

САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА

Жидкостный ракетный двигатель

НК-33

Лабораторная работа

Борисов В.А., Жижкин А.М., Мелентьев В.С.

САМАРА 2011

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА

Жидкостный ракетный двигатель

НК-33

Методические указания к лабораторной работе

Борисов В.А., Жижкин А.М., Мелентьев В.С.

Печатаются по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королева.

Рецензенты:

Содержание

Задание на лабораторную работу	5
1 уровень работы	
Часть 1	6
Введение	6
1.1. Основные параметры двигателя НК-33	6
1.2. Пневмогидравлическая схема двигателя и состав агрегатов	7
Вопросы к части 1	9
Часть 2	10
2.1. Компоновка двигателя и его особенности	10
2.2. Работа двигателя	12
Вопросы к части 2	16
2 уровень работы	
1. Задание по возможной модернизации схемы НК-33.	17
2. Разработка ПГС заданного в курсовом проекте двигателя и циклограммы его работы.	17
3. Конструирование элементов топливной магистрали	17
3 уровень работы	
Конструирование узлов крепления двигателя	18
Приложение 1	19
Приложение 2	21

Задание на лабораторную работу

Лабораторная работа имеет три уровня сложности

1 уровень

Часть 1

- 1.1. Изучить по методическим указаниям раздел 1.
- 1.2. Записать основные параметры двигателя;
- 1.3. Нарисовать принципиальную (пневмогидравлическую) схему двигателя с обозначениями.
- 1.4. Ответить на контрольные вопросы.

Часть 2

2. 1. Изучить макет двигателя НК-33. Найти на макете основные агрегаты двигателя и установить связи между ними.
- 2.2. Изучить работу двигателя при запуске, на основном режиме и при останове.
- 2.3. Нарисовать циклограмму запуска - останова двигателя и уметь с помощью её объяснить работу двигателя на всех режимах.
- 2.4. Ответить на контрольные вопросы.

2 уровень

1. Решить задание по возможной модернизации схемы НК-33.
2. В соответствии с заданием по курсовому проекту и структурной схемой ЖРД в курсовой записке по ТДЛА разработать пневмогидравлическую схему и циклограмму работы двигателя.
3. Выбрать тип трубопроводов и их соединений с ТНА и камерой по линии окислителя или горючего (по заданию преподавателя).
4. Рассчитать диаметр трубопровода, гидравлические потери и, исходя из прочности, назначить толщину стенки.
5. Оптимизировать диаметр трубопровода, учитывая его массу и гидравлические потери.
6. Сконструировать и рассчитать фланцевое соединение трубопровода с насосом или камерой, выбрать уплотнение.

3 уровень

1. По аналогии с НК-33 спроектировать и выполнить в 3D раму крепления разрабатываемого в проекте двигателя.
2. С использованием пакета ANSYS рассчитать напряжения в стержнях рамы и определить размеры их поперечного сечения.
3. Изучить подвижное крепление НК-33 с помощью универсального шарнира. Рассчитать с использованием пакета ANSYS крестовину (кардан) универсального шарнира для разрабатываемого двигателя

Задание на лабораторную работу может содержать пункты из различных уровней сложности.

1 уровень работы

Часть 1

Введение

НК-33 – однокамерный ЖРД с дожиганием генераторного газа был разработан в 1964 ... 68 г. для первой ступени ракетно-космической системы Н1- ЛЗ, предназначенной для полёта человека на Луну. На второй ступени этой системы использовался ЖРД НК-43, основное отличие которого от НК-33 заключалось в камере, снабженной соплом с большой степенью расширения.

НК-33 является модификацией разработанного в 1961...1964г. ЖРД НК-15, предназначавшего для ракеты-носителя Н-1. Управление НК-15 осуществлялось с помощью пироклапанов, которые приходилось полностью перебирать после стендовых испытаний двигателя. В НК-33 были применены гидравлические дифференциальные клапаны, не требующие переборки после испытаний. Таким образом, НК-33 после контрольно-сдаточных испытаний поступал заказчику без переборки, что существенно повышало его надёжность

ЖРД НК-33 вобрал в себя все достижения советского двигателестроения того времени и до настоящего времени по ряду характеристик является непревзойденным. Поэтому постоянно рассматривается целесообразность его применения на современных ракетах.

Следует отметить, что в 1961...1965 г в ОКБ "Энергомаш" под руководством акад. В.П.Глушко был разработан ЖРД РД-253, имеющий пневмогидравлическую схему и параметры, близкие к НК-33, но работающий на компонентах N_2O_4 и НДМГ. РД-253 до настоящего времени используется в качестве двигателя первой ступени ракеты-носителя "Протон" (первый успешный полёт "Протона" совершён в 1965г.).

ЖРД НК-33 в отличие от РД-253 использует экологически чистое и более дешёвое топливо- кислород и керосин. В НК-33 успешно решен ряд проблем, связанных с устойчивостью горения и охлаждением камеры, найдены новые конструктивные решения, как для камеры, так и особенно для ТНА и агрегатов автоматики.

НК-33 является первым в мире однокамерным двигателем с дожиганием генераторного газа тягой более 100тс на компонентах кислород - керосин.

1.1. Основные параметры двигателя НК-33

- | | |
|------------------------|--------------|
| 1. Тяга на земле , P | 1510 +14,7кН |
| в пустоте, $P_{п}$ | 1682кН |

2. Удельный импульс на земле, I_y	2913 Н*с /кг
в пустоте, $I_{уп}$	3247 Н*с /кг
3. Компоненты топлива: кислород жидкий сорт 2 по ГОСТ 6331-78 керосин Т-1 ГОСТ10227-86 или РГ-1 ТУ38-001244-1	
4. Температура компонентов на входе в двигатель:	
окислителя	-183...-173°C
горючего	- 40...+50°C
5. Статическое давление на входе в двигатель:	
окислителя	0,41 МПа
горючего	0,2 МПа
6. Расход топлива, т	523 кг /с
в том числе	
окислителя	376 кг/с
горючего	147 кг/с
7. Массовое соотношение компонентов, k_m	2,57
8. Давление в камере , p_k	14,55 МПа
9. Давление на срезе сопла, p_a	0,049МПа
10. Максимальная продолжительность работы	365с
11. Габариты двигателя:	
высота	3705мм
диаметр среза сопла	1498мм
12. Масса двигателя:	
сухого	1240кг
залитого	1393кг
13. Подтверждённая надёжность двигателя	0,996

1.2. Пневмогидравлическая схема НК-33 и состав агрегатов (рис.1)

Требование многократного пуска в стендовых условиях допускает применения в конструкции элементов одноразового использования. Такими элементами в НК-33 являются: пороховой заряд пиротурбины, ампула с ТЭА (тетраэтилалюминием) в магистрали подачи горючего в ЖГГ, три пирозапала для зажигания камеры и три пироклапана.

