aid
MAPO	Methyl aziridinyl phosphine oxide			—	Lecithin			
IPDI	Isophorone diisocyanate			—	Sodium lauryl sulfate			
TDI	Toluene-2,4-diisocyanate							
HMDI	Hexamethylene diisocyanide							
DDI	Dimeryl diisocyanate							
TMP	Trimethylol propane							
Burn-rate modifier	0.2-3	BITA	Trimesoyl-1(2-ethyl)-aziridine					
		FeO	Ferric oxide					
		nBF	<i>n</i> -Butyl ferrocene					
			Oxides of Cu, Pb, Zr, Fe					
			Alkaline earth carbonates					
Explosive filler (solid)	0-40		Alkaline earth sulfates					
			Metallo-organic compounds					
		HMX	Cyclotetramethylenetetranitramine					
Plasticizer/Pot life control (organic liquid)	0-7	RDX	Cyclotrimethylenetrinitramine					
		NQ	Nitroguanadine					
		DOP	Diocetyl phthalate					
		DOA	Diocetyl adipate					
21/05/19	0-7	DOS	Diocetyl sebacate					
		DMP	Dimethyl phthalate					
		IDP	Isodecyl pelargonate					

# Класифікація згідно зі сполучними компонентами, пластифікаторами і твердими компонентами

Designation	Binder	Plasticizer	Solid Oxidizer and/or Fuel	Propellant Application
Double-base, DB	Plasticized NC	NG, TA, etc.	None	Minimum signature and smoke
CMDB <sup>a</sup>	Plasticized NC	NG, TMETN, TA, BTTN, etc.	Al, AP, KP	Booster, sustainer, and spacecraft
	Same	Same	HMX, RDX, AP	Reduced smoke
	Same	Same	HMX, RDX, azides	Minimum signature, gas generator
EMCDB <sup>a</sup>	Plasticized NC + elastomeric polymer	Same	Like CMDB above, but generally superior mechanical properties with elastomer added as binder	
Polybutadiene	HTPB	DOA, IDP, DOP, DOA, etc.	Al, AP, KP, HMX, RDX	Booster, sustainer or spacecraft; used extensively in many applications
	HTPB	Same	AN, HMX, RDX, some AP	Reduced smoke, gas generator
	CTPB, PBAN, PBAA	All like HTPB above, but somewhat lower performance due to higher processing viscosity and consequent lower solids content. Still used in applications with older designs		
TPE <sup>a</sup>	Thermoplastic elastomer	Similar to HTPB, but without chemical curing process. TPEs cure (crosslink) via selective crystallization of certain parts of the binder. Still are experimental propellants		
Polyether and polyesters	PEG, PPG, PCP, PGA, and mixtures	DOA, IDP, TMETN, DEGDN, etc.	Al, AP, KP, HMX	Booster, sustainer, or spacecraft
Energetic binder (other than NC)	GAP, PGN, BAMO/NMMO, BAMO/AMMO	TMETN, BTTN, etc. GAP-azide, GAP-nitrate, NG	Like polyether/polyester propellants above, but with slightly higher performance. Experimental propellant.	

<sup>a</sup> CMDB, composite-modified double-base; EMCDB, elastomer-modified cast double-base; TPE, thermoplastic elastomer. For definition of acronyms and abbreviation of propellant ingredients see Tables 12-6 and 12-7.

# Порівняння кристалічних окиснювачів

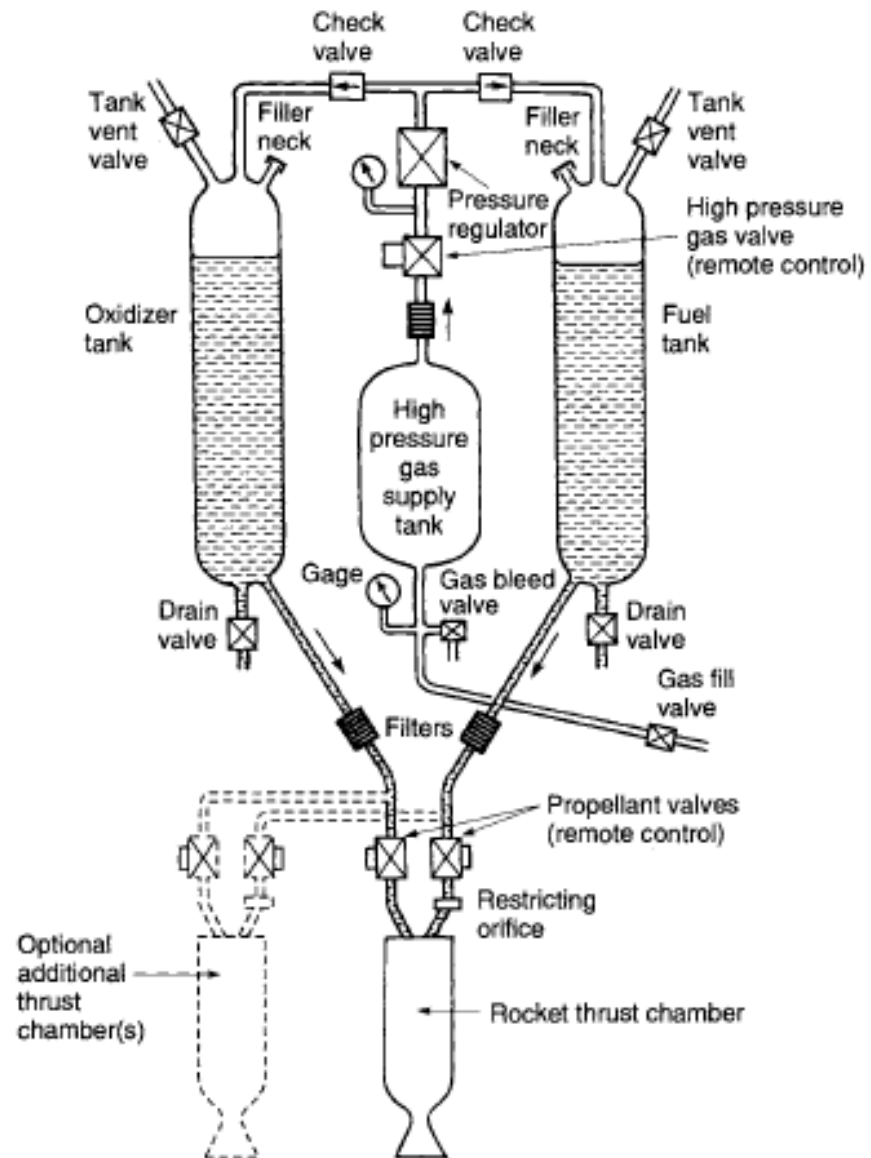
Oxidizer	Chemical Symbol	Molecular Mass (kg/kg-mol)	Density (kg/m <sup>3</sup> )	Oxygen Content (wt %)	Remarks
Ammonium perchlorate	NH <sub>4</sub> ClO <sub>4</sub>	117.49	1949	54.5	Low <i>n</i> , low cost, readily available
Potassium perchlorate	KClO <sub>4</sub>	138.55	2519	46.2	Low burning rate, medium performance
Sodium perchlorate	NaClO <sub>4</sub>	122.44	2018	52.3	Hygroscopic, high performance
Ammonium nitrate	NH <sub>4</sub> NO <sub>3</sub>	80.0	1730	60.0	Smokeless, medium performance
Potassium nitrate	KNO <sub>3</sub>	101.10	2109	47.5	Low cost, low performance

# Рідкопаливні рушійні системи

# Основні компоненти

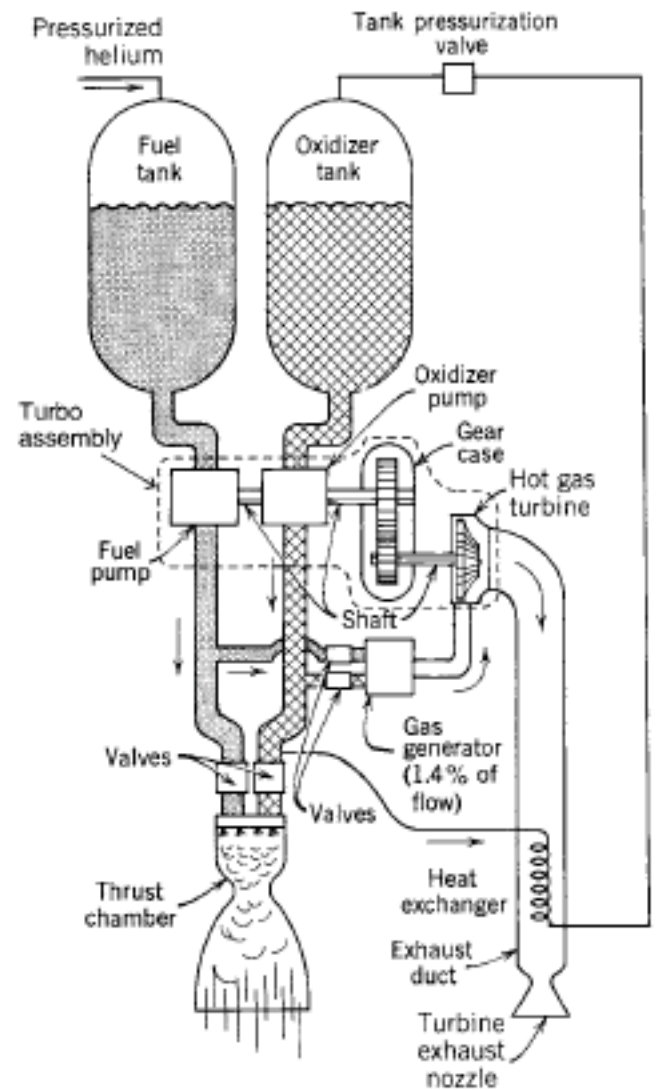
- ТЯГОВА КАМЕРА (КАМЕРА + СОПЛО)
- БАКИ ДЛЯ ПАЛИВА
- МЕХАНІЗМ ПОДАЧІ ПАЛИВА
- ДЖЕРЕЛО ЖИВЛЕННЯ (ДЛЯ МЕХАНІЗМУ ПОДАЧІ ПАЛИВА)
- ПРИСТРІЙ КЕРУВАННЯ (ДЛЯ РЕГУЛЮВАННЯ ВИТРАТИ ПАЛИВА)

# Витіснювальна система подачі палива



**FIGURE 1-3.** Schematic flow diagram of a liquid propellant rocket engine with a gas pressure feed system. The dashed lines show a second thrust chamber, but some engines have more than a dozen thrust chambers supplied by the same feed system. Also shown are components needed for start and stop, controlling tank pressure, filling propellants and pressurizing gas, draining or flushing out remaining propellants, tank pressure relief or venting, and several sensors.

