

Изобретение относится к ракетной технике и может быть использовано как маршевая движительная установка верхних ступеней ракет и разгонных блоков ракет-носителей и космических аппаратов. Жидкостная ракетная движительная установка содержит основные и расположенные последовательно отделяемые топливные баки, неподвижный плотно скомпонованный двухкомпонентный жидкостный ракетный двигатель с турбонасосной системой подачи компонентов топлива в камеру сгорания, которая имеет турбину, выхлопной коллектор которой соединен с кольцевым коллектором узла вдувания выхлопного газа в сверхзвуковую часть сопла; систему регулировки вектора тяги двигателя, которая содержит установленные в каждой четверти сопла интерцепторные узлы, которые соединены с топливной высоконапорной магистралью двигателя и с приводом, соединенным с системой управления. Основные топливные баки цилиндрической, сферической или конусообразной формы расположены над двигателем. Отделяемые баки расположены в пространстве хвостового отсека разгонного блока и соединены разъемными соединениями с нижним шпангоутом основного топливного бака и силовой рамой двигателя. Топливные баки соединены автоматически разъемной гидравлической системой, которая содержит устройства забора и подачи компонентов топлива от топливных баков к насосам двигателя. Изобретение дает возможность при сохранении высокой плотности компоновки и высоких габаритно-массовых характеристик движительной установки обеспечить регулировку вектора тяги двигателя по каналам управления и стабилизации полета (тангажа и курса), что значительно расширяет функциональные возможности движительной установки и дает возможность повысить баллистическую эффективность движительной установки.