Двигатель выполнен по схеме с дожиганием генераторного газа и весь расход окислителя пропускается через газогенератор. Поэтому ЖГГ имеет две зоны: горения и смешения. Запуск двигателя такой схемы основан на опережающем поступлении окислителя в камеру и ЖГГ и опережающем запуске газогенератора по отношению к камере. Процесс запуска сопровождается интенсивной продувкой азотом полостей запаздывающего компонента (горючего).

Запуск двигателя программированный, то есть производится через промежуточную ступень тяги продолжительностью 0,5...0,7с, которая обеспечива-

ется программным изменением расхода горючего в газогенератор с помощью регулятора расхода (РР). Наличие промежуточной ступени тяги позволяет проконтролировать до старта сам факт запуска двигателя и снижает динамические возмущения по давлениям на входе в насосы.

Особенностью двигателя, направленной на обеспечение надёжности и стабильности запуска, является применение минимального числа управляющих команд в процессе выхода двигателя на главную ступень тяги. Открытие основных клапанов окислителя и горючего происходит автоматически под давлением компонентов, создаваемого насосами при работе пиротурбины.

Для повышения надёжности также производится постоянная продувка (вентиляция) в ТНА полости уплотнений между насосами О и Г, исключающая возможность соединения компонентов в этом месте.

Надёжность запуска двигателя подтверждена многократными пусками при различных сочетаниях температуры и давления компонентов топлива на входе в двигатель, различной температуре окружающей среды и др.

Пневмогидравлическая схема представлена на рис. 1, перечень агрегатов схемы в приложении.

Главными среди агрегатов двигателя, представленных на схеме, являются следующие: камера 1, ТНА, ЖГГ 8, устройства зажигания, агрегаты управления и регулирования, баллоны со сжатым газом.

Турбонасосный агрегат состоит из насоса окислителя 10, основной турбины 9, насоса горючего 11, насоса горючего высокого давления 15 и пиротурбины 14.

К устройствам зажигания относятся пирозапалы 12 (три штуки на камере) и ампула с ТЭА 28, обеспечивающая воспламенение компонентов в ЖГГ.

Агрегаты управления служат для открытия доступа компонентов в камеру и ЖГГ при запуске двигателя и прекращения подачи компонентов при выключении двигателя, а также для включения продувки промежуточной полости ТНА и захлаживания насоса окислителя перед запуском. К агрегатам управления относятся: клапан окислителя О-2 (29), дренажный клапан 7, клапан горючего Г-1 (23), клапан управления 24 (служит для управления клапаном 23), клапан горючего Г-2 (5), клапан горючего Г-3 (3), клапан горючего Г-4 (27), клапан вентиляции 19, регулятор давления 30, пирозатвор 6, продувочные клапаны 25 и 26, пироклапан 22.

Агрегаты регулирования предназначены для изменения режима работы двигателя по сигналам от системы управления ракетой. К агрегатам регулирования относятся: регулятор расхода (РР) 16 и дроссель системы СОБ 17. Эти агрегаты имеют электропривод для перенастройки.

Баллоны 20 и 21 служат для хранения газообразного азота под давлением 20 МПа и необходимы для вентиляции промежуточной полости ТНА, закрытия клапана Г-1 и продувки камеры при выключении двигателя.

