**ФОС по дисциплине «Проектирование космических аппаратов»**

**ОП ВО 24.04.01 "Проектирование и конструкция космических аппаратов", форма обучения очная**

**ОПК-6. Способен анализировать, систематизировать и обобщать информацию о современном состоянии и перспективах развития ракетно-космической техники**

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| **Номер задания** | **Содержание вопроса** | **Компетенция** | **Время ответа, мин.** |
|  | Какие КА имеют больший срок активного существования?   1. КА герметичной конструкции. 2. КА негерметичной конструкции. 3. Срок активного существования не зависит от типа конструкции КА. | ОПК-6 | 1 |
|  | Основное достоинство каскадных фотоэлементов солнечных батарей   1. Низкая стоимость. 2. Высокий КПД. 3. Высокая надежность. 4. Малая деградация в процессе полета. | ОПК-6 | 1 |
|  | Чем отличается КА от спутниковой платформы?   1. Наличием маршевой двигательной установки. 2. Наличием полезной нагрузки. 3. Наличием бортового комплекса управления. 4. Наличием системы электроснабжения | ОПК-6 | 1 |
|  | Какой показатель характеризует экономичность ракетной двигательной установки?   1. Массовый расход рабочего тела. 2. Удельный импульс тяги. 3. Масса рабочего тела. 4. Тяга двигателя. | ОПК-6 | 1 |
|  | Основным преимуществом ЭРДУ по сравнению с ЖРДУ является   1. Многократность включения. 2. Высокий КПД. 3. Высокая экономичность. 4. Меньшее воздействие на окружающую среду. | ОПК-6 | 1 |
|  | Какая сила обеспечивает разгон рабочего тела в ионных двигателях?   1. Сила Ампера. 2. Сила Кулона. 3. Сила Лоренца. 4. Сила Архимеда. | ОПК-6 | 1 |
|  | Полупроводником n-типа называется полупроводник, у которого   1. имеется избыток отрицательных зарядов. 2. имеется избыток электронов для образования ковалентных связей. 3. имеется недостаток электронов для образования ковалентных связей. 4. имеется избыток положительных зарядов. | ОПК-6 | 1 |
|  | Для перевода электрона в зону проводимости энергия фотона должна быть   1. существенно больше запрещенной зоны. 2. равна валентной зоне. 3. равна или несколько превышать величину запрещенной зоны. 4. равна или несколько превышать величину валентной зоны. | ОПК-6 | 1 |
|  | Какие значения оптических коэффициентов поверхности должен иметь радиатор СТР?   1. Максимальную степень черноты и максимальный коэффициент поглощения солнечного излучения. 2. Минимальную степень черноты и минимальный коэффициент поглощения солнечного излучения. 3. Минимальную степень черноты и максимальный коэффициент поглощения солнечного излучения. 4. Максимальную степень черноты и минимальный коэффициент поглощения солнечного излучения. | ОПК-6 | 1 |
|  | Сколько степеней подвижности имеет гиродин?   1. Одна степень подвижности. 2. Две степени подвижности. 3. Три степени подвижности. | ОПК-6 | 1 |
|  | Типовая спутниковая платформа содержит в своем составе \_\_\_\_\_\_\_\_ служебные системы: \_\_\_\_\_\_\_\_ | ОПК-6 | 10 |
|  | При управлении моментами сил оси управляющих двигателей размещают \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | ОПК-6 | 10 |
|  | При управлении моментами пар сил оси управляющих двигателей размещают \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | ОПК-6 | 10 |
|  | Один гиродин обеспечивает создание управляющих моментов отнсительно \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ связанной системы координат. | ОПК-6 | 10 |
|  | Двигатель-маховик входит в насыщение в результате \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_. | ОПК-6 | 10 |
|  | Перечислить последовательно указанные ниже номера позиций составных частей системы ориентации КА: 1. датчики углов 2. датчики угловых скоростей 3. датчики линейных ускорений 4. система навигации 5. усилительно-преобразовательное логическое устройство 6. исполнительные органы 7. маршевая ракетная двигательная установка | ОПК-6 | 1 |
|  | Перечислить последовательно номера позиций перечисленных ниже типов СТР, которые используются в КА негерметичной конструкции: 1. СТР на тепловых трубах 2. СТР с газовым контуром 3. СТР с жидкостным контуром 4. СТР с газожидкостным контуром 5. испарительная СТР. | ОПК-6 | 1 |
