

1. Ракетний двигун (I), що має подовжню вісь (Z-Z) та містить камеру (1) згоряння, робоча частина (C) якої призначена для горіння палива і окислювача і сполучена за допомогою горловини (3) з соплом (2), що розширюється, для випуску газів, які утворюються внаслідок горіння, яке розташоване вздовж осі камери (1) згоряння, поряд з горловиною (3) та протилежно до неї, при цьому робоча частина (C) живиться окислювачем з кінця (5A), протилежного горловині, і охоплена пористим поверхневим шаром (5, 42) з термоструктурного композиційного матеріалу, в який подається паливо із зовнішнього боку, протилежного робочій частині, при цьому частина палива подається у робочу частину через пористий поверхневий шар, який **відрізняється** тим, що пористий поверхневий шар (5, 42) є частиною першої термоструктурної монолітної композиційної деталі (40), що містить два поверхневих шари з композиційного матеріалу (41, 42), віддалених один від одного, які утворюють проміжну порожнину (44) і зв'язаних між собою множиною ниткоподібних перемичок (43) з композиційного матеріалу, перша монолітна деталь (40) виконана циліндричною і розташована коаксіально подовжній осі (Z-Z) так, що один з поверхневих шарів (5, 42) є внутрішнім, а інший (41) - зовнішнім, окислювач подається всередину циліндричного об'єму (C), обмеженого внутрішнім поверхневим шаром (5, 42), та який утворює робочу частину камери згоряння з боку протилежного соплу (2), паливо подається в проміжну порожнину (6, 44), що має кільцевий переріз з боку протилежного соплу (2).
2. Ракетний двигун за п. 1, який **відрізняється** тим, що зовнішній шар (41) першої монолітної деталі (40) виконаний непроникним по відношенню до рідин і газів.
3. Ракетний двигун за будь-яким з пп. 1 або 2, який **відрізняється** тим, що перша монолітна деталь (40) має внутрішній діаметр (D), що перевищує діаметр (d) горловини, кільцевий отвір (7) проміжної порожнини (6) з боку сопла (2) виконаний навпроти збіжної частини (4B) горловини (3).
4. Ракетний двигун за будь-яким з пп. 1-3, який **відрізняється** тим, що за горловиною (3) сопло (2) містить кожух (52) для установки першої монолітної деталі.
5. Ракетний двигун за будь-яким з пп. 1-4, який **відрізняється** тим, що сопло (2) утворене другою монолітною деталлю (50) з композиційного матеріалу.
6. Ракетний двигун за п. 5, який **відрізняється** тим, що друга монолітна деталь (50) з композиційного матеріалу є продовженням зовнішнього поверхневого шару (41) першої монолітної деталі (40), яка є невід'ємною частиною зовнішнього поверхневого шару (41).
7. Ракетний двигун (II), що має подовжню вісь (Z-Z) та містить камеру (60) згоряння, робоча частина (C) якої призначена для горіння палива і окислювача і сполучена за допомогою горловини (72) з соплом (61), що розширюється, для випуску газів, які утворюються внаслідок горіння, вказана камера (60) згоряння розташована в соплі (61), що розширюється, поруч з його вершиною, при цьому робоча частина (C) живиться окислювачем з кінця, протилежного горловині, і охоплена пористим поверхневим шаром (66,68) з термоструктурного композиційного матеріалу, в який подається паливо з зовнішньої сторони, протилежної робочій частині, при цьому частина палива подається у робочу частину крізь пористий поверхневий шар, який **відрізняється** тим, що пористий поверхневий шар (66, 68) утворює частину першої монолітної деталі з термоструктурного композиційного матеріалу, яка має два поверхневих шари з композиційного матеріалу (65, 66, 68, 69), віддалених один від одного, які утворюють проміжну порожнину (73, 74) і зв'язаних між собою множиною ниткоподібних перемичок (43) з композиційного матеріалу, при цьому камера згоряння (60) містить першу внутрішню монолітну композиційну деталь (64) циліндричної форми, коаксіальну по відношенню до осі (Z-Z) двигуна і що містить внутрішній композиційний поверхневий шар (65) і зовнішній композиційний поверхневий шар (66), першу зовнішню монолітну композиційну деталь (67) циліндричної форми, коаксіальну з віссю (Z-Z) двигуна, і що містить внутрішній композиційний поверхневий шар (68) і зовнішній композиційний поверхневий шар (69), причому перша зовнішня композиційна деталь (67) охоплює першу внутрішню композиційну деталь, а між ними утворена кільцева робоча частина (C) камери (60) згоряння, перші внутрішня (64) і зовнішня (67) деталі утворюють одна з одною і з вершиною сопла, що розширюється, кільцевий канал (72) для сполучення з соплом (61), окислювач надходить всередину кільцевої робочої

частини (С) камери згоряння з боку, протилежного вершині сопла, а паливо надходить в проміжні порожнини (74, 75) з кільцевим перерізом перших внутрішньої (64) і зовнішньої (67) деталей з боку, протилежного вершині сопла.

8. Ракетний двигун за п. 7, який **відрізняється** тим, що внутрішній поверхневий шар (65) першої внутрішньої деталі (64) виконаний непроникним для рідин і газів.

9. Ракетний двигун за будь-яким з пп. 7 або 8, який **відрізняється** тим, що в вершині (62) сопла (61), що розширюється, виконаний отвір (63), причому перші внутрішня (64) і зовнішня (67) деталі жорстко сполучені з соплом (61) за допомогою третьої монолітної деталі (71) з композиційного матеріалу у вигляді петлі.

10. Ракетний двигун за будь-яким з пп. 7-9, який **відрізняється** тим, що в камеру (60) згоряння паливо подається через деталь (76), виконану у вигляді купола, яка знаходиться з боку камери згоряння, протилежного вершині сопла, і опукла стінка (78) якої направлена у бік сопла і виконана з термоструктурного композиційного матеріалу.