



МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(национальный исследовательский университет)»

Институт № 12 «Аэрокосмические наукоёмкие технологии и производства»

Кафедра ТПЭДЛА Группа 12-13ДЛА-5ВВ-014-15

Направление подготовки 24.03.05 «Двигатели летательных аппаратов»

Квалификация (степень) Бакалавр

ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА БАКАЛАВРА

На тему: «Совершенствование систем управления вертолетными газотурбинными двигателями»

Автор квалификационной работы Ильеня Максим Юрьевич ()
(Фамилия, Имя, Отчество)

Руководитель Лепешкин Александр Роальдович ()
(Фамилия, Имя, Отчество)

Консультант _____ (_____)
(Фамилия, Имя, Отчество)

Рецензент Маликов Сергей Борисович ()
(Фамилия, Имя, Отчество)

К защите допустить

Зав. кафедрой Бойцов Алексей Георгиевич ()
(Фамилия, Имя, Отчество)

«14» февраля 2020 г.

Москва 2020 г.

4. Перечень подлежащих разработке разделов и этапы выполнения работы

№ п/п	Наименование раздела или этапа	Трудоёмкость в % от полной трудоёмкости дипломной работы	Срок выполнения	Примечание
1	2	3	4	5
1	Определение состава силовой установки, описание двигателя прототипа	5	6 семестр	
2	Расчет основных технических характеристик вертолетного двигателя	30	7 семестр	
3	Газодинамический расчет основных узлов двигателя	30	8 семестр	
4	Исследовательская часть	15	8 семестр	
5	Исследовательская часть	20	9 семестр	

5. Перечень иллюстративно-графических материалов:

№ п/п	Наименование	Количество листов
1	Иллюстративно-графические материалы к 1 этапу	Не менее 2
2	Иллюстративно-графические материалы к 2 этапу	Не менее 2
3	Иллюстративно-графические материалы к 3 этапу	Не менее 2
4	Иллюстративно-графические материалы к 4 этапу	Не менее 2
5	Иллюстративно-графические материалы к 5 этапу	Не менее 2

6. Исходные материалы и пособия Бабичев А. К. «Конструкция и лётная эксплуатация вертолёт Ми-8. Методические указания по эксплуатации систем бортмехаником», Омск, «ОЛТУ ГА», 1986г.

Конспект лекций Стрельцова В.А. «Авиационное и радиоэлектронное оборудование вертолёт Ми-8»

Володько А. М. «Безопасность полётов вертолётов. – М.: Транспорт, 1981г., 224с.»

7. Дата выдачи задания 10 сентября 2019 г.

Руководитель 
(подпись)

Задание принял к исполнению 
(подпись)



МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(национальный исследовательский университет)»

О Т З Ы В РУКОВОДИТЕЛЯ

Студент Ильеня Максим Юрьевич
(фамилия, имя, отчество)

Институт № 12 «Аэрокосмические наукоёмкие технологии и производства»

Кафедра ТПЭДЛА Группа 12-13ДЛА-5ВБ-014-15

Направление подготовки 24.03.05 «Двигатели летательных аппаратов»

Квалификация (степень) Бакалавр

Наименование темы «Совершенствование систем управления вертолетными
газотурбинными двигателями»

Руководитель Лепешкин А.Р. Доктор технических наук, старший научный сотрудник,
(фамилия, инициалы, ученая степень, ученое звание, должность и место работы)
профессор каф. ТПЭДЛА

Выпускная квалификационная работа посвящена решению актуальной проблемы – совершенствование систем управления вертолетными газотурбинными двигателями. В первой главе приведены основные сведения по вертолету МИ-28 и история вертолетного предприятия. Во второй главе представлены сведения по конструкции двигателя ВК-2500. В третьей главе выполнен расчет основных технических характеристик вертолетного двигателя. В четвертой главе произведен газодинамический расчет основных узлов проектируемого двигателя. Пятая глава посвящена совершенствованию систем управления вертолетными газотурбинными двигателями. Представлены основные технические данные, эксплуатационные требования и функции усовершенствованного блока автоматического регулирования и контроля (БАРК). Приведены возможности системы автоматического регулирования с учетом разнорегимности работы двигателя. Разработана и внедрена система для слежения и контроля работы механической системы управления для повышения эффективности управления. Предложено мероприятие для улучшения характеристик вертолета.

Данная работа полностью удовлетворяет всем требованиям, предъявляемым к выпускным квалификационным работам бакалавров. Ильеня Максим Юрьевич достоин присвоения степени «бакалавр» по направлению 24.03.05 «Двигатели летательных аппаратов». Рекомендую Ильеню Максима Юрьевича к поступлению в магистратуру.

Работа проверена на объем заимствования. % заимствования - 16%

« 14 » февраля 2020 г.

Руководитель 
(подпись)

Содержание:

Введение	7
ГЛАВА 1. ОБЩАЯ ЧАСТЬ	12
1.1 Сведения о предприятии.....	12
1.2 Боевой вертолет Ми-28 «Ночной охотник».....	15
1.3 Концепция боевого вертолета Ми-28.....	17
1.4 Реализация безопасности полетов Ми-28	20
1.5 Модификации	22
1.6 Эксплуатация вертолета Ми-28 в условиях высоких температур	23
1.7 Режимы полёта	25
1.8 Тактико-технические характеристики Ми-28.....	26
ГЛАВА 2. ОПИСАНИЕ МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЯ И ЕГО ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	28
2.1 Общие сведения о двигателе ВК-2500	28
2.2 Конструктивно - компоновочная схема двигателя ВК-2500.....	30
2.3 Общие сведения о двигателе ВК-2500	31
2.4 Функции системы топливопитания, регулирования и управления двигателя ВК-2500	32
2.5 Система запуска двигателя и система автоматического управления.....	33
2.6 Система регулирования двигателя.....	34
2.7 БАПК	38
ГЛАВА 3. РАСЧЁТ ОСНОВНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ВЕРТОЛЁТА	40
3.1 Расчет мощности при висении на статическом потолке.....	40
3.2 Расчет удельной мощности в горизонтальном полете на максимальной скорости.....	41

3.3 Расчет удельной мощности в полете на динамическом потолке с экономической скоростью	41
3.4 Расчет удельной мощности в полете у земли на экономической скорости в случае отказа одного двигателя при взлете	42
3.5 Расчет удельных приведенных мощностей для разных случаев полета ...	43
ГЛАВА 4. ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ ПАРАМЕТРОВ	47
4.1 Расчёт параметров входного устройства	47
4.2 Осевой компрессор.....	49
4.3 Расчёт параметров камеры сгорания.....	57
4.4 Газодинамический расчёт характеристик турбины.....	64
ГЛАВА 5. СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТНЫМИ ГАЗОТУРБИННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ	72
5.1 Блок автоматического регулирования и контроля – БАРК.....	72
5.1.2 Основные технические данные и условия эксплуатации.....	74
5.1.3 Требования по назначению.....	74
5.1.4 Функции БАРК	75
5.2 Возможности системы автоматического регулирования при появлении разнорежимности работы двигателей.....	78
5.3 Система для слежения и контроля работы механической системы управления, для повышения эффективности управления	81
5.4 Устройство для улучшения характеристик вертолетной силовой установки.....	88
Список литературы	94

Введение

Во время операции «Буря в пустыне» только по причине ошибок в пилотировании ночью вблизи земли американская армейская авиация потеряла минимум пять экипажей вертолетов «Apache» («Апач») с системами ночного видения. Интересно, что 98% применения огневых средств было в простых метеоусловиях.

ОКБ имени М.Л.Миля разработало вертолет Ми-28, основное отличие которого — круглосуточное боевое применение, в том числе в абсолютной темноте, когда отсутствует даже слабая подсветка от звезд, в любых метеоусловиях! Опыт применения авиации в войнах второй половины нынешнего века показал, что чаще всего поражение боевого вертолета наземными средствами ПВО осуществляется при визуальном контакте. Это означает, что вертолет должен совершать полет и вести боевые действия на малых высотах. Иначе вероятность его поражения очень высока. Он должен огибать складки местности, маскироваться в ущельях и в руслах рек, при необходимости временно скрываться на опушке леса и при этом — проводить необходимые боевые операции автономно или в группе. В одноместной машине выполнить такие задачи при современном уровне техники крайне сложно.