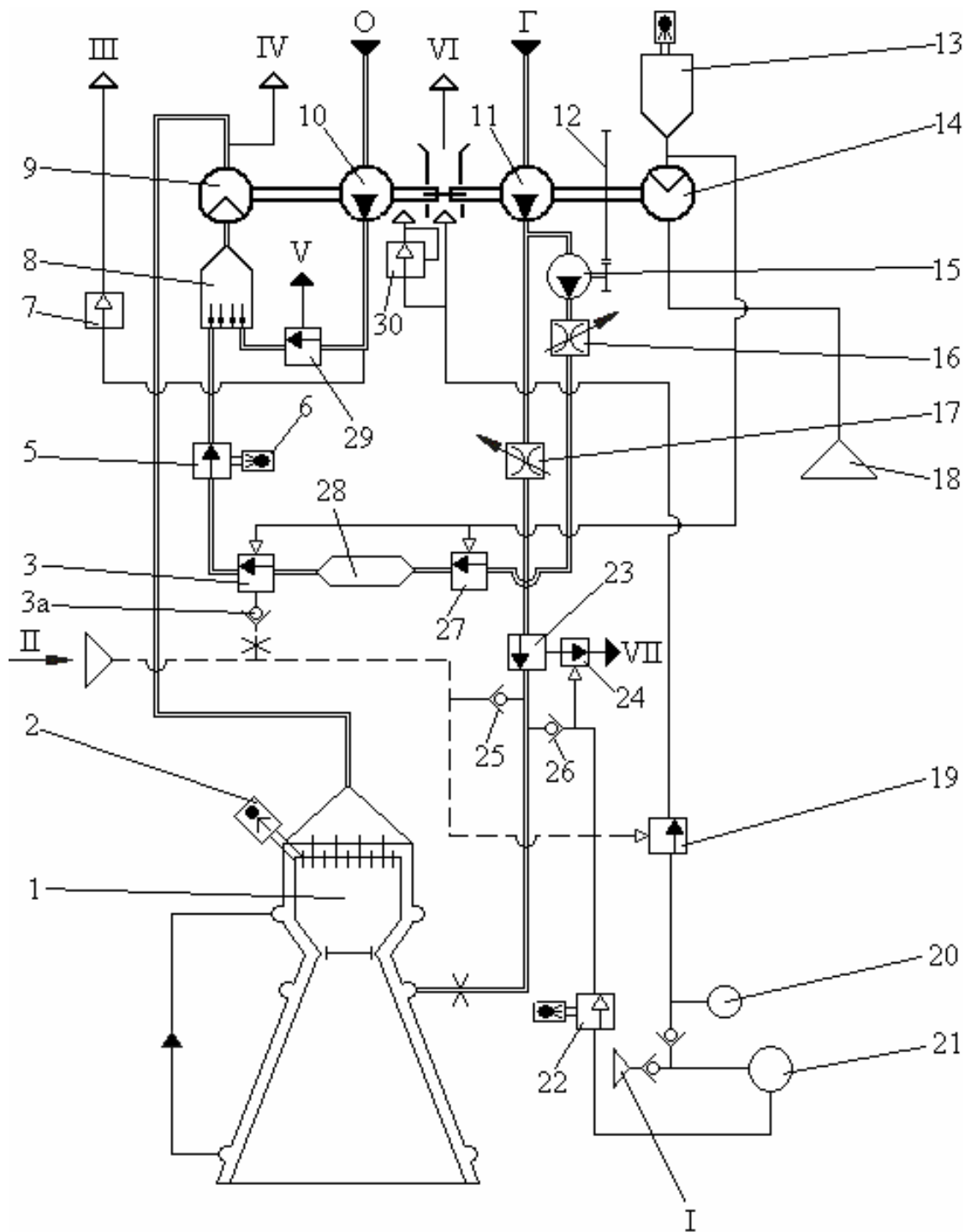


Рис.1. Пневмогидравлическая схема ЖРД НК-33
(обозначения на схеме приведены в тексте и в приложении 1)

Вопросы к части 1

- 1) Какие схемные решения приняты для повышения надёжности двигателя?

- 2) Какие элементы двигателя необходимо заменить после проведения стендовых испытаний для следующего запуска?
- 3) Какой компонент топлива при запуске первым поступает в газогенератор?
- 4) Какой компонент топлива при запуске первым поступает в камеру?
- 5) С какой целью при запуске двигателя вводится режим промежуточной ступени тяги?
- 6) Каким образом закрываются главные клапаны О-2 и Г-1 при останове двигателя?
- 7) Зачем производится постоянная продувка (вентиляция) в ТНА полости уплотнений между насосами О и Г?
- 8) Зачем в ТНА имеется насос высокого давления?
- 9) Зачем производится захолаживание насоса окислителя перед запуском?
- 10) В чем отличия двигателя НК-33 от двигателя РД- 253?
- 11) Назовите назначение агрегата 17 на ПГС?
- 12) В чем отличие двигателя НК-33 от предшествующего ему двигателя НК-15?
- 13) Назовите назначение баллонов со сжатым газом 20 и 21?
- 14) Какой тип зажигания в камере двигателя?
- 15) Какой тип зажигания в газогенераторе?
- 16) Каким параметром двигателя управляет регулятор 16?
- 17) Какие клапаны на ПГС относятся к главным клапанам ЖРД?
- 18) Какой из агрегатов начинает работать раньше при запуске: камера или газогенератор?
- 19) Почему запуск производится с промежуточной ступенью тяги?
- 20) Каким образом производится раскрутка ТНА при запуске?
- 21) Почему ТЭА (тетраэтилалюминий) хранится и поставляется в ампуле?
- 22) Каким образом обеспечивается необходимое статическое давление компонентов топлива на входе в насосы при запуске?

Часть 2

2.1. Компоновка двигателя и его особенности

Двигатель состоит из следующих основных узлов (макет НК-33): камеры 1, ТНА 4, газогенератора (ЖГГ) 11, клапанов по линии подачи окислителя и горючего в камеру и ЖГГ, регулятора расхода горючего (РР) 5, дросселя системы СОБ 3, рамы 12 и клапанов управления.

В состоянии поставки двигатель оснащается датчиками для телеметрических измерений, элементами систем контроля и аварийной защиты, входящими в соответствующие системы ракеты-носителя.

Все основные агрегаты крепятся к камере. К опорным платам, расположенным на камере, с помощью болтов присоединена рама 12, через которую тяга передается на ЛА.

ТНА расположен почти параллельно, под небольшим углом к оси камеры с тем, чтобы уменьшить диаметральные размеры двигателя. Крепится ТНА к фланцу газоведа камеры и дополнительно подкрепляется к цилиндрической части камеры с помощью двух регулируемых стяжек.

Газогенератор 11 расположен на одной оси с ТНА, крепится он к фланцу турбины, так что окислительный генераторный газ, проходя турбину, по газоводу сразу попадает в головку камеры. Ниже турбины расположен насос окислителя, ещё ниже в отдельном корпусе находится насос горючего и пиротурбина. Пусковая камера с зарядом твёрдого топлива для привода пиротурбины расположена в самой нижней части ТНА.

Выходной патрубок насоса окислителя находится на противоположной стороне двигателя. Кислород из насоса окислителя по трубопроводу направляется в ЖГГ 11 через главный клапан окислителя 9 (клапан О-2). К выходному патрубку насоса горючего крепится дроссель 3 системы СОБ, через который керосин поступает в главный клапан горючего 2 (клапан Г-1), а затем по двум патрубкам в коллектор камеры, расположенный на расширяющейся части сопла вблизи критического сечения.

Из насоса горючего высокого давления керосин поступает по трубопроводу диаметром 32мм в регулятор расхода 5 и через клапаны 6 (Г-4), 7(Г-3) и 10 (Г-2) в ЖГГ.

Для компенсации температурных деформаций, возникающих при заливке двигателя жидким кислородом и при его разогреве во время работы, все трубопроводы выполнены податливыми за счет придания им соответствующей конфигурации.

Для обеспечения лучшей технологичности сборки вначале собирают сборочную единицу - "Узел подачи", в который входит ТНА, ЖГГ и все агрегаты по линии подачи окислителя в ЖГГ и горючего в камеру и в ЖГГ. Затем эта сборочная единица присоединяется к камере по фланцу подвода генераторного газа I и фланцу подвода горючего в камеру II. Для возможности такой сборки на камере плоскости фланцев I и II выполнены параллельными. Все соединения трубопроводов собираются с применением тарированной затяжки гаек, а после сборки проверяются на герметичность.

Двигатель позволяет без переборки провести:

- контрольно-сдаточные испытания (КСИ);
- штатный пуск в составе ракеты-носителя;
- резервный пуск (при необходимости).

После каждого стендового пуска проводится технологическая обработка полостей двигателя в соответствии с техническими условиями. Для этого в конструкции двигателя предусмотрена возможность слива горючего после

КСИ, вакуумирование и необходимая обработка полостей горючего.

Благодаря рациональной конструкции агрегатов двигателя и оптимальной его компоновки, удельная масса НК-33 меньше, чем у других аналогичных ЖРД.

2.2. Работа двигателя

Работа двигателя складывается из следующих этапов: подготовки к запуску, запуска, работе на основном режиме и выключении. Эти этапы имеют различия в зависимости от того, работает ли двигатель в составе ракеты или проходит испытания на стенде. Ниже рассматривается работа двигателя в составе летательного аппарата.