|  | Записать последовательно номера позиций перечисленных ниже компонентов, которые входят в состав спутниковой платформы Ресурс-ДК: 1. солнечная батарея с кремниевыми фотоэлементами 2. солнечная батарея с каскадными фотоэлементами 3. литий-ионная аккумуляторная батарея 4. никель-водородная аккумуляторная батарея 5. комплексная двигательная установка 6. оптико-электронная система | ОПК-6 | 1 |
|  | Определить мощность солнечной батареи в начале полета, если известны: плотность солнечного излучения 1400 Вт/м2, площадь солнечной батареи 8 м2, угол между нормалью к поверхности солнечной батареи и направлением солнечного излучения 5°, КПД солнечной батареи 0,2. | ОПК-6 | 1 |
|  | Определить требуемую мощность солнечной батареи, если известны: мощность бортового оборудования КА 1 кВт, период обращения КА по орбите 90 мин, время теневого участка 35 мин, КПД накопителя 0,95. | ОПК-6 | 1 |

**ОПК-2. Способен ставить и решать задачи по проектированию, конструированию, производству, испытанию и эксплуатации объектов профессиональной деятельности при использовании современных информационных технологий**

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| **Номер задания** | **Содержание вопроса** | **Варианты ответов, правильный ответ** | **Компетенция** | **Время ответа, мин.** |
|  | Дать определение понятия "затраты характеристической скорости на выполнение межорбитального перелета" | 1. Суммарная величина изменения скорости КА, необходимого для выполнения межорбитального перелета. 2. **Скорость разгона КА в бессиловом пространстве, которая эквивалентна по затратам рабочего тела (топлива) совершению межорбитального перелета**. 3. Модуль разности скоростей полета КА по начальной и конечной орбитам межорбитального перелета. 4. Модуль суммы скоростей полета КА по начальной и конечной орбитам межорбитального перелета. | ОПК-2 | 1 |
|  | Дать определение понятия "располагаемая характеристическая скорость КА" | 1. Максимальная скорость полета КА по орбите. 2. Суммарная величина изменения скорости КА при выполнении межорбитальных перелетов. 3. Разница между максимальной и минимальной скоростями движения КА по орбите. 4. **Скорость, которую приобрел бы КА в бессиловом пространстве под действием постоянно направленной тяги маршевой двигательной установки после израсходования всего запасенного в ее составе рабочего тел.** | ОПК-2 | 1 |
|  | Параметры, определяющие запас характеристической скорости КА | 1. Тяга маршевой двигательной установки, масса топлива, удельный импульс маршевой двигательной установки. 2. **Стартовая масса КА, масса топлива, удельный импульс маршевой двигательной установки**. 3. Суммарный импульс тяги маршевой двигательной установки, масса топлива, удельный импульс маршевой двигательной установкию 4. Стартовая масса КА, масса топлива, суммарное время работы маршевой двигательной установки. | ОПК-2 | 1 |
|  | Какие параметры оказывают влияние на потери характеристической скорости КА на активном участке? | 1. **Импульсное изменение скорости на активном участке, тяговооруженность в начале активного участка, удаленность активного участка от притягивающего центра.** 2. Масса КА в конце активного участка, тяговооруженность в начале активного участка, удаленность активного участка от притягивающего центра. 3. Импульсное изменение скорости на активном участке, масса КА в начале активного участка, удаленность активного участка от притягивающего центра. 4. Импульсное изменение скорости на активном участке, тяговооруженность в начале активного участка, удаленность целевой орбиты от притягивающего центра | ОПК-2 | 1 |
|  | Назвать способы снижения потерь характеристической скорости на выполнение межорбитальных перелетов | 1. Повышение тяговооруженности КА и использование гомановской схемы межорбитальных перелетов. 2. Снижение тяговооруженности КА и использование гомановской схемы межорбитальных перелетов. 3. Повышение удельного импульса КА и снижение тяговооруженности. 4. **Повышение тяговооруженности КА и использование ступенчатой схемы межорбитальных перелетов.** | ОПК-2 | 1 |