Ми-28 — современная машина, имеющая на борту все органы ощущения и все мыслительные свойства, характерные для человека. Это современный комплекс авионики, соответствующий пятому поколению. Как сказал вновь избранный генеральный конструктор Георгий Александрович Синельщиков, у Ми-28 планер 5-го поколения. Здесь новые несущая система, трансмиссия, рулевой винт, подход к бронированию, дублирование и разнос главных систем, подбор материалов и комплектующих (на 98% отечественных). Все это подчинено живучести вертолета. Более того, на Ми-28 сделаны новые

цельнокомпозиционные лопасти, Х-образный рулевой винт для уменьшения шума и повышения эффективности, втулка с несмазывающимися шарнирами для удешевления эксплуатации, улучшены летные характеристики. На лопастях несущего и рулевого винтов применены новейшие аэродинамические профили. Установлен новый редуктор, имеющий большой ресурс и позволяющий установить новые двигатели 4-го поколения ВК2500 мощностью на 300 л.с., т.е. на 10% больше, чем вертолетов предыдущего поколения. Они имеют достаточную мощность чрезвычайного режима для возврата на базу на одном двигателе. На двигателе установлены новый вентилятор и некоторые другие системы. Двигатель ВК2500 — еще более форсированный с улучшенными характеристиками, сейчас находится на «горячих» испытаниях.

Основные принципы автопилотирования

В связи с расширением области применения вертолетов увеличивается роль автоматизации их полета. На большинстве режимов полета вертолеты являются неустойчивыми. Наихудшие характеристики устойчивости и управляемости вертолеты имеют на режиме висения, который является для них специфическим и используется при выполнении многих задач. К их числу относится работа вертолетов в качестве летающих кранов, поиск подводных лодок, испытания радиотехнических средств и приборов, спасательные и другие работы. Причиной неустойчивости вертолетов на режиме висения является отсутствие восстанавливающего момента по отклонению относительно центра масс и малое демпфирование этого движения. Также мало демпфирование вертикального движения вертолетов, а выше зоны "воздушной подушки" отсутствует и вертикальная восстанавливающая сила. Статическая устойчивость вертолетов по углу атаки на режимах горизонтального полета недостаточна или отсутствует; демпфирование вращательного движения у них в десятки раз

меньше, чем у самолетов такой же массы. Боковое движение вертолетов на режиме горизонтального полета хотя и устойчиво, но характеризуется малым поперечным и путевым демпфированием и зависит от неустойчивого продольного движения. Устойчивость и управляемость вертолетов можно улучшить путем использования горизонтального и вертикального оперений. К сожалению, этот способ неэффективен на режиме висения и малых скоростей. Неустойчивость вертолета вынуждает летчика непрерывно вмешиваться в управление, чтобы обеспечить устойчивость замкнутой системы "вертолет – летчик". Эта часть работы утомляет летчика и затрудняет пилотирование.

Основным путем улучшения устойчивости и управляемости вертолета является использование автоматических средств, среди которых наибольшее распространение получили автопилоты.

Современные автопилоты, устанавливаемые на вертолетах, выполняют функции системы автоматической стабилизации, а также облегчают управление вертолетом. Летчик может полностью передать управление автопилоту, а свое внимание сосредоточить на выполнении других задач.

Вертолет по сравнению с самолетом имеет ряд особенностей. Несущая система вертолета подвижна относительно фюзеляжа и одновременно выполняет функции рулей. Поэтому управление движением центра масс вертолета и вращением относительно центра масс, например, в продольной плоскости, осуществляется не двумя, как у самолета, а только одним органом – автоматом перекоса. При его отклонении, кроме изменения горизонтальной силы, одновременно возникает момент относительно центра масс. Управление вертолетом по высоте полета осуществляется непосредственным изменением подъемной силы при изменении угла общего шага несущего винта. Несущий винт является сложной аэродинамической системой, которая имеет собственную динамику и вносит запаздывание в управление. Рулевые приводы

системы управления вертолетом нагружаются силами, содержащими периодические составляющие, генерируемые несущим винтом, чего нет у самолета. Эффективность органов управления самолетом пропорциональна скоростному напору, в то время как у вертолета она мало зависит от скоростного напора. Например, управляющие моменты тангажа и крена одновинтового вертолета создаются отклонением несущего винта, тяга которого в установившемся режиме примерно равна силе тяжести вертолета при всех значениях скоростного напора. Вследствие указанных особенностей для вертолета нельзя использовать самолетные автопилоты. Задача автоматизации полета вертолетов должна решаться с учетом их специфики.

При создании первых автопилотов для вертолетов основное внимание обращали на обеспечение устойчивости вертолета. Стремление превратить вертолет в стабилизированную платформу приводило к большим значениям передаточных чисел автопилота. Весь диапазон отклонения органов управления при этом мог быть использован автопилотом. Управление вертолетом осуществлялось отклонением специального дополнительного органа – серворучки, электрические сигналы которой подавались в сумматор автопилота. В случае отказа автопилота мог возникнуть возмущающий момент, соответствующий полному отклонению органа управления, что создавало угрозу безопасности полета.

По мере совершенствования вертолетов и накопления опыта их эксплуатации вопросы безопасности приобрели особую остроту. Стало ясно, что эти вопросы могут быть решены лишь путем создания всережимного автопилота иной схемы, обеспечивающего возможность пилотировать вертолет обычными рычагами управления и не создающего опасных ситуаций при отказах. Настойчивые поиски привели к созданию автопилотов, сервоприводы которых включаются в систему управления вертолета таким образом, что

органы управления могут отклоняться независимо летчиком и автопилотом (дифференциальная схема включения сервоприводов). Безопасность полета обеспечивается ограничением отклонения органа управления автопилотом на величину 10-25% от полного хода органа управления. Большой вклад в создание автопилотов для вертолетов внесли И.А. Михалев, О.В. Успенский, В.Д. Саюров, И.С. Дмитриев, И.А. Эрлих, Э.А. Петросян и др.

Автопилот, удерживая заданное положение вертолета в пространстве, выбрасывает сигналы, противодействующие управлению летчиком. Для ослабления этих сигналов в каналах тангажа и крена используются компенсационные датчики, вырабатывающие электрические сигналы, зависящие от отклонения рычага управления. В процессе управления курсом и высотой полета происходит отключение сигналов по рысканию и высоте. Автопилот, созданный на основе указанных принципов, стабилизирует вертолет на заданном режиме полета, а в режиме управления он улучшает динамические характеристики вертолета, вследствие чего значительно облегчается работа летчика и уменьшается погрешность управления.

Электронный блок автоматического регулирования и контроля БАРК-6В входит в состав системы автоматического управления двигателя ТВ7-117В и обеспечивает (совместно с другими агрегатами САУ) управление двигателем ТВ7-117В и контроль его параметров.

ГЛАВА 1. ОБЩАЯ ЧАСТЬ

1.1 Сведения о предприятии

Московский вертолётный завод имени М. Л. Миля — авиационное предприятие, расположенное в посёлке городского типа Томилино Люберецкого района Московской области, занимается разработкой и опытной эксплуатацией вертолётов.

Завод был создан генеральным конструктором Михаилом Милем в 1947 году. Включает в себя ОКБ, опытное производство, экспериментально-исследовательский комплекс и лётно-испытательную базу. Входит в состав госкорпорации «Ростех».

Деятельность предприятия по разработке, производству, ремонту и испытаниям авиационной техники (в том числе военной и техники двойного назначения) подтверждена Лицензией №702 от 14.09.2001 года.

Завод ведет свою историю от небольшого ОКБ, основанного М.Л. Милем при вертолетной лаборатории ЦАГИ в 1947 году. Осенью 1951 года ОКБ получило в свое полное распоряжение старейший советский вертолетостроительный завод №3 в Сокольниках, где МВЗ им. М.Л. Миля располагается и по сегодняшний день. В 1953 году предприятие получило новый номер – ГАЗ №329, а в 1967 году переименовано в Московский вертолетный завод. В 1970 году, после кончины М. Л. Миля, фирма получила имя своего основателя. Кроме территории в Сокольниках МВЗ располагает опытным производством и наземным испытательным комплексом в подмосковных Панках и Лётно-испытательным комплексом, размещенным на аэродроме Медвежьи Озера. Основными направлениями производственной деятельности ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля» является опытно – конструкторская и научно-исследовательская работа, проектирование, постройка и испытания опытных образцов

винтокрылой техники, внедрение в серийное производство, сертификация, модернизация, авторский надзор и сопровождение эксплуатации вертолетов военного и гражданского назначения.

Специалистами ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля» созданы вертолеты всех типов и классов: легкие, средние и не имеющие аналогов тяжелые, узкоспециализированные и многоцелевые, сухопутные и морские и т.д. На фирме спроектировано и построено полтора десятка базовых моделей вертолетов (Ми-1, Ми-2, Ми-4, Ми-6, В-7, Ми-8, Ми-10, Ми-12, Ми-14, Ми-17, Ми-18, Ми-24, Ми-26, Ми-28 и Ми-34), каждая из которых имела многочисленные модификации общим числом свыше 200. Почти все разработанные модели вертолетов поступили в серийное производство и по своим летно-техническим и экономическим показателям не уступают лучшим зарубежным аналогам или даже превосходят их. На вертолетах «Ми» установлено более 150 рекордов, около 100 из них – абсолютные!

