

МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

**А.Н. Крючков, А.Г. Гимадиев,
А.В. Графкин, Т.Л. Григорьева, К.В. Блюмин**

**Технология виртуального моделирования САУ
двухконтурного авиационного двигателя для решения задач
оптимизации законов и программ регулирования**

Электронное учебное пособие

САМАРА

2011

Авторы: **Крючков Александр Николаевич,
Гимадиев Асгат Гатьятович,
Графкин Алексей Викторович,
Григорьева Татьяна Леонидовна,
Блюмин Кирилл Владимирович**

Рецензент: д-р техн. наук, профессор В.Н. Матвеев

Крючков, А.Н. Технология виртуального моделирования САУ двухконтурного авиационного двигателя для решения задач оптимизации законов и программ регулирования [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / А.Н. Крючков, А.Г. Гимадиев, А.В. Графкин, Т.Л. Григорьева, К.В. Блюмин; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (2,44 Мбайт). - Самара, 2011. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM). - Систем. требования: ПК Pentium; Windows 98 или выше.

Рассмотрены общие сведения о САУ двухконтурного двигателя, составе системы топливопитания и гидромеханических агрегатов САУ. Изложены основные сведения о программах регулирования типового двухконтурного двигателя, принципе работы гидромеханической части САУ и электронной САУ двигателя. Приведена технология математического моделирования двухконтурного двигателя и агрегатов его САУ. Как пример, в пособии разобрано моделирование полной приемистости в программной оболочке имитации работы САУ двигателя. В пособии содержится большое количество рисунков элементов интерфейса математических моделей в пакете Simulink и программы имитации виртуального двигателя в программном пакете LabView.

Учебное пособие предназначено для оказания методической помощи студентам четвёртого и пятого курсов, изучающим теорию автоматического управления и автоматику авиационных двигателей, а также для преподавателей, проводящих лабораторные занятия.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2011

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
ГЛАВА 1. ОПИСАНИЕ САУ ТРДД	5
1.1 Общие сведения о САУ двигателя	5
1.2 Система топливопитания двигателя	7
1.3 Программа регулирования двигателя	9
1.4 Схема и принцип действия гидромеханической САУ	12
1.5 Электронная САУ двигателя (ЭСУД)	15
ГЛАВА 2. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ САУ ТРДД В СРЕДЕ ПРОГРАММИРОВАНИЯ SIMULINK	18
2.1 Общее описание методики моделирования двигателя	18
2.2 Технология математического моделирования ТРДД на режиме запуска	18
2.3 Технология математического моделирования ТРДД на основном режиме работы двигателя	27
2.3.1 Блок – Вентилятор	28
2.3.2 Блок – Компрессор низкого давления (КНД)	29
2.3.3 Блок – Компрессор высокого давления (КВД)	30
2.3.4 Блок – Камера сгорания	32
2.3.5 Блок – Турбина высокого давления (ТВД)	33
2.3.6 Блок – Турбина низкого давления (ТНД)	35
2.3.7 Блок – камера смешения и сопло	36
2.4 Технология математического моделирования агрегатов САУ ТРДД	38
ГЛАВА 3. УЧЕБНЫЙ ПРИМЕР МОДЕЛИРОВАНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ЗАКОНОВ И ПРОГРАММ РЕГУЛИРОВАНИЯ САУ ДВУХКОНТУРНОГО АВИАЦИОННОГО ГТД.....	48
3.1 Приемистость двигателя в стандартных атмосферных условиях с режима МГ на режим МАКСИМАЛ в математической модели в Simulink.....	48
3.2 Создание исполнительных файлов для интеграции в оболочку LabVIEW	50
3.3 Алгоритм работы программы «Виртуальный двигатель»	51
ГЛАВА 4. ОПИСАНИЕ ОБОЛОЧКИ «ВИРТУАЛЬНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ» В ПРОГРАММЕ LABVIEW	53
4.1 Установка программы на жесткий диск	53
4.2 Интерфейс оболочки	53

ВВЕДЕНИЕ

Система автоматического управления (САУ) авиационного двигателя является одной из основных систем, определяющих его экономичность и надежность. САУ двигателя включает в себя ряд систем автоматического регулирования (САР), предназначенных для поддержания и изменения по заданной программе регулируемых параметров. САР современных двигателей становятся все более сложными, с включением большого числа регулируемых параметров и регулирующих факторов, более сложных программ регулирования, реализация которых требует внедрения новой элементной базы. В настоящее время интенсивно внедряются электронные аналоговые и цифровые САУ, которые обладают более высокой точностью и широкими возможностями по оптимизации процесса управления двигателем.

При исследовании статических и динамических характеристик системы автоматического управления ТРДД необходимы математические модели как самого двигателя, как объекта регулирования, так и регулятора, в качестве которого выступает АДТ. Математические модели объекта регулирования и регулятора, объединенные соответствующими связями составляет САУ ТРДД. Математическая модель собственно двигателя была составлена и исследована на первом этапе работ. В представленном материале на основании технического описания системы топливопитания, агрегатов регулирования и программ разработана математическая модель комплекса агрегатов, которая позволит при объединении с математической моделью объекта регулирования исследовать статические и динамические характеристики САУ ТРДД.

Глубокое изучение САУ двигателя является неременным условием хорошей подготовки специалистов по проектированию, производству и эксплуатации авиационных двигателей. Контроль усвоения учебного материала производится по вопросам, приведенным в конце методических указаний.

ГЛАВА 1. ОПИСАНИЕ САУ ТРДД

1.1 Общие сведения о САУ двигателя

Система автоматического управления двигателя представляет собой комплекс функционально связанных агрегатов (рис. 1.1), предназначенный для запуска двигателя, поддержания по заданной программе или изменения в соответствии с положением рычага управления (α_{pyo}) режима работы двигателя и защиты его от чрезмерных динамических и тепловых нагрузок [1].

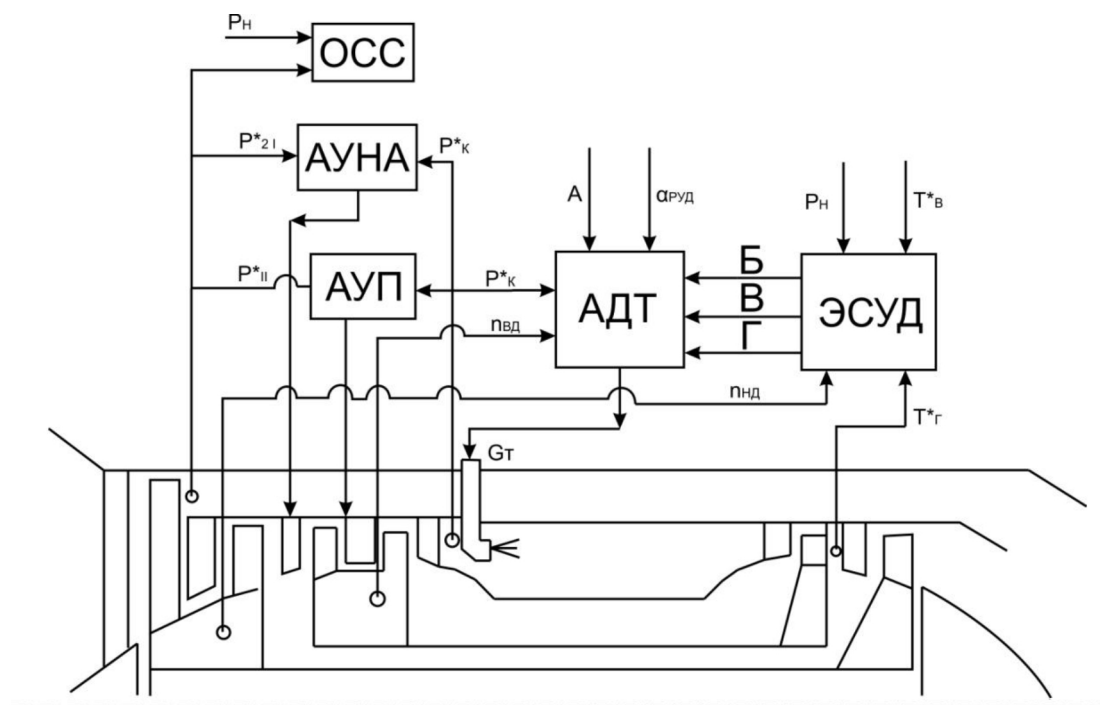


Рисунок 1.1 – Функциональная схема САУ двигателя НК-86

АДТ – агрегат дозировки топлива;

ЭСУД – электронная система управления двигателя;

ОСС – ограничитель степени сжатия вентилятора;

АУНА – агрегат управления направляющим аппаратом компрессора;

АУП – агрегат управления перепуском воздуха;

А – команда на снижение расхода топлива при достижении

Основными регулируемыми параметрами, по которым поддерживается или изменяется режим работы двигателя, являются частота вращения роторов ВД ($n_{ВД}$) и НД ($n_{НД}$) температура газа на входе во вторую ступень турбины T_T^* . Регулирующий фактор, при помощи которого осуществляется управление процессами в двигателе, один – расход топлива в камеру сгорания.

Режим работы двигателя задается РУД и поддерживается системой автоматического регулирования (САР) при всех допустимых условиях эксплуатации ($M_n = 0 \dots 0,88$, $H_n = 0 \dots 11 \text{ км}$).

В зависимости от положения РУД, внешних условий (P_H, P_6^*, P_6^*) программа регулирования, реализуемая САР, обеспечивает получение требуемой тяги двигателя.

Запуск двигателя на земле и выход на режим малого газа осуществляется за время не более 80 с. В полете запуск обеспечивается до высоты 9000 м. Запуск двигателя производится автоматом запуска, выполненным совместно с агрегатом дозирования топлива АДТ (см. рис. 1.1). Частота вращения ротора ВД $n_{ВД}$, регулируемая АДТ, поддерживается на заданных режимах с точностью $\pm 0,75\% n_{ВД \text{ взл}}$. Частота вращения ротора НД, регулируемая электронной системой управления двигателем (ЭСУД), ограничивается на взлетном режиме с точностью $\pm 0,6\% n_{НД \text{ взл}}$. Дублирование работы ЭСУД по $n_{НД}$ производится в гидромеханической САУ ограничением степени сжатия вентилятора. Для этого служит агрегат ОСС, настроенный по π_6^* , соответствующей более высокой частоте вращения $n_{НД}$, чем настройка ЭСУД. Ограничение температуры газа T_T^* по заданным режимам производится ЭСУД. Точность ограничения T_T^* составляет $\pm 10^\circ \text{C}$. При достижении предельно допустимой температуры T_T^* в режиме запуска САУ осуществляет аварийный останов двигателя. Управление приемистостью двигателя осуществляется АДТ по временной программе. Время приемистости на земле от режима малого газа до получения 95% взлетной тяги составляет 8...10 с, а в полете не более 5 с.

САУ двигателя обеспечивает также устойчивую работу компрессора на всех режимах эксплуатации. Для этого служат агрегат управления направляющим аппаратом компрессора (АУНА), перестраивающийся из пускового положения в рабочее при достижении $n_{НД \text{ пр}} = (2150 \pm 75) \text{ об/мин}$ и агрегат управления перепуском воздуха (АУП), закрывающий клапаны перепуска при $n_{НД \text{ пр}} = (2800 \pm 75) \text{ об/мин}$. Управление АУП и АУНА осуществляется по величине P_k^* / P_{2II} пропорциональной $n_{НД \text{ пр}}$.

1.2 Система топливопитания двигателя

Подача топлива к форсункам камеры сгорания двигателя обеспечивается системой топливопитания в количестве от 800 кг/ч до 8000 кг/ч, соответствующим заданному режиму, устанавливаемому рычагом управления (α_{pyo}).

Система топливопитания двигателя (рис. 1.2) включает в себя подкачивающий центробежный насос, топливомасляный теплообменник, подогреватель топлива с фильтром низкого давления, шестеренный насос, агрегат дозирования топлива, фильтр высокого давления, распределитель топ/шва по контурам форсунок и клапан пускового топлива.

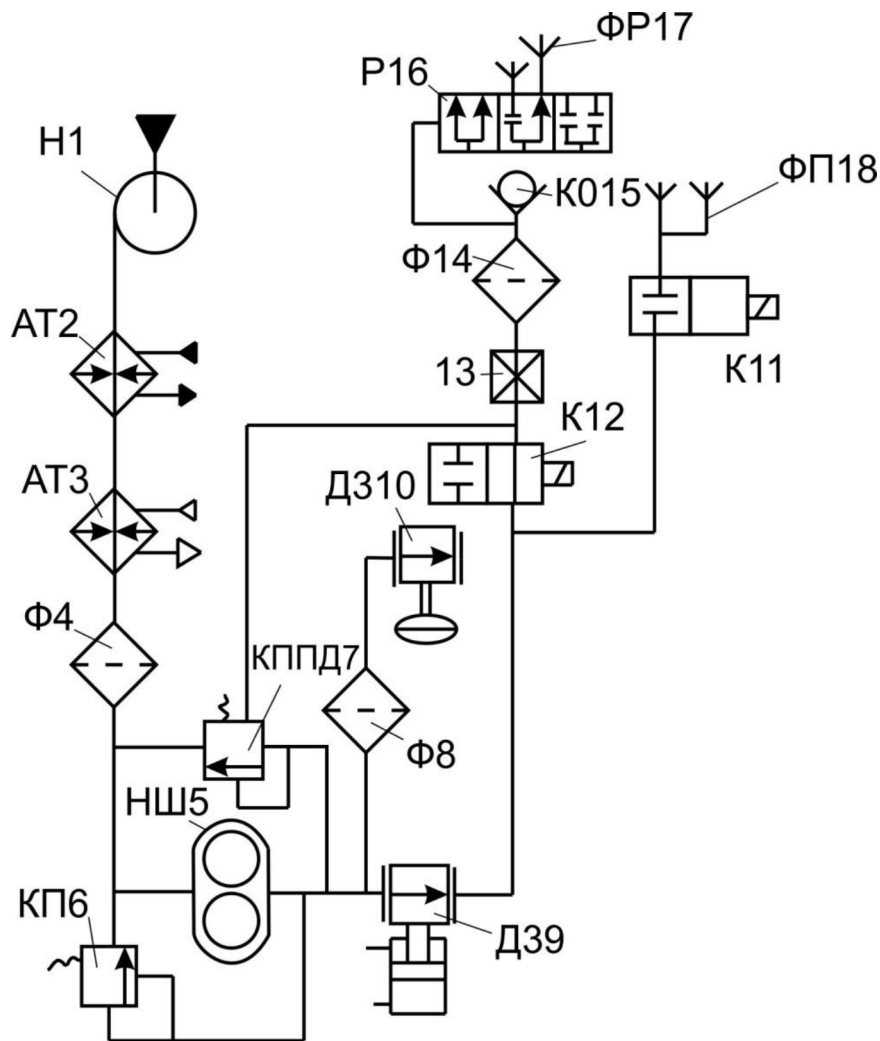


Рисунок 1.2 – Гидравлическая схема топливопитания двигателя НК-86

Н1 – насос подкачивающий; АТ2 – теплообменник топливовоздушный; Ф4 – фильтр;
НШ5 – насос основной; КП6 – клапан предохранительный; КППД7 – клапан постоянного перепада давления; Ф8 – фильтр; ДЗ9 – дозатор основной; ДЗ10 – дозатор автомата запуска; К11 – клапан пускового топлива; К12 – стоп-кран; 13 – расходомер; Ф14 – фильтр; К015 – клапан обратный; Р16 – переключатель контуров; ФР17 – форсунки рабочие; ФП18 – форсунки пусковые

Топливо из самолетной системы поступает на вход и центробежный подкачивающий насос, а затем через топливомасленный теплообменник и подогреватель топлива подается на вход в шестеренный насос. Подкачивающий насос с частотой вращения 5400 об/мин обеспечивает давление топлива перед основным насосом до 0,8 МПа, достаточное для его бескавитационной работы.

В топливомасляном теплообменнике охлаждается масло маслосистемы двигателя.

Подогреватель топлива служит для нагрева топлива с целью исключения обмерзания фильтроэлементов фильтра низкого давления. Фильтр низкого давления обеспечивает фильтрацию топлива с тонкостью 16 мкм. На случай засорения фильтра в нем предусмотрен перепускной клапан, который открывается при перепаде давления $(0,075^{+0,01})$ МПа. Подогреватель и фильтр низкого давления конструктивно выполнены в одном агрегате. Рабочим телом подогревателя служит воздух, отбираемый из-за компрессора двигателя.

Основной шестеренный насос обеспечивает подачу топлива с давлением до 8 МПа и расходом до 11000 кг/ч к агрегату дозировки топлива. В шестеренном насосе установлен предохранительный клапан, перепускающий топливо на его вход при превышении максимально допустимого давления. Подкачивающий и основной насосы конструктивно выполнены в одном агрегате.

Агрегат дозировки топлива включает в себя следующие узлы подачи топлива: основную дозирующую иглу; дозирующую иглу автомата запуска с фильтром; клапан постоянного перепада давления на дозирующих иглах, перепускающий избыток топлива на вход в шестеренный насос; стоп-кран. Из агрегата дозировки топливо поступает через расходомер в фильтр высокого давления, распределитель топлива и далее к форсункам. В распределителе топливо делится на два потока и поступает в первый и второй контуры форсунок камеры сгорания (рис. 1.3).

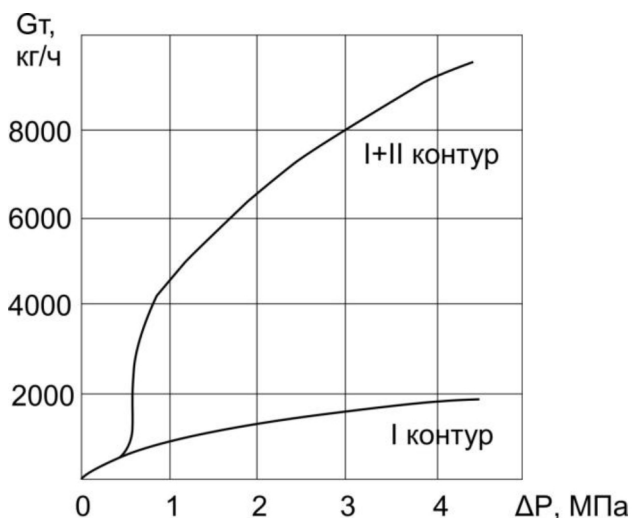


Рисунок 1.3 – Распределение топлива по контурам топливных форсунок двигателя

С выхода шестеренного насоса топливо под высоким давлением отбирается также для привода агрегатов механизации компрессора.

1.3 Программа регулирования двигателя

Программа регулирования устанавливает зависимость основных регулируемых параметров двигателя (n_{HD}, n_{BD}, T_T) от положения рычага управления двигателя α_{pyo} [2] и внешних условий P_H, P_B^*, T_B^* , исходя из обеспечения наивыгоднейших режимов его работы. Программа регулирования двигателя осуществляется изменением расхода топлива G_T .

