



МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ
ФЕДЕРАЦИИ
**ЮЖНО-УРАЛЬСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
УНИВЕРСИТЕТ**
(национальный исследовательский университет)
ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ

УТВЕРЖДАЮ:
Заместитель директора ПИ
по аэрокосмическому направлению
_____/ Зарницына Е.А.
« ____ » _____ 2024 г.

**ПРОГРАММА ВСТУПИТЕЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ
ДЛЯ МАГИСТЕРСКОЙ ПРОГРАММЕ
ПО НАПРАВЛЕНИЮ
24.04.01 «РАКЕТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ И КОСМОНАВТИКА»**

Зав.кафедрой
«Летательные аппараты»
_____/ В.Г. Дегтярь

Челябинск 2024

1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Прием на первый курс магистратуры проводится по личному заявлению граждан на конкурсной основе по результатам вступительных испытаний.

Критерием конкурсного отбора являются результаты вступительных испытаний. В случае получения кандидатами одинаковых баллов по вступительным испытаниям, при конкурсном отборе будут учитываться: достижения в научной работе (подтверждаемые наличием научных публикаций, дипломов за успехи в конкурсах студенческих научных работ, студенческих олимпиадах и других мероприятиях), другие достижения, награды и поощрения, рекомендации.

Для прохождения конкурсного отбора кандидаты представляют документы, предусмотренные Правилами приема, а также официальные дипломы и сертификаты, документы об участии в конкурсах научных работ, студенческих олимпиадах, о наградах и поощрениях.

По итогам конкурсного отбора магистерская конкурсная комиссия объявляет список кандидатов, рекомендованных к зачислению на магистерскую программу.

2 ОРГАНИЗАЦИЯ ВСТУПИТЕЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Вступительное испытание – компьютерное тестирование, проводимое в течении 90 минут, содержит 20 вопросов с вариантами ответов, один из которых правильный. Каждый правильный вопрос – 5 баллов. Максимальное количество баллов – 100.

В ходе компьютерного тестирования оцениваются знания и умения по разделам «Основы устройства и проектирования летательных аппаратов», «Прочность летательных аппаратов», «Аэрогидрогазодинамика», «Основы теории полета ракет», выявляется степень освоения компетенций, значимых для успешного обучения в магистратуре по данному направлению.

3 ПРОГРАММА ВСТУПИТЕЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Основные разделы изучаемых дисциплин

Основы устройства и проектирования летательных аппаратов (ЛА)

1. Определение ЛА. Управляемая баллистическая ракета (УБР). Идеальная скорость по Циолковскому К.Э. Пути достижения высоких скоростей. Причины потери скорости. Проектно-баллистические параметры. Идея составной ракеты. Примеры конструктивных схем составных ЛА. Система регулирования кажущейся скорости (РКС).

2. Тяга ракетного двигателя (РД). Параметры, характеризующие совершенство рабочего процесса в двигателе и эффективность топлива.

Конструктивные элементы двигателя, обеспечивающие процесс превращения топлива в продукты сгорания. Превращение тепловой энергии в кинетическую энергию струи газов. Теплообмен в РД и проблема охлаждения двигателя.

Автоматика двигателя: типы запуска и его особенности, соотношение компонентов топлива, регулирование тяги, выключение двигателя (снижение импульса последствий).

Понятие о двигательной установке (ДУ). Достоинства и недостатки систем подачи топлива. Удельная тяга ДУ. Идея ДУ замкнутой схемы.

3. Система управления (СУ). Программная траектория. Возмущающие факторы. Параметры управления. Задачи СУ и ее состав. Классификация СУ.

Чувствительные элементы СУ (гирогоризонт, гировертиконт, интегратор дальности): особенности устройства, установка на борту ЛА. Гироскоп и гиросtabilизированная платформа.

4. Механизм отделения (МО): требования, виды, особенности устройства.