МВЗ им. М. Л. Миля внес решающий вклад в становление и развитие парка отечественной винтокрылой техники. «Милевские» машины составляют 98% всего национального производства вертолетов. Они строятся серийно на авиационных заводах в Арсеньеве, Казани, Ростове-на-Дону и Улан-Удэ. Вертолетный парк стран СНГ на 95% состоит из вертолетов марки «Ми». ВВС, армейская авиация, пограничные войска, войска МВД, подразделения МЧС Российской Федерации практически на 100% укомплектованы вертолетами, разработанными на МВЗ им. М.Л. Миля. Общее число построенных вертолетов марки «Ми» превышает 30 тысяч. По суммарному тоннажу конструкции и суммарной грузоподъемности флот вертолетов «Ми» соизмерим сегодня со всем зарубежным парком вертолетов.

МВЗ широко развивает международное сотрудничество, взаимодействует с такими крупнейшими авиастроительными концернами как EADS, *United Technology* и т.п. Свыше семи тысяч «Милевских» вертолетов экспортировано в десятки стран мира. Они разошлись по всему земному шару, и в настоящее время трудно отыскать страну, в небе которой не летали бы российские вертолеты «Ми». Созданные на МВЗ вертолеты прошли суровую проверку более чем в 40 военных конфликтах, где продемонстрировали высокую надежность, живучесть и боевую эффективность.

В настоящее время ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля» ведет опытно-конструкторские и научно-исследовательские работы по перспективным винтокрылым машинам Ми-28Н, Ми-38, Ми-54 и некоторым другим проектам, а также по модернизации таких широко известных вертолетов, как Ми-2, Ми-8, Ми-17, Ми-24, Ми-26 и Ми-34.

Деятельность МВЗ им. М.Л. Миля отмечена многочисленными отечественными и зарубежными наградами, в том числе Международным Призом И.И. Сикорского (дважды), Интернациональной Золотой Звездой Качества и отечественной премией «Российский Национальный Олимп».

1.2 Боевой вертолет Ми-28 «Ночной охотник»



Рисунок 1.1 Вертолет МИ-28

История производства.

Разработка вертолётa велась на Московском вертолётном заводе им. М. Л. Миля с 1978 года в условиях творческого соревнования с ОКБ Камова — согласно Постановлению ЦК КПСС и Совета министров СССР от 16 декабря 1976 года, предусматривавшего создание на конкурсной основе нового поколения боевых вертолётov Ми-28 и В-80, в дальнейшем Ка-50. Первые полёты опытный образец вертолётa Ми-28 совершил 10 ноября и 19 декабря 1982 года (лётчик-испытатель Г. Р. Карапетян, штурман-испытатель В. В. Цыганко). Первый образец Ми-28 предназначался преимущественно для снятия лётно-технических характеристик и не нёс системы вооружения. Её установили на втором лётном экземпляре, сборку которого опытное производство МВЗ завершило в сентябре 1983 года. В его конструкции были учтены все замечания

макетной комиссии ВВС. Постройку третьего лётного экземпляра Ми-28, в конструкции которого были учтены все замечания заказчика и изменения, вносимые в опытно-экспериментальные образцы по мере их доводки, опытное производство МВЗ им. М. Л. Миля начало в 1985 году. Модернизированный вертолёт получил в 1987 году наименование Ми-28А. Испытания модернизированного Ми-28А начались в январе 1988 года. Они прошли благополучно, и в следующем году вертолёт впервые был продемонстрирован на авиасалоне Ле-Бурже в Париже и на выставке в Ред-Хилл под Лондоном, где пользовался большим интересом у посетителей. В том же году, первый опытно-экспериментальный вертолёт Ми-28 был впервые официально представлен и у себя на родине во время авиационного праздника в Тушино. В январе 1991 года к программе испытаний присоединился второй Ми-28А, собранный опытным производством МВЗ. В сентябре 1993 года в ходе общевойсковых учений под Гороховцом вертолёты блестяще продемонстрировали свои лётные и боевые качества.



Рисунок 1.2 Вертолет МИ-28УБ

В апреле 1986 года на Гороховецком полигоне прошли совместные полёты Ми-28А и Ка-50 по программе государственных совместных испытаний (ГСИ). Требование — обнаружить на поле боя 25 целей. Экипаж Ми-28А на малой высоте, обнаружил все 25 целей, не будучи обнаруженным. Лётчик Ка-50 на значительно больших высотах, смог обнаружить только две цели.

Выкатка из сборочного цеха первого опытного экземпляра Ми-28Н состоялась 16 августа 1996 года, 14 ноября 1996 года вертолёт впервые поднялся в воздух.

1.3 Концепция боевого вертолета Ми-28

Концепция боевого вертолета в процессе формирования прошла длинный путь изменений и совершенствований. Одним из краеугольных вопросов была выработка представлений о наиболее эффективной тактике применения винтокрылого штурмовика, соответствующем комплексе вооружения и, следовательно, схеме и компоновке боевого аппарата. В ходе проектирования воздушной боевой машины пехоты Ми-24 у разработчиков и у заказчиков появились новые идеи относительно перспектив дальнейшего развития вертолетов подобного назначения. Параллельно с концепцией транспортно-боевого вертолета, предназначенного для повышения мобильности мотострелковых войск и одновременного обеспечения их огневой поддержки, М.Л.Миль и его соратники задумали проект специализированного высокоманевренного винтокрылого воздушного танка, который служил бы летающей платформой для установки всевозможного вооружения. В этом варианте перевозка десанта уже не предусматривалась.

Конструкторы МВЗ им. М. Л. Миль провели аэродинамические, прочностные и весовые расчеты перспективных проектов, проработали различные варианты силовых установок, схем и компоновок Ми-28. Так как заказчик требовал оснащения вертолета системой аварийного покидания, а

практика летных испытаний, проведенных на фирме Миля, показала сложность обеспечения безопасного отстрела лопастей, то разработчики рассматривали в качестве приоритетного вариант двухвинтового винтокрыла поперечной схемы. Он не только гарантировал безопасное катапультирование вне дисков винтов, но и позволял включить в конструкцию крыло винтокрыла. В качестве силовой установки они выбрали модификацию мощных, надежных и уже освоенных промышленностью двигателей ТВЗ-117.

Государственные совместные испытания опытного боевого вертолѐта Ми-28Н были начаты в мае 2005 года. Программой ГСИ было предусмотрено проведение большого объѐма наземных работ и испытательных полѐтов, что обеспечивало возможность всесторонней оценки боевых свойств вертолѐта. С целью решения оперативных вопросов, возникающих в ходе ГСИ и требующих быстрого и компетентного решения, государственную комиссию по проведению ГСИ опытного боевого вертолѐта Ми-28Н возглавил непосредственно главнокомандующий ВВС.

В конце декабря 2005 года на предприятии был проведѐн подъѐм первого серийного вертолѐта нового поколения Ми-28Н. Первый этап ГСИ Ми-28Н завершѐн в 2007 году.

В соответствии с решением ГК ВВС, ГСИ вертолѐта Ми-28Н были проведены в два этапа. В рамках первого этапа было выдано предварительное заключение о возможности выпуска установочной партии вертолѐтов. При этом решениями командования ВВС были сформированы технические облики вертолѐта Ми-28Н, обеспечивающие после завершения первого этапа ГСИ круглосуточное выполнение вертолѐтом боевых задач по уничтожению наземных целей с основным комплексом вооружения, второго этапа ГСИ — воздушных целей с применением ракет класса «воздух-воздух», а также

высокую выживаемость вертолѐта за счёт оснащения средствами радиоэлектронного подавления.

ГСИ Ми-28Н завершены 26 декабря 2008. По результатам ГСИ установлено, что по лѐтно-техническим характеристикам, характеристикам устойчивости и управляемости, возможностям комплекса бортового радиоэлектронного оборудования, номенклатуре и точностям применяемого оружия Ми-28Н в целом соответствует требованиям ТТЗ.

Вертолѐт Ми-28Н «Ночной охотник» принят на вооружение приказом президента РФ 15 октября 2009 г., 27 декабря 2013 — Министерством обороны.

В конструкции кабины применена высокостойкая броня, полностью броневое плоскопараллельное остекление выдерживает прямые попадания бронебойных пуль калибром 12,7 мм в лобовые стѐкла и пуль калибром 7,62 мм в боковые стѐкла и стѐкла дверей, броня корпуса выдерживает попадание осколочно-фугасных снарядов калибра 20 мм, лопасти сохраняют работоспособность при попадании 30-мм снарядов.

Бронекабина экипажа, так называемая «ванна», выполнена из 10-мм листов алюминия, на которые наклеены 16-мм бронезащитные элементы из керамики. Двери кабины выполнены из стеклопластика с алюминиевой плитой и керамической броней. Лобовые стѐкла кабины представляют собой прозрачные силикатные блоки толщиной 42 мм, а боковые стѐкла и стѐкла дверей — из таких же блоков, но толщиной 22 мм. Кабина лѐтчика отделена от кабины оператора 10-мм алюминиевой бронеплитой, что сводит к минимуму поражение обоих членов экипажа при разрыве малокалиберного осколочно-фугасного зажигательного (ОФЗ) снаряда в одной из кабин. Топливные баки заполнены пенополиуретаном и снабжены латексным самозатягивающимся протектором.