1) Подготовка двигателя к запуску

Подготовка двигателя к запуску является составным элементом общей подготовки ракеты к запуску. После подсоединения двигателя к ракете производится проверка герметичности системы.

Для исключения попадания атмосферного воздуха во внутренние полости до запуска двигателя в критическом сечении сопла установлена заглушка на клею, снабженная предохранительным клапаном, открывающимся при избыточном давлении более 0,01 Мпа. Дренажи из уплотнений насосов окислителя и горючего закрыты. Выхлопная труба пиротурбины герметизирована заглушкой, которая выбрасывается при воспламенении пусковой камеры 13.

Перед запуском двигателя проводятся предстартовые проверки электрических цепей двигателя и работоспособности электроприводов регулятора расхода 16 и дросселя 17.

Производится заправка двигательных баллонов 20 и 21 азотом до рабочего давления.

Перед запуском двигателя агрегаты управления находятся в следующем положении: главные клапаны О-2 (29) и Г-1 (23) закрыты,
пусковые клапаны Г-3 (3) и Г-4 (27) закрыты,
клапан Г-2 (5) открыт,

регулятор расхода 16 находится в положении, обеспечивающим выход двигателя на режим промежуточной ступени.

2) Запуск двигателя

Перед открытием разделительных клапанов ракеты и заполнением насосов компонентами включается продувка азотом полости между насосами ТНА от наземной системы.

Порядок срабатывания агрегатов от времени представлен на циклограмме рис.2.

После открытия разделительных клапанов горючее заполняет полости насоса Г и трубопроводов до главного клапана Г-1(23), а по линии высокого давления до клапана Г-4 (27).

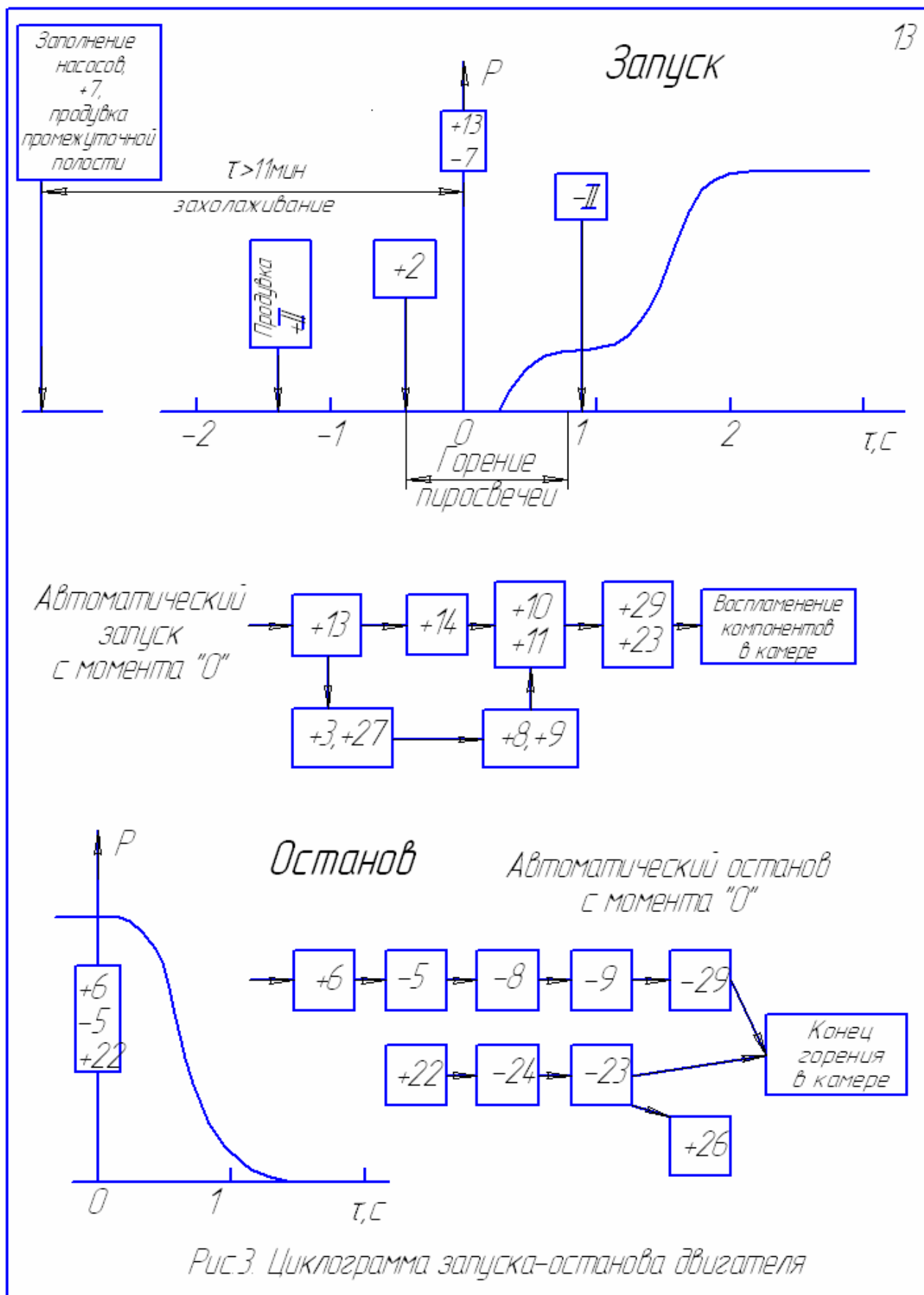


Рис.2.

Перед заполнением насоса окислителя ракетной системой открывается дренажный клапан 7. Заполнение насоса окислителя производится не менее, чем за 600...660с до момента включения пиросвечей камеры.

Окислитель заполняет полости насоса О и трубопровода до клапана О -2 (29). Подогретый от конструкции и испарившийся кислород через дренажный клапан 7 уходит в бак ракеты, его место заполняет холодный кислород, поступающий через расходные трубопроводы. Таким образом производится охлаждение насоса окислителя.

Дальнейшая работа двигателя производится по командам от системы управления ракеты. Порядок подачи команд на запуск и выключение двигателя определяется циклограммой, один из вариантов которой приведён на рис.2. На этой циклограмме за 0 принят момент подачи команды на воспламенение заряда пусковой камеры 13 пиротурбины.

За 1,4с до этой команды (в момент -1,4с на циклограмме) включается продувка двигателя азотом от наземной системы. Продуваются магистрали горючего^{*)}. На схеме вход азота показан стрелкой II. Через обратный клапан 25 азот поступает в охлаждающий тракт и через форсунки попадает в камеру. Через обратный клапан 3а азот поступает в клапан Г-3 (3) и далее в газогенератор 8. Давление в камере повышается и заглушка, установленная в критическом сечении сопла, вышибается.