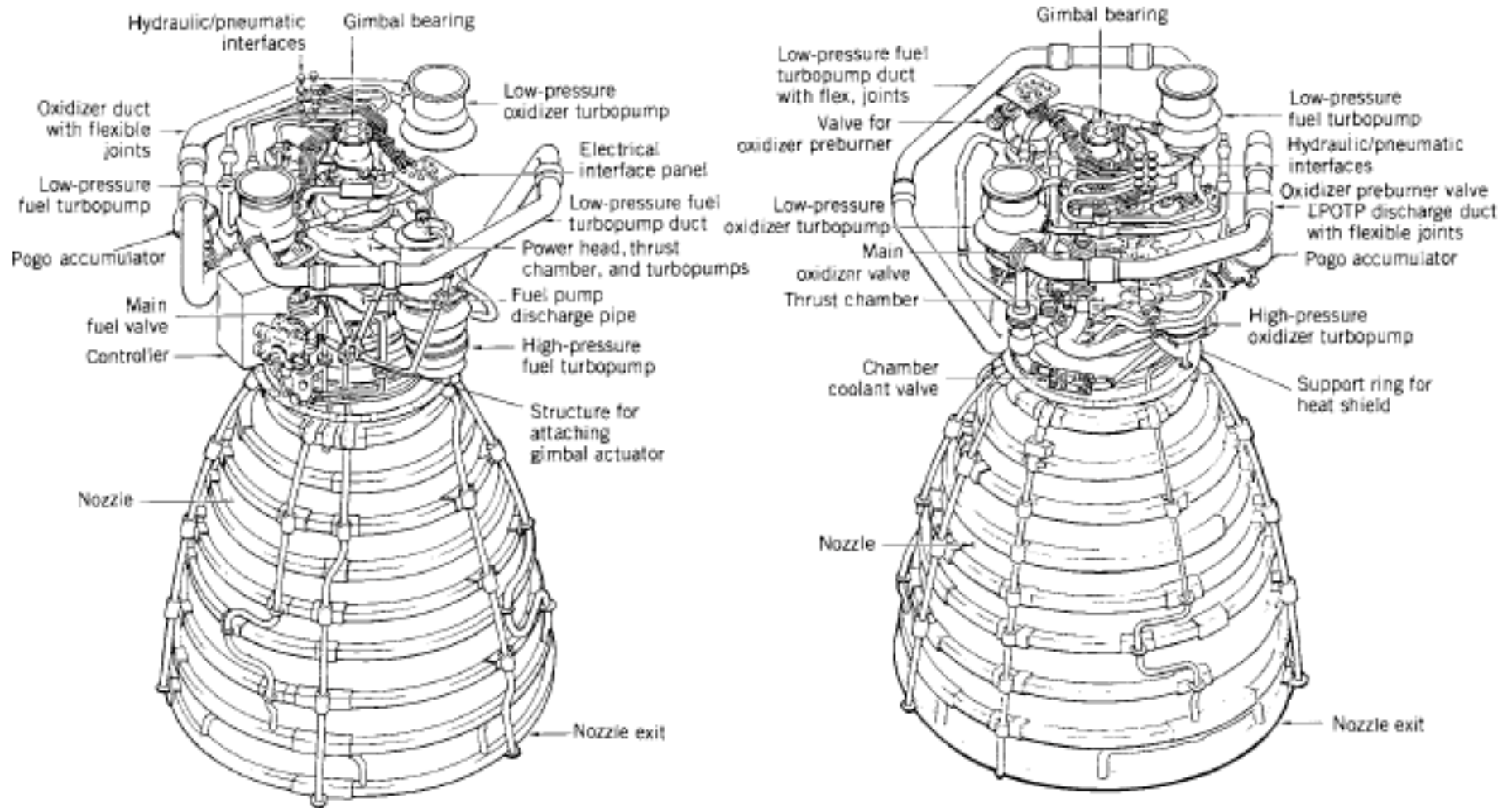
# Турбонасосна система подачі палива (1/2)



**FIGURE 1-4.** Simplified schematic diagram of one type of liquid propellant rocket engine with a turbopump feed system and a separate gas generator, which generates warm gas for driving the turbine. Not shown are components necessary for controlling the operation, filling, venting, draining, or flushing out propellants, filters or sensors. The turbopump assembly consists of two propellant pumps, a gear case, and a high speed turbine.

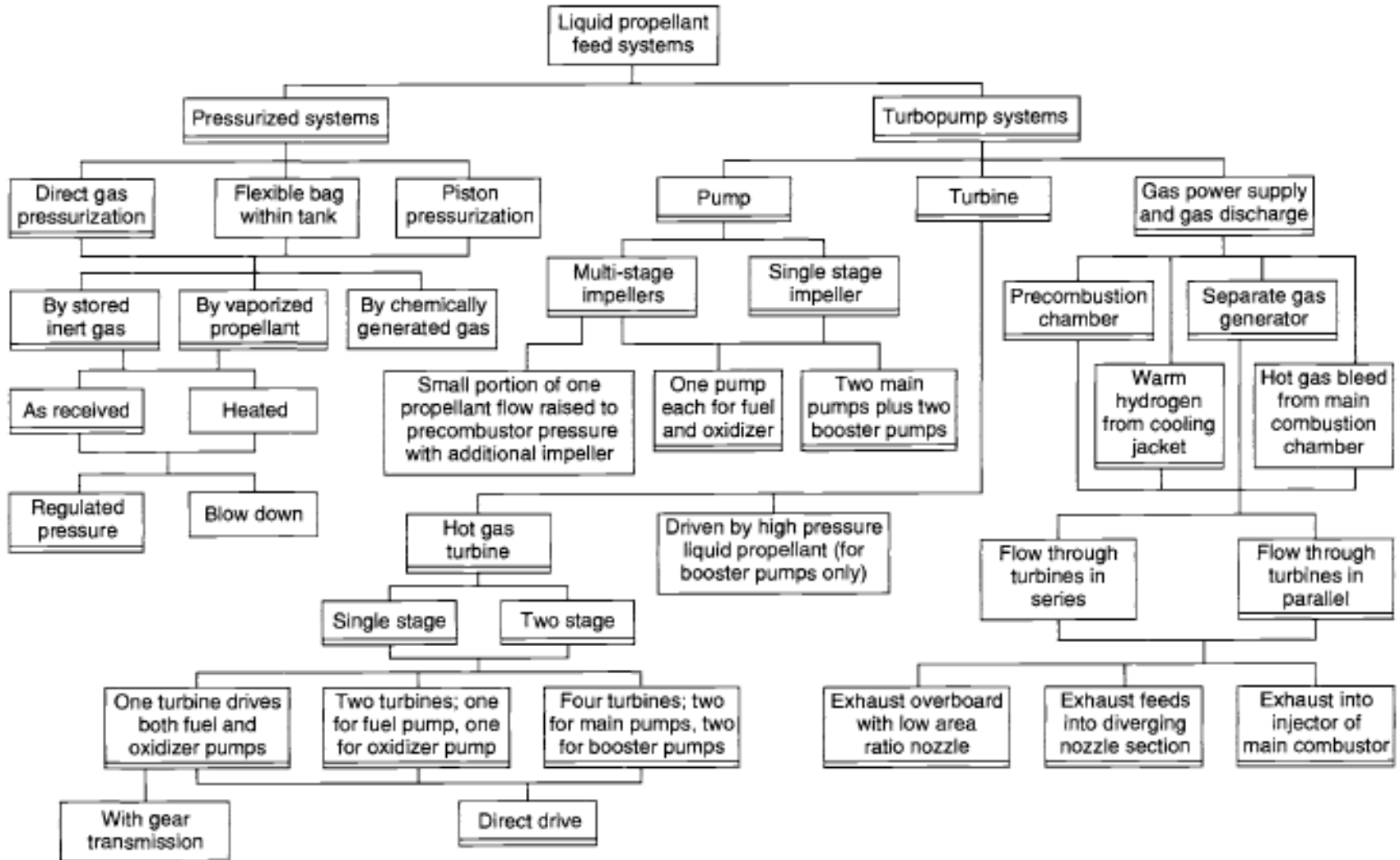


# Турбонасосна система подачі палива (2/2)



**FIGURE 6-1.** Two views of the Space Shuttle Main Engine (SSME). Its flowsheet is in Figure 6-12 and some component data are in Chapter 10. (Courtesy of The Boeing Company, Rocketdyne Propulsion and Power.)