Ми – 28 способен выполнять полёт на предельно малых высотах (до 5 м) с огибанием рельефа местности. Повышена манёвренность вертолётa, который теперь может перемещаться назад и в стороны со скоростью 100 км/ч. Во время «зависания» суммарная угловая скорость разворота может достигать 90 градусов в секунду, а с учётом угловой скорости рыскания — чуть более 117 град/сек, максимальная угловая скорость крена — более 100 град/сек.

По сравнению с Ми-24 у Ми-28 в 1,5—2 раза снижена заметность в инфракрасном диапазоне (при тех же двигателях) за счёт установки экранно-выхлопных устройств (ЭВУ).

1.4 Реализация безопасности полетов Ми-28

При возникновении нештатной ситуации или катастрофического разрушения конструкции на высоте более 100 м сначала отстреливаются двери обеих кабин, затем специальными резаками перерезаются ремни принудительного притяга, надуваются специальные «трапы» — баллонеты, которые не дают экипажу при покидании задеть шасси или повёрнутую пушку, и экипаж покидает машину с помощью парашютов.

При такой же ситуации, но на высоте менее 100 м срабатывает система принудительного притяга ремней, надёжно фиксирующая экипаж в энергопоглощающих креслах «Памир-К» разработки КБ «Звезда». Сначала энергию удара гасят основные стойки шасси, которые, деформируясь, поглощают её. Далее в работу вступают кресла, которые способны погасить вертикальную перегрузку 50-60 g до 15-17 g, обеспечивая травмобезопасность пилоту и штурману – оператору.



Рисунок 1.3 Вертолет МИ-28НМ

Ми – 28 способен совершать: петлю Нестерова, переворот Иммельмана, бочку, полёт боком, полёт назад, вбок со скоростью до 100 км/ч, разворот с угловой скоростью до 117 градусов/с, максимальная угловая скорость крена более 100 град/с.



Рисунок 1.4 Вертолет МИ-28А с Х-образным РВ

1.5 Модификации

Ми-28 Прототип («изделие 280»). Опытно – экспериментальный, 2 машины (№ 012 и 022). С ПрПНК-28 (дневной ОПС с ТВ каналом «Сатурн», подв. контейнер. аппаратура «Меркурий»).

Ми-28А Модернизированный («изделие 286»). Отличается двигателями ТВ3-117, НВ со стеклопластиковыми лонжеронами, Х-образным РВ 286-1, конструкцией ЭВУ двигателей, составом оборудования, 2 машины (№ 032, 042).

Ми-28Л Лицензионный вариант Ми-28А (проект). Разработан в 1990 году для Ирака.

Ми-28Н «Ночной охотник» Ночной на базе Ми-28А. С главным редуктором ВР-29 вместо ВР-28.

Ми-28НМ (ОП-1) Проект модернизации Ми-28Н. Разработка модернизированной версии начата в 2009 году. Планируется штатная установка наддулочной РЛС типа Н025. Также Ми-28НМ получит дублированную систему управления благодаря которой штурман-оператор сможет также управлять вертолётom. 29 июля 2016 года Ми-28НМ совершил первый полёт в режиме висения.

Ми-28НЭ Экспортная модификация вертолётa Ми-28Н (Mi-28NE Night Hunter).

Ми-28УБ (Ми-28Н с двойным управлением) Специальный вертолёт с двойным комплектом управления, который может применяться для обучения пилотированию Ми-28Н, при этом сохраняет всю функциональность ударного вертолётa.

1.6 Эксплуатация вертолета Ми-28 в условиях высоких температур

Высокие температуры окружающего воздуха наблюдаются в летний период в зонах сухих степей и в особенности полупустынь и пустынь. Повышенная запыленность воздуха, почвы и воды создает сложные условия для работы и повышенный износ авиационной техники. Высокая температура и резкие ее колебания в течение суток, длительное воздействие солнечных лучей, ветра и пыли вызывают такие неисправности, как растрескивание, потеря эластичности и отставание от обшивки лакокрасочного покрытия на поверхности летательных аппаратов; часты разрушения наружного лакирующего слоя листов обшивки из-за абразивного износа от воздействия пыли, имеющей в своем составе вещества высокой твердости и большое количество солей. Это способствует интенсивному развитию коррозии.

При базировании вертолетов Ми-28 на аэродромах с естественным покрытием ряд неисправностей создают песок и галька, попадающие на элементы конструкции летательных аппаратов и в двигатели при взлете, посадке и рулении. Подвержено повышенному износу остекление кабин, где обнаруживаются микротрещины, царапины и риски вследствие воздействия солнечных лучей и абразивного действия песка. Пыль и песок попадают в узлы крепления и подвижные элементы конструкции, в места смазки, повышая их износ. Большое число неисправностей выпадает на долю шасси. К ним относятся: надирь, повышенный износ и люфты подвижных элементов, в особенности в рычажных узлах подвески колес, повышенный износ и старение шасси. В этих условиях необходимо регулировать давление в пневматиках по нижнему допуску, что способствует уменьшению их износа. Следует иметь в виду, что повышение температуры воздуха на 15°C соответственно повышает

давление в пневматиках на 12—13%. Особое внимание следует уделять тормозам колес, которые в условиях высоких температур склонны к перегреву, короблению и растрескиванию конструктивных элементов.

После пыльных бурь необходимо очищать поверхности летательных аппаратов, менять смазку в шарнирных соединениях. Пыль с поверхности вертолета и отдельных агрегатов рекомендуется удалять пылесосами и слегка увлажненной ветошью. Не рекомендуется применение сжатого воздуха, так как частицы пыли могут попасть внутрь систем и агрегатов.

На стоянке необходимо зачехлять вертолеты или места, подверженные воздействию указанных выше факторов; систематически контролировать наличие смазки на трущихся поверхностях.

Длительная эксплуатация двигателей на пыльных аэродромах приводит к повышенному износу элементов проточной части, лопаток компрессора и турбин, их загрязнению, что снижает КПД и вызывает повышение температуры газа перед турбиной.

Повышенному износу также подвержены подшипники, щетки генераторов и другие элементы. В еще худших условиях работают двигатели, установленные на вертолетах, так как отбрасываемый винтом поток воздуха поднимает облако пыли.

К этому следует добавить, что полеты вертолетов выполняются на низких высотах, где запыленность воздуха более высокая. Наблюдается повышенный износ элементов систем, особенно гидравлических агрегатов. Это объясняется загрязнением рабочей жидкости вследствие попадания пыли при заправке бачков. В связи с этим заправку или замену жидкости, как правило, следует производить в безветренную погоду или с использованием пылезащитных приспособлений.

1.7 Режимы полёта

Вертолёт может выполнять ряд специфических режимов полёта: висение, развороты на висении, вертикальный набор высоты и снижение, перемещения вбок и назад (со сравнительно небольшой скоростью). При неработающих двигателях возможна авторотация, т.е. безмоторное планирование. В этом случае несущий винт работает в режиме ветряка. На этом режиме возможна посадка на неподготовленную площадку.

Следует различать режимы висения относительно воздушной массы и земли. Последний с точки зрения аэродинамики является полётом с малой воздушной скоростью (равной скорости ветра) вперед, вбок или назад в зависимости от направления вертолёта относительно ветра.

Остальные режимы полёта вертолёта с поступательной скоростью аналогичны режимам полёта самолёта: горизонтальный полёт, набор высоты и снижение, развороты и т.д. Появившиеся в последнее время боевые вертолёты способны выполнять элементы высшего пилотажа.

Диапазон допустимых скоростей горизонтального полёта в зависимости от высоты имеет вид, показанный на рис. 1.5

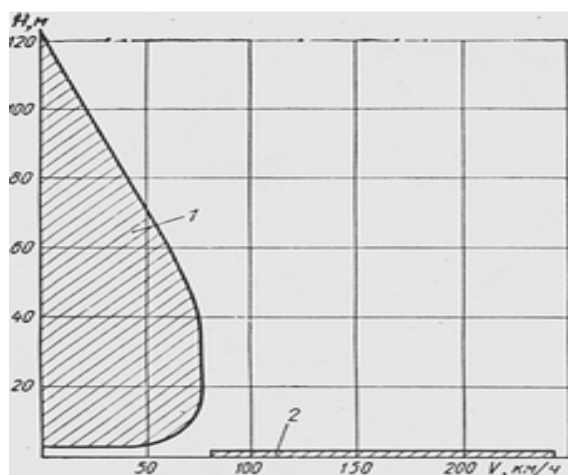


Рисунок 1.5 Область допустимых скоростей и высот полета вертолета.

Различают статический потолок – максимальная высота висения и динамический потолок – максимальная высота при поступательном полёте.