Дозирование топлива в процессе запуска производится в зависимости от степени сжатия воздуха в компрессоре P_k^*/P_H (рис. 1.4). Режим земного малого газа поддерживается регулятором частоты вращения $n_{BD, \text{мг}} = (4250 \pm 50)$ об/мин. Режим высотного малого газа определяется минимальным расходом топлива $G_T = (820 \pm 20)$ кг/ч, задаваемым из условия обеспечения охлаждения масла в топливомасляном радиаторе.

В процессе приемистости двигателя топливо подается в камеру сгорания по временной программе, при которой двигатель выходит на режим максимальной тяги за 8...10 с на земле и не более чем за 5с в полете (рис. 1.5, 1.6).

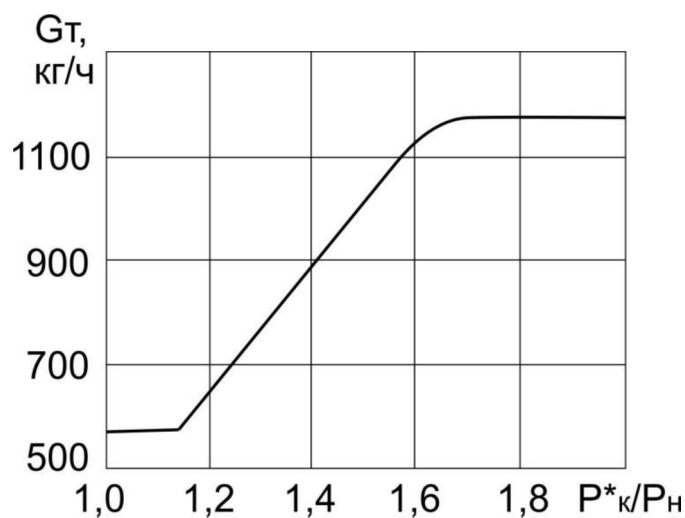


Рисунок 1.4 – Программа подачи топлива в процессе земного запуска двигателя

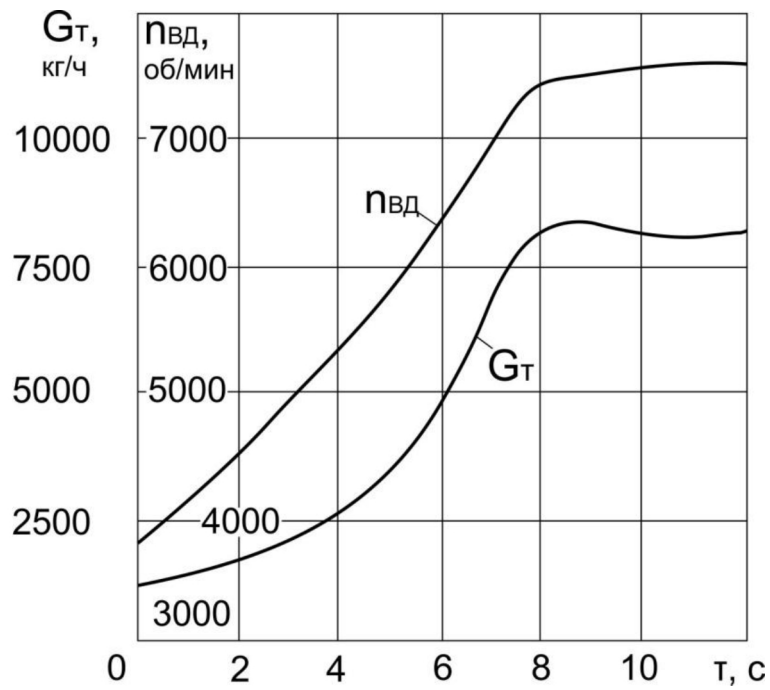


Рисунок 1.5 – Временная программа подачи топлива по время приемистости двигателя

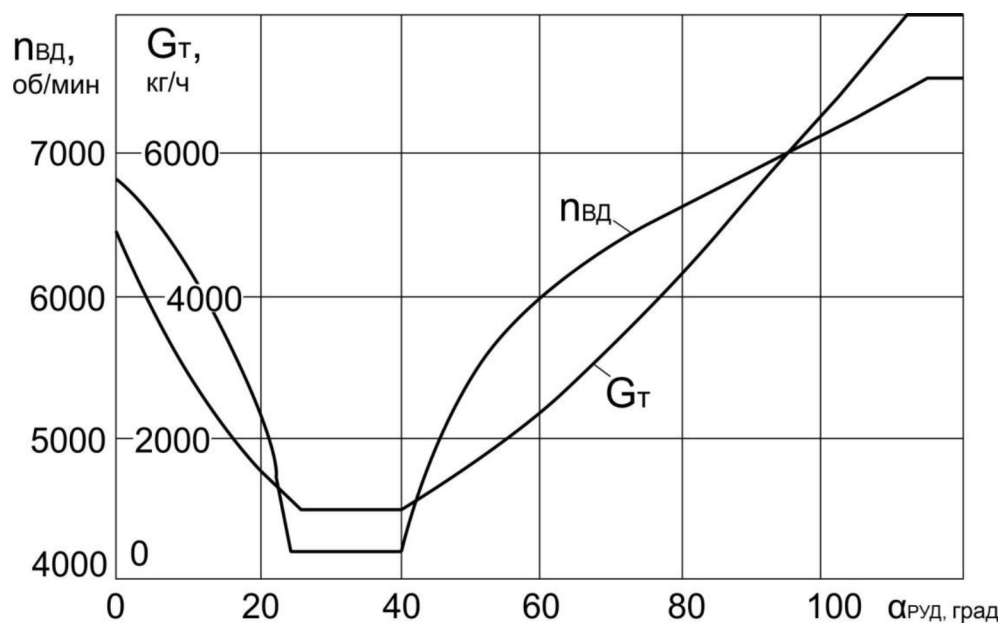


Рисунок 1.6 – Программа регулирования двигателя по управляющему воздействию

Программа регулирования двигателя на взлетном режиме в зависимости от внешних условий реализуется либо ЭСУД, либо гидромеханическим регулятором (рис. 1.7, 1.8).

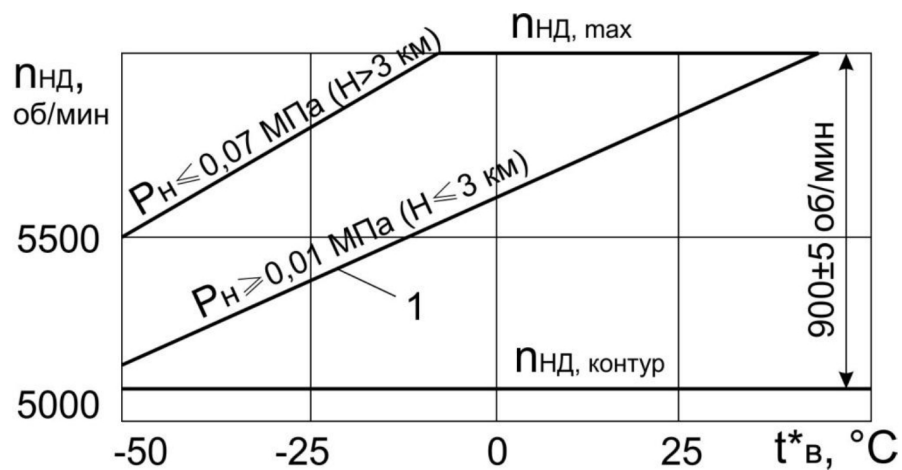


Рисунок 1.7 – Программа регулирования двигателя по температуре воздуха на входе в двигатель при действии ЭСУД

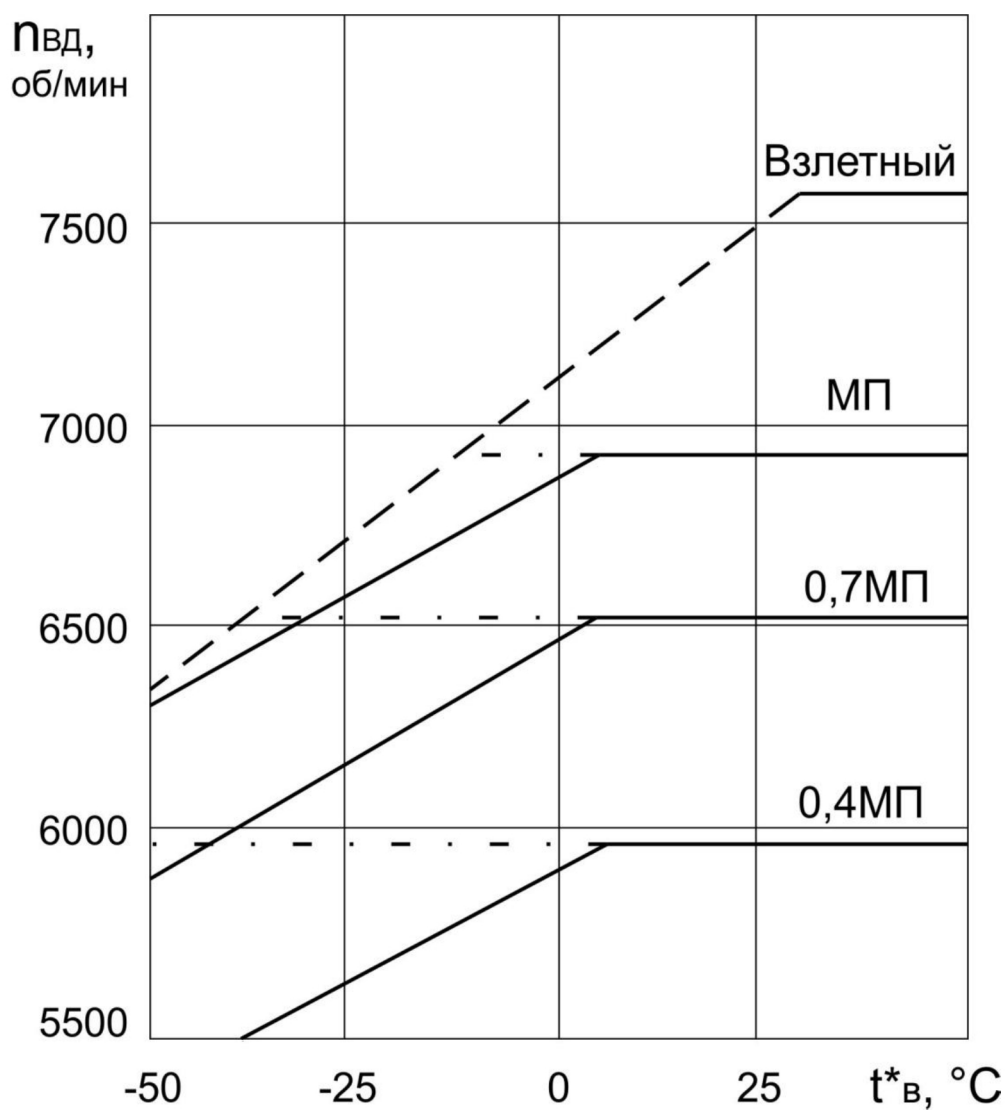


Рисунок 1.8 – Программа регулирования двигателя по температуре воздуха на входе в двигатель:

- · — · — · — при действии гидромеханического регулятора
- при ограничении ЭСУД

ЭСУД поддерживает взлетный режим $n_{ВД}$ только при температуре $T_e^* < 30^0C$, а при $T_e^* \geq 30^0C$ ее настройка становится выше настройки гидромеханического регулятора $n_{ВД}$. В соответствии с программой регулирования ЭСУД при снижении температуры $T_e^* < 30^0C$ и увеличении абсолютного атмосферного давления частота вращения $n_{ВД}$ уменьшается. При $T_e^* \geq 30^0C$ взлетный режим двигателя поддерживается гидромеханическим регулятором по программе $n_{ВД} = const$ (см. рис. 1.8).

С целью обеспечения регулировки на двигателе максимальной физической частоты вращения $n_{ВД \max}$ при всех температурных условиях эксплуатации в ЭСУД предусмотрен режим контрольной настройки, при котором максимальная настройка $n_{ВД \max}$ снижается на 900 об/мин.

На режимах ниже взлетного при $T_e^* > 5^0C$ регулирование двигателя осуществляется гидромеханическим регулятором по программе $n_{ВД}(\alpha_{pyo}) = const$, а при $T_e^* \leq 5^0C$ режим двигателя задается условием $G_T(\alpha_{pyo}) = const$. При увеличении высоты полета переход с программы $n_{ВД}(\alpha_{pyo}) = const$ на $G_T(\alpha_{pyo}) = const$ смещается в сторону отрицательных температур T_e^* , вплоть до вступления в работу ЭСУД.

Дросселирование двигателя производится так же, как и приемистость по временной программе, реализуемой агрегатом дозирования топлива.

1.4 Схема и принцип действия гидромеханической САУ

Гидромеханическая САУ двигателя (рис. 1.9) включает в себя агрегат дозирования топлива (АДТ) и ограничитель степени сжатия воздуха в вентиляторе (ОСС) [3]. В АДТ входят следующие основные узлы: датчик частоты вращения ротора ВД 1, дозирующая игла 6 с сервоприводом, статическая часть 3, исполнительные электромагнитные клапаны А45 и А46 ЭСУД, группа дроссельных пакетов управления скоростью дозирующей иглы, высотный корректор 2, воздушный редуктор 4 с мембраной и дозирующая игла 5 автомата запуска.

компрессора P_k^* . Мембрана чувствительного элемента автомата запуска прогибается влево, прикрывая сопло-заслонку сервоусилителя дозирующей иглы 5. Дозирующая игла перемещается вправо на увеличение расхода топлива. При этом заслонка возвращается в новое равновесное положение пружиной обратной связи. При достижении режима малого газа вступает в работу регулятор частоты вращения $n_{ВД}$.

Изменение режима двигателя осуществляется следующим образом. При увеличении $\alpha_{руд}$ происходит натяжка пружины датчика частоты вращения I и его маятник прикрывает сопло слива. Это приводит к повышению давления P_M за входным жиклером, на вход в который подается постоянное давление $P_{КЦД}$, поддерживаемое клапаном постоянного давления (на схеме не показан). Топливо под давлением P_M через статическую часть 3 (подпружиненный с двух сторон поршень) и группу дроссельных пакетов подается в полость Б дозирующей иглы, что приводит к перемещению иглы влево на увеличение расхода топлива. При этом частота вращения $n_{ВД}$ возрастает и маятник под действием избыточной силы центробежных грузиков возвращается в исходное положение.

Совместное действие статической части 3 и группы дроссельных пакетов приводит к изодромному регулированию, придающему системе устойчивость, высокое быстродействие и минимальную статическую погрешность. Дроссельные пакеты служат для изменения скорости перемещения дозирующей иглы и подключаются в следующей последовательности. Дроссельный пакет устойчивости $A54$ постоянно подключен и обеспечивает перемещение дозирующей иглы при небольших отклонениях режима. Дроссельные пакеты $A20$, $A21$ и $A63$ подключаются при приемистости двигателя. При увеличении давления P_M поршень статической части 3 перемещается влево и подключает параллельно дросселю $A54$ дроссельные пакеты $A20$ и $A63$ (на высоте $A63$ отключен высотным корректором). Таким образом в начале приемистости топливо под давлением P_M поступает в полость Б через параллельные дроссели $A54$, $A20$, $A63$ и последовательно включенный дроссельный пакет $A21$, сопротивлением которого в основном определяется скорость дозирующей иглы 6. При повышении режима, с увеличением расхода топлива дроссель $A21$ шунтируется кромкой сервопоршня дроссельной иглы 6, что приводит к увеличению скорости перемещения иглы и соответственно расхода топлива. Дроссельный пакет $A55$ подключаются при дросселировании двигателя и служит для увеличения скорости снижения расхода топлива.

Перемещение дозирующей иглы 6 на увеличение расхода топлива выше предусмотренного программой регулирования ограничено за счет слива из полости Б через осевой канал и радиальное отверстие в игле, перекрываемое подвижной втулкой. Подвижная втулка связана с рычагом управления, двигателя.

Сброс режима двигателя производится РУД путем разжатия пружины чувствительного элемента и перемещения подвижной втулки дозирующей иглы вправо. При этом топливо из полости В вытекает на слив как по осевому каналу иглы, так и через дроссельные пакеты *A55* и *A54*. Дозирующая игла перемещается вправо до механического упора малого газа.

Исполнительными механизмами ЭСУД являются быстродействующие электромагнитные клапаны, работающие в импульсном режиме. Клапан *A45* (нормально открытый) служит для увеличения режима, а клапан *A46* (нормально закрытый) – для снижения режима двигателя. При закрытии клапана *A45* гидромеханический регулятор частично отключается по линии дроссельных пакетов. Полное отключение гидромеханического регулятора происходит после постановки поршня статической части 3 на упор под максимальным давлением P_M .

Выключение двигателя осуществляется стоп-краном, размещенным за дозирующей иглой до места отбора давления к пружинной полости клапана перепада давления. Такая установка стоп-крана и клапана перепада давления способствует установлению минимального давления перед дозирующей иглой при закрытии стоп-крана.

1.5 Электронная САУ двигателя (ЭСУД)

Электронные системы автоматического управления двигателя (рис. 1.10) являются логическим продолжением развития гидромеханических САУ. В ЭСУД процесс регулирования аналогичен процессам в гидромеханических САУ с тем отличием, что вместо гидравлических сигналов передаются и преобразовываются электрические аналоговые сигналы. В двигателе НК-86 ЭСУД используется для регулирования частоты вращения ротора НД на взлетном режиме и средней температуры газа за турбиной на всех режимах работы. Электронный регулятор $n_{НД}$ (ЭРО) поддерживает частоту вращения ротора НД в соответствии с программой на рис. 7, а электронный регулятор температуры (РСТ) работает на ограничение T_T на режимах запуска $(T_{T\text{зан}}^*)$ взлета $(T_{T\text{взл}}^*)$ максимальной

продолжительности (T_{mn}^*). Электронные регуляторы воздействуют на расход топлива в двигателе через АДТ.

Информация о величине регулируемого и ограничиваемого параметров двигателя и параметрах воздушного потока воспринимается: ДС-41 – электроиндукционным датчиком частоты вращения ротора НД; Т-93 – хромель-алюмелевым датчиком температуры T_T^* ; П-98А – терморезисторным датчиком температуры T_σ^* ; ИКД-27Да – индуктивным датчиком давления окружающей среды P_H .

