



Вони можуть змінювати свою конфігурацію, наприклад, ступінь двоконтурності або співвідношення тисків, щоб оптимізувати роботу. Двигуни змінного циклу долають обмеження традиційних двигунів, оптимізованих під один режим

Розробка таких двигунів реалізується через низку інноваційних інженерних підходів. Тандемний вентилятор передбачає два вентилятори на одному валу, що працюють послідовно, як турбовентилятор, на крейсерському режимі або паралельно, з використанням допоміжних повітрязабірників та сопла, для збільшення потоку повітря та зниження шуму під час зльоту/посадки. Середній тандемний вентилятор розміщує вентилятор між компресорами низького та високого тиску, пропускаючи через себе лише повітря другого контуру, і може переходити від режиму турбовентилятора до режиму "негерметичного" турбореактивного двигуна шляхом закриття допоміжних повітрязабірників та лопаток. Адаптивний двигун з трьома потоками повітря додає третій керований потік, який може оминути турбіну для економії палива або проходити крізь неї для збільшення потужності.

Адаптивні трипотокові двигуни, наприклад General Electric XA100, Pratt & Whitney XA101, що розробляються для винищувачів наступного покоління, демонструють значний прорив завдяки можливості гнучкого перерозподілу повітряних потоків для оптимізації тяги і паливної економічності. Також за рахунок використання новітніх матеріалів, таких як керамічні матричні композити, є підвищення робочої температури турбіни. Це все разом потенційно призводить до збільшення дальності польоту на 35% та до 25% економії палива.

Попри значні потенційні переваги, масове впровадження двигунів змінного циклу стикається з суттєвими викликами, що включають високу технологічну складність систем управління потоками, забезпечення надійності та довговічності в умовах змінних навантажень, значну вартість розробки та виробництва, а також питання ефективної інтеграції з існуючими та майбутніми авіаційними платформами.

DETONATION PROCESS MODELING

D. M. Chyzh, M. V. Ambrozhevich, K. S. Epifanov

National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute»

Detonation is the process of burning in which the combustion front spreads faster than the speed of sound. A shock wave is produced, which is followed by a chemical reaction with the release of a large amount of heat.

Detonation engine (DE) – is an engine in which combustion of the fuel and oxidizer mixture occurs by detonation. They are divided into two types: ramjet pulsing (PDE) and "rotating" (RDE).

In PDE short explosions occur while a portion of the fuel-air mixture burn. After the detonation wave passes through the combustion chamber, the fuel-oxidizer mixture must be renewed.

In RDE there is an undamped detonation in the annular combustion chamber. Thrust is generated by a shock wave, which is held in an infinite loop. Fuel and oxidizer are come into the chamber through the injectors, then they are ignited. The first detonation occurs, as a result of which a supersonic shock wave is emitted, which passes

through the annular combustion chamber. After making one revolution and returned to the injectors, it ignites the next batch, the thrust appears as a result of a series of explosions.

This type of engine has a number of advantages:

- they are simpler in design
- light and compact;
- they are cheaper than gas turbine engines;
- they are difficult to disable;
- a rotating detonation engine can be used in tandem with a jet or gas turbine engine.

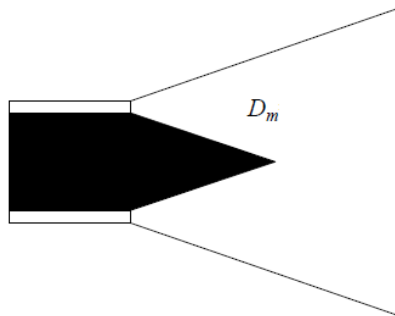


Fig. 1 - Profile of RDE

In this work, we are going to calculate parameters behind the shock wave front.

- 1) The first step is to calculate combustion process.

DE works using Humphrey cycle. It means that combustion is leaking with constant volume, rather than with constant pressure (deflagration), as in gas turbine engines. It's explained by short time of combustion, so in this case volume can be fixed.