Для вертолётов с одним двигателем существуют опасные области скоростей и высот (на рис. 1.5 заштрихованы). В случае отказа двигателя при полёте в области – 1, вертолёт не успеет перейти на режим установившейся авторотации, и приземление произойдёт с большой вертикальной скоростью. В случае отказа двигателя при полёте в области – 2 вертолёт начнёт быстро терять высоту и лётчик может не успеть выполнить маневр, чтобы предотвратить столкновение с землёй.

1.8 Тактико-технические характеристики Ми-28

Технические характеристики

- Экипаж: 2 человека
- Длина фюзеляжа: 17,05 м
- Высота: 3,82
- Ширина с консолями крыла 5,88 м
- Диаметр несущего винта: 17,2 м
- Диаметр рулевого винта: 3,85 м
- Масса:
 - пустого: 8095 кг
 - нормальная взлётная масса: 10900 кг
 - максимальная взлётная масса: 12100 кг
 - Масса боевой нагрузки: 2300 кг
 - Масса топлива: 1500 кг
- Силовая установка:
 - Тип двигателя: турбовальный

- Количество, модель: 2 двигателя ВК-2500

Мощность:

- на чрезвычайном режиме: 2×2700 л. с.
- на взлётном режиме: 2×2200 л. с.
- на крейсерском режиме: 2×1500 л. с.

Лётные характеристики

- Максимальная скорость: 300 км/ч
- крейсерская: 265 км/ч
- Дальность полёта:
 - максимальная 450 км
 - с ПТБ: 1087 км
- Статический потолок: 3600 м
- Динамический потолок: 5600 м
- Скороподъёмность: 13,6 м/с

ГЛАВА 2. ОПИСАНИЕ МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЯ И ЕГО ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

2.1 Общие сведения о двигателе ВК-2500

Новый турбовальный двигатель ВК-2500 разработан в 2001 году. Класс мощности – 2500 л.с. Предназначен для модернизации средних вертолетов Ми-8МТ/Ми-17, Ми-24, Ка-32, Ка-52 Ми-28 Н и др.

Использование в вертолетной силовой установке двух двигателей повышает безопасность полета, так как при выключении одного из них второй обеспечивает продолжение полета или выполнение безопасной посадки. Правый и левый двигатели силовой установки взаимозаменяемы при условии разворота выхлопного патрубка.

Разработка – ОАО «Климов».

Особенностью конструкции турбовального двигателя является наличие свободной турбины. Мощность, вырабатываемая свободной турбиной, передается главному редуктору и составляет эффективную мощность двигателя.

Эта особенность имеет ряд конструктивных и эксплуатационных преимуществ:

- позволяет получать желаемую частоту вращения ротора свободной турбины (вала несущего винта вертолета) независимо от частоты вращения ротора турбокомпрессора двигателя;
- облегчает раскрутку ротора турбокомпрессора при запуске двигателя;
- позволяет получать оптимальные расходы топлива при различных условиях эксплуатации двигателя;
- исключает необходимость установки фрикционной муфты в силовой установке вертолета.

Таблица 1 – Основные технические характеристики ВК-2500:

Варианты настройки двигателя	I	II	III
Чрезвычайный режим (H=0, V=0):			
мощность (МСА+15 ⁰ С), л.с.	2700	2700	2700
Взлетный режим (H=0, V=0):			
мощность (МСА+30/25/15 ⁰ С), л.с.	2000	2200	2400
удельный расход топлива (МСА), г/л.с. час, не более	220	214	210
Крейсерский режим (H=0, V=0):			
мощность (МСА+25/25/15 ⁰ С), л.с.	1500	1500	1750
Габаритные размеры, мм:			
длина	2055	2055	2055
ширина	660	660	660
высота	728	728	728
Масса, кг	300	300	300

2.2 Конструктивно - компоновочная схема двигателя ВК-2500

Конструктивно - компоновочная схема двигателя включает в себя входное устройство, компрессор, камеру сгорания, турбину компрессора, свободную турбину и выходное устройство.

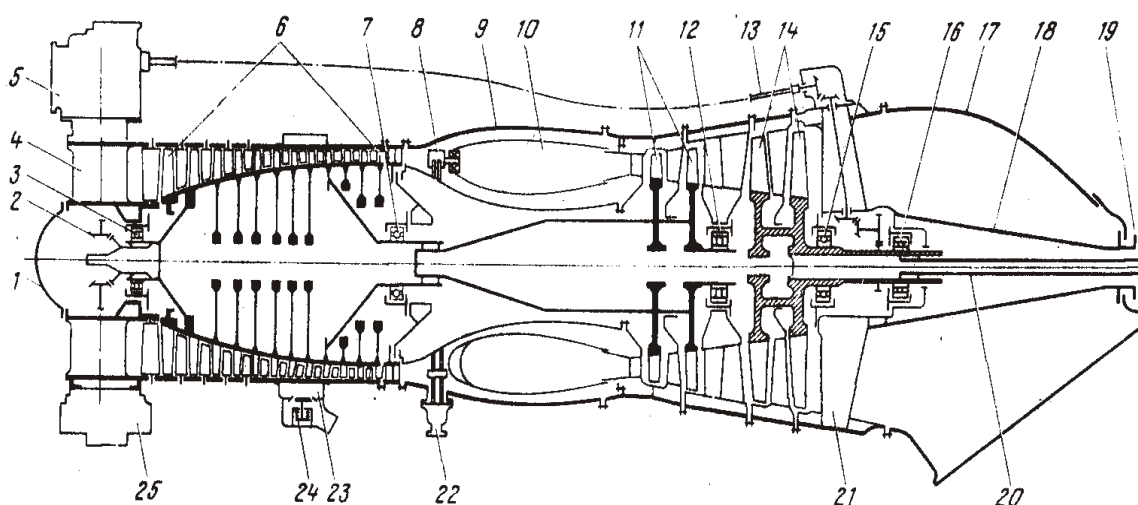


Рисунок 2.1 Принципиальная схема двигателя ВК-2500

1 – передняя крышка; 2 – центральный привод; 3 – первая опора; 4 – корпус первой опоры; 5 – коробка приводов; 6 – компрессор; 7 – вторая опора; 8 – коллектор топливных форсунок; 9 – наружный корпус диффузора камеры сгорания; 10 – жаровая труба; 11 – турбина компрессора; 12 – третья опора; 13 – гибкий валик привода регулятора частоты вращения свободной турбины; 14 – свободная турбина; 15 – четвертая опора; 16 – пятая опора; 17 – выхлопной патрубок; 18 – силовой конус корпуса опор свободной турбины; 19 – фланец крепления сферической опоры редуктора; 20 – соединительная рессора; 21 – корпус опор свободной турбины; 22 – дренажный клапан; 23 – ресивер; 24 – клапан перепуска воздуха; 25 – маслоагрегат.

2.3 Общие сведения о двигателе ВК-2500

Двигатель ВК-2500 является модификацией широко известного двигателя ТВЗ-117ВМА и отличается от него увеличенной мощностью на режимах, за счет повышения температуры газов перед турбиной компрессора и частоты вращения ротора турбокомпрессора (ТК).

Двигатель ВК-2500, в отличие от двигателя ТВЗ-117ВМА, имеет следующие основные конструктивные особенности:

- в турбине компрессора применены более жаропрочные материалы;
- установлен усиленный диск I ступени ротора турбины компрессора;
- на основных дисках I и II ступени турбины компрессора, а также на покрывных дисках I, II, III ступеней устранены концентраторы напряжений;
- изменена схема охлаждения турбины компрессора;
- заменен материал воздушных лабиринтных уплотнений;
- коллектор термопар перенесен в зону более низких температур;
- вместо термопар Т-102 (14 шт.) применены термопары Т-80Т (12 шт.), при этом они установлены на корпусе СА1 свободной турбины вместо СА турбины компрессора;
- установлен маслоагрегат повышенной надежности и ресурса;
- электронный регулятор двигателя ЭРД-ЗВМА и регулятор температуры РТ-12 заменены на электронный блок БАРК-78, выполняющий функции регулятора температуры и ограничителя частоты вращения турбокомпрессора, а также обеспечивающий защиту СТ от раскрутки;
- в связи с заменой термопар и переносом коллектора термопар изменена электропроводка и конфигурация трубопроводов.

При выполнении ремонта двигателей ТВЗ-117 может быть осуществлена модернизация в вариант ВК-2500, что значительно повысит летно-технические характеристики вертолетов.

2.4 Функции системы топливопитания, регулирования и управления двигателя ВК-2500

Данная система обеспечивает:

1. подачу топлива в камеру сгорания двигателя;
2. поддержание в заданных пределах частоты вращения ротора свободной турбины на рабочих режимах;
3. ограничение максимальной замеренной частоты вращения ротора турбокомпрессора;
4. ограничение максимальной приведенной частоты вращения ротора турбокомпрессора;
5. ограничение максимальной температуры газов за турбиной компрессора;
6. управление клапанами перепуска;
7. автоматический запуск двигателя;
8. синхронизацию мощностей двух двигателей;
9. управление поворотными направляющими аппаратами компрессора;
10. аварийную защиту ротора свободной турбины от раскрутки;
11. автоматическую перенастройку блока автоматического регулирования и контроля (БАРК-78) на чрезвычайный режим в случае отказа одного двигателя.
12. поддержание частоты вращения турбокомпрессора на режиме малого газа.