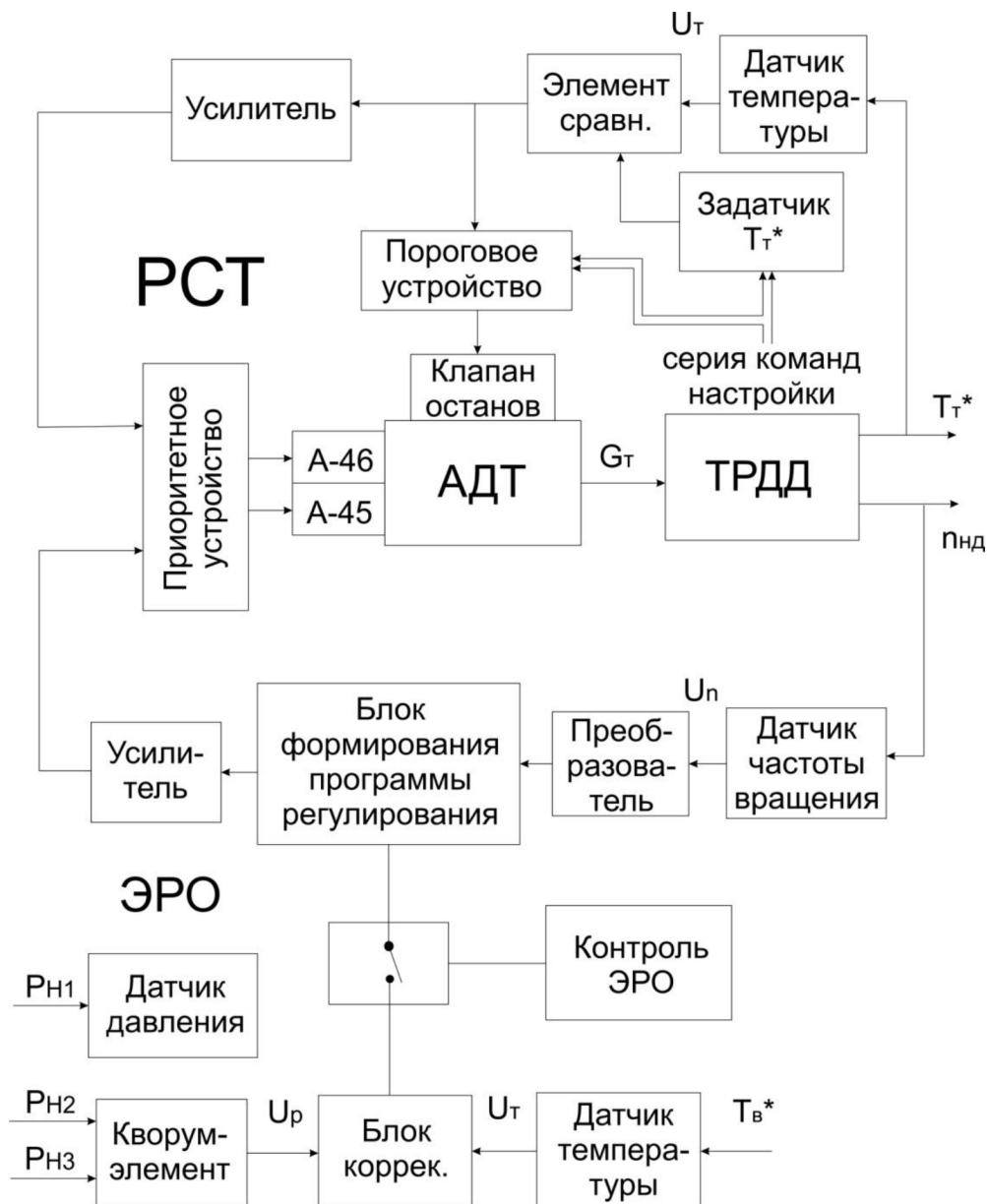


Рисунок 1.10 – Блок схема ЭСУД ТРДД

Сигнал с выхода датчика ДС-41 (см. рис. 1.10) поступает в преобразователь, который выдает в блок формирования программы регулирования напряжение, пропорциональное частоте вращения $n_{\text{ДД}}$. В блок формирования программы регулирования поступает также сигнал с блока коррекции, на вход которого подается напряжение, пропорциональное $T_{\text{г}}^*$ и $P_{\text{н}}$. Причем сигнал $P_{\text{н}}$ подается с кворум-элемента, который выдает напряжение по двум близким из трех сигналов с датчиков ИКД-27Да, установленных на трех двигателях. Тумблер «Контроль ЭРО» служит для проверки нормального функционирования электронного регулятора перед полетом. Сигнал в виде изменения напряжения, соответствующего заданному значению $G_{\text{т}}$, подается с выхода блока формирования программы в выходной усилитель ЭРО.

ЭДС термопар Т-93 (8 датчиков, включенных параллельно) сравнивается с заданным значением, соответствующим $T_{\text{т зап}}^*$, $T_{\text{т вкл}}^*$, $T_{\text{т мп}}^*$, и сигнал рассогласования, предварительно усиленный, подается в выходной усилитель РСТ. Напряжение с выхода РСТ сравнивается с напряжением ЭРО и сигнал, соответствующий меньшему расходу топлива $G_{\text{т}}$, проходит в блок управления клапанами МКТ-158 (А45), МКТ-159 (А46). Эти клапаны управляют давлением в рабочей полости сервомотора дозирующей иглы АДТ. Если в процессе запуска и на режиме обратной тяги температура газов превышает значение $T_{\text{т}}^*$ выше настройки на 13...27°C в течение 0,7...1,3 с, срабатывает пороговое устройство и выдает сигнал на останов двигателя.

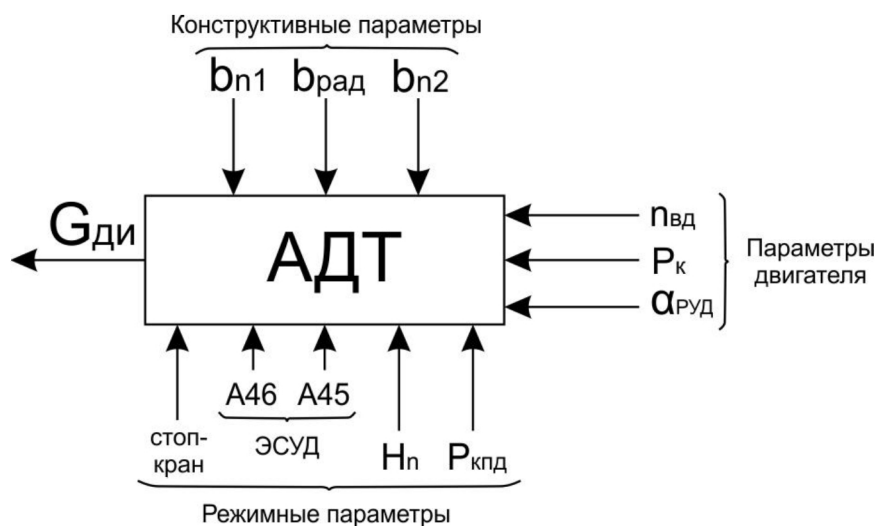


Рисунок 1.11 – Блок моделирования агрегата дозирования топлива

ГЛАВА 2. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ САУ ТРДД В СРЕДЕ ПРОГРАММИРОВАНИЯ SIMULINK

2.1 Общее описание методики моделирования двигателя

В общем случае моделируется следующая модель работы двигателя: входной воздух за вентилятором делится на два потока: внутренний G_{B1} и внешний G_{B2} . Внутренний поток сжимается компрессорами низкого и высокого давления и поступает в камеру сгорания, куда подаётся топливо G_T . Камера сгорания моделируется уравнением теплового баланса. Энергия, полученная от сгорания топлива в камере сгорания, частично срабатывается на турбине высокого давления, частично на турбине низкого давления и идёт на вращение роторов. В камере смешения смешиваются поток газа на выходе из турбины низкого давления и внешний поток воздуха, создавая давление, температуру и расход газа на входе в сопло.

Этапы технологии разработки аналитической модели газогенератора осуществляется в несколько этапов путем усложнения алгоритмов и расширения возможностей разрабатываемой модели.

Для реализации возможности воспроизводить переходные процессы в двигателе в полном объёме рабочих режимов (малый газ-взлётный) моделируются характеристики вентилятора, компрессора низкого и высокого давления во всем диапазоне частот низкого и высокого давления. В результате этого процесса получают числовые значения параметров на всех режимах, в том числе на малом газу.

Модель включает в себя две методики воспроизведения динамики процессов в газогенераторе. Часть модели использует принцип кусочно-линейной аппроксимации дроссельных характеристик, а другая часть является полноразмерной.

2.2 Технология математического моделирования ТРДД на режиме запуска

Работа модели запуска основана на задании начальных параметров всех узлов (Вентилятор, КНД, КВД, Камера сгорания, ТВД, ТНД, камера смешения и сопло) и постепенному выходу модели на режим земного малого газа [4].

Расчет первоначального значения оборотов низкого давления $n_{нд}$ основывается на разнице между крутящими моментами турбины и компрессора низкого давления. Рассчитывается угловая частота вращения ротора низкого давления по формуле:

$$\omega = \frac{M}{I} = \frac{M_{ТНД} - M_{КНД}}{(2\pi/60) \cdot I}, \quad (2.2.1)$$

Далее значение сигнала проходит через интегратор, на выходе получают обороты низкого давления в «об/мин».

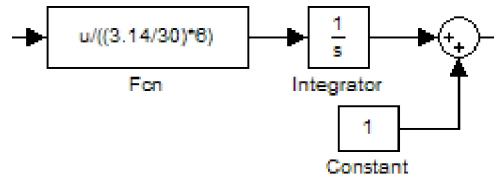


Рисунок 2.2.1 – Интегрирование угловой частоты вращения

Для задания начального воздействия в первоначальный момент времени сигнал после интегратора складывается с константой равной 1.

В каждом блоке соответствующего узла рассчитываются типовые параметры: p, T, N, M, π .

Соответствующее в определенный момент времени значение π_B определяется по экспериментальной зависимости в зависимости от текущего значения $n_{НД}$ и значений, соответствующих режиму МГ: $n_{НД.МГ}$ и $\pi_{В.МГ}$.

$$\left(\frac{n_{мек}}{n_{МГ}} \right)^{2,6} = \frac{\pi_{В.мек} - 1}{\pi_{В.МГ} - 1}. \quad (2.2.2)$$

Аналогично рассчитываются значения $\pi_{КНД.мек}$ и $\pi_{КВД.мек}$.

Текущий расход воздуха рассчитывается по формуле:

$$\left(\frac{n_{мек}}{n_{МГ}} \right)^{1,1} = \frac{G_{В.мек}}{G_{В.МГ}}. \quad (2.2.3)$$

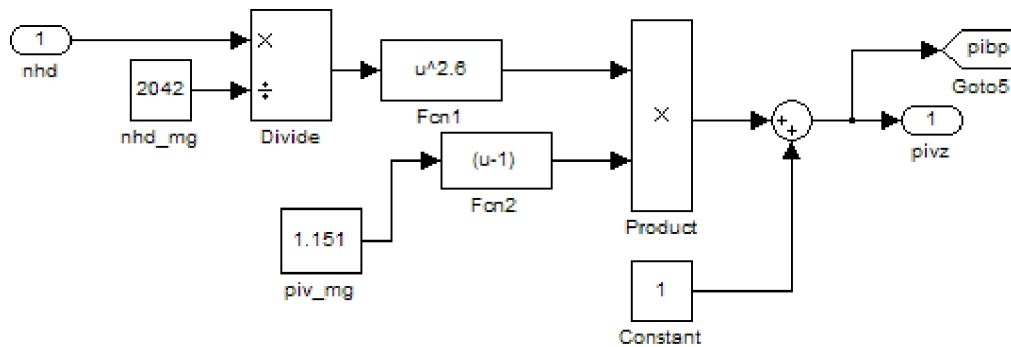


Рисунок 2.2.2 – Пример расчета значения степени повышения давления в вентиляторе

Мощность ротора НД рассчитывается по формуле:

$$N_{\text{КНД}} = N_B + N_K. \quad (2.2.4)$$

Значения соответствующих мощностей находятся по зависимости типа:

$$\left(\frac{n_{\text{мек}}}{n_{\text{МГ}}} \right)^{3,5} = \frac{N_{B.\text{мек}}}{N_{B.\text{МГ}}}. \quad (2.2.5)$$

По данному значению мощности определяется крутящий момент:

$$M_B = \frac{N_B \cdot 716,2}{n_{\text{ВД}}}. \quad (2.2.6)$$

Крутящий момент ротора НД представляет собой сумму:

$$M_{\text{КНД}} = M_B + M_K. \quad (2.2.7)$$

Температура воздуха в компрессоре низкого давления на каждом участке определяется по зависимости:

$$T_B = T_{\text{вх}} + \frac{N_B}{G_B \cdot 5,674 \cdot C_p}, \quad (2.2.8)$$

$$T_{\text{КНД}} = T_B + \frac{N_{\text{КНД}}}{G_{\text{КНД}} \cdot 5,674 \cdot C_p}. \quad (2.2.9)$$

Расход воздуха через второй контур определяется как разница между общим расходом на входе в вентилятор и расходом на выходе из компрессора низкого давления:

$$G_{ВН} = G_{вх} + G_{КНД} . \quad (2.2.10)$$

Давление в компрессоре низкого давления определяется как произведение:

$$P_{КНД} = P_{ВХ} \cdot \pi_{КНД} . \quad (2.2.11)$$

Давление во втором контуре:

$$P_{ВН} = P_{ВХ} \cdot \pi_{В} . \quad (2.2.12)$$

Расчет оборотов высокого давления основывается на крутящем моменте стартера.

Первоначальный момент стартера снимается с характеристики по текущим оборотам высокого давления. Характеристика построена таким образом, чтобы при нулевом значении оборотов высокого давления, все равно вырабатывался начальный крутящий момент стартера.

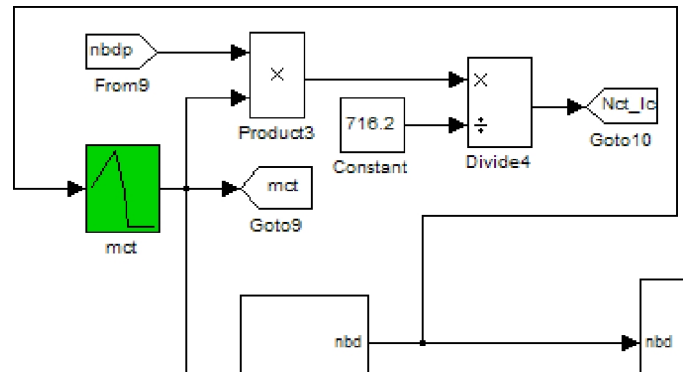


Рисунок 2.2.3 – Расчет мощности и крутящего момента стартера

Мощность стартера рассчитывается по формуле:

$$N_{cm} = \frac{M_{cm} \cdot n_{ВД}}{716,2} . \quad (2.2.13)$$

В блоке компрессора высокого давления рассчитывается угловая частота вращения ротора высокого давления по формуле:

$$\omega = \frac{M_{ТВД} - M_{КВД}}{(2\pi/60) \cdot I} . \quad (2.2.14)$$

Далее путем интегрирования получаем текущие обороты ротора высокого давления.

Аналогично ротору низкого давления рассчитываются все остальные параметры по формулам:

$$\pi_{KBД.мек} = \left(\frac{n_{мек}}{n_{МГ}} \right)^{2,6} \cdot (\pi_{KBД.МГ} - 1) + 1, \quad (2.2.15)$$

$$G_{KBД.мек} = \left(\frac{n_{мек}}{n_{МГ}} \right)^{1,1} \cdot G_{KBД.МГ}, \quad (2.2.16)$$

$$N_{KBД.мек} = \left(\frac{n_{мек}}{n_{МГ}} \right)^{3,5} \cdot N_{KBД.МГ}, \quad (2.2.17)$$

$$T_{KBД} = T_{КНД} + \frac{N_{KBД}}{G_{KBД} \cdot 5,674 \cdot C_p}. \quad (2.2.18)$$

Расход воздуха на входе в камеру сгорания определяется с учетом отбора воздуха на охлаждение рабочего колеса турбины по формуле:

$$G_{B.КС} = G_{KBД.мек} - 0,0173 \cdot G_{KBД.мек}. \quad (2.2.19)$$

Расход топлива в камеру сгорания подается с учетом характеристики по времени, с течением времени запуска увеличивается подача топлива.

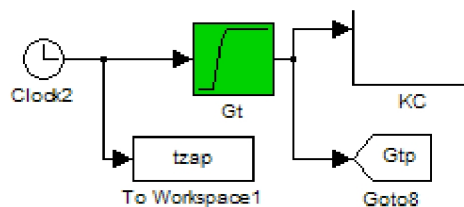


Рисунок 2.2.4 – Задание расхода топлива

Расход газа в камере сгорания определяется как сумма расхода воздуха на выходе из компрессора высокого давления и расхода топлива:

$$G_{K.C.} = G_B + \frac{G_T}{3600}. \quad (2.2.20)$$

Температура газов перед турбиной определяется интегрированием производной по температуре, которая выражается из формул:

$$q_T = \frac{c_{p,z}^{T_\Gamma^*} T_\Gamma^* - c_p^{T_K^*} T_K^* - c_{p,z}^{T_0} T_0 + c_p^{T_0} T_0}{H_u \cdot \eta_\Gamma - c_{p,z}^{T_\Gamma^*} T_\Gamma^* + c_{p,z}^{T_0} T_0 + c_{p,T}^{T_T} T_T - c_{p,T}^{T_0} T_0}. \quad (2.2.21)$$

Производная по давлению воздуха в компрессоре высокого давления определяется по формуле:

$$\Delta \dot{p}_{КВД} = \frac{r_B}{V_{KC}} \cdot T_{КВД} \cdot (G_{\Gamma.KC} - G_{ex.TВД}). \quad (2.2.22)$$

Давление рассчитывается как сумма давления на входе в двигатель и проинтегрированного изменения давления в компрессоре высокого давления:

$$p_{КВД} = p_{BX} + \Delta p_{КВД}. \quad (2.2.23)$$

В этом же блоке рассчитывается степень повышения давления в компрессоре:

$$\pi_K = \frac{p_{КВД}}{p_{BX}}. \quad (2.2.24)$$

Чтобы определить давление за камерой сгорания, необходимо знать коэффициент восстановления полного давления, он снимается с характеристики по текущему значению оборотов высокого давления:

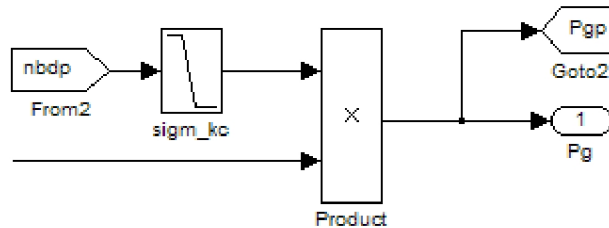


Рисунок 2.2.5 – Определение давления за камерой сгорания

Давление на выходе из камеры сгорания определяется по формуле:

$$p_\Gamma = \sigma_{KC} \cdot p_{КВД}. \quad (2.2.25)$$

Расход газа на входе в турбину высокого давления определяется по формуле:

$$G_{BX.TВД} = \frac{A_{ТВД} \cdot p_\Gamma \cdot 10^5}{R_\Gamma \cdot \sqrt{T_\Gamma^*}}, \quad (2.2.26)$$

где $A_{ТВД}$ - пропускная способность турбины высокого давления, снимается с характеристики по $\pi_{ТВД}$.