Table 1 – Data for combustion calculation

		H ₂	O ₂
1	Inlet temperature, K	298,15	298,15
2	Inlet pressure, bar	1	1
3	Mass ratio O/F (OFR)	8	

Table 2 – Mixture parameters after burning

	Isobaric	Isochoric
Molar mass of combustion products, kg/kmol	14,861	15,310
Gas constant of combustion products, kJ/(K·kmol)	559,50	543,07
Burning temperature, K	3077,6	3377,5
Final combustion pressure, bar	1,000	8,8867
Final specific volume, m ³ /kg	17,219	2,0641
Specific isochoric heat capacity of combustion products, kJ/(K·kg)	2,6366	2,5994
Specific isobaric heat capacity of combustion products, kJ/(K·kg)	3,1961	3,2505
Adiabatic index	1,2122	1,2006
Speed of sound, m/s	1383,2	1433,9

According to the table 2 results are so difference for isochoric and isobaric processes. It proves that the next step depends on the assumptions about combustion process. As written below we need to use the result of isochoric calculation.

- 2) The second step is to calculate parameters behind the shock wave front in a relative coordinate system



The calculation method is based on the formulas for a normal shock and energy, mass, impulse balance equations, ideal gas equation of state.

Assume that the velocity of the plane front of the X-axis is constant, we will have a new coordinate system, which moves with velocity D . In the new moving coordinate system, the velocity of shock wave is equal $D^* = 0$.

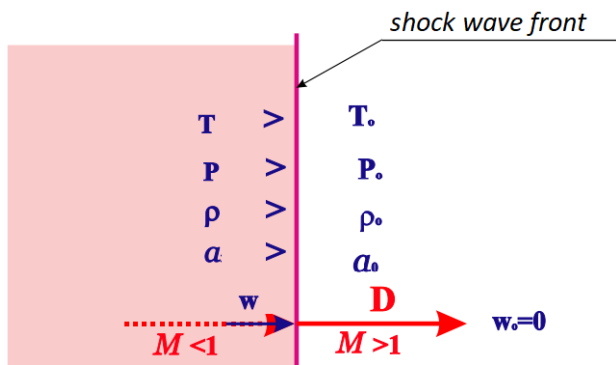


Fig. 2 – Scheme of motion of a plane shock wave

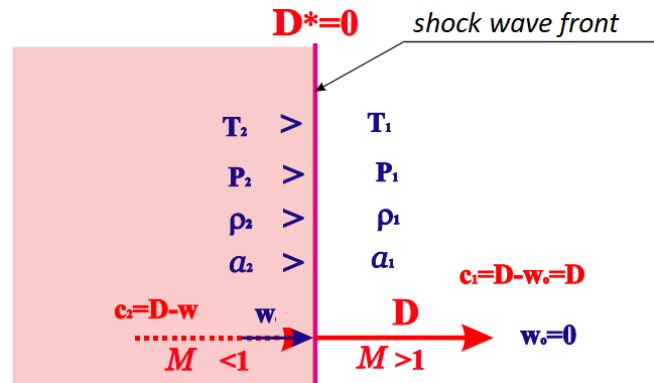


Fig. 3 – Scheme of transformation of a plane shock wave into a normal shock in a relative coordinate system: index 1 – for supersonic area; index 2 – for subsonic area

Table 3 – The result of calculation in a relative system

	1	2
λ	3,058	0,327
$\tau(\lambda)$	1,474E-01	0,9903
$\pi(\lambda)$	1,057E-05	0,9431
$\varepsilon(\lambda)$	7,170E-05	0,9523
$q(\lambda)$	3,531E-04	0,5015
T, K	298,15	2002,5
T^* , K	2022,2	2022,2
P, bar	1	62,815
P^* , bar	94593,4	66,6
ρ , kg/m ³	0,618	5,776
a, m/sec	440,9	1142,7
c_{cr} , m/sec	1094,7	1094,7
M	7,593	0,313
ΔS , kJ/kg	3942,1	3942,1

3) The third step is to calculate parameters behind the shock wave front in an absolute coordinate system

The velocity of the shock wave front in the absolute coordinate system is equal to the relative velocity of the supersonic flow:

$$D = c_1 + w_1.$$



Supersonic area is motionless: $w_1 = 0$ m/s

Flow velocity behind the shock wave front is equal:

$$D = c_2 + w_2, \quad w_2 = D - c_2,$$

The static parameters don't change during switching from a relative to an absolute coordinate system, they are determined by the thermal complex velocity of molecules movement, which is not affected by the velocity of the coordinate system.