# Системи подачі палива: основні компоненти



**FIGURE 6-2.** Design options of feed systems for liquid propellant rocket engines. The more common types are designated with a double line at the bottom of the box.

# Рідкі види ракетного палива: бажані фізичні характеристики

- Низька температура замерзання: дозволяє експлуатацію за холодної погоди;
- Висока густина (висока питома вага):
  - забезпечує низьку масу конструкції і низький аеродинамічний опір;
  - впливає на максимальну швидкість і дальність польоту (в межах атмосфери Землі).
- Хімічна/фізична стабільність:
  - відсутність розкладу рідкого палива під час експлуатації та зберігання, навіть за підвищених температур;
  - відсутність несприятливого впливу незначних домішок;
  - незмінність фізичних властивостей незалежно від температури.
- Низькі рівні диму та світлового вихлопного факелу;

# Рідкі види палива: типові фізичні властивості

Propellant	Liquid Fluorine	Hydrazine	Liquid Hydrogen	Methane	Monomethyl hydrazine	Nitric Acid <sup>a</sup> (99% pure)	Nitrogen Tetroxide	Liquid Oxygen	Rocket Fuel RP-1	Unsymmetrical Dimethyl-hydrazine (UDMH)	Water
Chemical formula	F <sub>2</sub>	N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	H <sub>2</sub>	CH <sub>4</sub>	CH <sub>3</sub> NHNF	HNO <sub>3</sub>	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	O <sub>2</sub>	Hydrocarbon CH <sub>1.97</sub>	(CH <sub>3</sub> ) <sub>2</sub> NNH <sub>2</sub>	H <sub>2</sub> O
Molecular mass	38.0	32.05	2.016	16.03	46.072	63.016	92.016	32.00	~ 175	60.10	18.02
Melting or freezing point (K)	53.54	274.69	14.0	90.5	220.7	231.6	261.95	54.4	225	216	273.15
Boiling point (K)	85.02	386.66	20.4	111.6	360.6	355.7	294.3	90.0	460–540	336	373.15
Heat of vaporization (kJ/kg)	166.26 <sup>b</sup>	44.7 <sup>b</sup> (298.15 K)	446	510 <sup>b</sup>	875	480	413 <sup>b</sup>	213	246 <sup>b</sup>	542 (298 K)	2253 <sup>b</sup>
Specific heat (kcal/kg-K)	0.368 (85 K)	0.736 (293 K)	1.75 <sup>b</sup> (20.4 K)	0.835 <sup>b</sup>	0.698 (293 K)	0.042 (311 K)	0.374 (290 K)	0.4 (65 K)	0.45 (298 K)	0.672 (298 K)	1.008 (273.15 K)
	0.357 (69.3 K)	0.758 (338 K)	—		0.735 (393 K)	0.163 (373 K)	0.447 (360 K)			0.71 (340 K)	
Specific gravity <sup>c</sup>	1.636 (66 K)	1.005 (293 K)	0.071 (20.4 K)	0.424 (111.5 K)	0.8788 (293 K)	1.549 (273.15 K)	1.447 (293 K)	1.14 (90.4 K)	0.58 (422 K)	0.856 (228 K)	1.002 (373.15 K)
	1.440 (93 K)	0.952 (350 K)	0.076 (14 K)		0.857 (311 K)	1.476 (313.15 K)	1.38 (322 K)	1.23 (77.6 K)	0.807 (289 K)	0.784 (244 K)	1.00 (293.4 K)
Viscosity (centipoise)	0.305 (77.6 K)	0.97 (298 K)	0.024 (14.3 K)	0.12 (111.6 K)	0.855 (293 K)	1.45 (273 K)	0.47 (293 K)	0.87 (53.7 K)	0.75 (289 K)	4.4 (220 K)	0.284 (373.15 K)
	0.397 (70 K)	0.913 (330 K)	0.013 (20.4 K)	0.22 (90.5 K)	0.40 (344 K)		0.33 (315 K)	0.19 (90.4 K)	0.21 (366 K)	0.48 (300 K)	1.000 (277 K)
Vapor pressure (MPa)	0.0087 (100 K)	0.0014 (293 K)	0.2026 (23 K)	0.033 (100 K)	0.0073 (300 K)	0.0027 (273.15 K)	0.01014 (293 K)	0.0052 (88.7 K)	0.002 (344 K)	0.0384 (289 K)	0.00689 (312 K)
	0.00012 (66.5 K)	0.016 (340 K)	0.87 (30 K)	0.101 (117 K)	0.638 (428 K)	0.605 (343 K)	0.2013 (328 K)		0.023 (422 K)	0.1093 (339 K)	0.03447 (345 K)

<sup>a</sup>Red fuming nitric acid (RFNA) has 5 to 20% dissolved NO<sub>2</sub> with an average molecular weight about 60, and a density and vapor pressure somewhat higher than those of pure nitric acid.

<sup>b</sup>At boiling point.

<sup>c</sup>Reference for specific gravity ratio: 10<sup>3</sup> kg/m<sup>3</sup> or 62.42 lbm/ft<sup>3</sup>.

# Теоретична ефективність комбінацій рідкого ракетного палива

Oxidizer	Fuel	Mixture Ratio		Average Specific Gravity	Chamber Temp. (K)	Chamber $c^*$ (m/sec)	$\mathfrak{M}$ (kg/mol)	$I_p$ (sec)		$k$
		By Mass	By Volume					Shifting	Frozen	
Oxygen	Methane	3.20	1.19	0.81	3526	1835			296	
		3.00	1.11	0.80	3526	1853		311		
	Hydrazine	0.74	0.66	1.06	3285	1871	18.3		301	1.25
		0.90	0.80	1.07	3404	1892	19.3	313		
	Hydrogen	3.40	0.21	0.26	2959	2428	8.9		386	1.26
		4.02	0.25	0.28	2999	2432	10.0	389.5		
	RP-1	2.24	1.59	1.01	3571	1774	21.9	285.4		1.24
2.56		1.82	1.02	3677	1800	23.3		300		
UDMH	1.39	0.96	0.96	3542	1835	19.8		295	1.25	
	1.65	1.14	0.98	3594	1864	21.3	310			
Fluorine	Hydrazine	1.83	1.22	1.29	4553	2128	18.5	334		1.33
		2.30	1.54	1.31	4713	2208	19.4		365	
	Hydrogen	4.54	0.21	0.33	3080	2534	8.9		389	1.33
7.60		0.35	0.45	3900	2549	11.8	410			
Nitrogen tetroxide	Hydrazine	1.08	0.75	1.20	3258	1765	19.5		283	1.26
		1.34	0.93	1.22	3152	1782	20.9	292		
	50% UDMH– 50% hydrazine	1.62	1.01	1.18	3242	1652	21.0		278	1.24
		2.00	1.24	1.21	3372	1711	22.6	289		
	RP-1	3.4	1.05	1.23	3290		24.1		297	1.23
		MMH	2.15	1.30	1.20	3396	1747	22.3	289	
Red fuming nitric acid	RP-1	1.65	1.00	1.16	3200	1591	21.7		278	1.23
		4.1	2.12	1.35	3175	1594	24.6		258	1.22
Hydrogen peroxide (90%)	50% UDMH– 50% hydrazine	4.8	2.48	1.33	3230	1609	25.8	269		
		1.73	1.00	1.23	2997	1682	20.6		272	1.22
	2.20	1.26	1.27	3172	1701	22.4	279			
RP-1	7.0	4.01	1.29	2760		21.7		297	1.19	

Notes:

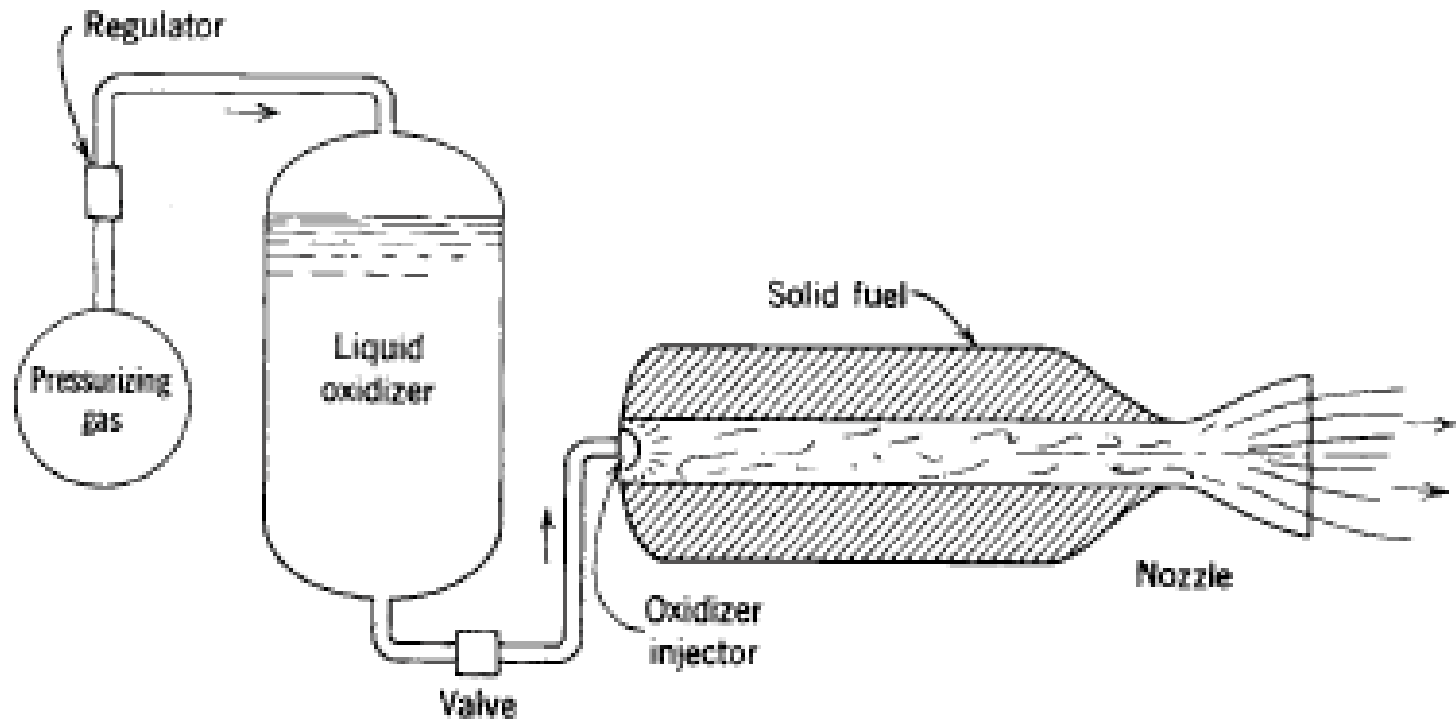
Combustion chamber pressure—1000 psia (6895 kN/m<sup>2</sup>); nozzle exit pressure—14.7 psia (1 atm); optimum expansion.

Adiabatic combustion and isentropic expansion of ideal gas

The specific gravity at the boiling point was used for those oxidizers or fuels that boil below 20°C at 1 atm pressure.

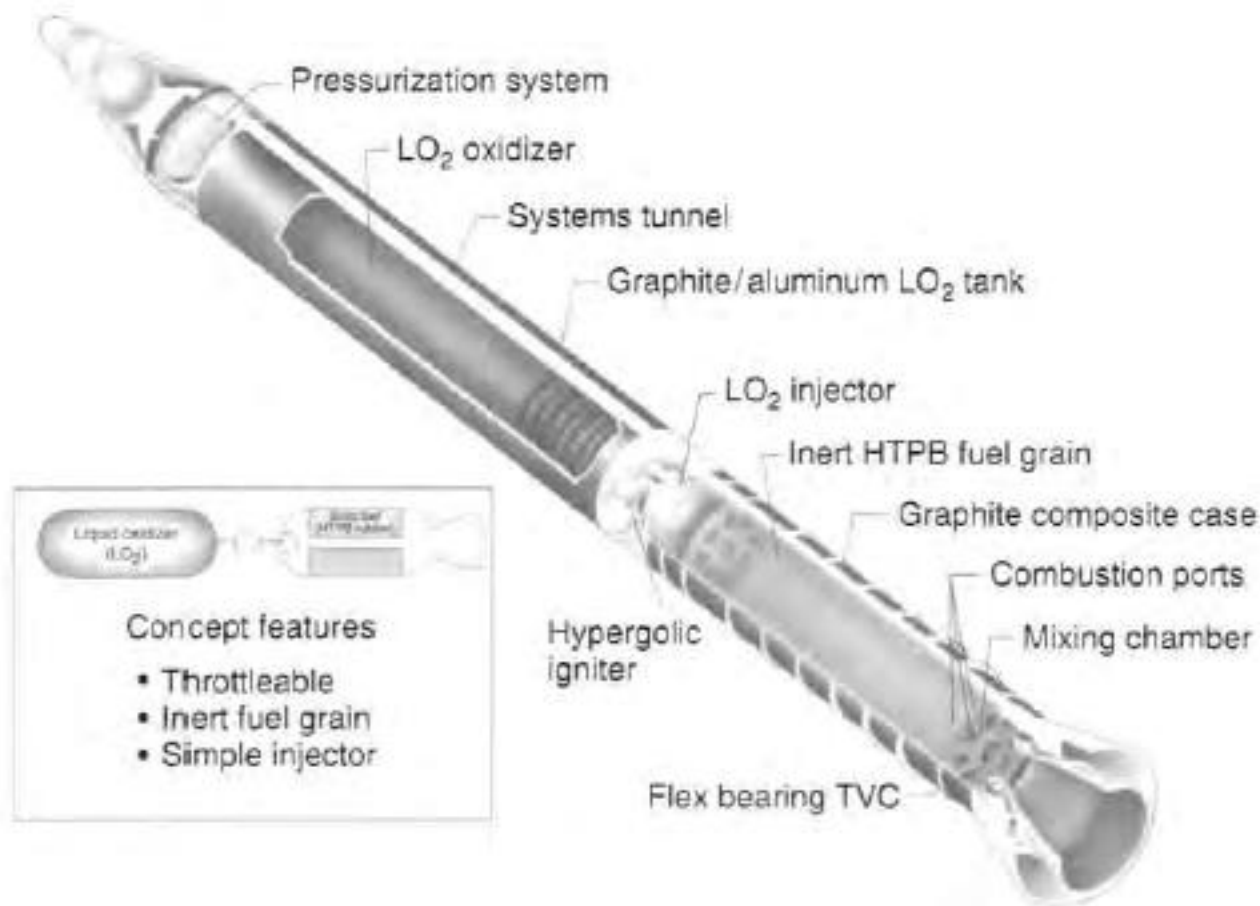
Mixture ratios are for approximate maximum value of  $I_p$ .

# Ракети на гібридному паливі (1/3)



**FIGURE 1-6.** Simplified schematic diagram of a typical hybrid rocket engine. The relative positions of the oxidizer tank, high pressure gas tank, and the fuel chamber with its nozzle depend on the particular vehicle design.

# Ракети на гібридному паливі (2/3)



**FIGURE 15-1.** Large hybrid rocket booster concept capable of boosting the Space Shuttle. It has an inert solid fuel grain, a pressurized liquid oxygen feed system, and can be throttled.

# Ракети на гібридному паливі (3/3)

**TABLE 15–1.** Thermochemical Properties of Selected Oxidizers Reacted with HTPB Fuel

Oxidizer	Type	Boiling Point (°C)	Density (g/cm <sup>3</sup> )	$\Delta_f H^a$ (kcal/mol)
O <sub>2</sub>	Cryogenic	–183	1.149	–3.1
F <sub>2</sub>	Cryogenic	–188	1.696	–3.0
O <sub>3</sub>	Cryogenic	–112	1.614	+ 30.9
F <sub>2</sub> O	Cryogenic	–145	1.650	+2.5
F <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	Cryogenic	–57	1.450	+ 4.7
N <sub>2</sub> O	Cryogenic	–88	1.226	+ 15.5
N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	Storable	+ 21	1.449	+ 2.3
IRFNA <sup>b</sup>	Storable	+ 80 to + 120	1.583	–41.0
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	Storable	+ 150	1.463	44.8
ClO <sub>2</sub>	Storable	+ 11	1.640	+ 24.7
ClF <sub>3</sub>	Storable	+ 11	1.810	–44.4

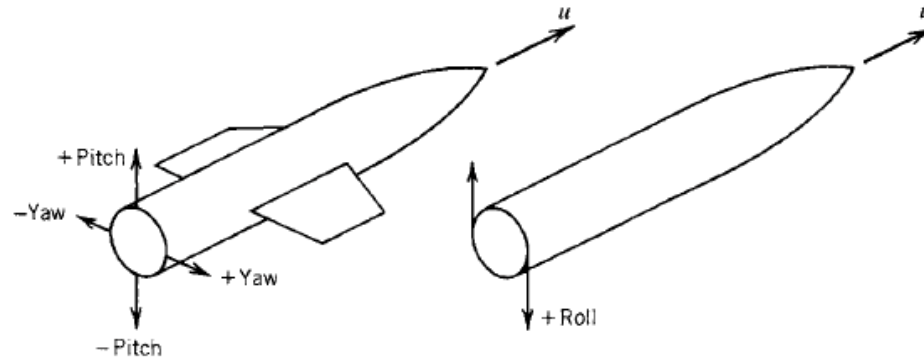
<sup>a</sup> $\Delta_f H$  is the heat of formation as defined in Chapter 5.

<sup>b</sup>Inhibited red fuming nitric acid.