Продувочный азот подводится также к клапану вентиляции 19. При определённом давлении азота клапан 19 открывается и начинается продувка полости между насосами ТНА от баллона 21.

За 0,4с до команды на воспламенение заряда пиротурбины (в момент -0,4с на циклограмме) подаётся команда на зажигание пирозапалов камеры 2.

В момент времени, принятый на циклограмме за 0, производится воспламенение заряда пусковой камеры 13 пиротурбины, одновременно подаётся команда на закрытие дренажного клапана 7.

С этого момента до выхода двигателя на главную ступень тяги процесс запуска протекает автоматически без команд от системы управления.

Газ пусковой камеры проводит во вращение пиротурбину, которая раскручивает ТНА. Одновременно этот газ подводится к клапанам Г-3 (3) и Г-4 (27), под действием давления этого газа срезаются мембраны в клапанах и ТЭА под давлением горючего поступает в газогенератор 8. При определённом давлении компонентов открываются главные клапаны, вначале О-2 (29), а затем Г-1 (23). Окислитель поступает в газогенератор 8 и самовоспламеняется с ТЭА, а поступающее следом горючее зажигается от образовавшегося пламени. Начинает работать основная турбина ТНА. Двигатель выходит на режим промежуточной ступени тяги.

В камеру первым поступает газообразный окислитель из турбины, поступающее следом горючее поджигается от пламени пирозапалов 2. Во время поступления компонентов в газогенератор и камеру продолжается продувка

^{*)} Давление продувки ограничено предельным клапаном (на схеме его нет) и не может превышать 3,2 МПа.

двигателя. Поэтому первые порции ТЭА и керосина поступают в газогенератор и камеру в виде эмульсии (смеси жидкости с азотом).

Этим достигается хороший начальный распыл компонентов, постепенное нарастание концентрации горючего и плавный выход на режим промежуточной ступени.

Обратные клапаны 25 и 3а закрываются, когда давление в магистрали горючего станет выше давления продувки. В момент 0,9с по циклограмме отключается продувка двигателя от наземной системы.

В момент времени $\sim 1,3$ с начинается автоматическая перестройка регулятора расхода 1б с уровня промежуточной ступени на главную ступень тяги. Достигается это с помощью гидравлического временного механизма управления перенастройкой регулятора. При этом расход горючего через регулятор увеличивается, растет температура газа перед турбиной 9, частота вращения ротора ТНА, увеличиваются давление за насосами О и Г и расходы компонентов топлива. Двигатель выходит на главную ступень тяги. Происходит это ко времени 1,7...1,8с от подачи команды на зажигание заряда пиротурбины.

Запуск двигателя через промежуточную ступень тяги позволяет снизить динамические возмущения по давлению на входе в насосы. При одновременном запуске нескольких двигателей на промежуточной ступени возможен контроль процесса запуска и принятие решения о выходе на главную ступень тяги.

3) Работа двигателя на основном режиме

После выхода двигателя на главную ступень тяги регулирование по тяге выполняется регулятором расхода 1б, а регулирование соотношения компонентов топлива - дросселем системы СОБ 17. Команды на электроприводы этих агрегатов поступают непосредственно из системы управления ракетой в соответствии с алгоритмом задания.

Номинальные параметры двигателя обеспечиваются настройкой регуляторов 1б и 17 при проведении КСИ (контрольно-сдаточных испытаний) на заводе-изготовителе. При этом на номинальном режиме обеспечивается величина тяги с точностью $\pm 2\%$, соотношение компонентов с точностью $\pm 4\%$.

Во время полёта полость между насосами ТНА продувается азотом из баллона 20 и связанного с ним через обратный клапан баллона 21.

В двигателе предусмотрена возможность отбора генераторного газа после основной турбины ТНА на наддув бака окислителя.

4) Останов двигателя

Для выключения двигателя подаётся команда на срабатывание пирозатвора б клапана Г-2 (5) и одновременно команда на открытие пироклапана 22.

При закрытии клапана Г-2 прекращается подача горючего в газогенератор. Горение в ЖГГ прекращается, падают обороты ТНА и давление компонентов топлива. С падением давления окислителя автоматически (под действием пружины) закрывается главный клапан окислителя О-2 (29).

При открытии пироклапана 22 азот из баллона 21 поступает к клапану управления 24 и этот клапан закрывается, прекращая слив горючего из замкнутой полости клапана Г-1 (23). В результате этого давление на запорный орган клапана уравнивается и под действием пружины Г-1 закрывается.

С падением давления горючего открывается обратный клапан 26 и азот из баллона 21 выдувает остатки горючего из трубопровода и охлаждающего тракта камеры. Горение в камере прекращается.

Продувка полости между насосами ТНА продолжается до полного опорожнения баллона 20.

Вопросы к части 2

- 1) Чем объясняется принятое взаимное расположение камеры и ТНА?
- 2) Как производится сборка двигателя и что сделано для возможности его поузловой сборки?
- 3) Что сделано для компенсации температурных деформаций трубопроводов, возникающей после заливки компонентов?
- 4) В чем достоинство двигателя, не требующего после огневых испытаний его переборки?
- 5) Какие конструктивные мероприятия предусмотрены в НК-33, позволяющие подготовить его к работе без переборки?
- 6) Что сделано в конструкции НК-33 для получения малой удельной массы двигателя (меньшей, чем у других ЖРД)?
- 7) Каким образом производится захолаживание двигателя?
- 8) Куда стравливаются пары кислорода из насоса при захолаживании?
- 9) Сколько времени (секунд) производится захолаживание насоса окислителя?
- 10) С какого момента (по циклограмме) управление запуском начинается по командам от ракетной системы управления?
- 11) Каким образом вышибается заглушка, установленная в критическом сечении сопла?
- 12) С какого момента (по циклограмме) процесс запуска протекает автоматически без команд от системы управления?
- 13) Каким образом открываются клапаны Г-3 и Г-4 одновременно с включением пиротурбины?
- 14) В какой момент отключается продувка полостей камеры и ЖГГ ?
- 15) Чем полезна подача горючего одновременно с продувкой при запуске?
- 16) Какой регулятор обеспечивает регулирование тяги на основном режиме работы?
- 17) Какой агрегат обеспечивает работу системы СОБ?
- 18) С какой точностью поддерживается тяга и соотношение компонентов топлива в камере на основном режиме?
- 19) Откуда возможен отбор в двигателе газа для наддува бака окислителя?
- 20) Срабатывание каких пиропатронов приводит к останову двигателя?
- 21) Под действием какой силы закрывается клапан окислителя?
- 22) Каким образом закрывается автоматически клапан горючего?
- 23) Что предусмотрено для уменьшения импульса последствия тяги?