2.5 Система запуска двигателя и система автоматического управления

Система запуска двигателя ВК-2500 аналогична системе запуска двигателя ТВЗ-117. Управление раскруткой двигателя осуществляется автоматической панелью запуска, установленной на вертолете. Раскрутка ротора турбокомпрессора производится воздушным стартером, работающим на сжатом воздухе, поступающем от газотурбинного двигателя АИ-9В (АИ-9). После выхода газотурбинного двигателя АИ-9В (АИ-9) на рабочий режим и нажатия кнопки «ЗАПУСК» автоматическая панель запуска подает сигнал на электромагнитный клапан воздушного стартера, который открывает доступ сжатого воздуха к турбине стартера. При достижении ротором турбокомпрессора частоты вращения 60...65%, микровыключатель насоса-регулятора снимает питание с электромагнитного клапана воздушного стартера и подача воздуха в стартер прекращается. Если к 55-й секунде после нажатия на кнопку «ЗАПУСК» двигатель не наберет частоту вращения 60...65%, система раскрутки отключается вместе с отключением автоматической панели запуска.

В аварийных ситуациях при превышении предельно допустимой частоты вращения турбины стартера центробежный выключатель воздушного стартера снимает питание с электромагнитного клапана и подача воздуха в стартер прекращается.

Система автоматического управления двигателем

Система автоматического управления двигателем - обеспечивает поддержание заданного режима работы двигателя автоматически путем изменения подачи топлива в камеру сгорания.

Автоматическое изменение подачи топлива обеспечивает постоянство частоты вращения ротора свободной турбины в полете (независимо от загрузки несущего винта) на основных эксплуатационных режимах.

При срабатывании автоматических ограничителей (ИМнр), защищающих элементы двигателя от тепловых и механических нагрузок, частота вращения свободной турбины уменьшается.

Задание и управление режимами работы двигателя осуществляется из кабины пилота рычагами отдельного управления двигателями и рычагом «ШАГ- ГАЗ».

Для обеспечения безопасности полетов двигатель оборудован системой защиты и раннего обнаружения неисправностей, аппаратурой контроля и сигнализации.

2.6 Система регулирования двигателя

Регулирование на установившихся режимах.

Регулирование двигателя на режимах от малого газа до крейсерского и на взлетном режиме осуществляется перенастройкой центробежного регулятора частоты вращения ротора компрессора, размещенного в агрегате НР-40*. Перенастройка регулятора числа оборотов ротора компрессора осуществляется рычагом управления топливного насоса НР-40, кинематически связанного с ручкой «Шаг — Газ».

На крейсерских и номинальном режимах система обеспечивает автоматическое поддержание числа оборотов ротора свободной турбины и режим двигателя определяется регулятором числа оборотов ротора свободной турбины. При движении ручки «Шаг — Газ» происходит изменение загрузки

несущего винта и регулятор РО-40 изменяет режим работы двигателя так, чтобы поддержать число оборотов несущего винта в заданном пределе.

Регулирование при приемистости двигателя осуществляется резким (за 1,2 с) перемещением рукоятки «Шаг — Газ» в сторону максимальных чисел оборотов. При даче полной приемистости рукоятка «Шаг — Газ» перемещается от упора «Малый газ» до упора «Максимальные обороты».

При перемещении рукоятки «Шаг — Газ» регулятор числа оборотов ротора компрессора исключается из работы, и топливо подается через дроссельный пакет, который определяет скорость нарастания расхода топлива по времени.

В процессе приемистости закон изменения угла поворота лопаток направляющих аппаратов компрессора такой же, как и при установившихся режимах работы двигателя. Закон изменения подачи топлива по времени выбран таким образом, чтобы в процессе приемистости имелись достаточные запасы по помпажу двигателя и температура не превышала допустимой величины. При повышении температуры выше допустимой дозировка топлива будет осуществляться ограничителем температуры.

Регулирование при снижении режима

Снижение режима работы двигателя производится перемещением вниз ручки «Шаг — Газ». При резком перемещении ручки «Шаг — Газ» (за 1,2 с) расход топлива может резко уменьшиться. Для предотвращения погасания пламени в камере сгорания при резком уменьшении подачи топлива в насосе-регуляторе имеется клапан минимального давления топлива, поддерживающий минимальный расход топлива.

Регулирование параметров двигателя

1. Максимальный расход топлива ограничивается с помощью дозирующей иглы максимального расхода и работающего совместно с ней клапана постоянного перепада давления. При этом косвенно ограничивается максимальная мощность двигателя в диапазоне температур на входе от -40 до $+25^{\circ}\text{C}$. Максимальный расход топлива выбран таким, чтобы при температуре наружного воздуха $+15^{\circ}\text{C}$ мощность двигателя на взлетном режиме соответствовала ТУ двигателя.

2. Число оборотов ротора компрессора ограничивает центробежный регулятор, расположенный в агрегате НР-40, при положении рычага управления на упоре «Максимальные обороты». Начало срабатывания ограничителя — при числах оборотов ротора компрессора 98,5%.

3. Ограничение приведенных чисел оборотов ротора компрессора производится ограничителем приведенных чисел оборотов n_T к расположенным в агрегате НР-40 (НР-40ВГ), или ограничением степени сжатия в компрессоре — ограничителем степени сжатия, расположенным в агрегате НР-40ВР.

4. Температура газа перед турбиной компрессора ограничивается специальной системой, описание которой будет приведено ниже. На рабочих режимах работы двигателя максимальная температура газа поддерживается в пределах $865 \pm 5^{\circ}\text{C}$.