# Системи наведення

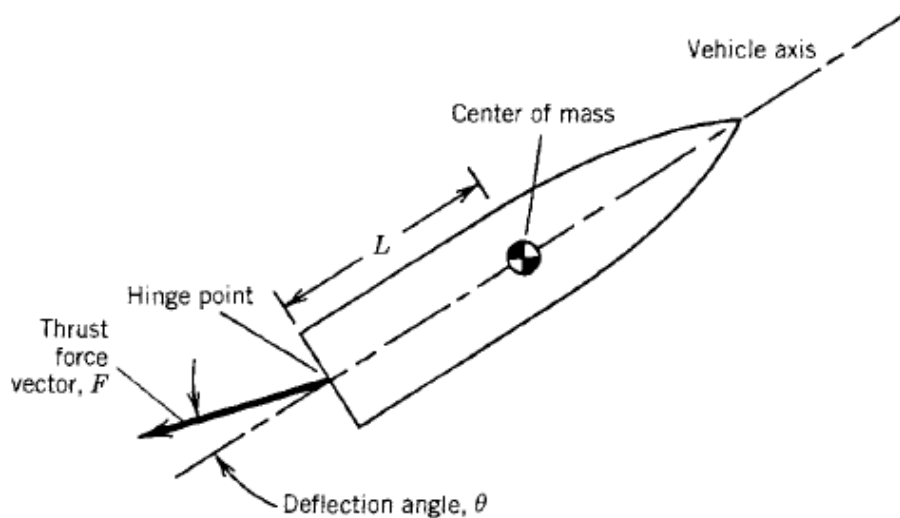
# Моменти, що діють на літальний апарат (1/3)



- Керування вектором тяги (КВТ): для керування положенням та курсом польоту літального апарата
- Аеродинамічне оперення (жорстке і рухоме): засіб КВТ при польоті у атмосфері Землі та (або) при вимкненому двигуні

# Моменти, що діють на літальний апарат (2/3)

- Керування вектором тяги (КВТ): для керування положенням та курсом польоту літального апарата



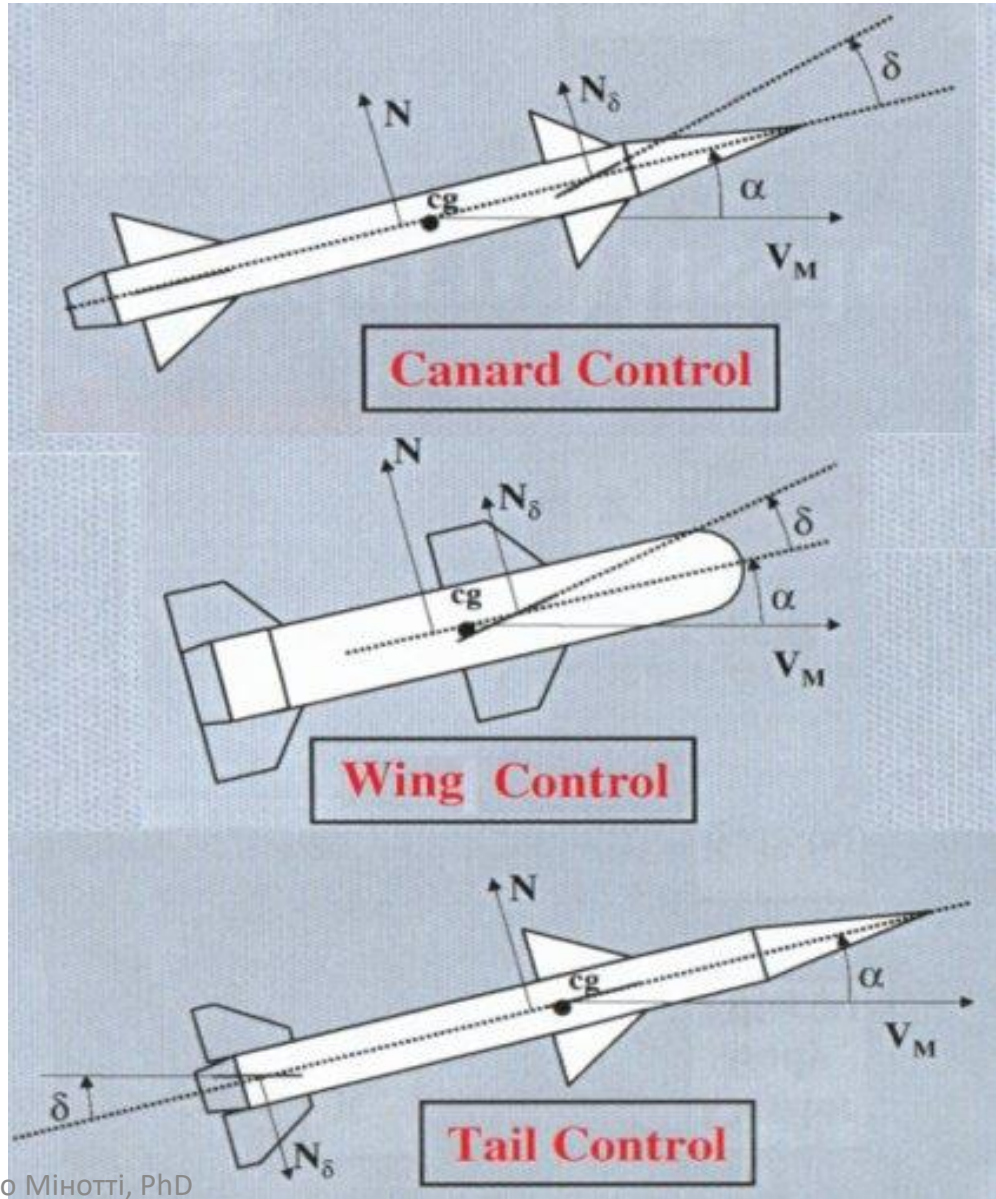
Момент тангажу, що діє на апарат:  $F \sin \theta$

# Моменти, що діють на літальний апарат (3/3)

- Аеродинамічне оперення (жорстке і рухоме):


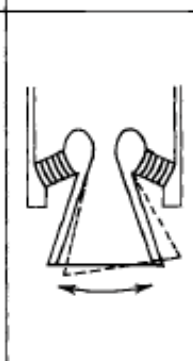
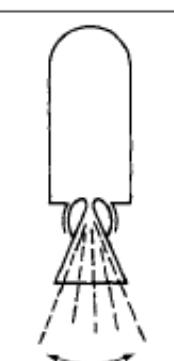

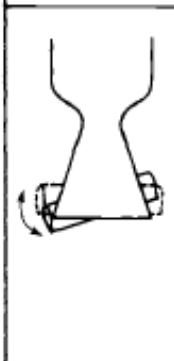
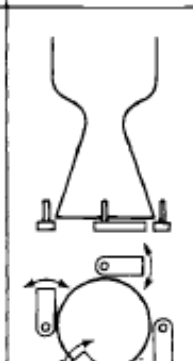


засіб КВТ при польоті у атмосфері Землі та (або) при вимкненому двигуні

Носовий руль: більша частина ваги літального апарата лягає на крила; носовий руль використовується, головним чином, для керування тангажем під час маневрування. Він встановлюється перед центром ваги і зменшує стійкість за тангажем.



# КВТ з одним соплом (лише тангаж і ривання)

Type	L/S <sup>a</sup>	Advantages	Disadvantages
Gimbal or hinge	L	Simple, proven technology; low torques, low power; $\pm 12^\circ$ duration limited only by propellant supply; very small thrust loss	Requires flexible piping; high inertia; large actuators for high slew rate
Movable nozzle (flexible bearing)	S	Proven technology; no sliding, moving seals; predictable actuation power; up to $\pm 12^\circ$	High actuation forces; high torque at low temperatures; variable actuation force
Movable nozzle (rotary ball with gas seal)	S	Proven technology; no thrust loss if entire nozzle is moved; $\pm 20^\circ$ possible	Sliding, moving hot gas spherical seal; highly variable actuation power; limited duration; needs continuous load to maintain seal
Jet vanes	L/S	Proven technology; low actuation power; high slew rate; roll control with single nozzle; $\pm 9^\circ$	Thrust loss of 0.5 to 3%; erosion of jet vanes; limited duration; extends missile length
Jet tabs	S	Proven technology; high slew rate; low actuation power; compact package	Erosion of tabs; thrust loss, but only when tab is in the jet; limited duration
Jetavator	S	Proven on Polaris missile; low actuation power; can be lightweight	Erosion and thrust loss; induces vehicle base hot gas recirculation; limited duration
Liquid-side injection	S/L	Proven technology; specific impulse of injectant nearly offsets weight penalty; high slew rate; easy to adapt to various motors; can check out before flight; components are reusable; duration limited by liquid supply; $\pm 6^\circ$	Toxic liquids are needed for high performance; often difficult packaging for tanks and feed system; sometimes requires excessive maintenance; potential spills and toxic fumes with some propellants; limited to low vector angle applications
Hot-gas-side injection	S/L	Lightweight; low actuation power; high slew rate; low volume/compact; low performance loss	Multiple hot sliding contacts and seals in hot gas valve; hot piping expansion; limited duration; requires special hot gas valves; technology is not yet proven
Hinged auxiliary thrust chambers for high thrust engine	L	Proven technology; feed from main turbopump; low performance loss; compact; low actuation power; no hot moving surfaces; unlimited duration	Additional components and complexity; moments applied to vehicle are small; not used for 15 years in USA
Turbine exhaust gas swivel for large engine	L	Swivel joint is at low pressure; low performance loss; lightweight; proven technology	Limited side forces; moderately hot swivel joint; used for roll control only

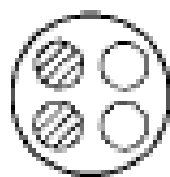
Gimbal or hinge	Flexible laminated bearing	Flexible nozzle joint	Jet vanes
			
Universal joint suspension for thrust chamber	Nozzle is held by ring of alternate layers of molded elastomer and spherically formed sheet metal	Sealed rotary ball joint	Four rotating heat resistant aerodynamic vanes in jet
L	S	S	L/S
Jetavator	Jet tabs	Side injection	Small control thrust chambers
			
Rotating airfoil shaped collar, gimbaled near nozzle exit	Four paddles that rotate in and out of the hot gas flow	Secondary fluid injection on one side at a time	Two or more gimbaled auxiliary thrust chambers
S	S	S	L

<sup>a</sup>L, used with liquid propellant engines; S, used with solid propellant motors.