|  | Каким образом влияет тяговооруженность на стартовую массу ТКА? | 1. Повышение тяговооруженности приводит к увеличению стартовой массы ТКА. 2. Зависимость стартовой массы ТКА от тяговооруженности имеет максимум. 3. Повышение тяговооруженности приводит к снижению стартовой массы ТКА. 4. **Зависимость стартовой массы ТКА от тяговооруженности имеет минимум.** | ОПК-2 | 1 |
|  | Что понимается под перегрузкой ТКА? | 1. **Отношение тяги маршевой двигательной установки к весу ТКА у поверхности Земли.** 2. Отношение тяги маршевой двигательной установки к массе ТКА. 3. Отношение тяги маршевой двигательной установки к массе полезной нагрузки. 4. Отношение веса ТКА к тяге маршевой двигательной установки. | ОПК-2 | 1 |
|  | На каком активном участке ТКА потери характеристической скорости максимальны? | 1. На последнем активном участке. 2. **На первом активном участке.** 3. На среднем активном участке 4. Потери характеристической скорости не зависят от номера активного участка. | ОПК-2 | 1 |
|  | На каком активном участке перегрузка ТКА максимальна? | 1. **На последнем активном участке.** 2. На первом активном участке. 3. На среднем активном участке. 4. Перегрузка не зависит от номера активного участка. | ОПК-2 | 1 |
|  | Каким образом влияет высота орбиты фазирования на время перелета между рабочими точками на орбите? | 1. **Увеличение высоты орбиты фазирования снижает время перелета.** 2. Увеличение высоты орбиты фазирования увеличивает время перелета. 3. Высота орбиты фазирования не влияет на время перелета. 4. Зависимость времени перелета от высоты орбиты фазирования имеет минимум. | ОПК-2 | 1 |
|  | Стартовая масса ТКА при малых значениях начальной тяговооруженности \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | **увеличивается** | ОПК-2 | 10 |
|  | При больших значениях начальной тяговооруженности стартовая масса ТКА \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | **возрастает** | ОПК-2 | 10 |
|  | Процесс ожидания на промежуточной орбите требуемого взаимного положения маневрирующего КА и точки на орбите, в которую необходимо осуществить перелет, называют \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | **фазированием** | ОПК-2 | 10 |
|  | Определить скорость полета КА в перигее эллиптической орбиты с апогеем 42000 км, перигеем 6571 км, гравитационный параметр Земли равен 3,986\*1014 м3/с2. | **1,024\*104 м/с** | ОПК-2 | 10 |
|  | Определить импульсное изменение скорости при перелете с круговой орбиты высотой 6571 км на эллиптическую орбиту с апогеем 42000 км, гравитационный параметр Земли равен 3,986\*1014 м3/с2. | **2,454\*103 м/с** | ОПК-2 | 10 |
|  | Определить затраты топлива на межорбитальный перелет, если начальная масса КА 20 т, затраты характеристической скорости 2500 м/с, удельный импульс маршевой двигательной установки 3700 м/с. | **9824 кг** | ОПК-2 | 1 |
|  | Определить суммарное время работы маршевой двигательной установки, если масса топлива 10 т, удельный импульс 3700 м/с, тяга 50 кН. | **740 с** | ОПК-2 | 1 |
|  | Определить максимальную перегрузку, действующую на КА, если тяга маршевой двигательной установки 50 кН, стартовая масса 10 т, масса топлива 7 т | **1,699** | ОПК-2 | 1 |
|  | Запас характеристической скорости КА определяется стартовой массой, массой топлива и \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | **удельным импульсом двигательной установки** | ОПК-2 | 1 |
|  | При увеличении начальной тяговооруженности КА потери характеристической скорости на активных участках \_\_\_\_\_\_\_\_\_. | **снижаются** | ОПК-2 | 1 |

**ПСК-4/23-1. Способен координировать разработку космических аппаратов и систем, проектировать, конструировать и сопровождать на всех этапах жизненного цикла космические аппараты, космические системы и их составные части**

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| **Номер задания** | **Содержание вопроса** | **Варианты ответов, правильный ответ** | **Компетенция** | **Время ответа, мин.** |