$\pi_{ТВД}$ рассчитывается по давлениям p_{Γ} и $p_{ТВД}$:

$$\pi_{ТВД} = \frac{p_{\Gamma}}{p_{ТВД}}. \quad (2.2.27)$$

Расход воздуха на выходе из турбины высокого давления находится как сумма расхода на входе в турбину и расхода через охлаждающие каналы:

$$G_{ВЫХ.ТВД} = G_{ВХ.ТВД} + G_{ОХЛ.ПК}. \quad (2.2.28)$$

Температура в турбине высокого давления рассчитывается по формуле:

$$T_{ТВД} = T_{ВХ} \left[1 - \eta_{ТВД} \cdot \left(1 - \left(\frac{1}{\pi_{ТВД}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right) \right]. \quad (2.2.29)$$

$\eta_{ТВД}$ также снимается с характеристики по текущему значению $\pi_{ТВД}$.

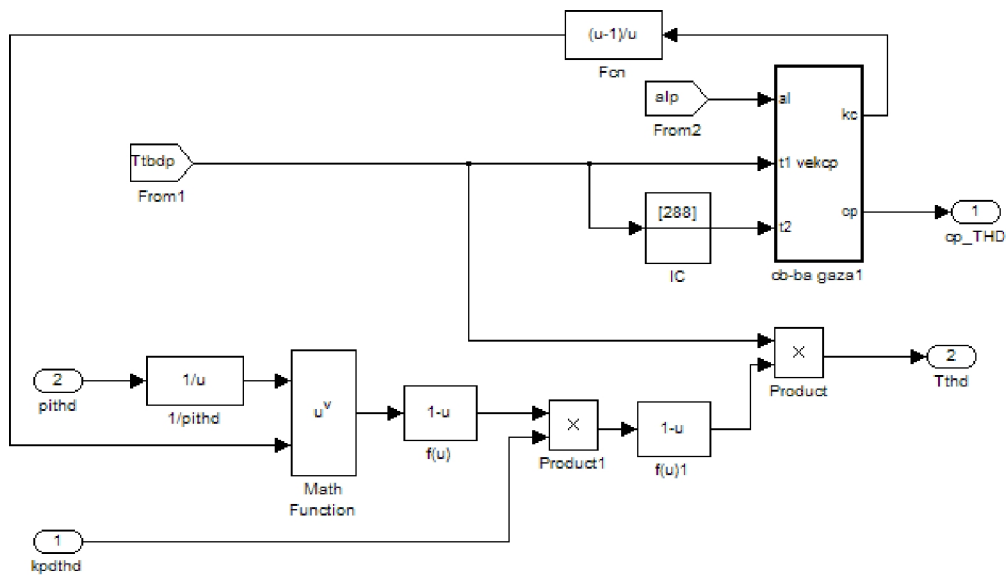


Рисунок 2.2.6 – Подсистема расчета температуры турбины низкого давления

Мощность турбины высокого давления определяется по формуле:

$$N_{ТВД} = 5,69 \cdot \eta_{мех.ТВД} \cdot G_{вых.ТВД} \cdot c_{p.ТВД} \cdot (T_{\Gamma}^* - T_{ТВД}^*). \quad (2.2.30)$$

В свою очередь, крутящий момент равен:

$$M_{ТВД} = \frac{716,2 \cdot N_{ТВД}}{n_{ВД}}. \quad (2.2.31)$$

Производная давлению в турбине высокого давления рассчитывается по формуле:

$$\Delta \dot{p}_{ТВД} = \frac{r_{\Gamma}}{V_{ТВД-ТНД}} \cdot T_{ТВД} \cdot (G_{\text{вых.ТВД}} - G_{\text{вх.ТНД}}). \quad (2.2.32)$$

Давление рассчитывается как сумма давления на входе в двигатель и проинтегрированного изменения давления в турбине высокого давления:

$$p_{ТВД} = p_{ВХ} + \Delta p_{ТВД}. \quad (2.2.33)$$

Расчет параметров в турбине низкого давления ведется аналогично турбине высокого давления.

Расход газа на входе в турбину низкого давления определяется по формуле:

$$G_{\text{вх.ТНД}} = \frac{A_{\text{ТНД}} \cdot p_{ТВД} \cdot 10^5}{R_{\Gamma} \cdot \sqrt{T_{ТВД}^*}}, \quad (2.2.34)$$

где $A_{\text{ТНД}}$ - пропускная способность турбины низкого давления, снимается с характеристики по $\pi_{\text{ТНД}}$.

$\pi_{\text{ТНД}}$ рассчитывается по давлениям $p_{\text{ТНД}}$ и $p_{ТВД}$:

$$\pi_{\text{ТНД}} = \frac{p_{ТВД}}{p_{\text{ТНД}}}. \quad (2.2.35)$$

Температура в турбине низкого давления рассчитывается по формуле:

$$T_{\text{ТНД}} = T_{ТВД} \left[1 - \eta_{\text{ТНД}} \cdot \left(1 - \left(\frac{1}{\pi_{\text{ТНД}}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right) \right]. \quad (2.2.36)$$

$\eta_{\text{ТНД}}$ также снимается с характеристики по текущему значению $\pi_{\text{ТНД}}$.

Мощность турбины низкого давления определяется по формуле:

$$N_{ТНД} = 5,69 \cdot \eta_{мех.ТНД} \cdot G_{вых.ТНД} \cdot c_{p.ТНД} \cdot (T_{ТВД}^* - T_{ТНД}^*). \quad (2.2.37)$$

В свою очередь, крутящий момент равен:

$$M_{ТНД} = \frac{716,2 \cdot N_{ТНД}}{n_{НД}}. \quad (2.2.38)$$

Давление в турбине низкого давления снимается с характеристики по оборотам низкого давления.

В блоке камеры смешения происходит вычисление значения давления и температуры, а также расход газа через камеру смешения.

Температура определяется по формуле:

$$T_{CM} = \frac{G_{ВЫХ.ТНД} \cdot c_{p.T_r} \cdot T_{ТНД} + G_{ВЛ} \cdot c_p \cdot T_{ВЛ}}{G_{ВЫХ.ТНД} \cdot c_{p.T_r} + G_{ВЛ} \cdot c_p}. \quad (2.2.39)$$

Давление в камере смешения определяется по формуле:

$$p_{CM} = \sigma_{KC} \cdot p_{ВЛ}, \quad (2.2.40)$$

где σ_{KC} находится с характеристики по расходу воздуха через второй контур $G_{ВЛ}$.

Расход газа через камеру смешения находится как сумма расхода газа на выходе и расхода воздуха через второй контур:

$$G_{CM} = G_{ВЫХ.ТНД} \cdot G_{ВЛ}. \quad (2.2.41)$$

Тяга сопла рассчитывается по формуле:

$$R_c = G_c \cdot V_c, \quad (2.2.42)$$

а расход газа через сопло по общей формуле:

$$G_c = \frac{m_z \cdot P_{CM} \cdot F_c \cdot q(\lambda)}{\sqrt{T_{CM}^*}}. \quad (2.2.43)$$

2.3 Технология математического моделирования ТРДД на основном режиме работы двигателя

Работа модели мг-максимал, также как и модели запуска, основана на задании параметров всех узлов (Вентилятор, КНД, КВД, Камера сгорания, ТВД, ТНД, камера смешения и сопло), только теперь модель имитирует выход двигателя на режимы от малого газа до максимала.

Расчет значений оборотов низкого ($n_{НД}$) и высокого ($n_{ВД}$) давлений основывается на разнице между крутящими моментами турбины и компрессора НД и ВД соответственно. В блоке производных (рис. 2.3.1) рассчитываются угловые частоты вращения роторов НД и ВД по формулам:

$$\omega_{НД} = \frac{M}{I_{НД}} = \frac{M_{ТНД} - M_{КНД}}{(2\pi/60) \cdot I_{НД}},$$

$$\omega_{ВД} = \frac{M}{I_{ВД}} = \frac{M_{ТВД} - M_{КВД}}{(2\pi/60) \cdot I_{ВД}}.$$

Далее значения сигналов проходят через соответствующие интеграторы, и на выходе мы получаем обороты НД и ВД в «об/мин».

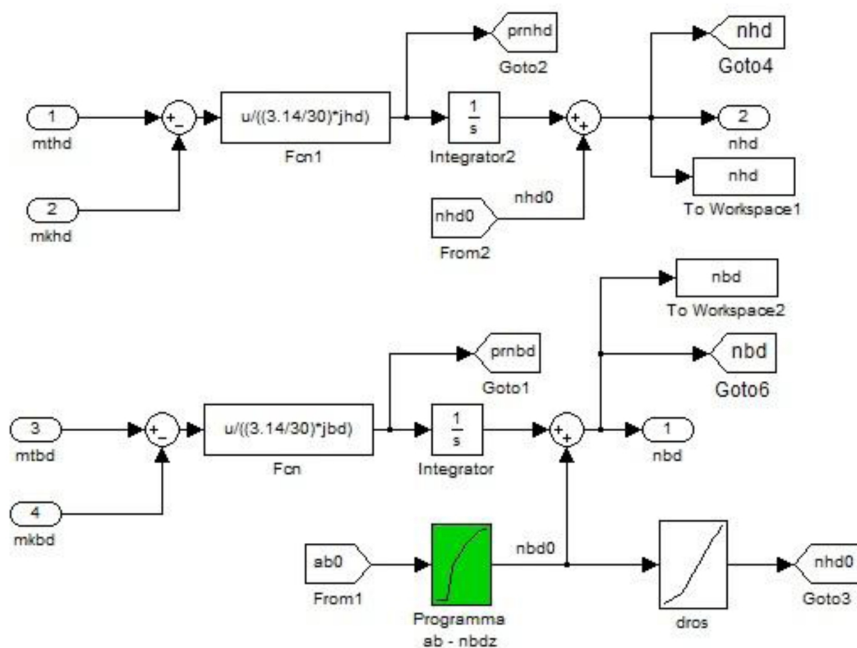


Рисунок 2.3.1 - Блок производных. Интегрирование угловых частот вращения роторов НД и ВД. Расчет значений оборотов НД и ВД

Для задания начальных воздействий в первоначальные моменты времени сигналы после интеграторов складываются с начальными значениями, взятыми с известных дроссельных характеристик.

В каждом блоке соответствующего узла рассчитываются типовые параметры: p, T, N, M, π .

2.3.1 Блок – Вентилятор

Соответствующее в определенный момент времени значение степени повышения давления в вентиляторе ($\pi_{ВП}^*$) определяется как отношение давления на выходе из вентилятора ($P_{ВП}^*$) к заданному давлению на входе в двигатель ($P_{ВХ}^*$):

$$\pi_{ВП}^* = \frac{P_{ВП}^*}{P_{ВХ}^*}.$$

В свою очередь $P_{ВП}^*$ определяется как отношение давления в камере смешения ($P_{СМ}^*$) к коэффициенту восстановления полного давления в вентиляторе ($\sigma_{ВП}$) снятого с совместной характеристики этого коэффициента и оборотов НД:

$$P_{ВП}^* = \frac{P_{СМ}^*}{\sigma_{ВП}}.$$

Далее строится совместная характеристика $n_{НД}$ и $\pi_{ВП}^*$ из которой находится приведенное значение расхода воздуха на входе в двигатель ($G_{ВХ.ПР}$), а также граничные значения этого приведенного расхода ($G_{ВХ.ПР.ГРАН}$) и степени повышения давления в вентиляторе ($\pi_{ВП.ГРАН}^*$). Используя найденные значения и $\pi_{ВП}^*$ находится коэффициент запаса устойчивости для вентилятора:

$$\Delta K_{У.ВП} = \left(\frac{G_{ВХ.ПР} \cdot \pi_{ВП.ГРАН}^*}{G_{ВХ.ПР.ГРАН} \cdot \pi_{ВП}^*} - 1 \right) \cdot 100.$$

Одновременно строится еще одна совместная характеристика, только теперь $n_{НД}$ и $G_{ВХ.ПР}$, из которой находится КПД вентилятора ($\eta_{ВП}^*$).

Температура рабочего тела на выходе из вентилятора ($T_{ВП}^*$) определяется по формуле:

$$T_{ВП}^* = T_{ВХ}^* \left(1 + \frac{\left(\pi_{ВП}^* \right)^{\frac{k_{ВП}-1}{k_{ВП}}} - 1}{\eta_{ВП}^*} \right),$$

где T_{BX}^* - заданная температура на входе в двигатель.

Так как свойства воздуха при прохождении по тракту двигателя меняются, то для определения T_{BII}^* используется подсистема с обратной связью (рис. 2.3.2), в которой для определения $c_{p,BII}$ и k_{BII} строится совместная характеристика начального значения температуры вентилятора (T_{BII0}^*) и T_{BX}^* . В свою очередь значение T_{BII0}^* берется из совместной характеристики n_{HD} и T_{BII}^* .

Мощность вентилятора в л.с. определяется по формуле:

$$N_{BII} = (T_{BII}^* - T_{BX}^*) \cdot G_{BX} \cdot c_{p,BII} \cdot 5,693.$$

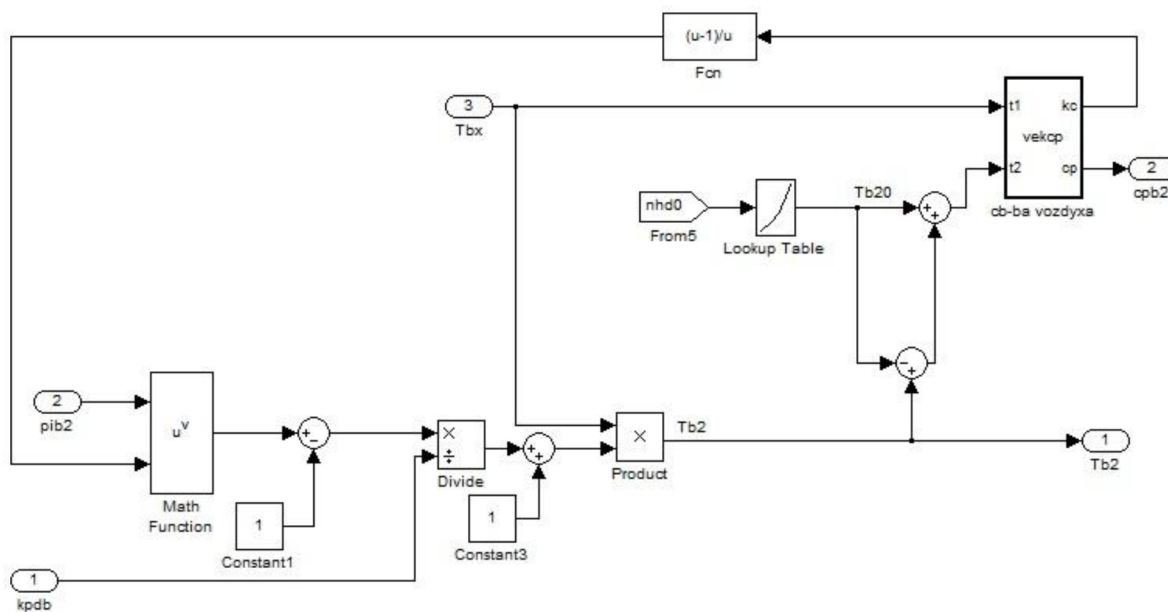


Рисунок 2.3.2 - Подсистема расчета температуры на выходе из вентилятора

2.3.2 Блок – Компрессор низкого давления (КНД)

Аналогично блоку вентилятора строятся характеристики КНД зависящие от n_{HD} и $G_{BX,IP}$, откуда находятся значения $G_{BX,IP,ГРАН}$, $\pi_{КНД}^*$, $\pi_{КНД,ГРАН}^*$, $\eta_{КНД}^*$. Находится коэффициент запаса устойчивости КНД:

$$\Delta K_{y,КНД} = \left(\frac{G_{BX,IP} \cdot \pi_{КНД,ГРАН}^*}{G_{BX,IP,ГРАН} \cdot \pi_{КНД}^*} - 1 \right) \cdot 100.$$

Температура рабочего тела на выходе из КНД:

$$T_{КНД}^* = T_{ВХ}^* \left(1 + \frac{\left(\pi_{КНД}^* \right)^{\frac{k_{КНД}-1}{k_{КНД}}} - 1}{\eta_{КНД}^*} \right).$$

Как и для вентилятора расчет температуры ведется с помощью подсистемы с обратной связью.

Давление на выходе из КНД находится как произведение $\pi_{КНД}^*$ и $P_{ВХ}^*$:

$$P_{КНД}^* = P_{ВХ}^* \cdot \pi_{КНД}^*.$$

Соответственно мощность в л.с.:

$$N_{КНД} = (T_{КНД}^* - T_{ВН}^*) \cdot G_{КНД}^{ВЫХ} \cdot c_{p,КНД} \cdot 5,693 + N_{ВН}.$$

$G_{КНД}^{ВЫХ}$ (он же $G_{КВД}^{ВХ}$) берется из расчета узла КВД.

Производится расчет крутящего момента:

$$M_{КВД} = \frac{n_{ВД}}{N_{КНД} \cdot 716,2}.$$

2.3.3 Блок – Компрессор высокого давления (КВД)

Большинство расчетов аналогичны блокам вентилятора и КНД:

$$\pi_{КВД}^* = \frac{P_{КВД}^*}{P_{КНД}^*};$$

$$\Delta K_{у.КВД} = \left(\frac{G_{КВД} \cdot \pi_{КВД,ГРАН}^*}{G_{КВД,ГРАН} \cdot \pi_{КВД}^*} - 1 \right) \cdot 100;$$

$$T_{КВД}^* = T_{КНД}^* \left(1 + \frac{\left(\pi_{КВД}^* \right)^{\frac{k_{КВД}-1}{k_{КВД}}} - 1}{\eta_{КВД}^*} \right);$$

$$N_{КВД} = (T_{КВД}^* - T_{КНД}^*) \cdot G_{КВД}^{ВХ} \cdot c_{p,КВД} \cdot 5,693;$$

$$M_{КВД} = \frac{n_{ВД}}{N_{КВД} \cdot 716,2}.$$

Для нахождения характеристик КВД требуется приведенная частота вращения ротора ВД, которая находится по формуле:

$$n_{ВД.ПР} = n_{ВД} \sqrt{\frac{288,15}{T_{КНД}^*}}.$$

На рис. 2.3.3 представлена схема для определения приведенной частоты вращения ротора ВД.