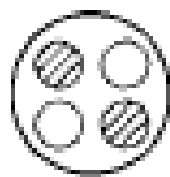
# КВТ з багатьма соплами (також крен) (1/3)



Pitch



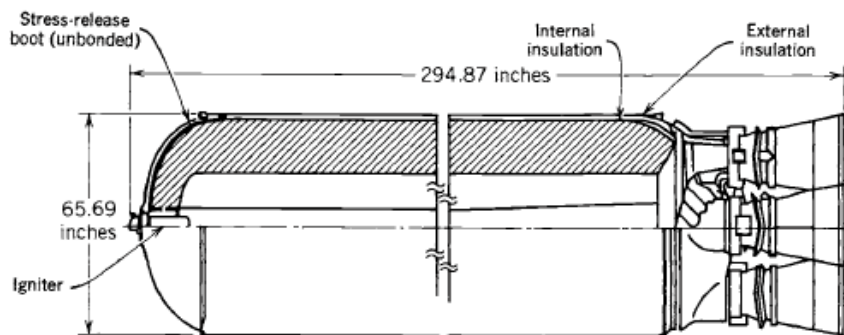
Yaw



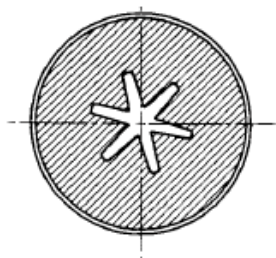
Roll



Диференційне керування тягою за допомогою чотирьох тягових камер фіксованого положення забезпечує маневрування у польоті. Приховані сопла свідчать про політ у режимі керування тягою або про зменшення тяги. Крім того, для керування креном сопла злегка нахилені.



Двигун першого ступеня ракети Мінітмен з 4 рухомими соплами для керування тангажем, ристанням і креном (1 тягова камера).



## КВТ з багатьма соплами (також крен) (2/3)

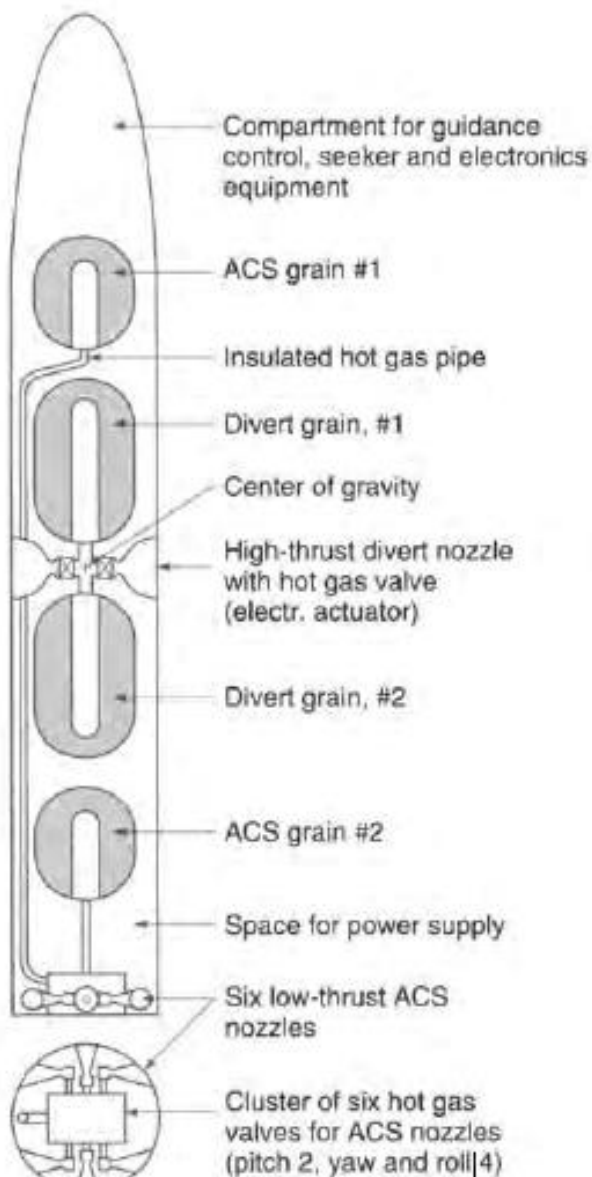


Схема двох рушійних систем для одного типу маневруючого верхнього ступеня ракети-перехоплювача. Бокові сили або сили відхилення є досить потужними і проходять, головним чином, через центр ваги (ЦВ) верхнього ступеня. Для мінімізації зміщення ЦВ над ЦВ і під ним розташовують по два заряди палива. Кожне сопло має власний клапан гарячих газів. Система орієнтування, до якої подаються реактивні гази з двох зарядів, має шість малих сопел.

# КВТ з багатьма соплами (також крен) (3/3)

Союз: чотири модулі RD-107 і центральний двигун RD-108

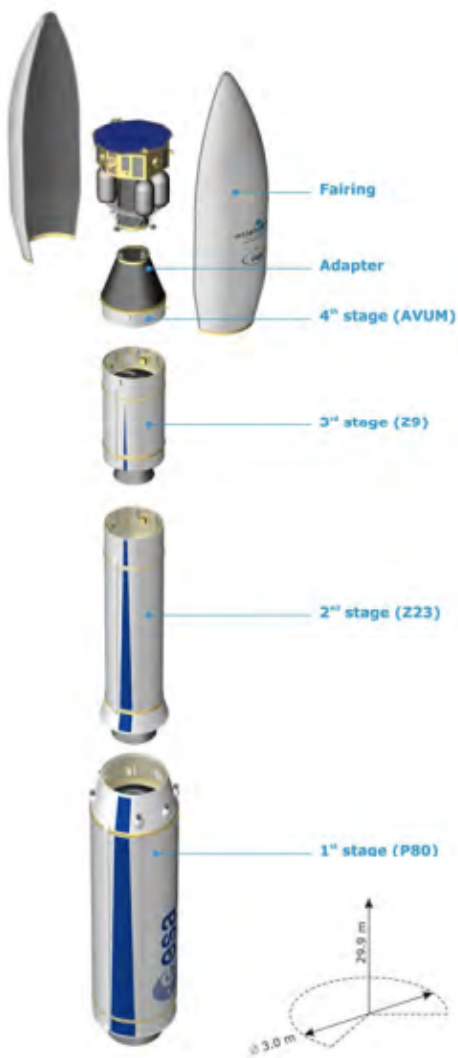


Малі сопла – коригуючі двигуни для точного керування орієнтацією та (або)  
швидкістю



# Ракета-носій ЄС: ВЕГА

# Ракета-носій ЄС: ВЕГА



## PAYLOAD FAIRING

<b>Diameter:</b>	2.600 m
<b>Length:</b>	7.880 m
<b>Mass:</b>	540 kg
<b>Structure:</b>	Two halves - Sandwich panels CFRP sheets and aluminum honeycomb core
<b>Separation:</b>	Vertical separations by means of leak-proof pyrotechnical expanding tubes and horizontal separation by a clamp-band

## PAYLOAD ADAPTERS

<b>PLA 937 VG</b>	
<b>Height:</b>	1461 mm
<b>Mass:</b>	77 kg
<b>PLA 1194 VG</b>	
<b>Height:</b>	1071.5 mm
<b>Mass:</b>	78 kg (TBC)

## AVUM UPPER STAGE

<b>Size:</b>	2.18-m diameter x 2.04-m height
<b>Dry mass:</b>	688 kg
<b>Propellant:</b>	381 kg/196 kg of NTO/UDMH
<b>Subsystems:</b>	
<b>Structure:</b>	Aluminium cylindrical case with 4 titanium propellant tanks and supporting frame
<b>Propulsion:</b>	MEA (evolution of RD-869) – 1 chamber
- Thrust	2.45 kN – Vacuum
- Isp	314.6 s – Vacuum
- Feed system	Regulated pressure-fed 87 l (3.9 kg) GHe tank MEOP 328 barA
- Burn time/restart	Up to 612.5 s / up to 5 controlled or depletion burns
<b>RACS:</b>	Six 240 N hydrazine thrusters N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> ; 39 l (38.6 kg) N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> tank MEOP 26 barA Inertial 3-axis platform, on-board computer, TM & RF systems, Power
<b>Avionics:</b>	
<b>Attitude control:</b>	
- Pitch, yaw	Main engine ±10 deg gimbaled nozzle → boosted phases Six RACS thrusters → ballistic phases
- Roll	Roll rate and attitude controlled by four of the six RACS thrusters

## 1<sup>st</sup> STAGE (P80)

<b>Size:</b>	3.00-m diameter x 11.20-m length
<b>Gross mass:</b>	96 243 kg
<b>Propellant:</b>	87 710-kg of HTPB 1912 solid
<b>Subsystems:</b>	
<b>Structure</b>	Carbon-epoxy filament wound monolithic motor case protected by EPDM
<b>Propulsion</b>	P80FW Solid Rocket Motor (SRM)
- Thrust	3015 kN Max Vac thrust
- Isp	280 s – Vac
- Burn time	109.9 s
<b>Avionics</b>	
<b>Attitude control:</b>	
- Pitch, yaw	Gimbaled ±6.5 deg nozzle with electro mechanical actuators Roll rate limited by four of the six RACS thrusters
- Roll	