5. Головная часть (ГЧ и РГЧ). Путь к идее отделения ГЧ. «Жизнь»

ГЧ на пассивном участке траектории (ПУТ).

6. Топливный отсек (ТО). Требования, схемы ТО. Устройство топливного бака (перечислить все элементы с учетом нагружения, сборки и особенностей эксплуатации). Системы, обеспечивающие функционирование ТО: заправка-слив, наддув, система перелива, опорожнения баков (СОБ).

7. Приборный отсек (ПО). Требования, конструктивно-силовые схемы, размещение на ракете. Схема электропитания ракеты.

8. Хвостовой отсек (ХО). Функции, конструктивные особенности в зависимости от типа запуска ДУ-II и варианта отделения.

Стабилизаторы: назначение, элементы конструкции. Крепление двигателя: требования, варианты.

Соединение отсеков: закрытый, открытый и полукрытый стык – достоинства и недостатки.

9. Современные особенности устройства ракеты с двигателем на твердом топливе (РДТТ). Достоинства и недостатки ЖРД и РДТТ.

Литература

1. Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полета. - М.: Наука, 1981. - 496с.
2. Черток, Б.Е. Люди и ракеты в 4 т. М. : Машиностроение ,1999.

Прочность летательных аппаратов (ЛА)

1. Понятие о прочности конструкции летательного аппарата (ЛА). Разделы теории прочности ЛА. Запись условия сохранения прочностной надежности. Виды предельных состояний.

2. Расчетные случаи в нормах прочности (на примере самолета, вертолета, ракеты). Понятие расчетной нагрузки. Причины назначения коэффициента безопасности.

3. Реальный объект и его расчетная схема. Составляющие

расчетной схемы (на примере любого конструктивного элемента ЛА). Построение эпюр внутренних силовых факторов для балочной расчетной схемы.

4. Основные задачи строительной механики ЛА. Отличительные особенности строительной механики самолета (вертолета) и ракеты.

5. Теория пластин.

Расчетная схема пластин. Основные допущения. Деформированные состояния пластины при поперечном изгибе. Напряжения и внутренние силовые факторы. Краевая задача. Определение нормальных и касательных напряжений при поперечном изгибе пластины.

Устойчивость пластин при сжатии, сдвиге и комбинированном нагружении. Зависимость критического напряжения от характера закрепления сторон пластин.

6. Плоский изгиб кольца (шпангоута).

Расчетная схема кольца. Основные допущения. Деформированное состояние кольца. Внутренние силовые факторы в поперечном сечении кольца при плоском изгибе. Устойчивость кольца (общая и местная).

7. Теория оболочек.

Расчетная схема тонкостенной оболочки вращения. Деформация срединной поверхности. Преимущества безмоментного напряженного состояния оболочки. Уравнения равновесия безмоментной оболочки. Условия существования безмоментного напряженного состояния. Понятие краевого эффекта в теории оболочек. Устойчивость оболочек при осевом сжатии, поперечном изгибе, кручении, внешнем давлении и комбинации этих нагрузок. Эффективность подкрепления оболочек при работе на устойчивость: влияние давления наддува, ортогонального подкрепления «вафельным» оребрением.

Литература

1. Гриненко Н.Н. Расчет нагрузок баллистических ракет: конспект лекций. – Челябинск: ЧПИ, 1983. - 60с.

2. Феодосьев В.И. Сопротивление материалов. М.: Изд-во МГТУ им. Баумана, 2010. – 560с.

3. Лизин В.Т., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций: Учебное пособие для студентов вузов. - М.: Машиностроение, 1994. – 384с.

4. Балабух Л.И. Строительная механика ракет: Учебник для машиностроительных специальностей вузов. - М.: Высшая школа, 1984. – 391с.

Аэрогазодинамика

1. Основные свойства жидкостей и газов: сплошности, вязкости, сжимаемости, диссоциации и ионизации.