|  | Что понимается под эффективностью применения КА? | 1. Способность КА достигать требуемых целевых эффектов в процессе его применения. 2. **Комплексное свойство процесса применения КА, характеризующее его приспособленность преобразовывать материальные и временн*ы*е ресурсы в требуемые результаты.** 3. Свойство процесса применения КА, обеспечивающее экономию материальных ресурсов 4. Оперативность решения целевых задач в процессе применения КА | ПСК-4/23-1 | 1 |
|  | Основное достоинство каскадных фотоэлементов солнечных батарей | 1. Низкая стоимость. 2. **Высокий КПД**. 3. Высокая надежность. 4. Малая деградация в процессе полета**.** | ПСК-4/23-1 | 1 |
|  | Каким образом размещают панели солнечных батарей с одностепенными приводами на геостационарных КА? | 1. В плоскости орбиты. 2. По местной вертикали. 3. **Перпендикулярно плоскости орбиты**. 4. По направлению полета КА. | ПСК-4/23-1 | 1 |
|  | Какие расчетные случаи необходимо рассмотреть при проектировании системы электроснабжения геостационарного КА связи? | 1. Нахождение КА в точках солнцестояния. 2. Нахождение КА в точках равноденствия. 3. Нахождение КА между точками солнцестояния и равноденствия. 4. **Нахождение КА в точках солнцестояния и равноденствия.** | ПСК-4/23-1 | 1 |
|  | Из каких условий определяется требуемая масса аккумуляторной батареи? | 1. Обеспечение требуемых мощности разряда и энергии разряда. 2. Обеспечение требуемых мощности разряда и количества циклов заряда-разряда. 3. **Обеспечение требуемых мощности разряда, энергии разряда и количества циклов заряда-разряда.** 4. Обеспечение требуемых мощности разряда и энергии разряда. | ПСК-4/23-1 | 1 |
|  | При определении моментов инерции КА используют | 1. Теорему Коши. 2. **Теорему Штейнера**. 3. Теорему Гаусса 4. Теорему Вейерштрасса. | ПСК-4/23-1 | 1 |
|  | Назвать основные тепловые потоки, учитываемые при проектировании СТР геостационарного КА связи. | 1. Прямой солнечный тепловой поток и собственный тепловой поток Земли**.** 2. Тепловой поток бортового оборудования и собственный тепловой поток Земли. 3. **Тепловой поток бортового оборудования и прямой солнечный тепловой поток**. 4. Прямой солнечный тепловой поток и собственный тепловой поток Земли. | ПСК-4/23-1 | 1 |
|  | Какой элемент конструкции негерметичного КА вносит основной вклад в тепловое сопротивление СТР? | 1. Тепловые трубы. 2. **Сотовый заполнитель сотопанелей.** 3. Контур с теплоносителем. 4. Термопроводники. | ПСК-4/23-1 | 1 |
|  | Какие значения оптических коэффициентов поверхности радиатора целесообразно использовать при проектировании СТР? | 1. Максимальная степень черноты и максимальный коэффициент поглощения солнечного излучения. 2. Минимальная степень черноты и минимальный коэффициент поглощения солнечного излучения. 3. Минимальная степень черноты и максимальный коэффициент поглощения солнечного излучения. 4. **Максимальная степень черноты и минимальный коэффициент поглощения солнечного излучения**. | ПСК-4/23-1 | 1 |
|  | Каким образом связаны между собой точность ориентации КА и управляющие моменты, создаваемые исполнительными органами ориентации? | 1. При увеличении управляющих моментов точность ориентации ухудшается**.** 2. **При увеличении управляющих моментов точность ориентации улучшается**. 3. Точность ориентации не зависит от управляющих моментов. 4. Зависимость точности ориентации от управляющих моментов имеет оптимум. | ПСК-4/23-1 | 1 |
|  | Основной недостаток управляющих ракетных двигателей состаит в \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | **затратах рабочего тела** | ПСК-4/23-1 | 10 |
|  | При управлении моментами сил оси управляющих двигателей размещают \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | **в плоскости, проходящей через центр масс и перпендикулярной оси, относительно которой двигатели должны создавать управляющие моменты** | ПСК-4/23-1 | 10 |
|  | При управлении моментами пар сил оси управляющих двигателей размещают \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | **в плоскости, перпендикулярной оси, относительно которой двигатели должны создавать управляющие моменты** | ПСК-4/23-1 | 10 |
|  | В состав транспондера ретранслятора космического аппарата связи входят \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_. | **приемник, преобразователь частоты, усилитель, передатчик** | ПСК-4/23-1 | 10 |