2 уровень

1. Задание по возможной модернизации схемы НК-33.

1. Внести изменения в ПГС НК-33, обеспечив химическое зажигание компонентов топлива в камере
2. Для увеличения тяги двигателя не хватает мощности основной турбины. Предложить схему для кратковременного увеличения тяги (~10с.) путем установки вместо пусковой камеры 13 жидкостного газогенератора и турбины, работающей по открытой схеме.

2. Разработка ПГС заданного в курсовом проекте двигателя и циклограммы его работы.

- 2.1. В соответствии с заданием по курсовому проекту и структурной схемой ЖРД в курсовой записке по ТДЛА разработать пневмогидравлическую схему и циклограмму работы двигателя.
Требования к разработке
- 2.1.1. На схеме должны быть показаны агрегаты, обеспечивающие запуск и останов ДУ.
- 2.1.2. Необходимо предусмотреть:
 - 1) Предварительный наддув баков и наддув на основном режиме работы;
 - 2) Если необходимо, захолаживание магистралей;
 - 3) Если необходимо, продувку магистралей;
 - 4) Начальную раскрутку ТНА;
 - 5) Если необходимо, зажигание в камере и ЖГГ;
 - 6) Возможность регулирования тяги и соотношения компонентов топлива в камере;
 - 7) Участие ДУ в управлении вектором тяги ЛА;
 - 8) Если необходимо, повторный запуск.

3. Конструирование элементов топливной магистрали

- 3.1. Выбрать тип клапанов и других устройств, необходимых для работы двигателя.
- 3.2. Выбрать тип трубопроводов и их соединений с ТНА и камерой по линии окислителя или горючего (по заданию преподавателя).
- 3.3. Рассчитать диаметр трубопровода, гидравлические потери и, исходя из прочности, назначить толщину стенки.
При расчете считать гидравлических потери на прямом участке длиной 0,5м.
- 3.4. Оптимизировать диаметр трубопровода, учитывая его массу и гидравлические потери. Оптимизацию провести относительно произведения массы $m_{тп}$ на потери давления Δp , получив зависимость $m_{тп} \cdot \Delta p = f(d)$.
- 3.5. Сконструировать и рассчитать фланцевое соединение трубопровода с насосом или камерой, выбрать уплотнение.

3 уровень

1. По аналогии с НК-33 спроектировать и выполнить в 3D раму крепления разрабатываемого в проекте двигателя.
2. С использованием пакета ANSYS рассчитать напряжения в стержнях рамы и определить размеры их поперечного сечения.
3. Изучить подвижное крепление НК-33 с помощью универсального шарнира. Рассчитать с использованием пакета ANSYS крестовину (кардан) универсального шарнира для разрабатываемого двигателя
4. Предложить и сконструировать подвеску двигателя на шаровом шарнире, также позволяющем отклонять двигатель в двух плоскостях.

Сравнить варианты 3 и 4 подвижного крепления двигателя, их преимущества и недостатки.

Приложение 1

	Наименование	Кол	Примечание
1	Камера	1	
2	Пирозапал	3	
3	Клапан горючего Г-3	1	
4	Клапан продувки	1	Обратный клапан
5	Клапан горючего Г-2	1	
6	Пирозатвор	1	
7	Дренажный клапан	1	Клапан циркуляции
8	Газогенератор	1	ЖГГ
9	Турбина	1	Основная
10	Насос окислителя	1	
11	Насос горючего	1	
12	Зубчатая передача	1	
13	Пусковая камера	1	ТТГГ
14	Пиротурбина	1	
15	Насос Г высокого давления	1	
16	Регулятор расхода (РР)	1	С электроприводом
17	Дроссель системы СОБ	1	С электроприводом
18	Выхлоп пиротурбины	1	
19	Клапан вентиляции	1	
20	Баллон азота	1	20мпА
21	Баллон азота	1	20мпА
22	Пироклапан	1	
23	Клапан горючего Г-1	1	Главный клапан горючего
24	Клапан управления	1	
25	Клапан продувки	1	Обратный клапан
26	Обратный клапан	1	
27	Клапан горючего Г-4	1	
28	Ампула с ТЭА	1	
29	Клапан окислителя О-2	1	Главный клапан окислителя
Перечень агрегатов ПГС			

				ЖРД НК-33			

Поз.	Наименование	Кол.	Примечание
30	Продувочный клапан	1	
	I - заправка азотом		
	II - продувка от внешней системы		
	III - в бак окислителя (захолаживание насоса O)		
	IV - отбор в систему наддува бака O		
	V - слив O на вход в насос O		
	VI - дренаж промежуточных полости и уплотнений		
	VII - слив Г на вход в насос горючего		

Приложение 2

Пример выполнение работы 1уровня

1.Общая характеристика и основные параметры двигателя

Примером ЖРД с дожиганием генераторного газа является двигатель НК-33. Это – однокамерный ЖРД на компонентах кислород-керосин, был разработан в 1964 ... 68 г. для первой ступени ракетно-космической системы Н1- Л3, предназначенной для полёта человека на Луну.

ЖРД НК-33 вобрал в себя все достижения советского двигателестроения того времени и до настоящего времени по ряду характеристик является непревзойденным. Поэтому рассматривается целесообразность его применения на современных ракетах.

Основные параметры двигателя НК-33

1. Тяга на земле , P	1510 +14,7кН
в пустоте, $P_{п}$	1682кН
2. Удельный импульс на земле, I_{y}	2913 Н*с /кг
в пустоте, $I_{уп}$	3247 Н*с /кг
3. Компоненты топлива: кислород жидкий сорт 2 по ГОСТ 6331-78 керосин Т-1 ГОСТ10227-86 или РГ-1 ТУ38-001244-1	
4. Температура компонентов на входе в двигатель:	
окислителя	-183...-173°C
горючего	- 40...+50°C
5. Статическое давление на входе в двигатель:	
окислителя	0,41 МПа
горючего	0,2 МПа
6. Расход топлива, m	523 кг /с
в том числе	окислителя 376 кг/с горючего 147 кг/с
7. Массовое соотношение компонентов, k_m	2,57
8. Давление в камере , p_k	14,55 МПа
9. Давление на срезе сопла, p_a	0,049МПа
10. Максимальная продолжительность работы	365с
11. Габариты двигателя:	
высота	3705мм
диаметр среза сопла	1498мм
12. Масса двигателя:	
сухого	1240кг

2. Пневмогидравлическая схема НК-33 с перечнем агрегатов

На следующем рисунке показана пневмогидросхема ЖРД НК-33. Особенности её описаны ниже.