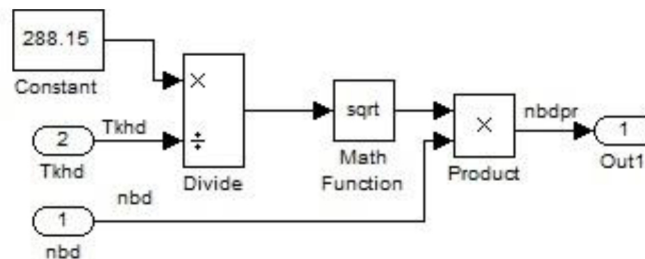


Рисунок 2.3.3 - Определение приведенной частоты вращения ротора ВД

$$G_{КВД}^{БЫХ} = G_{КВД}^{ВХ} = G_{КВД} \cdot \frac{P_{КНД}^*}{1,0332} \sqrt{\frac{288,15}{T_{КНД}^*}}$$

Расход воздуха на выходе из КВД (схема представлена на рис. 2.3.4):

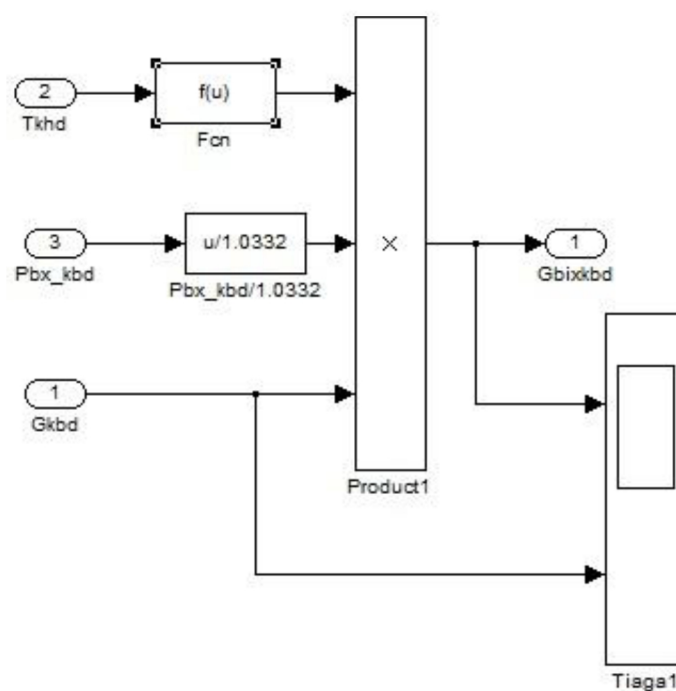


Рисунок 2.3.4 - Схема расчета расхода воздуха на выходе из КВД

Для нахождения $P_{КВД}^*$ используется блок для вычисления начального значения ($\dot{P}_{КВД}^*$) с последующей его интеграцией (рис. 2.3.5). Значение $P_{КВД0}$ берется из известной характеристики $n_{нд}$ и $P_{КВД}^*$. Расчеты ведутся по формулам:

$$G_{ОХЛ.ПК.Т} = G_{КВД}^{БЫХ} \cdot 0,0173 ;$$

$$G_{Б.КС} = G_{КВД}^{БЫХ} - G_{ОХЛ.ПК.Т} ;$$

$$G_T = \frac{G_T}{3600} + G_{Б.КС} ;$$

$$\dot{P}_{КВД}^* = \frac{2927}{20000} \cdot T_{КВД}^* \cdot (G_T - G_{ТВД}^{БХ}) .$$

Расход топлива (G_T) и расход воздуха на входе в ТВД ($G_{ТВД}^{БХ}$) берутся из блоков регулятора и турбины высокого давления соответственно.

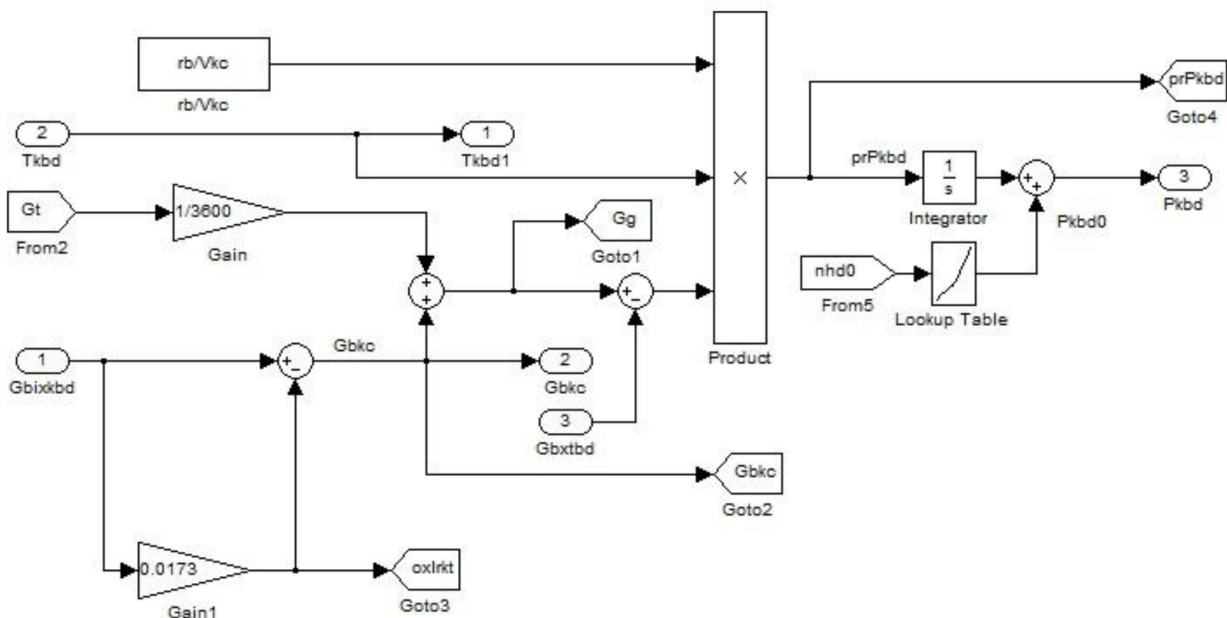


Рисунок 2.3.5 - Блок вычисления давления на выходе из КВД

2.3.4 Блок – Камера сгорания

Вычисляется давление в КС:

$$P_T^* = P_{КВД}^* \cdot \sigma_{КС} ,$$

где $\sigma_{КС}$ - коэффициент восстановления полного давления в КС.

Расход топливовоздушной смеси в КС:

$$G_{КС} = \frac{G_B + G_T}{3600} .$$

Температура на выходе из КС (T_{Γ}^*) рассчитывается при помощи обратной связи с интегрированием величины $\dot{T}_{\Gamma}^*$ и последующим ее сложением с начальным значением ($T_{\Gamma 0}^*$), взятым из известной характеристики КС. Формулы для расчета:

$$\dot{T}_{\Gamma}^* = \frac{\left(G_B \cdot c_p + (H_U \cdot \eta_{\Gamma} + 105,73) \cdot \frac{G_T}{3600} - G_B \cdot c_{pz} - \frac{G_T}{3600} \cdot N_{Tz} \right)}{c_v} \cdot \frac{T_{\Gamma}^* \cdot R_1}{P_B^* \cdot v_{KC}};$$

$$R_1 = \frac{\left(1 - \frac{G_T \cdot L_0}{G_B \cdot 3600} \right) \cdot R_B + \frac{G_T \cdot (L_0 + 1)}{G_B \cdot 3600} \cdot R_{\Gamma}}{\left(\frac{G_T}{G_B \cdot 3600} + 1 \right)}.$$

Величины H_U , η_{Γ} , c_p , c_{pz} , c_v , N_{Tz} и v_{KC} постоянны и выбираются в зависимости от типа топлива, параметров воздушной среды и газовой смеси. Расход топлива (G_T) берется из блока регулятора.

2.3.5 Блок – Турбина высокого давления (ТВД)

Определяется степень понижения давления в турбине ВД:

$$\pi_{ТВД}^* = \frac{P_{\Gamma}^*}{P_{ТВД}^*}.$$

$P_{ТВД}^*$ определяется с помощью обратной связи путем интегрирования величины $\dot{P}_{ТВД}^*$ и последующим сложением с начальным значением давления ($P_{ТВД 0}$), взятым с известной характеристики ТВД:

$$\dot{P}_{ТВД}^* = \frac{2933}{50000} \cdot T_{ТВД}^* \cdot (G_{ТВД}^{ВЫХ} - G_{ТНД}^{ВХ}).$$

Температура на выходе из турбины ВД ($T_{ТВД}^*$) рассчитывается по формуле:

$$T_{ТВД}^* = T_{ВХ.ПК}^* \left(1 - \left(1 - \frac{1}{\left(\pi_{ТВД}^* \right)^{\frac{k_{ТВД}-1}{k_{ТВД}}}} \right) \cdot \eta_{ТВД}^* \right),$$

для чего используется подсистема с обратной связью (рис. 6).

$\eta_{ТВД}^*$ определяется из известной дроссельной характеристики ТВД.

Расход воздуха на выходе из ТВД рассчитывается по формуле:

$$G_{ТВД}^{БЫХ} = G_{ТВД}^{ВХ} + G_{ОХЛ.РК.Г};$$

$$G_{ТВД}^{ВХ} = \frac{P_{Г}^* \cdot 1000000 \cdot A_{ТВД}}{2930 \cdot \sqrt{T_{Г}^*}}.$$

$A_{ТВД}$ также определяется из известной дроссельной характеристики ТВД.

Мощность и крутящий момент соответственно:

$$N_{ТВД} = (T_{Г}^* - T_{ТВД}^*) \cdot c_{рТВД} \cdot G_{ТВД}^{БЫХ} \cdot 5,69 \cdot 0,96;$$

$$M_{ТВД} = \frac{N_{ТВД} \cdot 716,2}{n_{ВД}}.$$

$n_{ВД}$ берется из блока производных.

2.3.6 Блок – Турбина низкого давления (ТНД)

По известной характеристике ТНД определяется значение давления на выходе из ТНД ($P_{ТНД}^*$) и находится степень понижения давления в ТНД:

$$\pi_{ТНД}^* = \frac{P_{ТВД}^*}{P_{ТНД}^*}.$$

Рассчитывается Эффективная скорость выхода потока из ТНД (рис. 2.3.8):

$$C_{\text{эф}} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} T_{ТВД}^* \frac{2933}{10} \left(1 - \frac{1}{\left(\pi_{ТНД}^* \right)^{\frac{k_{ТНД}-1}{k_{ТНД}}} } \right) \cdot \eta_{ТНД}^*}.$$

Значения $\pi_{ТНД}^*$ и $\eta_{ТНД}^*$ берутся из соответствующих характеристик.

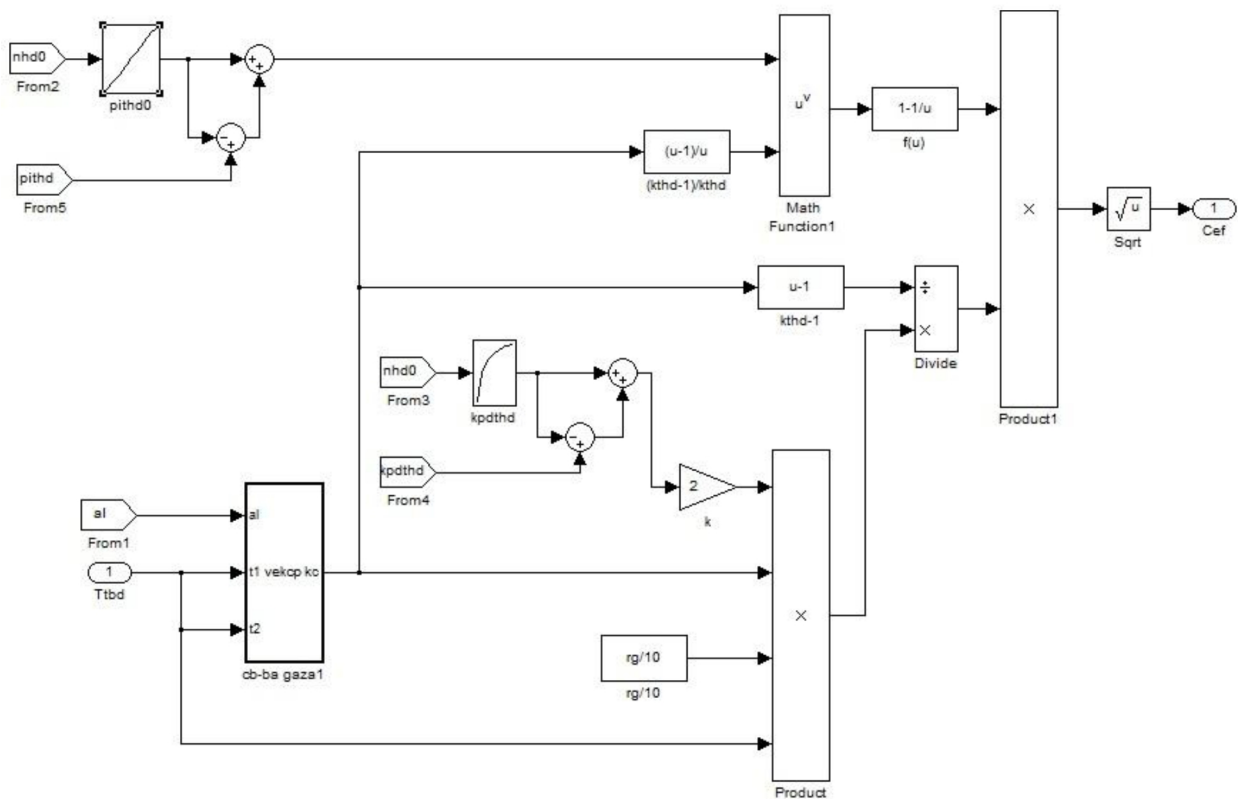


Рисунок 2.3.8 - Расчет эффективной скорости выхода потока из ТНД

Определение температуры на выходе из ТНД ведется аналогично блоку ТВД.

Формулы для расчетов:

$$T_{ТНД}^* = T_{ТВД}^* \left(1 - \left(1 - \frac{1}{\left(\pi_{ТНД}^* \right)^{\frac{k_{ТНД}-1}{k_{ТНД}}}} \cdot \eta_{ТНД}^* \right) \right);$$

$$G_{ТНД}^{ВЫХ} = G_{ТНД}^{ВХ} = \frac{P_{ТВД}^* \cdot 1000000 \cdot A_{ТНД}}{R_{г} \cdot \sqrt{T_{ТВД}^*}}.$$

Мощность ТНД в л.с.:

$$N_{ТНД} = (T_{ТВД}^* - T_{ТНД}^*) \cdot c_{pТНД} \cdot G_{ТНД}^{ВЫХ} \cdot 5,693 \cdot 0,995.$$

Крутящий момент:

$$M_{ТНД} = \frac{N_{ТНД} \cdot 716,2}{n_{НД}} . \text{по}$$

2.3.7 Блок – камера смешения и сопло

Определяется температура в камере смешения (рис. 2.3.9):

$$T_{CM}^* = \frac{G_{ТНД}^{ВЫХ} \cdot c_{p2} \cdot T_{ТНД}^* + G_{ВН} \cdot c_p \cdot T_{ВН}^*}{G_{ТНД}^{ВЫХ} \cdot c_{p2} + G_{ВН} \cdot c_p}.$$

Значение $G_{ВН}$ берется из блока КВД, $T_{ВН}^*$ - из блока вентилятора.

Значения c_p и c_{p2} рассчитываются исходя из свойств газа и воздуха.

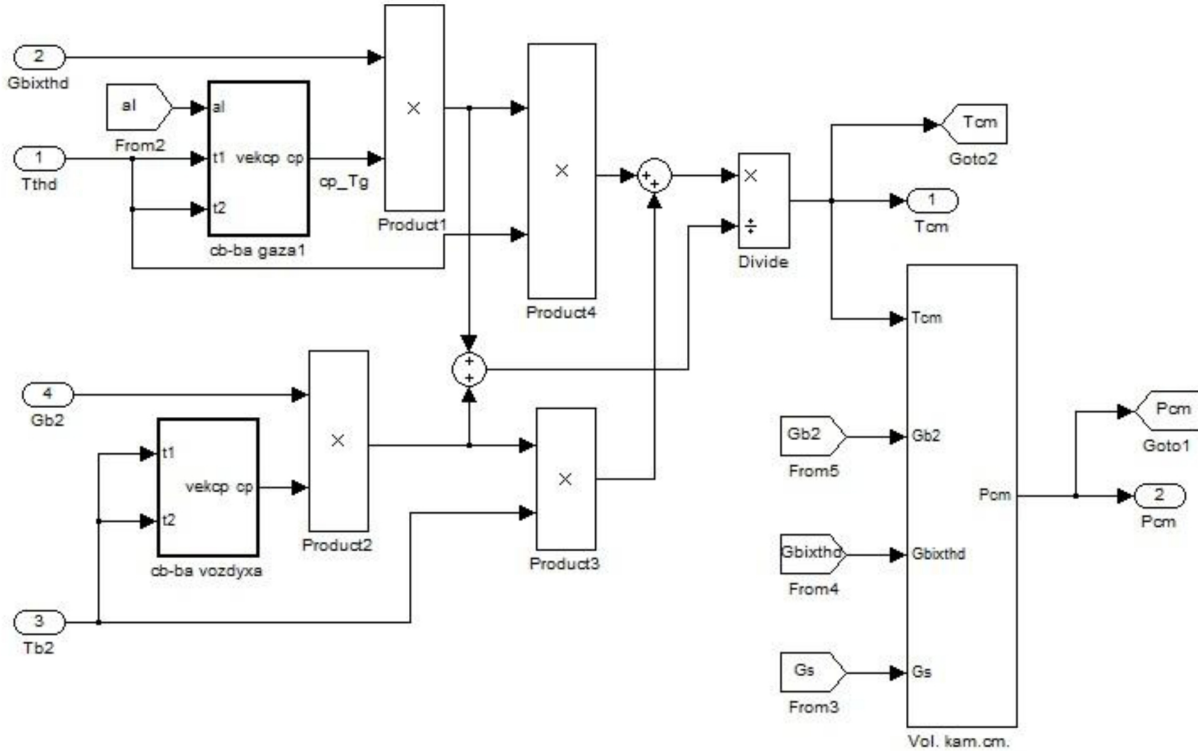


Рисунок 2.3.9 - Блок камеры смешения

Для расчета давления в камере смешения (P_{CM}^*) определяется значение $P_{CM.ПР}^*$ по формулам:

$$P_{CM.ПР}^* = \frac{2933}{100000} \cdot T_{CM}^* \cdot (G_{CM} - G_C);$$

$$G_{CM} = G_{ТНД}^{ВЫХ} + G_{ВН}.$$

Далее найденное значение интегрируется и складывается с начальным значением давления (P_{CM0}). В результате имеем полное давление в камере смешения.

Тяга сопла определяется как произведение скорости истечения из сопла и расхода газа через сопло:

$$R_C = G_C \cdot V_C.$$

Расход газа через сопло при заданных параметрах определяется по пропускной способности:

$$G_C = \frac{\mu_c \cdot q(\lambda_{C.KP}) \cdot P_{CM} \cdot F_C \cdot R_F}{\sqrt{T_{CM}}}$$

2.4 Технология математического моделирования агрегатов САУ ТРДД

Вначале дается вывод уравнений агрегата дозировки топлива АДТ-86, как основного узла системы управления двигателя [5].

