

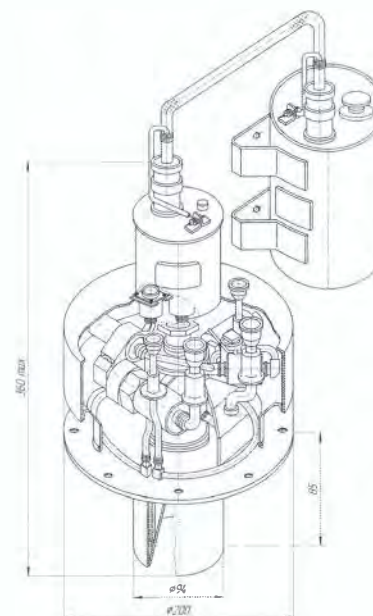
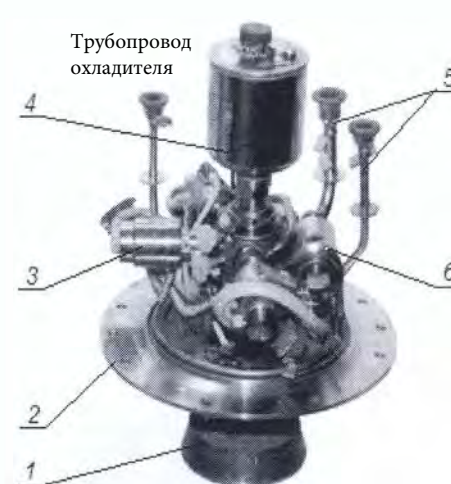
2.2.8 РДМТ 17Д16

Ракетный двигатель малой тяги 17Д16 предназначен для использования в ДУ ориентации и стабилизации КА. В двигателе используется экологически безопасное топливо.

Параметры двигателя 17Д16

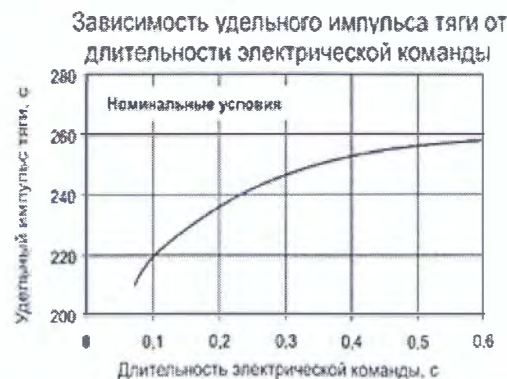
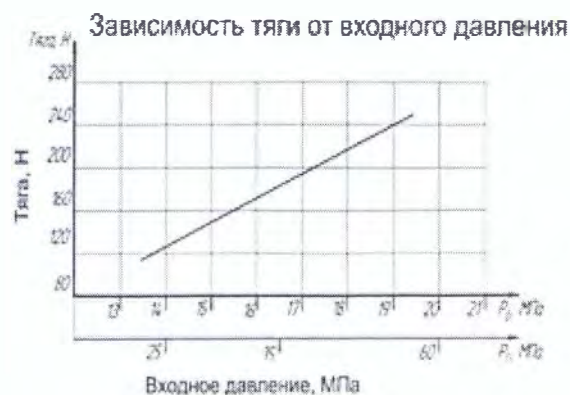
Компоненты топлива, горючее/окислитель	Керосин/O ₂ (генераторный газ)
Номинальная тяга, Н	190
Номинальный удельный импульс тяги в непрерывном режиме, м/с	2400
Номинальное давление на входе, МПа - окислителя - горючего	3,5 1,65
Рабочее давление на входе, МПа - окислителя - горючего	2,6...6 1,4...2
Ресурсные характеристики: - максимальное время огневой работы, с - максимальное количество включений	4600 25000
Геометрическая степень расширения сопла	53
Масса, кг	7

Конструкция



Состав двигателя:

1 - сопло, 2 - фланец, 3 - электроклапан «Г», 4 - агрегат зажигания, 5 - входные трубопроводы, 6 - электроклапан «О»



Описание работы двигателя

Ракетный двигатель малой тяги (двигатель) 17Д16 многократного действия и многоразового использования работает на несамовоспламеняющихся компонентах топлива «синтетическое углеводородное горючее (синтин) + газогенераторный газ (продукт газогенерации синтина и жидкого кислорода в соотношении 100:1)». Наземная экспериментальная отработка двигателя проведена на топливной композиции «синтин – кислород газообразный» с последующим подтверждением его работоспособности на штатных компонентах топлива. Технологические огневые испытания двигателя в земных условиях при межполётном обслуживании многоразового орбитального корабля выполняются на топливной композиции «спирт этиловый + кислород газообразный».

Двигатель состоит из камеры с фланцем крепления 2 к кронштейну объединённой двигательной установки орбитального корабля, стабилизатора расхода окислителя, электроклапанов горючего 3 и окислителя 6, агрегата зажигания 4, сигнализатора давления в камере, теплоизоляции сопла 1, системы терморегулирования двигателя, узла термометрирования. Базовым элементом двигателя является камера, на которую установлены все агрегаты и узлы. Управление подачей горючего осуществляется унифицированным по отрасли, серийно изготавливаемым электроклапаном РТ.200.00-02. Для управления подачей окислителя разработан взрывобезопасный в среде газообразного кислорода высокого давления электроклапан 6РТ.200.00-03. На входе в электроклапан 6РТ.200.00-03 установлен стабилизатор расхода Э68.410.00, поддерживающий расход окислителя на номинальном уровне в диапазоне эксплуатационных входных давлений. По оси смесительной головки расположен высоковольтный блок агрегата зажигания КН11Б с электроэрозсионной свечой, выходящей в полость воспламенителя камеры сгорания. Низковольтный блок агрегата зажигания КН11Б крепится в объединённой двигательной установке орбитального корабля и соединён с низковольтным блоком электрическим кабелем. Рабочий процесс в камере контролируется сигнализатором давления СДТ-5М.

Двигатель разработан в 1982-1986 гг. Уровень отработки: литера «О».

Двигатель 17Д16 был разработан для точной ориентации многоразового транспортного космического корабля «Буран».

Теплоизоляция сопла состоит из ЭВТИ и обеспечивает тепловую защиту обшивки орбитального корабля от горячей стенки сопла при работе двигателя и от аэродинамического нагрева сопла при спуске орбитального корабля с орбиты на землю. Система терморегулирования имеет гидравлические, сообщённые трубопроводы подвода и отвода охладителя и теплообменный тракт на фланце крепления двигателя и в зоне крепления электроклапанов к смесительной головке, предназначена для тепловой защиты обшивки корпуса орбитального корабля и электроклапанов двигателя от горячих элементов камеры сгорания. Узел термометрирования для контроля теплового состояния двигателя состоит из термометра ТП251 и элемента чувствительного ТЭП 018-05, установленных на кронштейне, который, в свою очередь, приваривается к корпусу головки камеры и фланцу крепления. Подключение датчиков узла термометрирования к системе управления орбитального корабля осуществляется через вилку электрического соединителя ОСРС10АТВ.

Процессы смесеобразования, горения и внутреннего охлаждения организуются путём подачи в камеру сгорания окислителя и горючего системой струйных и центробежных форсунок. Воспламенение компонентов топлива производится зажиганием пускового топлива в системе воспламенения электрической свечой агрегата зажигания. Тепловой режим двигателя во время работы поддерживается внутрикамерным распределением компонентов топлива, внутренним завесным и регенеративным охлаждением, а также системой терморегулирования, особенно необходимой для термостатирования конструкции в период «молчания» двигателя.