Работа ПГС на основном режиме объясняется устно.

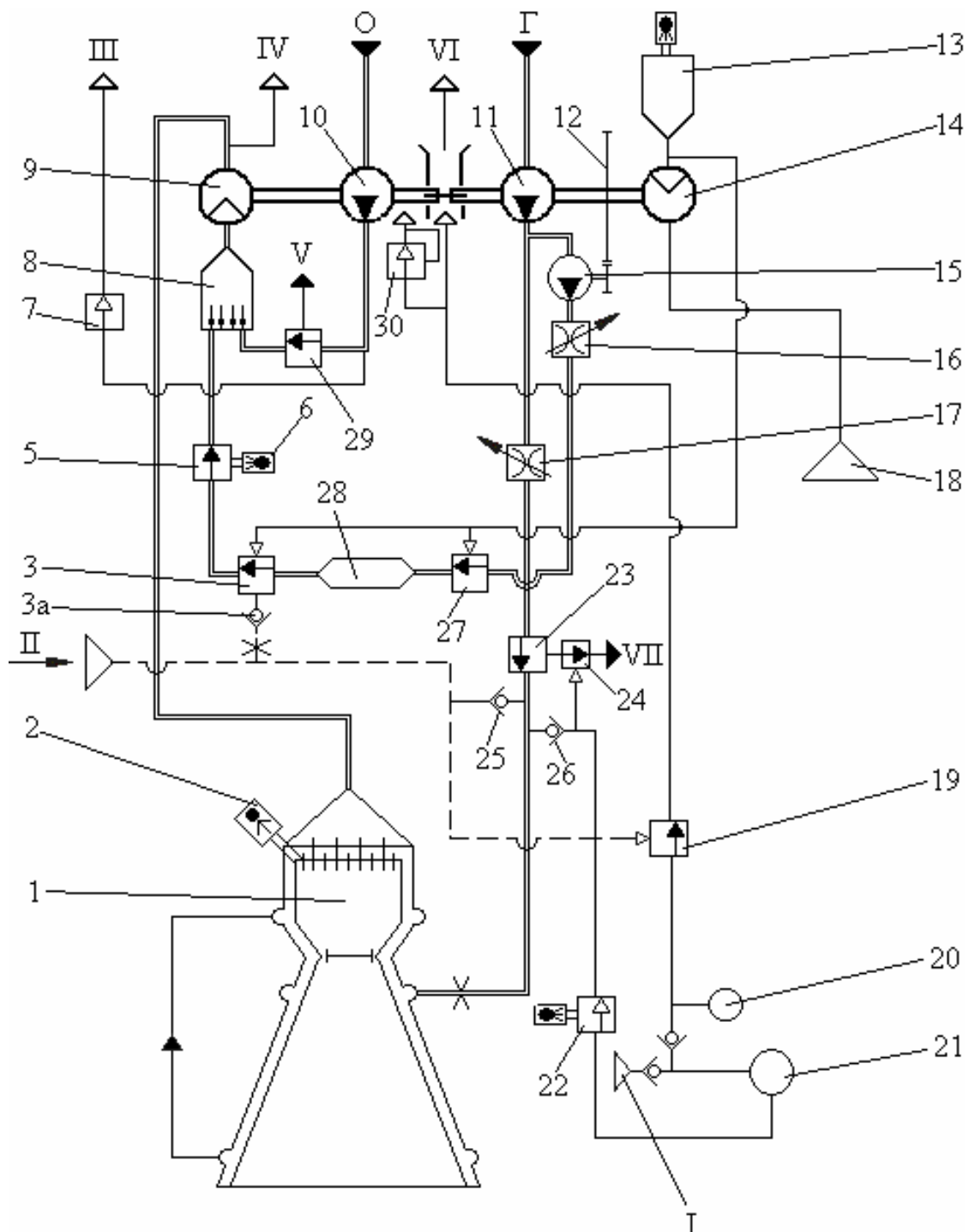


Рисунок 1 – ПГС НК-33

Двойными линиями показаны жидкостные магистрали. Обозначения и перечень агрегатов приведены в таблице на следующей странице.

Перечень агрегатов

	Наименование	Кол	Примечание
1	Камера	1	
2	Пирозапал	3	
3	Клапан горючего Г-3	1	
4	Клапан продувки	1	Обратный клапан
5	Клапан горючего Г-2	1	
6	Пирозатвор	1	
7	Дренажный клапан	1	Клапан циркуляции
8	Газогенератор	1	ЖГГ
9	Турбина	1	Основная
10	Насос окислителя	1	
11	Насос горючего	1	
12	Зубчатая передача	1	
13	Пусковая камера	1	ТТГГ
14	Пиротурбина	1	
15	Насос Г высокого давления	1	
16	Регулятор расхода (РР)	1	С электроприводом
17	Дроссель системы СОБ	1	С электроприводом
18	Выхлоп пиротурбины	1	
19	Клапан вентиляции	1	
20	Баллон азота	1	20мпА
21	Баллон азота	1	20мпА
22	Пироклапан	1	
23	Клапан горючего Г-1	1	Главный клапан горючего
24	Клапан управления	1	
25	Клапан продувки	1	Обратный клапан
26	Обратный клапан	1	
27	Клапан горючего Г-4	1	
28	Ампула с ТЭА	1	
29	Клапан окислителя О-2	1	Главный клапан окислителя
30	Продувочный клапан	1	

	I - заправка азотом		
	II - продувка от внешней системы		
	III - в бак окислителя (захолаживание насоса О)		
	IV - отбор в систему наддува бака О		
	V - слив О на вход в насос О		
	VI - дренаж промежуточных полости и уплотнений		
	VII - слив Г на вход в насос горючего		

3. Циклограмма запуска – остановка

Циклограмма приведена на следующей странице.

Перед открытием разделительных клапанов ракеты и заполнением насосов компонентами включается продувка азотом полости между насосами ТНА от наземной системы.