2.4.1 Уравнение центробежного чувствительного элемента

При выводе уравнения чувствительного элемента 1 (см. рис. 1.1) предполагается, что инерционные силы центробежных грузчиков малы, трения в подвижных элементах отсутствует, отклонение центра тяжести грузчиков от оси вращения при изменении частоты вращения пренебрежимо мало, гидродинамические силы малы по сравнению с силой от перепада давления на заслонке. С учетом принятых допущений уравнение баланса сил, действующих на шток чувствительного элемента, запишется в виде

$$N_{цб} - N_{пру} = 0, \quad (6.1)$$

где

$$N_{цб} = 2\alpha m_{грц} r \omega^2 \quad (6.2)$$

– осевая составляющая центробежных сил грузчиков;

$$N_{пру} = \gamma_{пру} (z_{ш} + \beta \alpha_{РУД}) \quad (6.3)$$

- сила противодействия пружины; $m_{грц}$ - приведенная к центру тяжести масса грузчиков; r - расстояние центра тяжести грузчиков от оси вращения; $\omega = \pi n_{ВД} / 30$ - - угловая частота вращения; $n_{ВД}$ - частота вращения ротора ВД двигателя; α - коэффициент приведения центробежной силы грузчиков к ее осевой составляющей; $\gamma_{пру}$ - жесткость пружины 1; $z_{ш}$ - координата штока 3; β - коэффициент, связывающий угол поворота рычага управления двигателем $\alpha_{РУД}$ с перемещением основания пружины 1.

Преобразуя уравнение (1) с учетом выражения для частоты вращения ротора ВД, получим

$$z_y = k_1 n_{BD}^2 - \beta \alpha_{PYD}, \quad (6.4)$$

где $k_1 = \pi^2 \alpha m_{\text{пру}} r / 450$.

2.4.2 Уравнение маятника центробежного чувствительного элемента

При выводе уравнения маятника предполагается, что инерционные силы и силы трения пренебрежимо малы.

Выходной координатой маятника является перемещение заслонки z_{cz} относительно сопла, а входной координатой - перемещение штока z_y . Тогда отклонение заслонки маятника определяется равенством

$$z_{cz} = k_2 z_y \quad (6.5)$$

где $k_2 = b_1 / b_2$ - коэффициент, зависящий от соотношения плеч b_1 и b_2 маятника; b_1 - длина маятника от точки крепления до штока; b_2 - общая длина маятника.

2.4.3 Уравнение расхода жидкости через сопло-заслонку центробежного чувствительного элемента

При выводе уравнения сопла-заслонки предполагается, что процесс истечения жидкости из сопла турбулентный, квазистационарный. С учетом принятых допущений составляется уравнение для расчета расхода жидкости через сопло-заслонку

$$G_{cz} = \mu_{cz} z_{cz} b_{cz} \sqrt{2\rho(p_m - p_{cl})}, \quad (6.6)$$

где G_{cz} - (здесь и в дальнейшем массовый расход жидкости) через сопло – заслонку; μ_{cz} - коэффициент расхода окна заслонки; b_{cz} - ширина окна заслонки; p_m - давление в канале на входе в окно заслонки; p_{cl} - давление в сливной полости АДТ; ρ - плотность жидкости (топлива).

2.4.4 Уравнение расхода жидкости через входной дроссельный пакет

При выводе уравнения входного дроссельного пакета (см. рис. 1.9) предполагается, что процесс истечения жидкости через пакет турбулентный, квазистационарный. С учетом

принятых допущений составляется уравнение для расчета расхода жидкости через входной дроссельный пакет

$$G_{\partial vx} = 0,25 \mu_{\partial vx} \pi D_{\partial vx}^2 \sqrt{2\rho(p_{KПД} - p_m)}, \quad (6.7)$$

где $G_{\partial vx}$ - расход жидкости через входной дроссельный пакет; $\mu_{\partial vx}$ - коэффициент расхода; $D_{\partial vx}$ - диаметр входного дроссельного пакета; $p_{KПД}$ - давление жидкости на выходе из клапана постоянного давления.

2.4.5 Уравнение расхода жидкости через дроссельный пакет устойчивости регулятора А54

При выводе уравнения расхода жидкости через дроссельный пакет устойчивости регулятора А54 предполагается, что процесс истечения жидкости турбулентный, квазистационарный. С учетом принятых допущений составляется уравнение для расчета расхода жидкости

$$G_{54} = 0,25 \mu_{54} \pi D_{54}^2 \sqrt{2\rho(p_{KПД} - p_n)}, \quad (6.8)$$

где G_{54} - расход жидкости через дроссельный пакет; μ_{54} - коэффициент расхода; D_{54} - диаметр дроссельного пакета; p_n - давление жидкости в канале за дроссельным пакетом приемистости А54.

2.4.6 Уравнение баланса расхода жидкости в канале с давлением p_m

$$G_{\partial vx} - G_{cz} - G_{54} = 0 \quad (6.9)$$

2.4.7 Уравнение расхода жидкости через дроссельный пакет приемистости двигателя А20

При выводе уравнения расхода жидкости через дроссельный пакет приемистости 20 предполагается, что процесс истечения жидкости турбулентный, квазистационарный. С учетом принятых допущений составляется уравнение для расчета расхода жидкости

$$G_{20} = \begin{cases} 0 & \text{при } x_{nct} \leq b_{n1}; \\ 0,25 \mu_{20} \pi D_{20}^2 \sqrt{2\rho(p_m - p_n)} & \end{cases}, \quad (6.10)$$

где G_{20} - расход жидкости через дроссельный пакет приемистости двигателя; μ_{20} - коэффициент расхода; D_{20} - диаметр дроссельного пакета; $x_{нст}$ - перемещение поршня статической части регулятора; b_{n1} - ширина перемычки от центрального положения поршня до открытия окна на подачу жидкости в канал с давлением p_n .

2.4.8 Уравнение расхода жидкости через дроссельный пакет приемистости двигателя с высотным корректором А63

При выводе уравнения расхода жидкости через дроссельный пакет приемистости двигателя с высотным корректором предполагается, что процесс истечения жидкости турбулентный, квазистационарный. С учетом принятых допущений составляется уравнение для расчета расхода жидкости

$$G_{63} = \begin{cases} 0 & \text{при } H_n \geq 3 \text{ км или } x_{нст} \leq b_{n1}; \\ 0,25\mu_{63}\pi D_{63}^2 \sqrt{2\rho(p_m - p_n)} & \end{cases}, \quad (6.11)$$

где G_{63} - расход жидкости через дроссельный пакет приемистости двигателя; H_n - высота полета самолета, при которой отключается дроссельный пакет 63; μ_{63} - коэффициент расхода; D_{63} - диаметр дроссельного пакета.

2.4.9 Уравнение баланса расхода жидкости в канале с давлением p_n

$$G_{A45} = \begin{cases} 0 & \text{при срабатывании электроклапана А45;} \\ G_{63} + G_{20} + G_{54}. & \end{cases} \quad (6.12)$$

где G_{A45} - расход жидкости через «нормально» открытый клапан А45.

2.4.10 Уравнение расхода жидкости через последовательный дроссельный пакет приемистости двигателя А21

При выводе уравнения расхода жидкости через последовательный дроссельный пакет приемистости двигателя предполагается, что процесс истечения жидкости турбулентный,

квазистационарный. С учетом принятых допущений составляется уравнение для расчета расхода жидкости

$$G_{21} = \begin{cases} 0 & \text{при срабатывании электроклапана A45;} \\ 0,25\mu_{21}\pi D_{21}^2\sqrt{2\rho(p_2 - p_B)} & \end{cases} \quad (6.13)$$

где G_{21} - расход жидкости через последовательный дроссельный пакет приемистости двигателя; μ_{21} - коэффициент расхода; D_{21} - диаметр дроссельного пакета.

2.4.11 Уравнение расхода жидкости по кромке дозирующей иглы

При выводе уравнения расхода жидкости по кромке дозирующей иглы предполагается, что процесс истечения жидкости турбулентный, квазистационарный. С учетом принятых допущений составляется уравнение для расчета расхода жидкости

$$G_{кди} = \begin{cases} 0 & \text{при } x_{ди} - x_{нок} \leq 0; \\ \mu_{кди}\pi D_{нди}(x_{ди} - x_{нок})\sqrt{2\rho(p_n - p_B)} & \end{cases} \quad (6.14)$$

где $G_{кди}$ - расход жидкости через окно, образованное кромкой дозирующей иглы и корпусом регулятора; $\mu_{кди}$ - коэффициент расхода; $D_{нди}$ - диаметр поршня дозирующей иглы; $x_{ди}$ - ход дозирующей иглы; $x_{нок}$ - расстояние от начального положения дозирующей иглы до точки открытия окна кромкой; p_B - давление в полости Б.

2.4.12 Уравнение баланса расхода жидкости в канале на входе в дроссельный пакет A21

$$G_{21} - G_{A45} + G_{кди} = 0 \quad (6.15)$$

2.4.13 Уравнение расхода жидкости, обусловленного движением дозирующей иглы

Расход жидкости, обусловленный движением дозирующей иглы определяется производной от его перемещения

$$G_{mdu} = \rho F_{mdu} \frac{dx_{du}}{dt}, \quad (6.16)$$

где G_{mdu} - расход жидкости, обусловленный движением дозирующей иглы; F_{mdu} - площадь торцевой поверхности поршня дозирующей иглы; коэффициент расхода; x_{du} - перемещение дозирующей иглы; t - время.

2.4.14 Уравнение расхода жидкости через дроссельный пакет сброса режима работы двигателя А55

При выводе уравнения для расхода жидкости через дроссельный пакет

сброса режима работы двигателя предполагается, что процесс истечения жидкости турбулентный, квазистационарный. С учетом принятых допущений составляется уравнение для расчета расхода жидкости

$$G_{55} = \begin{cases} 0 & \text{при } x_{ncm} \geq -b_{n2}; \\ 0,25\mu_{55}\pi D_{55}^2 \sqrt{2\rho(p_B - p_A)}, & \end{cases} \quad (6.17)$$

где G_{55} - расход жидкости через дроссельный пакет сброса режима работы двигателя; μ_{55} - коэффициент расхода; D_{55} - диаметр дроссельного пакета.

2.4.15 Уравнение расхода жидкости через дроссельный пакет снижения режима работы двигателя 17

При выводе уравнения расхода жидкости через дроссельный пакет снижения режима работы двигателя предполагается, что процесс истечения жидкости турбулентный, квазистационарный. С учетом принятых допущений составляется уравнение для расчета расхода жидкости

$$G_{17} = \begin{cases} 0 & \text{при закрытом положении электроклапана А46;} \\ 0,25\mu_{17}\pi D_{17}^2 \sqrt{2\rho(p_B - p_{cl})} & \end{cases} \quad (6.18)$$

где G_{17} - расход жидкости через дроссельный пакет снижения режима работы двигателя (ЭСУД) при открытом положении «нормально» закрытого электроклапана А46; μ_{17} - коэффициент расхода; D_{17} - диаметр дроссельного пакета.

2.4.16 Уравнение расхода жидкости, обусловленного движением поршня статической части регулятора

Расход жидкости, обусловленный движением поршня статической части регулятора определяется производной от его перемещения

$$G_{ncm} = \rho F_{ncm} \frac{dx_{ncm}}{dt}, \quad (6.19)$$

где G_{ncm} - расход жидкости, обусловленный движением поршня; F_{ncm} - площадь торцевой поверхности поршня; x_{ncm} - перемещение поршня; t - время.

2.4.17 Уравнение расхода жидкости через радиальное отверстие в осевом канале дозирующей иглы

При выводе уравнения расхода жидкости через радиальное отверстие в осевом канале дозирующей иглы предполагается, что процесс истечения жидкости турбулентный, квазистационарный. С учетом принятых допущений составляется уравнение для расчета расхода жидкости

$$G_{pad} = \begin{cases} 0 & \text{при } x_{ndu} \leq b_{pad}; \\ 0,25 \mu_{pad} \pi D_{pad}^2 \sqrt{2\rho(p_B - p_{cl})} & \end{cases} \quad (6.20)$$

где G_{pad} - расход жидкости через радиальное отверстие; b_{pad} - расстояние от начального положения дозирующей иглы до точки в которой происходит открытие радиального отверстия; μ_{pad} - коэффициент расхода; D_{pad} - диаметр радиального отверстия.

2.4.18 Уравнение баланса расхода жидкости в полости Б дозирующей иглы

$$G_{A45} + G_{ncm} - G_{mdu} - G_{55} - G_{17} - G_{pad} = 0 \quad (6.21)$$

2.4.19 Уравнение расхода жидкости через основную дозирующую иглу

При выводе уравнения расхода жидкости через основную дозирующую иглу предполагается, что процесс истечения жидкости турбулентный, квазистационарный. С учетом принятых допущений составляется уравнение для расчета расхода жидкости

$$G_{\partial u} = \begin{cases} 0 & \text{при включении стопкрана;} \\ \mu_{\partial u} h_{\partial u}(x_{\partial u})(x_{\partial u n} + x_{\partial u}) \sqrt{2\rho(p_n - p_\phi)} & \end{cases} \quad (6.22)$$

где $G_{\partial u}$ - расход жидкости через окно дозирующей иглы; $\mu_{\partial u}$ - коэффициент расхода; $h_{\partial u}(x_{\partial u})$ - высота окна дозирующей иглы, зависящий от ее хода; $x_{\partial u n}$ - начальная длина проходного сечения дозирующей иглы, определяющая минимальную его площадь; p_n - давление на выходе из топливного насоса; p_ϕ - давление на входе в топливные форсунки двигателя.

Давление p_ϕ определяется в свою очередь расходом топлива через топливные форсунки и давлением в камере сгорания или на выходе из компрессора высокого давления:

$$p_\phi = p_k + \frac{G_{\partial u}^2}{2\rho\mu_\phi^2 F_\phi^2} \quad (6.23)$$

где μ_ϕ - коэффициент расхода топливных форсунок; F_ϕ - эквивалентная площадь всех топливных форсунок на режиме выше «МГ».

2.4.20 Уравнение расхода через клапан постоянного перепада давления

При выводе уравнения предполагается, что процесс истечения жидкости через окно клапана 8 на слив или на вход топливного насоса 9 турбулентный, квазистационарный. С учетом принятых допущений составляется уравнение для расчета расхода жидкости через окно клапана

$$G_{\kappa n} = \mu_{\kappa n} \pi D_{\kappa n} x_{\kappa n} b_{\kappa n} \sqrt{2\rho(p_n - p_{cl})}, \quad (6.24)$$

где $G_{кп}$ - расход жидкости через окно клапана постоянного перепада давления; $\mu_{кп}$ - коэффициент расхода окна заслонки; $D_{кп}$ - диаметр клапана; $x_{кп}$ - перемещение клапана; $b_{кп}$ - ширина окна клапана; p_n - давление на выходе из топливного насоса.

2.4.21 Уравнение баланса расхода жидкости в полости на выходе из топливного насоса или в канале с давлением p_n

При записи уравнения для топливного насоса предполагается, что перетечки топлива внутри насоса отсутствуют. Тогда уравнение баланса расхода жидкости в полости на выходе из топливного насоса запишется в форме:

$$G_n - G_{кп} - G_{ош} = 0, \quad (6.25)$$

где $G_n = k_n n_{ВД}$; k_n - коэффициент, связывающий частоту вращения ротора ВД двигателя с расходом топлива на выходе насоса.

2.4.22 Уравнение движения клапана постоянного перепада давления на дозирующей игле

При выводе уравнения движения подвижного элемента клапана постоянного перепада давления предполагается, что гидродинамическая сила пренебрежимо мала и не учитывается. С учетом принятого допущения движение подвижного элемента клапана описывается уравнением баланса сил инерции, сопротивления трения, пружины, перепада давления и гидродинамической силы:

$$M_{кп} \frac{d^2 x_{кп}}{dt^2} + \lambda_{мп} \frac{dx_{кп}}{dt} + \gamma_{прж} x_{кп} = F_n (p_n - p_{сл}) - N_{пр}, \quad (6.26)$$

где $M_{кп}$ - приведенная масса подвижной части клапана; $x_{кп}$ - координата клапана вдоль его оси; $\lambda_{мп} = \mu_{ж} l_{кп} b_{кп} / \delta_{зкп}$ - коэффициент, учитывающий вязкое трение; $\mu_{ж}$ - динамическая вязкость жидкости; $l_{кп} = \pi D_{кп}$ - длина окружности подвижного элемента клапана; $b_{зкп}$ - ширина контактирующей с корпусом подвижного элемента клапана; $\delta_{зкп}$ - зазор между корпусом и подвижным элементом клапана; $\gamma_{прж}$ - жесткость пружины клапана; F_n - площадь подвижного элемента клапана, на которую действуют давления p_n и $p_{сл}$; $N_{пр}$ - предварительный натяг пружины клапана (при $x_{кп} = 0$).

2.4.23 Уравнение движения дозирующей иглы

При выводе уравнения движения поршня статической части регулятора предполагается, что гидродинамическая, инерционная силы и сила трения пренебрежимо малы и не учитывается. С учетом принятого допущения движение поршня описывается уравнением баланса сил:

$$p_B F_B - p_{КПД} F_{КПД} - \gamma_{\partialи} x_{\partialи} - N_{пр\partialи} = 0, \quad (6.27)$$

где F_B - площадь торца поршня дозирующей иглы со стороны полости с давлением $p_{КПД}$; $F_{КПД}$ - площадь торца поршня дозирующей иглы со стороны полости с давлением $p_{КПД}$; $\gamma_{\partialи}$ - жесткость пружины дозирующей иглы; $x_{\partialи}$ - перемещение дозирующей иглы; $N_{пр\partialи}$ - усилие предварительного поджатия пружины дозирующей иглы.

2.4.24 Уравнение движения поршня статической части регулятора

При выводе уравнения движения поршня статической части регулятора предполагается, что гидродинамическая, инерционная силы и сила трения пренебрежимо малы и не учитывается. С учетом принятого допущения движение поршня описывается уравнением баланса сил:

$$\gamma_{ст} x_{ст} = F_{ст} (p_A - p_B), \quad (6.27)$$

где $\gamma_{ст}$ - жесткость пружины; $x_{ст}$ - перемещение поршня; $F_{ст}$ - площадь торца поршня, на которую действуют давления p_A и p_B .

ГЛАВА 3. УЧЕБНЫЙ ПРИМЕР МОДЕЛИРОВАНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ЗАКОНОВ И ПРОГРАММ РЕГУЛИРОВАНИЯ САУ ДВУХКОНТУРНОГО АВИАЦИОННОГО ГТД

3.1 Приемистость двигателя в стандартных атмосферных условиях с режима МГ на режим МАКСИМАЛ в математической модели в Simulink

Задание начальных значений характеристик и переменных осуществляется запуском файла Init.m (рисунок 3.1). После этого все значения считываются в память рабочей среды Matlab (рисунок 3.2). Все числовые значения первоначальных характеристик возможно редактировать через область Workspace.