## 2<sup>nd</sup> STAGE (Z23)

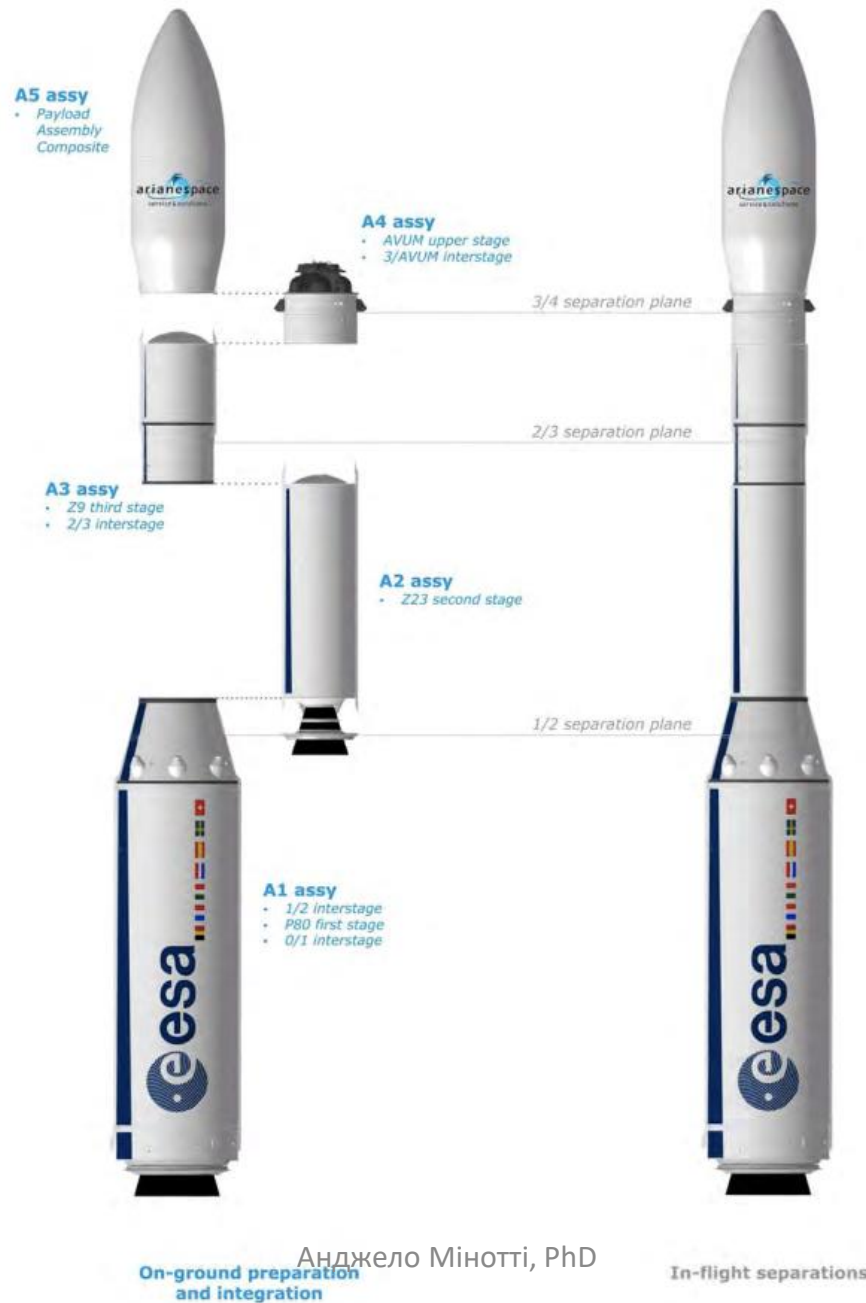
<b>Size:</b>	1.90-m diameter x 8.39-m length
<b>Gross mass:</b>	26 300 kg
<b>Propellant:</b>	23 814-kg of HTPB 1912 solid
<b>Subsystems:</b>	
<b>Structure</b>	Carbon-epoxy filament wound monolithic motor case protected by EPDM
<b>Propulsion</b>	ZEFIRO 23FW Solid Rocket Motor (SRM)
- Thrust	1120 kN Max Vac thrust
- Isp	287.5 s – Vac
- Burn time	77.1 s
<b>Avionics</b>	Actuators I/O electronics, power
<b>Attitude control:</b>	
- Pitch, yaw	Gimbaled ±7 deg nozzle with electro mechanical actuators Roll rate limited by four of the six RACS thrusters
- Roll	

## 3<sup>rd</sup> STAGE (Z9)

<b>Size:</b>	1.90-m diameter x 4.12-m length
<b>Gross mass:</b>	12 000 kg
<b>Propellant:</b>	10 567-kg of HTPB 1912 solid
<b>Subsystems:</b>	
<b>Structure</b>	Carbon-epoxy filament wound monolithic motor case protected by EPDM
<b>Propulsion</b>	ZEFIRO 9FW Solid Rocket Motor (SRM)
- Thrust	317 kN – Max Vac thrust
- Isp	295.9 s – Vac
- Burn time	119.6 s
<b>Avionics</b>	Actuators I/O electronics, power
<b>Attitude control:</b>	
- Pitch, yaw	Gimbaled ±6 deg nozzle with electro mechanical actuators Roll rate and attitude controlled by four of the six RACS thrusters
- Roll	
<b>Interstage:</b>	
<b>0/1 interstage:</b>	Structure: Cylinder aluminum shell/inner stiffeners Housing: Actuators I/O electronics, power, safety/destruction subsystem
<b>1/2 interstage:</b>	Structure: Conical aluminum shell/inner stiffeners Housing: TVC local control equipment; Safety/destruction subsystem
<b>2/3 interstage:</b>	Structure: Cylinder aluminum shell/inner stiffeners Housing: TVC local control equipment; Safety/Destruction subsystem
<b>3/AVUM interstage:</b>	Structure: Aluminium cylinder with integral machined stringers Housing: TVC control equipment; Safety/Destruction subsystem, power distribution, RF and telemetry subsystems
<b>Stage separation:</b>	Linear Cutting Charge/Retro rocket thrusters Linear Cutting Charge/springs Pyrotechnic tight expandable tube/springs

Figure 1.5.1a – Launch vehicle general data

## A5.6. On-ground and in-flight configurations

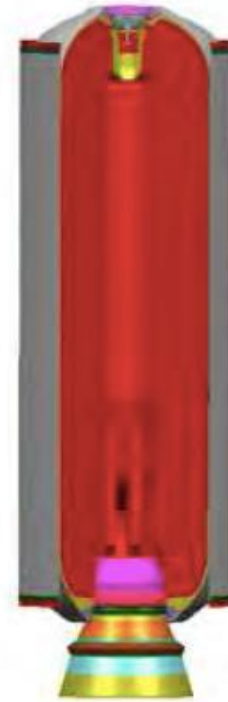


# Перший ступінь P80

The Vega's first stage is powered by a large single-piece Solid Rocket Motor containing 87 710 kg of the solid propellant HTPB 1912.

This SRM delivers maximum vacuum thrust of 3 015 kN and burns for ~113 seconds prior to being jettisoned at an altitude of about 58 km.

The P80 first stage, a filament-wound carbon-epoxy case, has the same diameter (3 m) as the solid boosters used on Ariane 5 and its overall length (11.2 m) is similar to that of one of the longest segments of the solid booster.



The transition in diameter from the P80 first stage to the Z23 second stage is ensured by a conically shaped structure called 1/2 inter-stage.