Table 4 – The result of calculation of combustion products in the detonation wave front in an absolute system

	1	2
λ	0	2,1133
$\tau(\lambda)$	1	0,5929
$\pi(\lambda)$	1	0,0438
$\varepsilon(\lambda)$	1	0,0738
$q(\lambda)$	0	0,2513
T, K	298,15	2989,9
T^* , K	298,15	3377,5
P, bar	1	62,815
P^* , bar	1	1435,1
ρ , kg/m ³	0,618	5,776
ρ^* , kg/m ³	0,618	78,234
w, m/s	0	2989,8
a, m/s	440,9	1142,7
c_{cr} , m/s	420,3	1414,8
M	0	2,617
ΔS , kJ/kg	3942,1	

1 – Undisturbed medium

2 – Behind the shock wave front

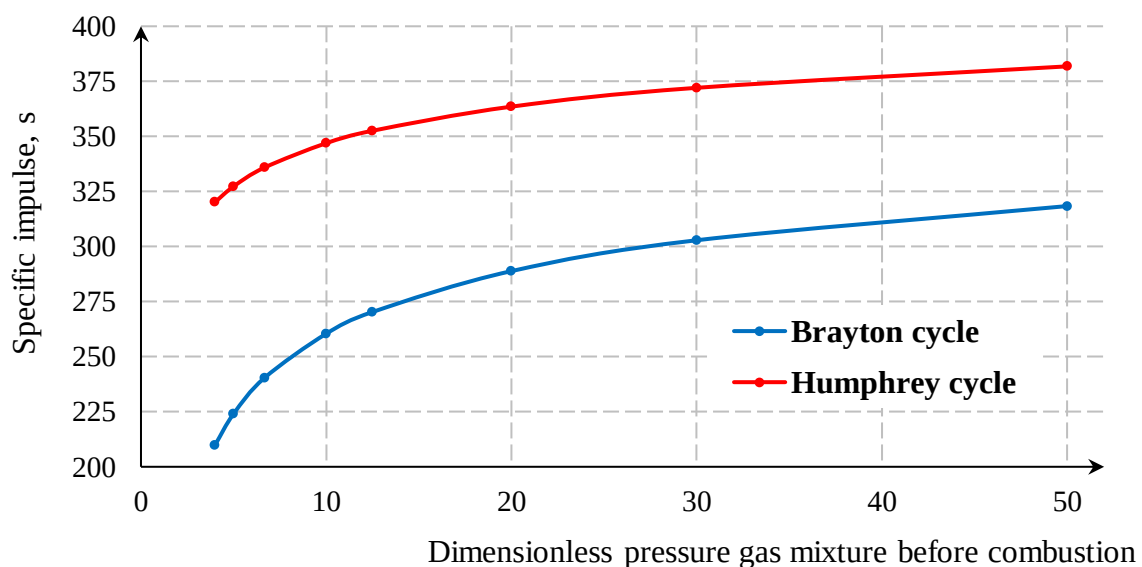


Fig. 4 – Specific impulse of Brayton and Huphrey cycles

**Conclusions:**

During the study, it was possible to obtain the parameters of the detonation wave and combustion products of the simplest detonation engine, as well as to compare the specific impulse of the thrust of a jet engine for detonation and deflagration combustion;

Despite the fact that the detonation rocket engine operates in principle in a pulsed mode and must be calculated in a non-stationary two-dimensional approach, the one-dimensional stationary model showed good correlation with the calculations of other authors [1, 2].

References

1. Paxson, D. E. A Simple Model for Rotating Detonation Rocket Engine Sizing and Performance Estimates [Text] / D. E. Paxson, H. D. Perkins // NASA Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, 44135, USA. – 13 p. doi: <https://doi.org/10.2514/6.2021-0192>.
2. Braun, J. Numerical Assessment of the Convective Heat Transfer in Rotating Detonation Combustors Using a Reduced-Order Model [Text] / J. Braun, J. Sousa, G. Paniagua. // Appl. Sci. – 2018. – Vol. 8(6). P. 893. doi: <https://doi.org/10.3390/app8060893>