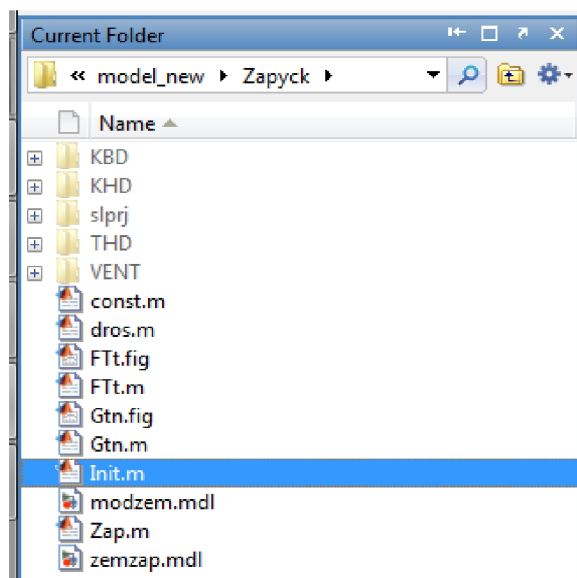


Рисунок 3.1

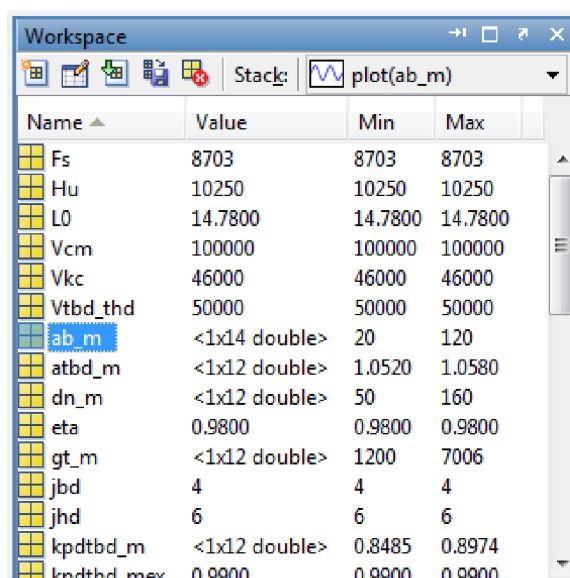


Рисунок 3.2

Для запуска модели:

- режима запуска двигателя, выбирается файл zemzap.mdl;
- основного режима работы двигателя, выбирается файл modzem.mdl.

Для одновременного запуска обеих моделей и вывода общего графика основных параметров по циклограмме ЗАПУСК-МАКСИМАЛ необходимо открыть обе модели zemzap.mdl и modzem.mdl и запустить файл Zap.m. Данный файл инициализирует работу обеих моделей в соответствии с временем расчета каждой модели. Заданное время расчета модели запуска соответствует 0 – 90 сек., а основной модели 90 – 120 сек. После запуска данного исполнительного файла, модели рассчитывают заданные значения и на экран выводится график (рисунок 3.3).

В основной модели предусмотрено задание внешних условий: температура окружающей среды $T_H = 288K$ и давление окружающей среды $p_H = 1,0332МПа$.

Задание значения α РУД производится переменными в области Workspace. Значению начального угла установки РУД соответствует переменная RUD_1, а конечному RUD. Задание параметров для расчета модели непосредственно в Simulink необходимо пользоваться зеленой веткой. При компиляции модели, необходимо переключать считывание на красную ветку.

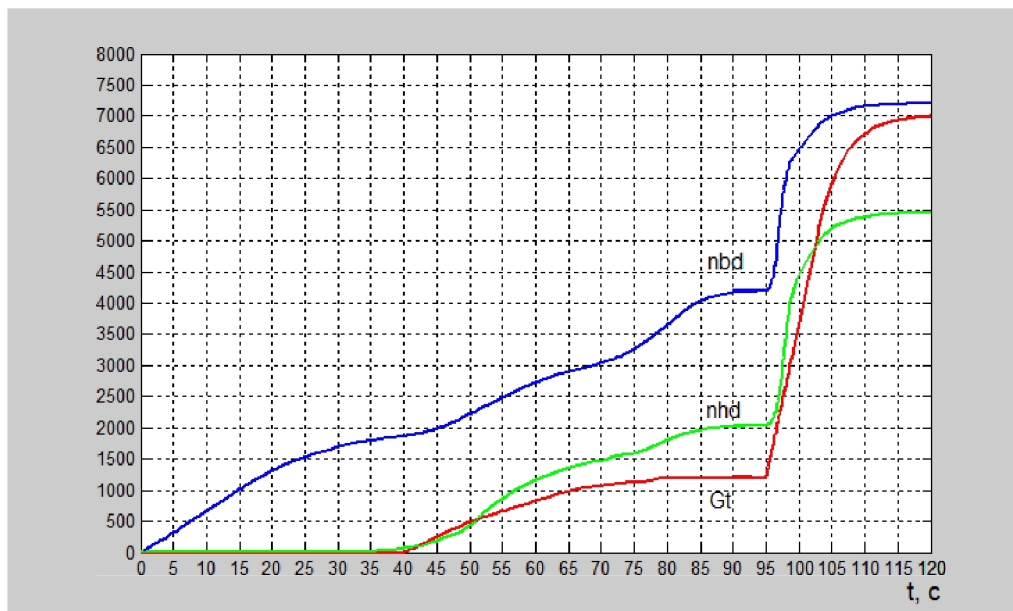


Рисунок 3.3 – Вывод графиков параметров при полной приемистости

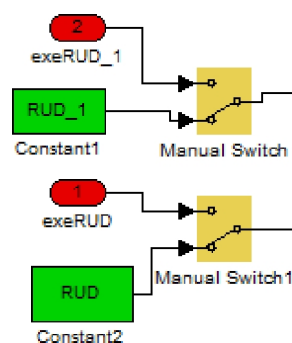


Рисунок 3.4 – Задание начальных значений РУД

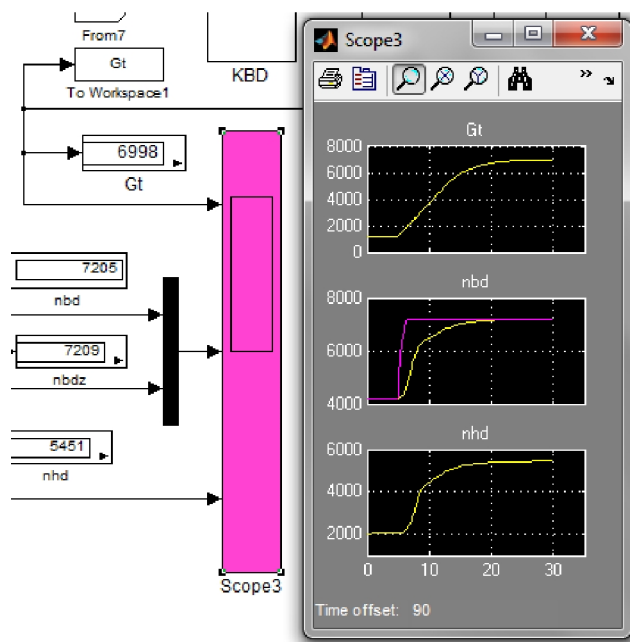


Рисунок 3.5 – Блок вывода графика параметров

В модели предусмотрена возможность вывода характеристик компрессоров и турбин. Для этого в корневом каталоге модели есть соответствующие папки KHD и KBD. После расчета модели для просмотра характеристик необходимо запустить файлы Xkbd.m и Xkhd.m.

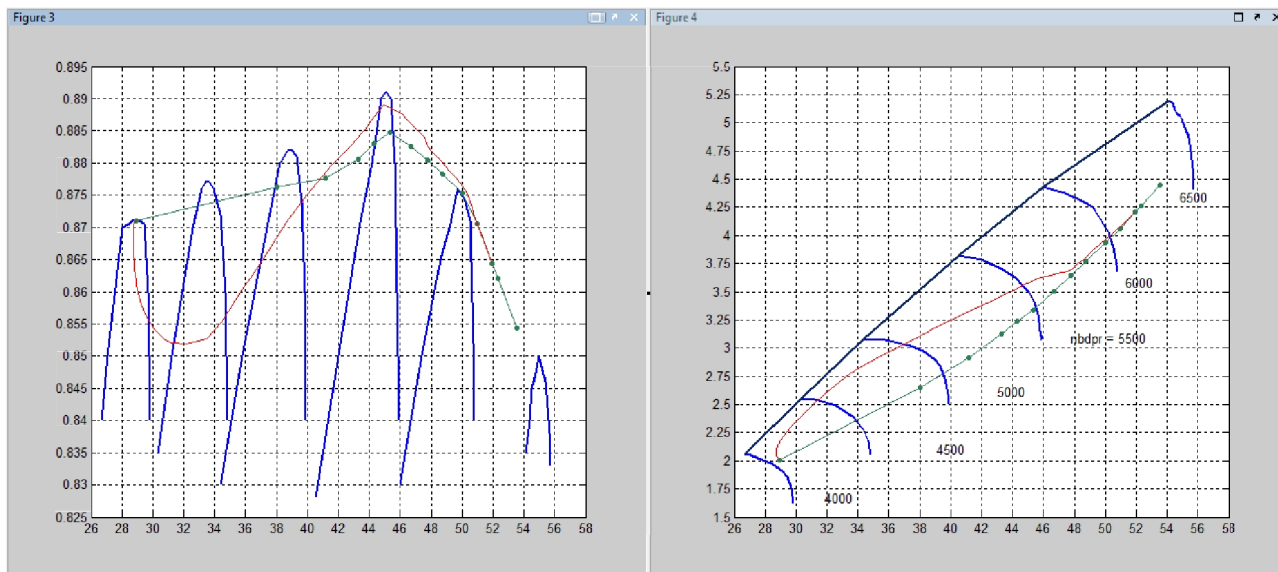


Рисунок 3.6 – Характеристика компрессора

3.2 Создание исполнительных файлов для интеграции в оболочку LabVIEW

Синхронизация параметров между моделями в Simulink и LabVIEW происходит по заранее заданным портам входа и выхода. Задание управляющего воздействия происходит по красной ветке в портах exeRUD_1 и exeRUD. Задание возмущающего воздействия происходит через блоки Th и Ph. Для вывода графиков необходимых параметров в модели предусмотрен вывод переменных в Workspace, где в дальнейшем LabVIEW считывает данный параметр на графики.

После внесения необходимых изменений в математическую модель, созданную в программном пакете Simulink и для дальнейшей интеграции ее в графическую оболочку «Виртуальный двигатель», созданную в программе LabVIEW, модель необходимо скомпилировать в исполнительный файл с расширением *.exe. Каждая из двух моделей компилируется отдельно. Для компиляции модели необходимо выбрать пункт меню Tools->Real-Time Workshop-> Build Model. После компиляции созданный файл сохраняется в папку, открытую в окне Current Folder.

Далее созданные исполнительные файлы modzem.exe и zemzar.exe копируются в папку программы. При запуске оболочки в LabVIEW эти файлы автоматически подгружаются в программу.

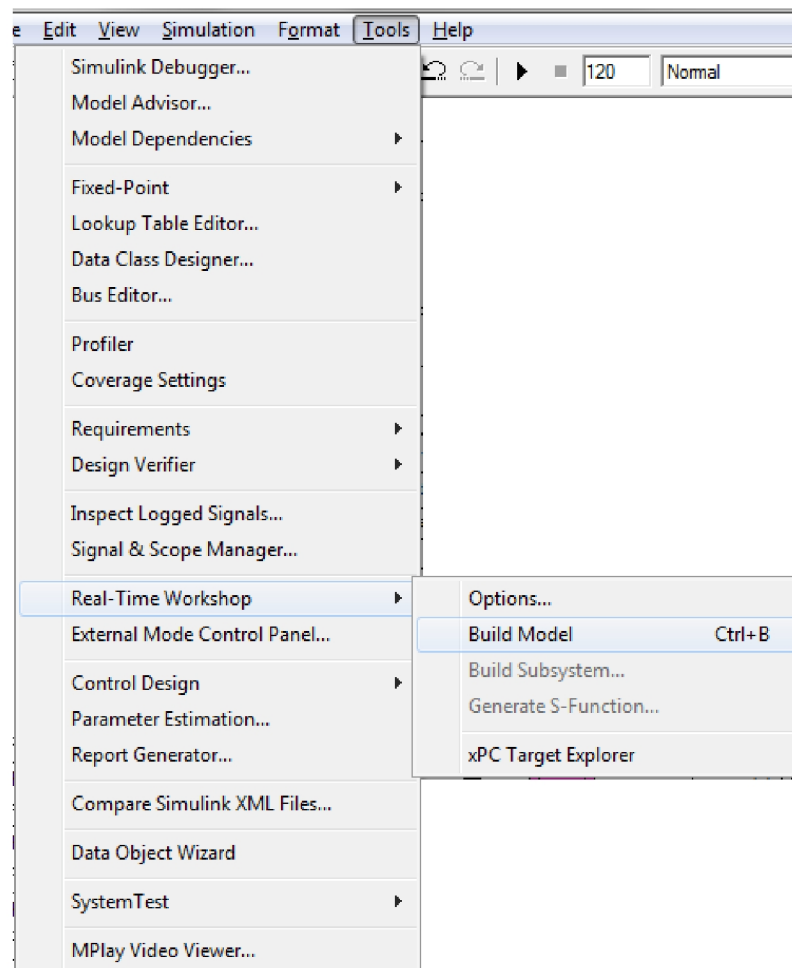


Рисунок 3.7 – Компиляция модели

3.3 Алгоритм работы программы «Виртуальный двигатель»

Нажатием кнопки «ЗАПУСК» мы инициализируем запуск программы и вывод виртуального двигателя на режим МГ. Далее для имитации полной приёмистости с МГ до МАКСИМАЛ необходимо перевести рычаг с индикатора МГ до индикатора МАКСИМАЛ. Предварительно необходимо проверить параметры внешних условий в блоке задания «Внешние условия».

В результате мы можем наблюдать состояние гидромеханической системы при запуске двигателя, на режиме МГ и на режиме МАКСИМАЛ. Кроме того, вывести графики параметров $n_{ВД}$, $n_{НД}$, p_K , G_T , T_G^* при имитации полной приемистости.

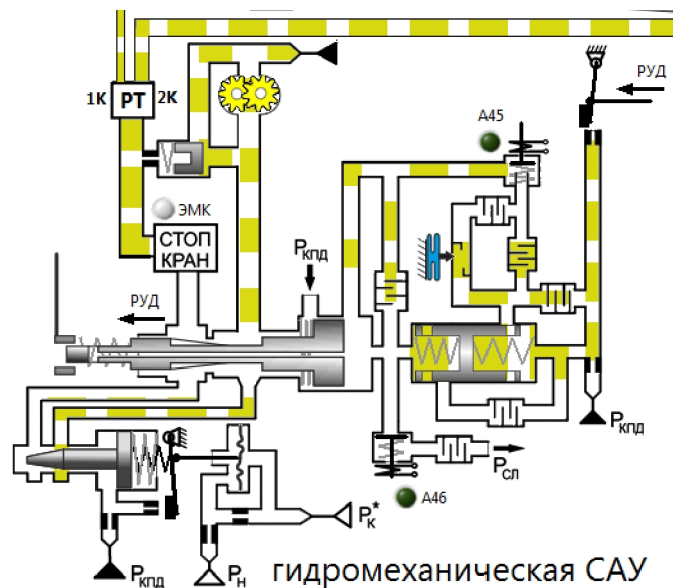


Рисунок 3.8 – Вид гидромеханической САУ с позициями агрегатов

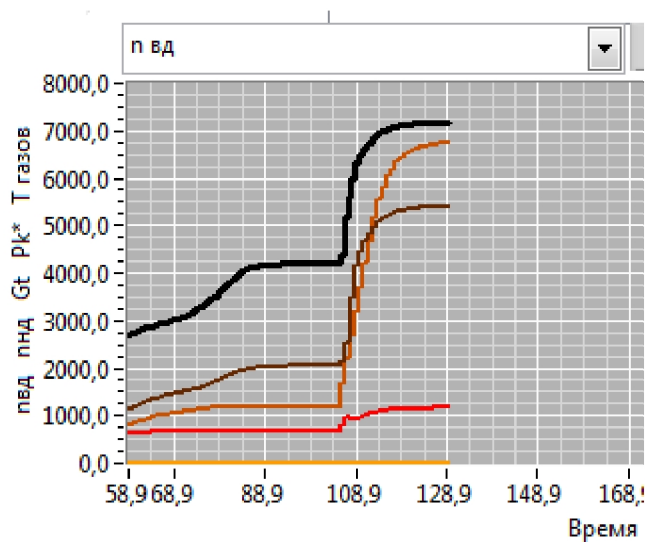


Рисунок 3.9 – Вывод графиков изменения параметров и работы гидромеханической САУ

ГЛАВА 4. ОПИСАНИЕ ОБОЛОЧКИ «ВИРТУАЛЬНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ» В ПРОГРАММЕ LABVIEW

4.1 Установка программы на жесткий диск

Оболочка работает под управлением операционной системы Microsoft Windows (Windows 98, Windows 2000, Windows NT, Windows XP, Windows Vista, Windows 7).

Минимальные аппаратные требования для установки программной оболочки:

- Компьютер с процессором не ниже Pentium 1024 МГц;
- Оперативная память не ниже 1024 Мб;
- Место на жестком диске 420 Мб

Для полноценной работы системы на компьютере должен быть установлен пакет Matlab версии не ниже 5.0.

Для установки программного модуля выполните следующие операции:

1) Вставьте в CD-ROM компакт диск. Если, по какой-либо причине, не произойдет автоматический запуск программы установки, пройдите в корневой каталог компакт-диска и запустите файл установки **setup.exe**,

2) Укажите путь установки программы, а также отдельно путь для установки вспомогательного программного обеспечения National Instruments, нажмите **Next**,

3) Внимательно прочитайте лицензионное соглашение, если вы согласны со всеми пунктами этого соглашения, выберите **I accept the License Agreement(s)**, нажмите **Next**,

4) Повторно нажмите **Next** для начала установки программы.

5) Для завершения установки нажмите **Finish**.

4.2 Интерфейс оболочки

Запуск программы производится из панели меню Пуск: выберите **Пуск → Все программы → ASEC → СГАУ-Имитатор**.

Главное окно программы содержит следующие блок:

1. Диалоговое окно «**Внешние условия**»,
2. Панель «**Параметры модели**»,
3. Панель «**Индикаторы состояния**»,
4. Диалоговое окно «**Настройка**»,
5. Рычаг управления двигателем с индикаторами активности режима,
6. Рабочее поле «**2D/3D**»,
7. Рабочее поле «**Гидромеханическая САУ**»,
8. Индикаторы «**Стартер**», «**Агрегат пускового топлива**», «**Зажигание**»,
9. Панель графиков изменения параметров.

Рассмотрим подробно каждый блок, его назначение и инструкции по работе.

Внешние условия

Внешние условия

Параметры модели

Ph	101325	Па
Pв*	101325	Па
th	20	С
Tв*	293	К

Положения РУД

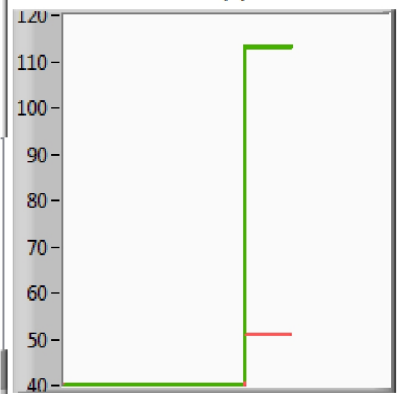


Рисунок 4. 1

Данный блок позволяет вводить параметры внешних условий (p_H, t_H).