|  | В процессе проектирования под оптимизируемыми параметрами понимают \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_. | **независимые параметры, которые можно менять в процессе оптимизации** | ПСК-4/23-1 | 10 |
|  | Аккумуляторная батарея КА должна удовлетворять трем основным функциональным требованиям: \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | **обеспечивать требуемые мощность разряда, энергию разряда и количество циклов заряда-разряда** | ПСК-4/23-1 | 1 |
|  | Определить мощность солнечной батареи геостационарного КА в конце срока функционирования при прохождении точки летнего солнцестояния.  Исходные данные: плотность солнечного потока в окрестности Земли в период летнего солнцестояния – 1350 Вт/м2, площадь СБ – 40 м2, КПД СБ – 0,25, угол между плоскостью геостационарной орбиты и плоскостью вращения Земли вокруг Солнца 23,5°, срок активного функционирования КА – 15 лет, коэффициент деградации фотоэлементов на геостационарной орбите – 0,008 год-1. | **11 кВт** | ПСК-4/23-1 | 1 |
|  | Определить момент инерции бортовой антенны относительно оси Ох связанной системы координат КА.  Исходные данные: собственный момент инерции антенны относительно оси, параллельной оси Ох – 8,5 кг\*м2, масса антенны - 11 кг, расстояние между центром масс антенны и осью Ох – 3,7 м. | **159,1 кг\*м2** | ПСК-4/23-1 | 1 |
|  | Для обеспечения управления угловым положением КА по трем каналам моментами сил необходимо \_\_\_\_\_\_\_ управляющих двигателей. | **6** | ПСК-4/23-1 | 1 |
|  | Определить оптимальное количество управляющих двигателей для управления угловым положением КА относительно трех осей связанной системы координат.  Исходные данные: в процессе функционирования КА его центр масс изменяет свое положение только по оси Ох связанной системы координат. | **8** | ПСК-4/23-1 | 1 |

**ОПК-5. Способен использовать современные подходы и методы решения профессиональных задач в области авиационной и ракетно-космической техники, включая управление проектами создания новых образцов техники и утилизации устаревших**

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| **Номер задания** | **Содержание вопроса** | **Варианты ответов, правильный ответ** | **Компетенция** | **Время ответа, мин.** |
|  | Какой вид генераторного газа целесообразно использовать в ЖРДУ без дожигания генераторного газа? | 1. окислительный 2. **восстановительный** 3. нейтральный 4. восстановительный или окислительный | ОПК-5 | 1 |
|  | Какие параметры генераторного газа определяют мощность турбины ЖРД? | 1. расход, температура на входе в турбину, газовая постоянная 2. расход, давление на входе в турбину, температура на входе в турбину, газовая постоянная 3. **расход, температура на входе в турбину, газовая постоянная, перепад давлений на турбине** 4. расход, температура на входе в турбину, газовая постоянная, давление на выходе из турбине | ОПК-5 | 1 |
|  | Какой способ регулирования тяги используют в ЖРДУ с дожиганием генераторного газа? | 1. **изменение температуры генераторного газа** 2. изменение расхода генераторного газа 3. изменение соотношения компонентов в камере 4. изменение давления компонентов на входе в газогенератор | ОПК-5 | 1 |
|  | Назвать виды внутреннего охлаждения камер ЖРД | 1. радиационное и проточное 2. емкостное и абляционное 3. завесное и радиационное 4. **завесное и абляционное** | ОПК-5 | 1 |
|  | Какие параметры продуктов сгорания оказывают влияние на удельный импульс ЖРД? | 1. расход, температура, газовая постоянная, степень расширения газа в сопле 2. расход, температура, степень расширения газа в сопле 3. **температура, газовая постоянная, степень расширения газа в сопле** 4. расход, температура, газовая постоянная | ОПК-5 | 1 |
|  | Основная причина большого расхода генераторного газа в ЖРДУ с дожиганием генераторного газа | 1. дополнительные потери давления в газоводе 2. **малый перепад давлений на турбине** 3. низкая температура генераторного газа 4. необходимость газификации топлива перед подачей в камеру | ОПК-5 | 1 |