2. Объемные и поверхностные силы, действующие в жидкости. Аэродинамические силы, моменты и их коэффициенты. Статическая устойчивость ЛА. Зависимости аэродинамических коэффициентов (АДК) от α , M .

3. Основные уравнения гидродинамики (неразрывности, импульса, энергии) для одномерного и пространственного течений.

4. Изэнтропические течения.

5. Скачки уплотнения. Обтекание плоских тел. АДК профиля крыла. Индуктивное сопротивление.

6. Обтекание тела вращения (конус, сфера и др.) ($M < 1$ и $M > 1$).

7. Гидростатика. Основные уравнения и задачи.

8. Гидравлика. Течение вязкой жидкости по трубам. Уравнение Бернулли для идеальной и вязкой жидкостей. Местные сопротивления. Истечение через отверстия и насадки.

9. Неустановившиеся течения. Гидроудар в трубах.

Литература

1. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. - М.: Наука, 1987. – 847с.

2. Фабрикант Н.Я. Аэродинамика. Общий курс. - М.: Наука, 1964. – 814с.
3. Альтшуль А.Д., Животовский Л.Д., Иванов Л.П. Гидравлика и аэродинамика. М.: Стройиздат, 1987. – 414с.
4. Аэродинамика ракет / Н.Ф.Краснов, В.Н. Кошевой. М.: Высшая школа, 1988. – 772с.
5. Сидельников Р.В. Аэрогидрогазодинамика: конспект лекций /Р.В.Сидельников. - Челябинск: Издательство ЮУрГУ, 2003. – 184с.

Основы теории полета ракет

1. Геометрические характеристики положения точек и отрезков на поверхности Земли.
2. Характеристики силового воздействия Земли на тела. Ускорения: гравитационные; силы тяжести; в свободном движении.
3. Связь между проекциями в системах координат: связанная-поточная; геоцентрическая-земная; связанная-стартовая; поточная-земная).
4. Характеристики земной атмосферы.
5. Силы и моменты, действующие на ЛА в полете (тяжести; Кориолиса; Архимеда; аэродинамические; реактивная и тяги; управляющие; демпфирующие).
6. Дифференциальные уравнения движения в поточной и связанной системах координат.
7. Влияние вращения Земли на дальность полета.
8. Конечный атмосферный участок (аналитические решения).

Литература

1. Абгарян, К. А. Динамика ракет: Учеб. для вузов /Под ред. В. П. Мишина. - М.: Машиностроение , 1990. - 463с.
2. Сидельников Р. В. Теория полета: конспект лекций /Р.В. Сидельников. - Челябинск : Издательство ЮУрГУ , 2003. - 72с.

Примерные вопросы в тестах

1. Скоростной напор это (ρ - плотность среды набегающего потока кг/м³; V - скорость набегающего потока м/с; p - абсолютное давление, Па; V - скорость набегающего потока м/с; p_∞ - атмосферное давление, Па).
2. Какой из перечисленных параметров является проектным для ракеты-носителя?
3. Перевод аэродинамических коэффициентов из скоростной системы в связанную систему координат (C_n – коэффициент нормальной силы, C_x – коэффициент продольного сопротивления, C_y – коэффициент подъемной силы, C_z – коэффициент лобового сопротивления, α – угол атаки).
4. Какая из потерь не учитывается при приближенном определении скорости ракеты-носителя?
5. В каких устройствах размещается рабочее тело – газ?
6. Перевод аэродинамических коэффициентов из связанной системы в скоростную систему координат (C_n – коэффициент нормальной силы, C_x – коэффициент продольного сопротивления, C_y – коэффициент подъемной силы, C_z – коэффициент лобового сопротивления, α – угол атаки).
7. Какой проектный параметр влияет на дальность в большей степени, чем на скорость?
8. Какая характерная площадь и характерная длина выбирается для бескрылого летательного аппарата?
9. Для чего в баках создается избыточное давление?
10. Какой из параметров не является весорасчётной характеристикой для элементов крылатой ракеты?
11. Какая характерная площадь и характерная длина выбирается для крылатого летательного аппарата?
12. Чему равно реальное значение баллистического оптимума у существующих ракет?
13. Статически устойчивым летательным аппаратом называют аппарат, у которого?
14. Какая топливная пара обладает наибольшим удельным импульсом

тяги?