# Проміжні ступені

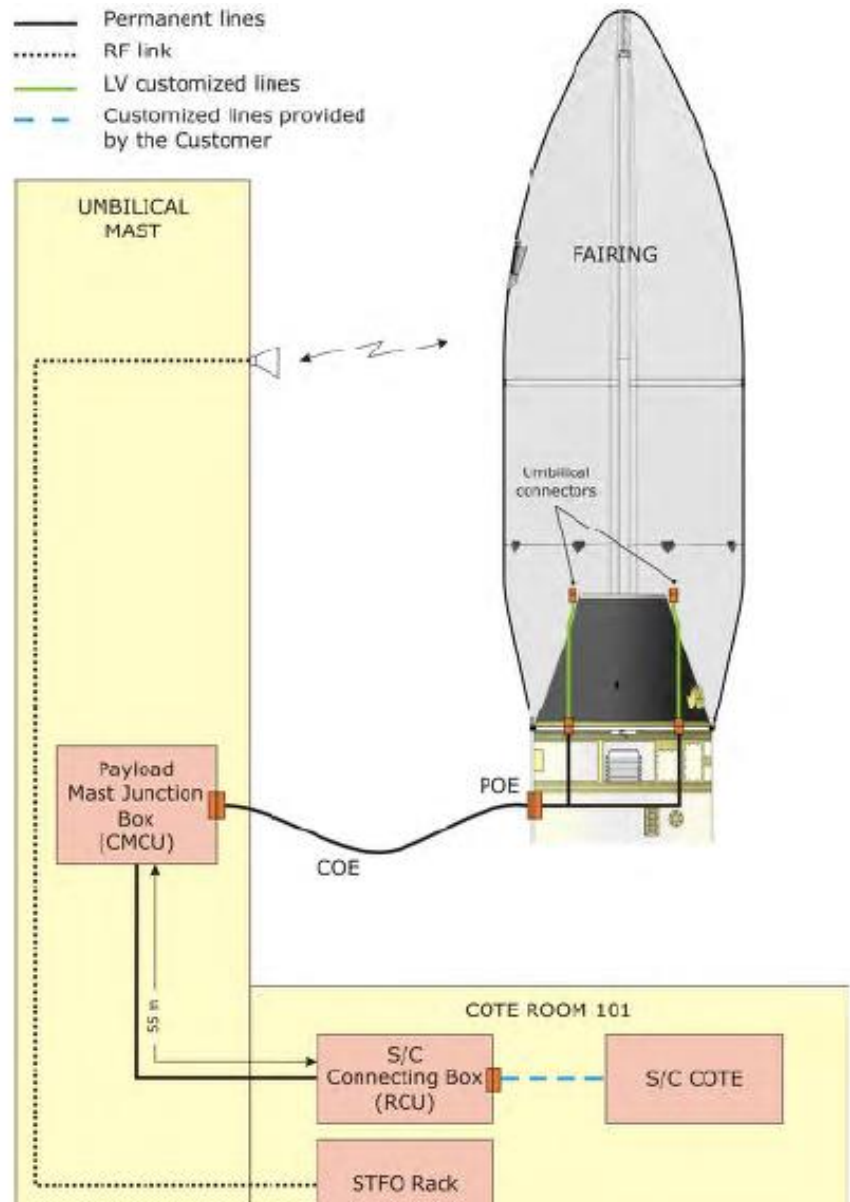


**Figure 6.2.3.2.1e – Hoisting and integration of the 1/2 interstage**



# Лінії наземного живлення (1/2)

The PAC umbilical lines transit through the COE (electrical umbilical cable, "Cable Ombilical Electrique") connected between the mast and the AVUM interstage section.



## Лінії наземного живлення (2/2)

The launch tower is equipped with an air-conditioning system providing clean air under the fairing.



# Вузол корисного навантаження

In single launch configuration, the Payload Assembly Composite is composed by the fairing, the payload and the adapter.

The fairing, 2.6 m in diameter and 7.88 m long, is made of two half-shells. The separation of the nose fairing is achieved by means of two separation systems: a vertical one (VSS) and a horizontal one (HSS) (see Chapter 5 paragraph 5.3.1).

The adapter (see Annex 4a) is derived from Arianespace extended family of adapters. For Ariane and Soyuz launch systems.

In multiple launch configuration, the Vega Secondary Payload Adapter (VESPA) is implemented in order to embark several passengers inside the fairing.

**Payloads encapsulation inside fairing**





# Перехідна частина вузла корисного навантаження

The PLA 1194 VG is mainly composed of:

- A structure;
- A clamping device;
- An ejection subsystem (4 to 12 actuators).

The PLA 1194 VG structure comprises the following main parts:

- Conical shell:

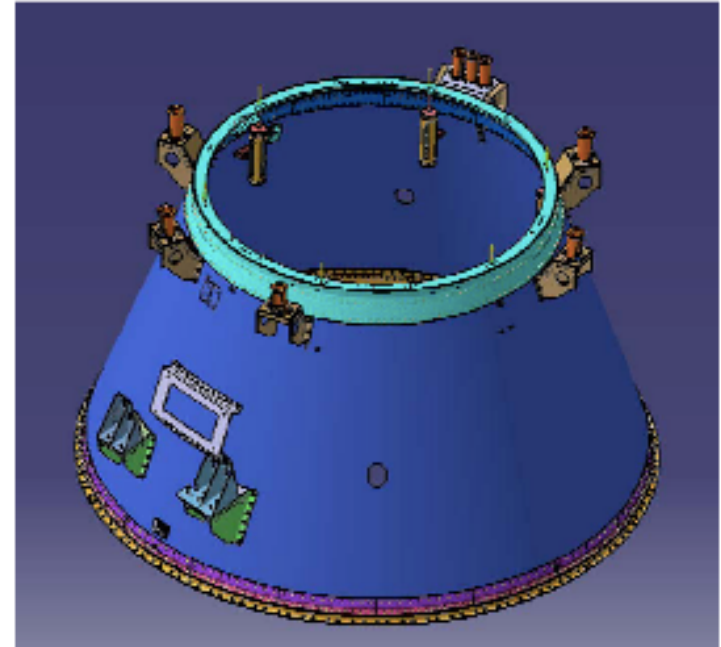
It is a monolithic structure of CFRP, made on Fibre Placement technology.

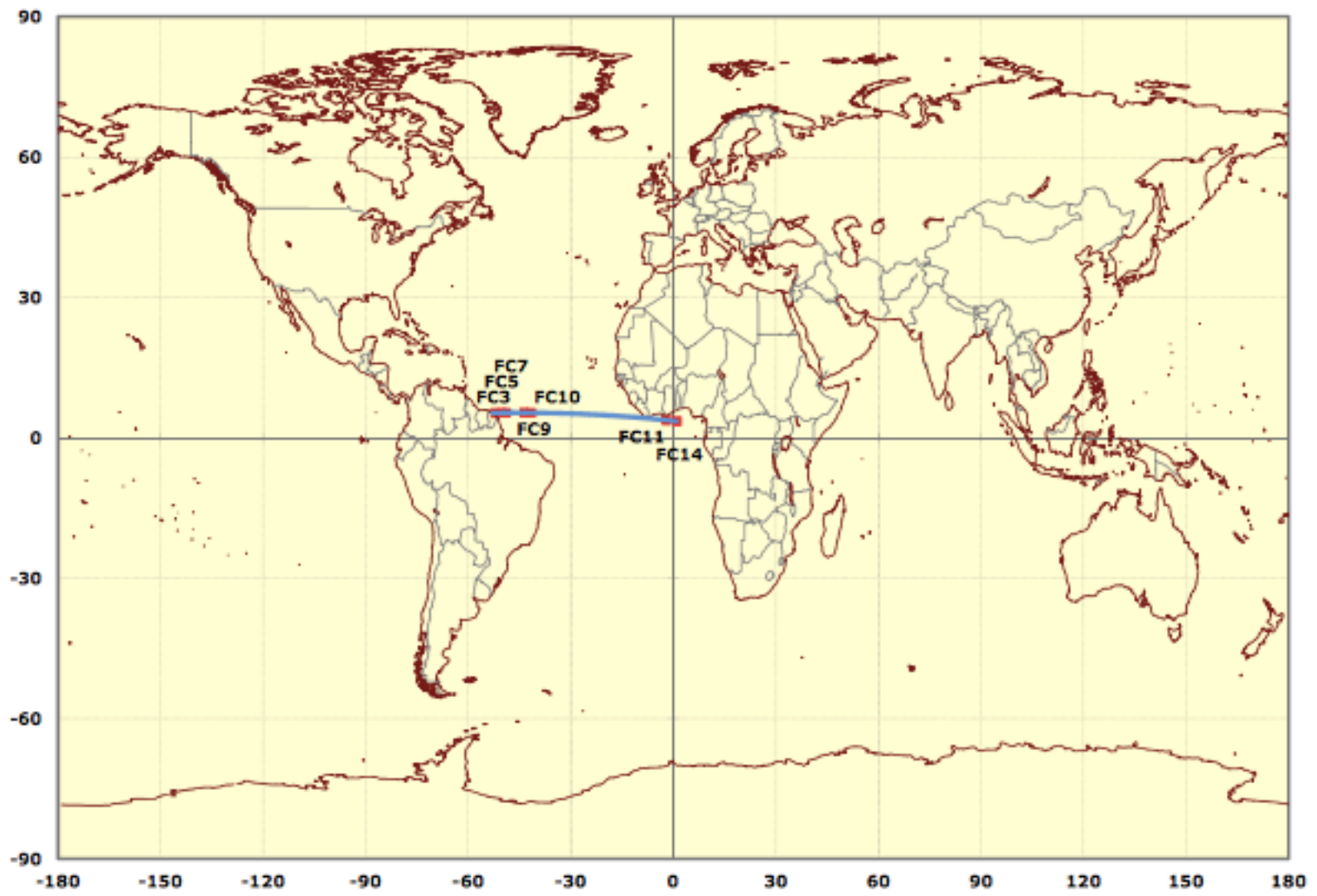
- Lower ring:

This ring is the direct interface with the launch vehicle. The assembly between the adapter and the launch vehicle is achieved through a bolt interface by mean of 144 holes  $\varnothing M6$ .

- Upper ring:

This ring is the direct interface with the payload. The assembly between the adapter and the payload is achieved through a clamp-ring separation system.





- FC3, FC5 & FC9:* Acceleration threshold detection
- FC7:* Fairing jettisoning
- FC10:* AVUM ignition
- FC11:* AVUM cut-off
- FC14:* Spacecraft separation

**Typical ground path for the Vega equatorial mission  
(one AVUM boost mission profile)**

**Дякую**

[Dualuse-armscontrol@angelominotti.com](mailto: Dualuse-armscontrol@angelominotti.com)

[info@angelominotti.com](mailto: info@angelominotti.com)

[www.angelominotti.com](http:// www.angelominotti.com)