Перед запуском виртуального двигателя начальные условия автоматически установлены в соответствии со стандартными атмосферными условиями. Для того чтобы изменить параметры перед запуском или в процессе работы системы, выделите и удалите текущее значение и введите новое. Параметры P_B^*, T_B^* будут автоматически пересчитаны в соответствии с новыми значениями p_H, t_H .

Кроме того в этом блоке есть возможность отслеживания изменения параметра угла установки РУД. Зеленой линией показано конечное значение угла установки РУД, красной предыдущее.

Параметры модели

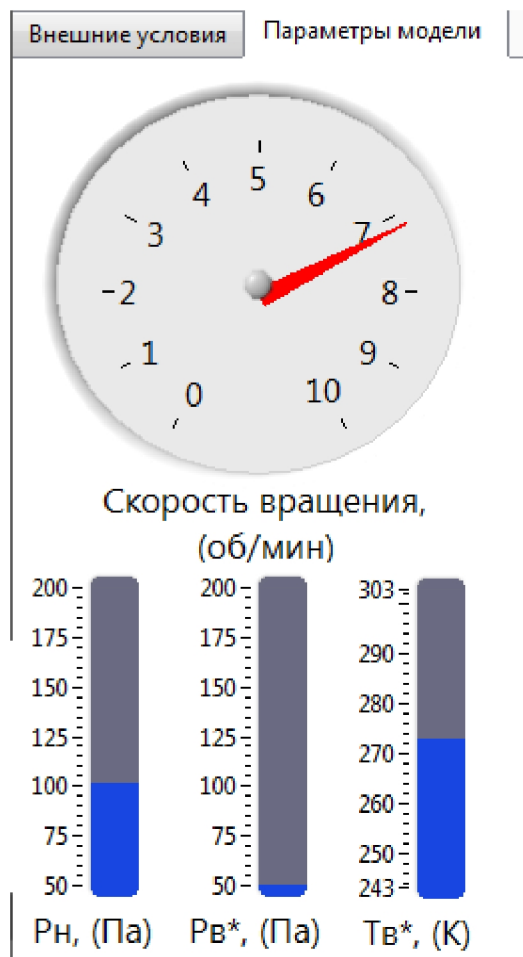


Рисунок 4.2

Блок «Параметры модели» позволяет по индикаторам оценить значения внешних условий p_H, P_B^*, T_B^* . А также в реальном времени видеть изменение скорости вращения ротора высокого давления.

Индикаторы состояния

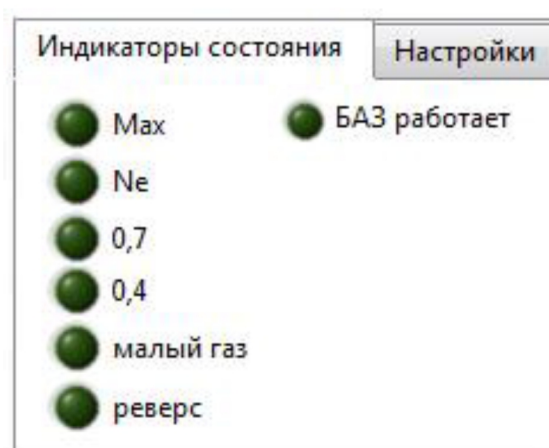


Рисунок 4.3

Блок «Индикатор состояния» показывает состояние работы данного режима. При выходе двигателя на определенный режим, напротив него загорается зеленый индикатор. Если в этот момент рекомендуется перейти на следующий режим (например, с режима 0,4Ne на 0,7Ne), то индикатор мигает по цветовой схеме «зеленый-желтый» (Рисунок 4.2.4).

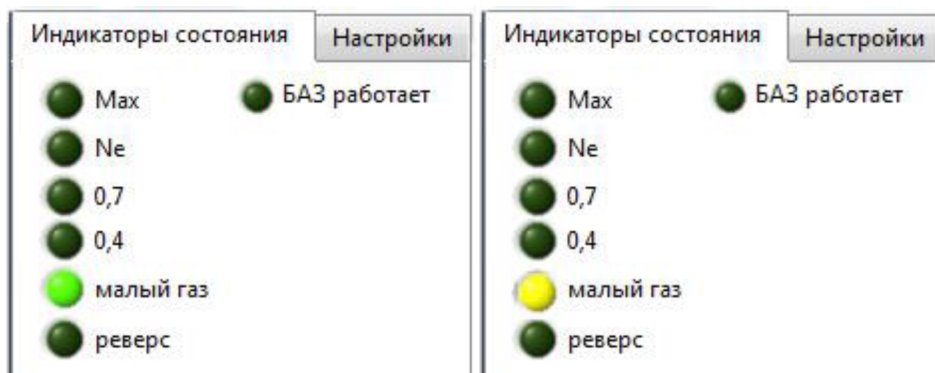


Рисунок 4.4

Настройка

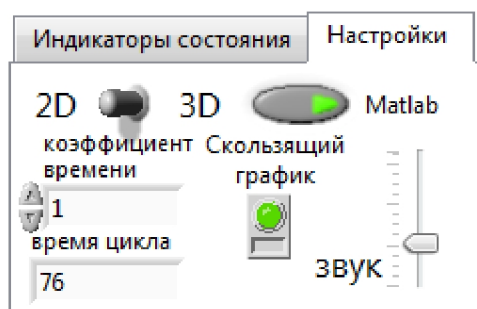


Рисунок 4.5

Блок «Настройка» позволяет в реальном времени:

1. изменять значение уровня звука,
2. изменять значение коэффициента времени,
3. отслеживать время цикла,
4. переключать режимы отображения рабочего поля 2D/3D,
5. переключение возможности работы программы с математической моделью в Simulink или работы программы в демонстрационном режиме?
6. режим «скользящий график», позволяющий в реальном времени изменять масштаб графиков

Рычаг управления двигателем



Рисунок 4.6

Рычаг управления двигателем позволяет изменять режим работы виртуального ГТД. Для изменения положения рукоятки нажмите курсором мыши в его области и, не отпуская, переведите в положение напротив соответствующего индикатора работы режима. В этот момент индикатор, на который была переведена рукоятка, загорится зеленым цветом, а предыдущий погаснет.

2D/3D

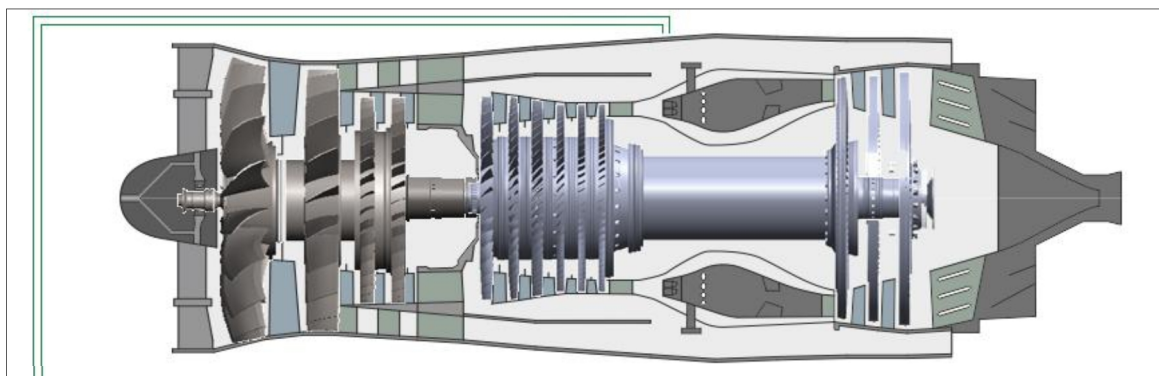


Рисунок 4.7

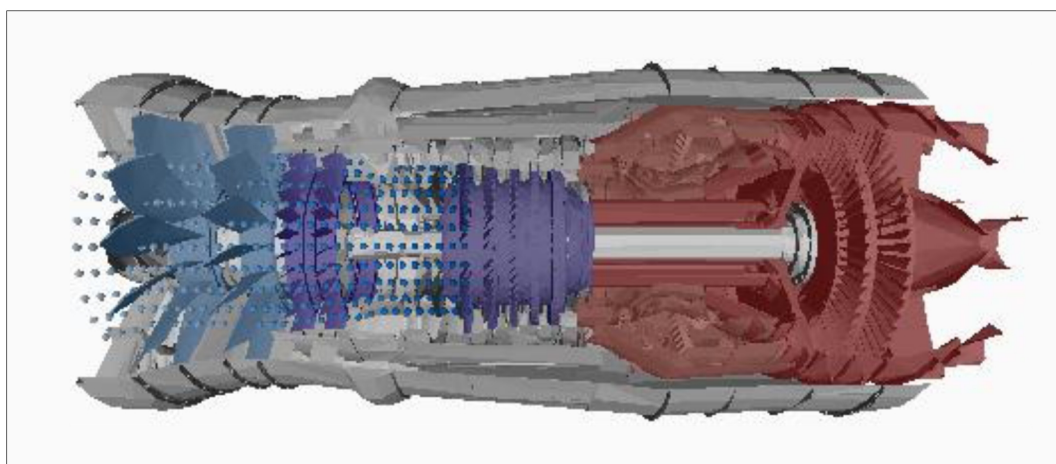


Рисунок 4.8

При переключении режима 2D/3D (рисунок 4.2.5) соответственно будет меняться вид двигателя в рабочем поле.

В зависимости от режима происходит визуализация работы двигателя (вращение ротора, открытие/закрытие РНА и клапанов перепуска)

В режиме 3D имеется возможность произвольной ориентации модели двигателя в окне рабочей области. Изменение ориентации происходит нажатой левой кнопкой мыши.

Гидромеханическая САУ

Рабочая область «Гидромеханическая САУ» показывает работу гидромеханической части системы управления в зависимости от режима, на котором в данный момент работает двигатель. Подробнее о работе системы читайте в Части 4 «Схема и принцип действия гидромеханической САУ».

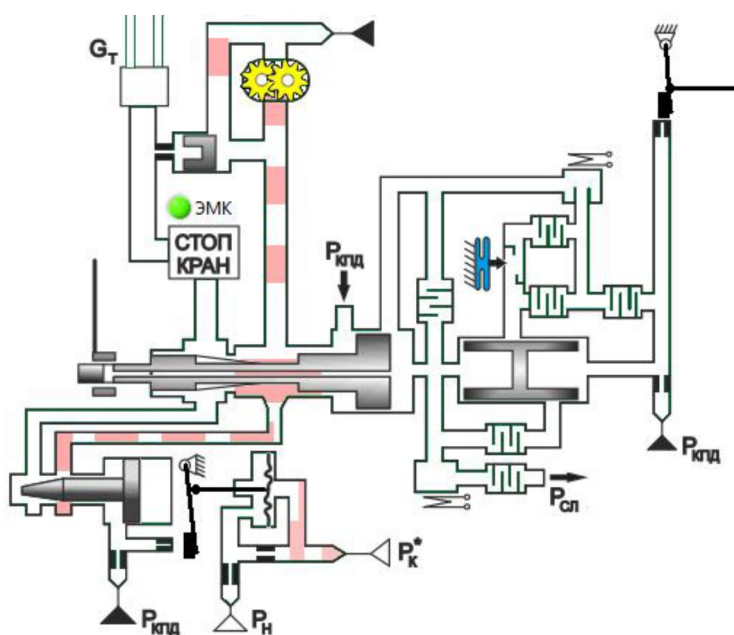


Рисунок 4.9

Индикаторы «Стартер», «АПТ», «Зажигание»

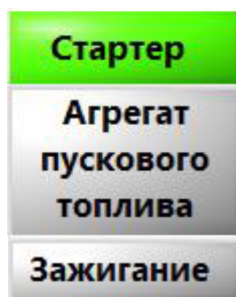


Рисунок 4.10

Данные индикаторы сигнализируют о состоянии работы конкретных агрегатов.

Графики

Панель графиков позволяет оценить изменение параметров $n_{ВД}$, $n_{НД}$, p_K^* , G_T , T_G^* в реальном времени.

Для того чтобы вывести график изменения определенного параметра, нужно выбрать его из списка параметров во всплывающем меню над полем графиков (Рисунок 4.2.11).

Для того чтобы вывести несколько графиков, необходимо нажать правой кнопкой мыши на поле графиков и выбрать нужные параметры. Чтобы убрать лишние линии с поля, еще раз нажмите правой кнопкой на поле и выберите ненужный параметр.

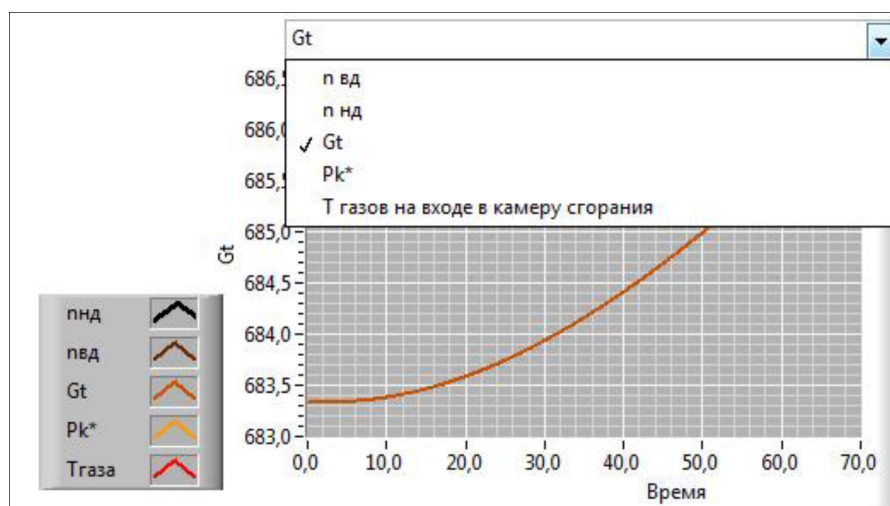


Рисунок 4.11

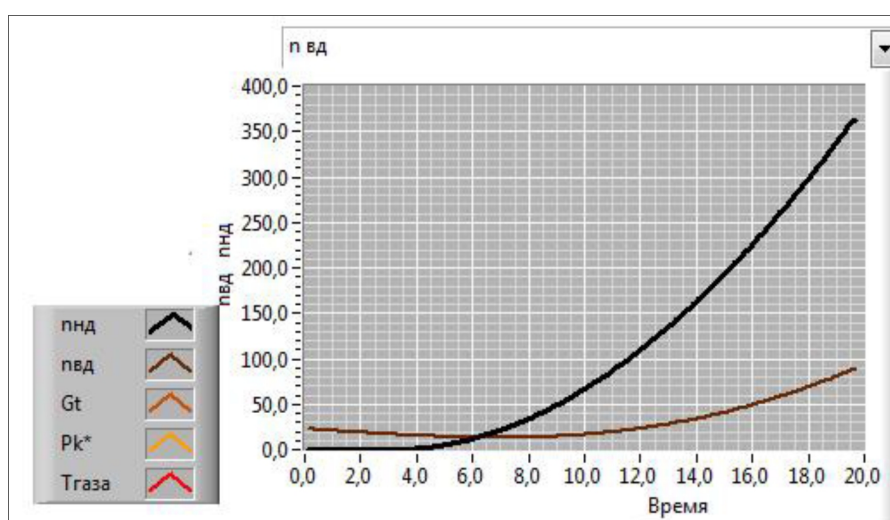


Рисунок 4.12

Общий вид программы представлен на рисунке 4.13:

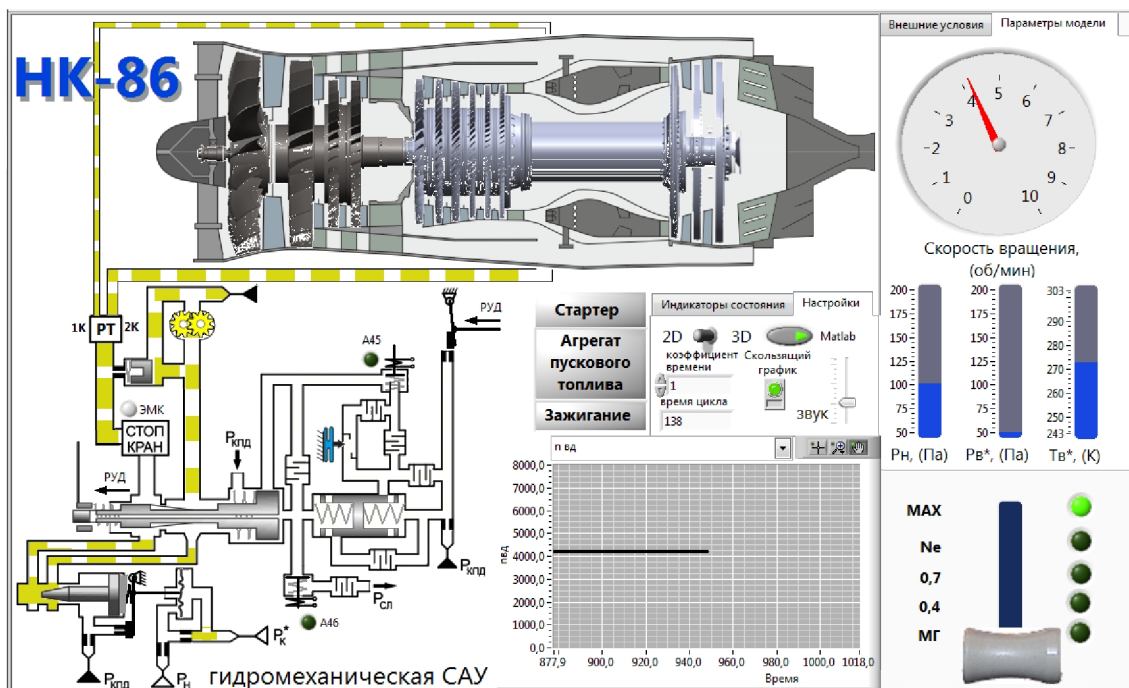


Рисунок 4.13 – Общий вид интерфейса

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Теория линейных систем автоматического регулирования двигателей летательных аппаратов: учеб. пособие [Текст] / А.Г. Гимадиев, А.Н. Крючков, А.Б. Прокофьев, Е.В. Шахматов, В.П. Шорин. - Самара : СГАУ, 2006. - 183 с.
2. Гимадиев, А.Г. Динамические характеристики систем автоматического регулирования / А.Г. Гимадиев. – Куйбышев: КуАИ, 1986. – 60 с.
3. Двигатель НК-86: Руководство по технической эксплуатации. Книга 1, 2. Куйбышев: КМЗ, 1978. – 420 с.
4. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник [Текст] / В.В. Кулагин. – М: Машиностроение, 2002. – 616 с.
5. Попов, Д.Н. Механика гидро- и пневмоприводов [Текст]: Учеб. для вузов по направлению подгот. дипломир. специалистов в обл. техники и технологии / Д. Н. Попов. - 2-е изд., стер. - М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2002. - 319 с.