

Винахід належить до ракетної техніки і може бути використаний як маршевий двигун верхніх ступенів ракет та розгінних блоків ракет-носіїв і космічних апаратів. Рідинний ракетний двигун з регульованим вектором тяги містить камеру згоряння із соплом, турбонасосну систему подачі палива в камеру згоряння з турбіною, що містить вихлопний колектор генераторного газу, з'єднаний газопроводом із кільцевим колектором вузла вдуву вихлопного газу в надзвукову частину сопла, кільцеву щілину вдуву, яка з'єднує кільцевий колектор з проточною частиною сопла, шарнірний вузол кріплення двигуна до корпусу літального апарата з приводами поворотів двигуна для керування вектором тяги в площинах тангажа та курсу. Кільцевий колектор вузла вдуву вихлопного газу і кільцева щілина вдуву розділені перегородками на дві секції, з'єднані газопроводами з вихідними вікнами газорозподільника, встановленого в газопроводі між вихлопним колектором турбіни і колектором вдуву газу в сопло і з'єднаного з приводом. В кільцевій щілині виконані профільовані напрямні ребра, встановлені під кутом до радіальної площини. В одній секції ребра виконані орієнтованими в одну сторону, а в іншій секції - в протилежну.