15. Статически неустойчивым летательным аппаратом называют аппарат, у которого?

16. Статически нейтральным летательным аппаратом называют аппарат, у которого?

17. Какая из основных компонент (частей) лобового сопротивления крылатой ракеты принимает наибольшие значения?

18. Уравнение описывающее изменение энтальпии газа это ($i = C_p \cdot T$ - энтальпия газа; $i_0 = C_p \cdot T_0$ - энтальпия неподвижного газа; C_p - теплоемкость газа при постоянном давлении, Дж/кг/К; T - температура газа, К; T_0 - температура неподвижного газа, К).

19. Сколько участков включает в себя траектория противокорабельной ракеты?

20. Какой метод оптимизации относительной массы полезного груза позволяет определить только зоны оптимального соотношения масс ракеты-носителя без увязки с оптимальными тяговооруженностями?

21. С какой целью подкрепляются баки силовыми элементами?

22. Уравнение Бернулли без учета изменения гидростатического столба это (ρ - плотность среды кг/м³; V - скорость потока м/с; p - давление, Па).

23. Оцените минимальную потребную тягу самолета, для обеспечения горизонтального полета при условии, что коэффициент нормальной силы крыла равен 1,0; площадь крыла равна 20 м²; взлетная масса самолета равна 1 000 кг; плотность воздуха равна 1,0 кг/м³?

24. Какая аэродинамическая схема крылатой ракеты обладает наилучшими маневровыми качествами? Ускорение свободного падения равно 10 м/с²; максимальное качество самолета равно 10.

25. Какая составная часть в баке предназначена для монтажа систем внутри бака и ремонта?

26. Консольная балка длиной l нагружена изгибающим моментом M . Перерезывающая сила равна?

27. Оцените квадрат скорости горизонтального полета при условии,

что коэффициент нормальной силы крыла равен 1,0; площадь крыла равна 20 м^2 ; взлетная масса самолета равна 1 000 кг; плотность воздуха равна $1,0 \text{ кг/м}^3$; ускорение свободного падения равно 10 м/с^2 ; максимальное качество самолета равно 15.

28. Для каких целей не используется тоннельный трубопровод?
29. Цилиндрическая емкость со сферическими днищами нагружена внутренним давлением. Выберите верное утверждение
30. Касательные напряжения при изгибе балки можно определить по
31. Для чего используются рифты на тоннельной трубе?
32. От каких параметров движения ЛА зависит демпфирующий момент?
33. От каких параметров движения ЛА зависит статический момент?
34. Тонкостенный стержень с длиной, значительно превышающей поперечные размеры, нагружен сжимающей осевой силой. В стержне возникают напряжения, превышающие предел упругости. Предельное состояние конструкции
35. Условная граница атмосферы это?
36. Какие элементы бака устанавливаются для соединения расходных неподвижных магистралей с двигателем, когда управление ракетой в полете осуществляется его качанием?
37. Стержневая ферменная конструкция из 8 стержней является
38. С какой целью проводится принудительная вентиляция полости тоннельной трубы?
39. С какой целью используются заборные устройства в топливных баках?
40. При плоском изгибе балки нормальные напряжения в поперечном сечении
41. Сколько внутренних силовых факторов в сечении стержня рассматриваются в общем случае нагружения?
42. Угол атаки это
43. Как изменяются нормальные напряжения в поперечных сечениях при свободном кручении стержня?

44. Безмоментные напряжения в тонкостенных оболочках можно вычислить с использованием

45. Угол тангажа это

46. Наибольший момент сопротивления в случае изгиба балки при одинаковой площади поперечного сечения будет у .