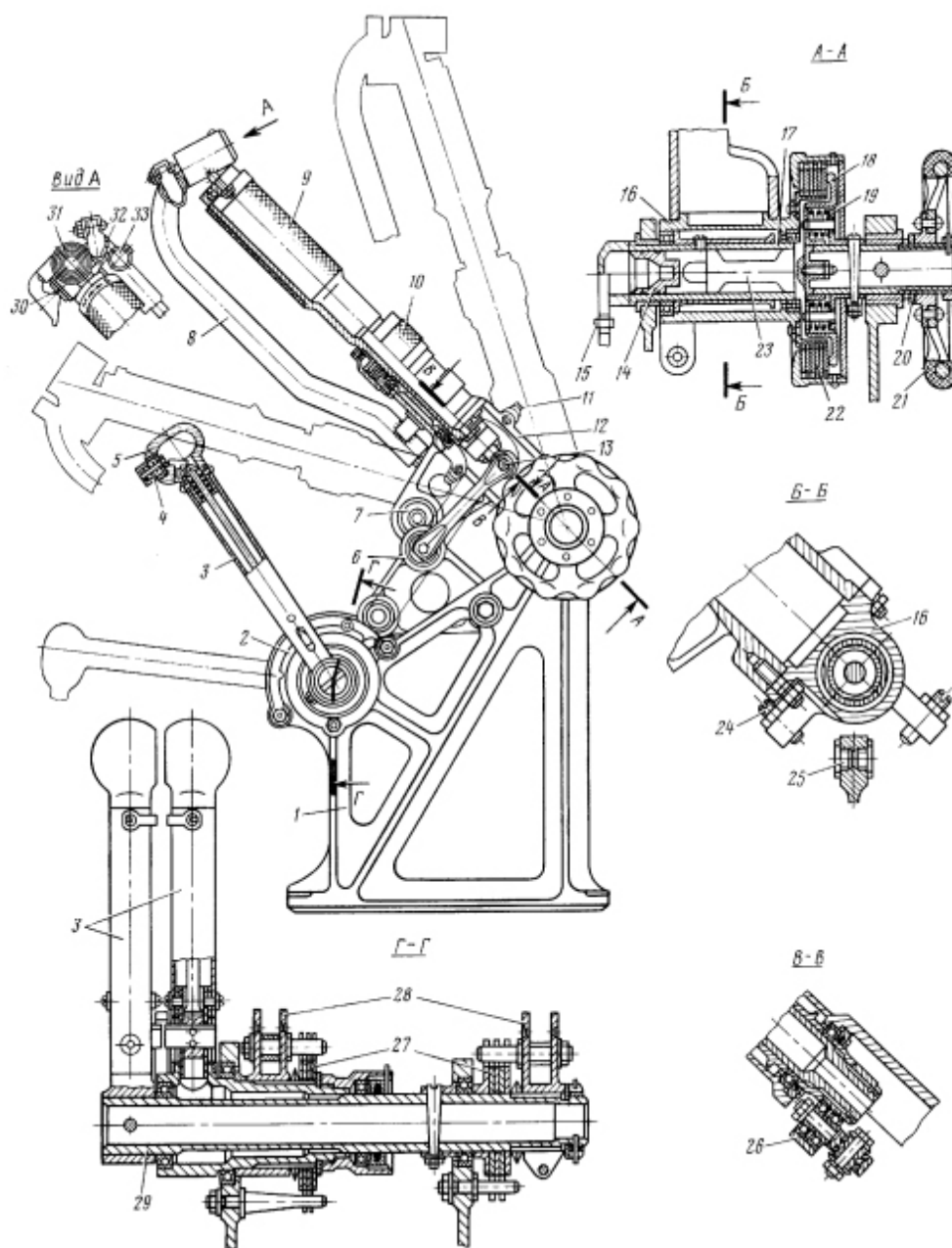


Рисунок 2.2 Левая ручка ШАГ-ГАЗ

1 – кронштейн; 2 – сектор; 3 – рычаги раздельного управления двигателями; 4 – кнопка; 5 – рукоятка; 6 – качалка; 7 – проушина; 8 – корпус кнопок; 9 – поворотная рукоятка коррекции; 10 – фрикцион; 11 – винтовой упор; 12 – корпус ручки ШАГ-ГАЗ; 13 – звено проводки управления двигателями; 14 – поршень; 15 – штуцер; 16 – основание ручки ШАГ-ГАЗ; 17 – ось ручки ШАГ-ГАЗ; 18 – тарелка фрикциона; 19 – упорный диск; 20 – нажимная втулка; 21 – маховичок; 22 – дисковый фрикцион; 23 – плунжер; 24 – регулировочный винт; 25 – упор; 26 – поводок; 27 – фрикцион; 28 – рычаг; 29 – вал; 30,31,32,33 – кнопки.

2.7 БАРК

Блок автоматического регулирования и контроля БАРК (далее по тексту — БАРК) входит в состав электронной части системы регулирования двигателя.

БАРК предназначен:

- для регулирования расхода топлива путем выработки управляющих воздействий на исполнительный механизм с целью:
 - поддержания заданной частоты вращения ротора ($n_{\text{ТК}}$) на режимах: 2,5-минутной мощности (чрезвычайном) ($n_{\text{ТК чр.}}$), взлетном ($n_{\text{ТК взл.}}$) и малого газа ($n_{\text{ТК мг}}$);
 - ограничения режима работы двигателя по предельным значениям температуры газов ($t_{\text{Г}}$), физической частоте вращения ротора ТК ($n_{\text{ТК физ.}}$) и приведенной частоте вращения ротора ТК ($n_{\text{ТК пр.}}$);
- для защиты свободной турбины (СТ) от раскрутки путем выдачи сигнала на исполнительный механизм останова двигателя при увеличении значения частоты вращения ротора СТ выше заданного порога;
- для формирования и передачи в счетчик наработки и контроля СНК-78-1 (далее — СНК) информации о текущем режиме работы двигателя, БАРК и его систем.

В случае своего отказа или отказа датчиков и исполнительных механизмов, блок автоматического регулирования и контроля снимает сигнал с исполнительного механизма перенастройки автомата приемистости МКТ-163 для передачи управления гидромеханической системе. При выходе из строя одного из контуров управления сохраняет работоспособность оставшихся.

БАРК представляет собой специализированную электронную цифровую вычислительную машину, работающую в реальном масштабе времени, оснащенную устройствами сопряжения с датчиками и исполнительными механизмами системы регулирования. Принимает электрические сигналы от датчиков электронной части системы регулирования, нормирует их, преобразует в цифровую форму и формирует по заданной программе сигналы управления исполнительными механизмами расхода топлива и останова двигателя.

ГЛАВА 3. РАСЧЁТ ОСНОВНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ВЕРТОЛЁТА

3.1 Расчет мощности при висении на статическом потолке

$$\bar{N}_{H_{cm}}$$

Удельная мощность, необходимая для привода несущего винта в режиме висения на статическом потолке, рассчитывается по формуле:

$$\bar{N}_{H_{cm}} = \frac{N_{H_{cm}}}{m_0 g} = \frac{\bar{T}_0^{1.5} \sqrt{p}}{1,566 * \eta_0 * \sqrt{\Delta_{cm}}}$$

где $N_{H_{ст}}$ - необходимая мощность, Вт;

m_0 - взлетная масса, кг;

g - ускорение свободного падения, м/с²;

p - удельная нагрузка на ометаемую несущим винтом площадь, Н/м²;

Δ_{cm} - относительная плотность воздуха на высоте статического потолка;

η_0 - относительный к.п.д. несущего винта на режиме висения ($\eta_0 = 0,75$);

\bar{T} - относительное увеличение тяги несущего винта для уравновешивания аэродинамического сопротивления фюзеляжа $\Delta\bar{T}_\phi$ и горизонтального оперения

$\Delta\bar{T}_{го}$:

$$\Delta\bar{T}_\phi \Delta\bar{T}_{го} \bar{N}_{H_{ст}} = \frac{1,023^{1.5} \sqrt{280}}{1,566 * 0,75 * \sqrt{0,789}} = 16,676$$

3.2 Расчет удельной мощности в горизонтальном полете на максимальной скорости

$$\bar{N}_{V_{max}}$$

Удельная мощность, необходимая для привода несущего винта в горизонтальном полете на максимальной скорости, рассчитывается по формуле:

$$\bar{N}_{V_{max}} = \frac{N_{r_{max}}}{m_0 g} = 16,4 * 10^{-3} \omega R (1 + 7,08 * 10^{-8} V_{max}^3) + 1,67 \frac{p * I_3}{V_{max}} + 13,2 * 10^{-3} * \bar{S}_3 * V_{max}^3$$

где ωR - окружная скорость концов лопастей;

\bar{S}_3 - относительная эквивалентная вредная пластинка;

I_3 - коэффициент индукции, определяемый в зависимости от скорости полета:

$$I_3 = 1,12$$

$$\bar{N}_{V_{max}} = 16,4 * 10^{-3} * 232 * (1 + 7,08 * 10^{-3} * 250^3) + 1,67 * \frac{280 * 1,12}{250} + 13,2 * 10^{-3} - 1,841 * 10^{-5} * 250^3 = 13,836$$

3.3 Расчет удельной мощности в полете на динамическом потолке с экономической скоростью

$$\bar{N}_{дин}$$

Удельная мощность для привода несущего винта на динамическом потолке равна:

$$N_{\text{дин}} = 16,4 * 10^{-3} \omega R * (1 + 7,08 * 10^{-3} * V^3) + 1,82 * \frac{p}{V_{\text{дин}} * \Delta_{\text{дин}}} + 13, \\ * 10^{-3} * \overline{S_3} * V_{\text{дин}}^3 * \Delta_{\text{дин}}$$

где $\Delta_{\text{дин}}$ - относительная плотность воздуха на динамическом потолке,

$V_{\text{дин}}$ - экономическая скорость вертолета на динамическом потолке,

$$\overline{N}_{\text{дин}} = 16,4 * 10^{-3} * 232 * (1 + 7,08 * 10^{-3} * 182,298^3) + 1,82 * \frac{280}{182,298 * 0,569} \\ + 13,2 * 10^{-3} * 1,841 * 10^{-5} * 182,298^3 * 0,569 = 11,142$$

3.4 Расчет удельной мощности в полете у земли на экономической скорости в случае отказа одного двигателя при взлете

$$\overline{N}_{\text{взл}}$$

Удельная мощность, необходимая для продолжения взлета с экономической скоростью при отказе одного двигателя рассчитывается по формуле:

$$\overline{N}_{\text{взл}} = 16,4 * 10^{-3} * \omega R * (1 + 7,08 * 10^{-3} * V^3) + 1,82 * \frac{p}{V_3} + 13,2 * 10^{-3} * \overline{S_3} * V_3^3,$$

где V_3 - экономическая скорость у земли,

$$\overline{N}_{\text{взл}} = 16,4 * 10^{-3} * 232 * (1 + 7,08 * 10^{-3} * 158,061^3) + 1,82 * \frac{280p}{158,061} + 13,2 \\ * 10^{-3} * 1,841 * 10^{-5} * 158,061^3 = 8,833$$

3.5 Расчет удельных приведенных мощностей для разных случаев полета

Удельная приведенная мощность при висении на статическом потолке равна:

$$\bar{N}_{H_{ст}}^{пр} = \frac{\bar{N}_{H_{ст}}}{\bar{N}_H * \xi_0},$$

где \bar{N}_H - удельная дроссельная характеристика, которая зависит от высоты статического потолка $H_{ст}$ и рассчитывается по формуле:

ξ_0 - коэффициент использования мощности двигательной установки на режиме висения, значение которого зависит от взлетной массы вертолета m_0 :

