

Винахід належить до ракетної техніки і може бути використаний як маршова рушійна установка верхніх ступенів ракет та розгінних блоків ракет-носіїв і космічних апаратів. Рідинна ракетна рушійна установка містить основні і послідовно розташовані відокремлювані паливні баки, нерухомий щільно закомпонований двокомпонентний рідинний ракетний двигун з турбонасосною системою подачі компонентів палива в камеру згорання, яка має турбіну, вихлопний колектор якої сполучений із кільцевим колектором вузла вдування вихлопного газу в надзвукову частину сопла; систему регулювання вектора тяги двигуна, що містить встановлені в кожній чверті сопла інтерцепторні вузли, які сполучені з паливною високонапірною магістраллю двигуна і з приводом, сполученим із системою керування. Основні паливні баки циліндричної, сферичної або конусоподібної форми розташовані над двигуном. Баки, які відділяються, розташовані у просторі хвостового відсіку розгінного блока і з'єднані роз'ємними сполученнями з нижнім шпангоутом основного паливного бака та силовою рамою двигуна. Паливні баки з'єднані автоматично роз'ємною гідравлічною системою, що містить у собі пристрої забору і подачі компонентів палива від паливних баків до насосів двигуна. Винахід дозволяє при зберіганні високої щільності компоновання і високих габаритно-масових характеристик рушійної установки забезпечити регулювання вектора тяги двигуна по каналах керування і стабілізації польоту (тангажа та курсу), що значно розширює функціональні можливості рушійної установки та дозволяє підвищити балістичну ефективність рушійної установки.