|  | Способы снижения импульса последействия при выключении ЖРД | 1. предварительное увеличение тяги, увеличение быстродействия топливных клапанов, уменьшения полостей между топливными клапанами и форсунками, дренаж топлива из охлаждающего тракта 2. уменьшение размеров камеры, использование топливных клапанов с пневмоприводами, дренаж топлива из охлаждающего тракта 3. **предварительное снижение тяги, увеличение быстродействия топливных клапанов, уменьшение полостей между топливными клапанами и форсунками, дренаж топлива из охлаждающего тракта** 4. увеличение быстродействия топливных клапанов, уменьшения полостей между топливными клапанами и форсунками, дренаж топлива из охлаждающего тракта | ОПК-5 | 1 |
|  | Способы предотвращения кавитации в центробежных насосах ЖРД | 1. **повышение давления на входе в насос, использование двухстороннего входа в насос, снижение угловой скорости вращения рабочего колеса** 2. снижение давления на входе в насос, использование двухстороннего входа в насос, снижение угловой скорости вращения рабочего колеса 3. повышение давления на входе в насос, использование двухстороннего входа в насос, повышение угловой скорости вращения рабочего колеса 4. повышение угловой скорости вращения рабочего колеса, использование многоступенчатых насосов, увеличение количества лопаток рабочего колеса | ОПК-5 | 1 |
|  | Что понимается под напором топливного насоса? | 1. количество жидкости, подаваемой насосом в единицу времени 2. мощность, расходуемая на привод насоса 3. энергия, которую приобретает в насосе прокачиваемая жидкость в единицу времени 4. **энергия, которую приобретает в насосе единица массы жидкости** | ОПК-5 | 1 |
|  | Особенности рабочего процесса в предкамерных турбинах ЖРД | 1. большой перепад давлений на турбине, большой расход генераторного газа, малая скорость генераторного газа 2. малый перепад давлений на турбине, малый расход генераторного газа, малая скорость генераторного газа 3. **малый перепад давлений на турбине, большой расход генераторного газа, малая скорость генераторного газа** 4. малый перепад давлений на турбине, большой расход генераторного газа, большая скорость генераторного газа | ОПК-5 | 1 |
|  | Определить скорость продуктов сгорания (ПС) на выходе из реактивного сопла.  Исходные данные: показатель адиабаты ПС на входе в реактивное сопло – 1,18, газовая постоянная ПС на входе в реактивное сопло – 339,239 Дж/(кг·К), температура ПС на входе в реактивное сопло – 3446 К, степень расширения газа в реактивном сопле - 2850. | **3323 м/с** | ОПК-5 | 10 |
|  | Определить массовый расход окислителя через камеру ракетного двигателя.  Исходные данные: массовый расход топлива через камеру – 6,578 кг/с, соотношение компонентов топлива в камере – 2,963. | **4,918 кг/с** | ОПК-5 | 10 |
|  | Определить удельный импульс ЖРДУ с дожиганием генераторного газа.  Исходные данные: тяга камеры – 21830 Н, расход компонентов через камеру – 6,537 кг/с, расход компонентов через газогенератор – 5,124 кг/с. | **3341 м/с** | ОПК-5 | 10 |
|  | Определить напор насоса окислителя.  Исходные данные: давление окислителя на выходе из насоса – 115 атм, давление окислителя на входе в насос – 3 атм, плотность окислителя – 1440 кг/м3. | **7778 Дж/кг** | ОПК-5 | 10 |
|  | Определить потребляемую насосом горючего мощность.  Исходные данные: массовый расход горючего через насос – 1,773 кг/с, напор насоса горючего – 14180 Дж/кг, КПД насоса горючего – 0,55. | **45710 Вт** | ОПК-5 | 10 |
|  | Удельный импульс тяги – это отношение тяги \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | **к массовому расходу** | ОПК-5 | 1 |
|  | Основным достоинством ЖРД с дожиганием генераторного газа является | **высокий удельный импульс** | ОПК-5 | 1 |
|  | Большой расход генераторного газа в ЖРД с дожиганием генераторного газа обусловлен \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | **малым перепадом давления на турбине** | ОПК-5 | 1 |
|  | Удельный импульс ЖРД характеризует \_\_\_\_\_\_\_\_\_ двигателя | **экономичность** | ОПК-5 | 1 |
|  | ЖРД с вытеснительной системой подачи топлива обладает преимуществом в массе при \_\_\_\_\_\_\_\_ значениях суммарного импульса тяги. | **малых** | ОПК-5 | 1 |