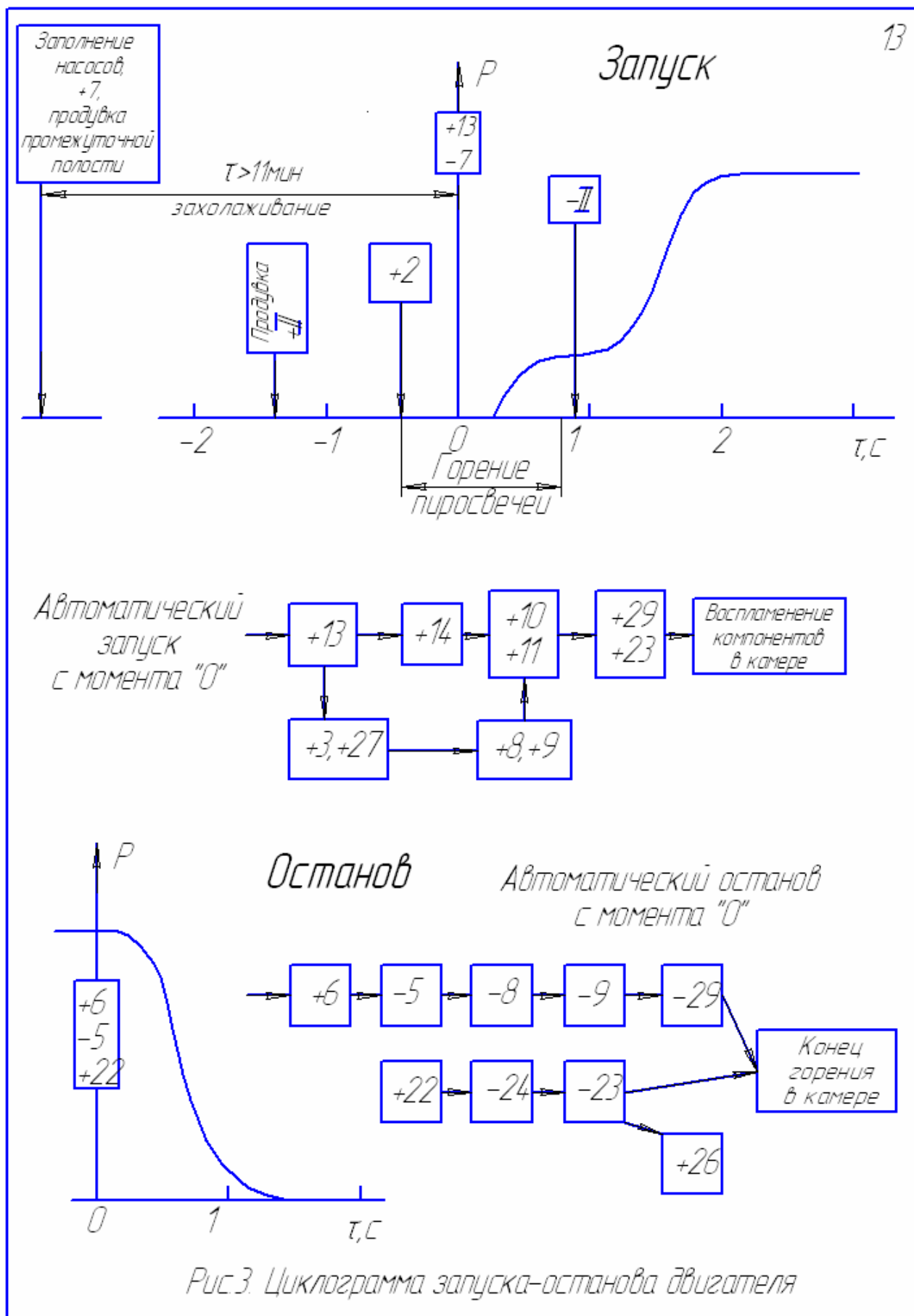
Горючее заполняет полости насоса Г и трубопроводов до главного клапана Г-1(23), а по линии высокого давления до клапана Г-4 (27).

Заполнение насоса окислителя производится не менее, чем за 600...660с до момента включения пиросвечей камеры.

Окислитель заполняет полости насоса О и трубопровода до клапана О -2 (29). Подогретый от конструкции и испарившийся кислород через дренажный клапан 7 уходит в бак ракеты, его место заполняет холодный кислород, поступающий через расходные трубопроводы. Таким образом, производится захолаживание насоса окислителя.

Дальнейшая работа двигателя производится по командам от системы управления ракеты. Порядок подачи команд на запуск и выключение двигателя определяется циклограммой, которая приведена на рисунке.

Работа двигателя при запуске и остановке объясняется устно с использованием схемы и циклограммы.



На этой циклограмме за 0 принят момент подачи команды на воспламенение заряда пусковой камеры 13 пиротурбины.

За 0,4с до команды на воспламенение заряда пиротурбины (в момент -0,4с на циклограмме) подаётся команда на зажигание пирозапалов камеры 2.

В момент времени, принятый на циклограмме за 0, производится воспламенение заряда пусковой камеры 13 пиротурбины, одновременно подаётся команда на закрытие дренажного клапана 7.

С этого момента до выхода двигателя на главную ступень тяги процесс запуска протекает автоматически без команд от системы управления.

Двигатель выходит вначале на промежуточную ступень, а затем на главную ступень тяги. Происходит это ко времени 1,7...1,8с от подачи команды на зажигание заряда пиротурбины.

2.4. Особенности ПГС двигателя

Особенности ПГС НК-33:

1. Это схема с дополнительным насосом 15, который повышает давление (до 80МПа) части горючего, поступающей в ЖГГ.

2. Все клапаны гидравлические, за исключением клапанов 5 и 22, которые являются пироклапанами. Гидравлические клапаны автоматические, срабатывают под действием перепада давления.

В результате этого после проведения огневых испытаний не требуется разборки двигателя, достаточно заменить пиропатроны на пироклапанах.

2.5. Особенности компоновки двигателя

Двигатель состоит из следующих основных узлов: камеры, ТНА, газогенератора (ЖГГ), клапанов по линии подачи окислителя и горючего в камеру и ЖГГ, регулятора расхода горючего (РР), дросселя системы СОБ, рамы и клапанов управления.

Отметить как крепятся основные агрегаты.

Компоновка двигателя объясняется следующими факторами:

1. Стремлением уменьшить поперечные размеры ЖРД –
каким образом.

2. Для обеспечения лучшей технологичности сборки плоскости входных фланцев О и Г выполнены параллельными.

Зачем?

Учебное издание

Жидкостный ракетный двигатель НК-33

Методические указания

Борисов В.А., Жижкин А.М., Мелентьев В.С.

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва.
443086 Самара. Московское шоссе, 34.