$\xi_0 = 0,82$ при $10 \leq m_0 \leq 25$ тонн

$$\bar{N}_{H_{ст}}^{пр} = \frac{16,676}{0,759 * 0,82} = 26,794$$

Удельная приведенная мощность в горизонтальном полете на максимальной скорости равна:

$$\bar{N}_{V_{max}}^{пр} = \frac{\bar{N}_{V_{max}}}{\bar{N}_V * 0,875}$$

где $\xi_{V_{max}} = 0,875$ - коэффициент использования мощности на максимальной скорости полета,

\bar{N}_V - дроссельные характеристики двигателей, зависящие от скорости полета V_{max} :

$$\bar{N}_V = 1 + 5.5 * 10^{-7} * V_{max}^2$$

$$\bar{N}_{V_{max}}^{np} = \frac{13,836}{1,003 * 0,875} = 15,287$$

Удельная приведенная мощность в полете на динамическом потолке с экономической скоростью $V_{дин}$ равна:

$$\bar{N}_{H_{дин}}^{np} = \frac{\bar{N}_{H_{дин}}}{0.77875 * \bar{N}_H * \bar{N}_{V_{дин}}}$$

где $\xi_{VЭЭ}$ - коэффициент использования мощности на экономической скорости полета, \bar{N}_H и $\bar{N}_{V_{дин}}$ – степени дросселирования двигателей, зависящие от высоты динамического потолка H и скорости полета $V_{дин}$ в соответствии со следующими дроссельными характеристиками:

$$N_H = 1 - 0.0695 * H_{дин};$$

$$\bar{N}_{V_{дин}} = 1 + 5,5 * 10^{-7} * V_{дин}^2$$

$$\bar{N}_{H_{дин}}^{np} = \frac{11,192}{0,77875 * 0,6177 * 1,182} = 19,67$$

Удельная приведенная мощность в полете у земли с экономической скоростью при отказе одного двигателя на взлете равна:

$$\bar{N}_{взл}^{пр} = \frac{\bar{N}_{взл}}{0.865 * \bar{N}_ч * \bar{N}_{V_0}} * \frac{n}{n-1},$$

где $\xi_{Эк} = 0,865$ - коэффициент использования мощности на экономической скорости полета,

$\bar{N}_ч = 1$ - степень дросселирования двигателя на чрезвычайном режиме работы,

$n = 2$ - количество двигателей вертолета.

$$\bar{N}_{V_0} = 1 + 5,5 * 10^{-7} * 158,061^2 = 1,137$$

$$\bar{N}_{взл}^{пр} = \frac{8,755}{0,865 * 1 * 1,137} * \frac{2}{2 - 1} = 17,803$$

Расчет потребной мощности двигательной установки

Для расчета потребной мощности двигательной установки выбирается максимальное значение удельной приведенной мощности:

$$\bar{N}_{max}^{пр} = \max(\bar{N}_{H_{ст}}^{пр}, \bar{N}_{V_{max}}^{пр}, \bar{N}_{H_{дин}}^{пр}, \bar{N}_{взл}^{пр}) = 26,794$$

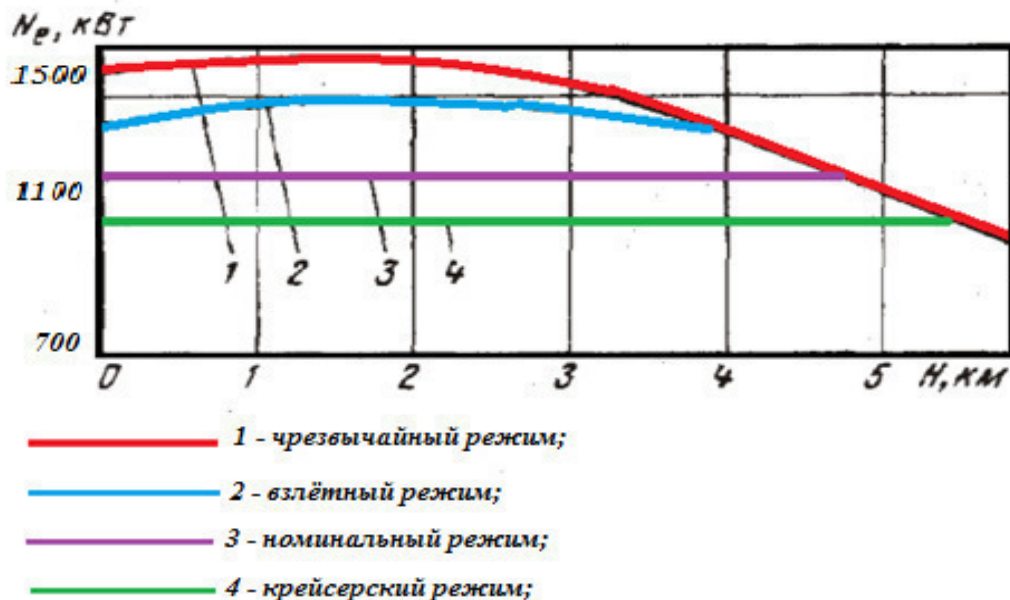


Рисунок 3.1 Зависимость мощности от высоты полёта

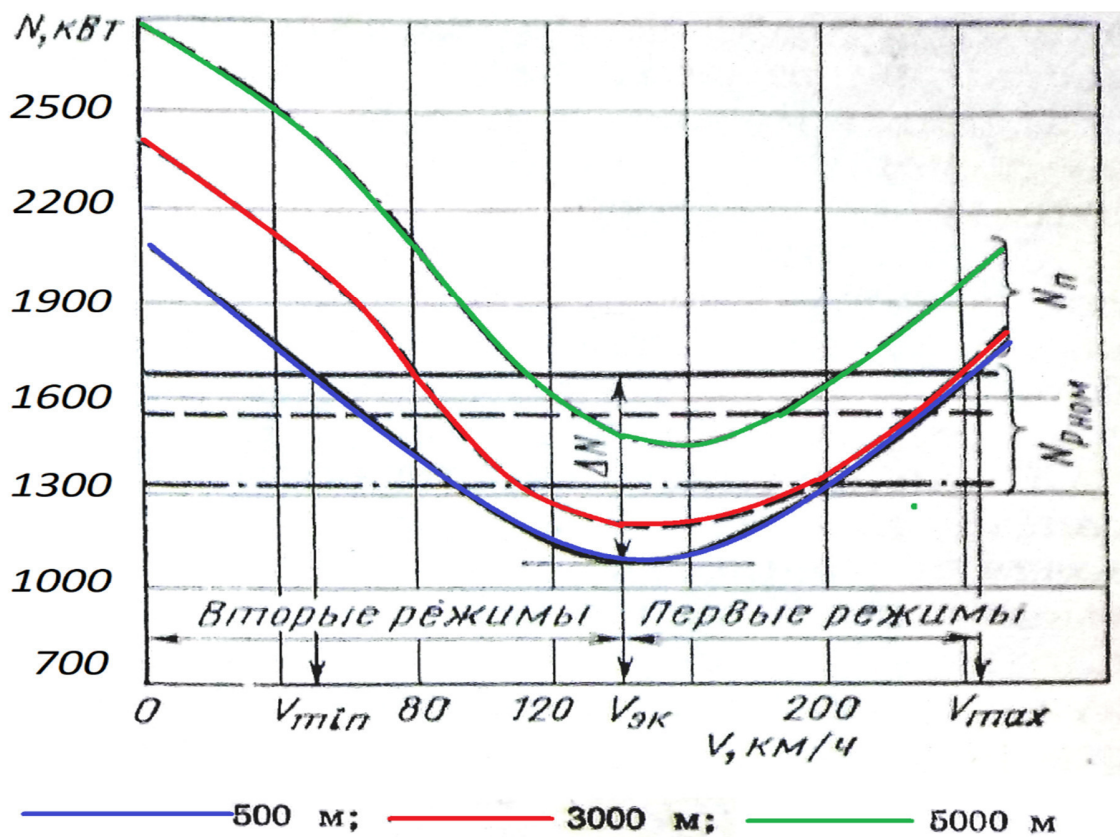


Рисунок 3.2 Зависимость мощности от скорости и высоты горизонтального полета вертолета

ГЛАВА 4. ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ ПАРАМЕТРОВ

4.1 Расчёт параметров входного устройства

Входным устройством авиационного ГТД называют часть двигателя воздушного судна (летательного аппарата), состоящую из воздухозаборника, средств его регулирования и защитных устройств. Входное устройство современного ГТД является одним из его функциональных модулей.

Для воздушных судов гражданской авиации с числом Маха крейсерского полёта $M_{кр} = 0,8 \dots 0,9$ применяются дозвуковые входные устройства, которые отличаются простотой конструкции и возможностью регулирования их параметров.

Входное устройство предназначено для забора воздуха из окружающей атмосферы, предварительного его сжатия за счёт использования кинетической энергии набегающего потока и подвода воздуха к компрессору с заданной скоростью и с минимальными гидравлическими потерями (рис. 4.1).

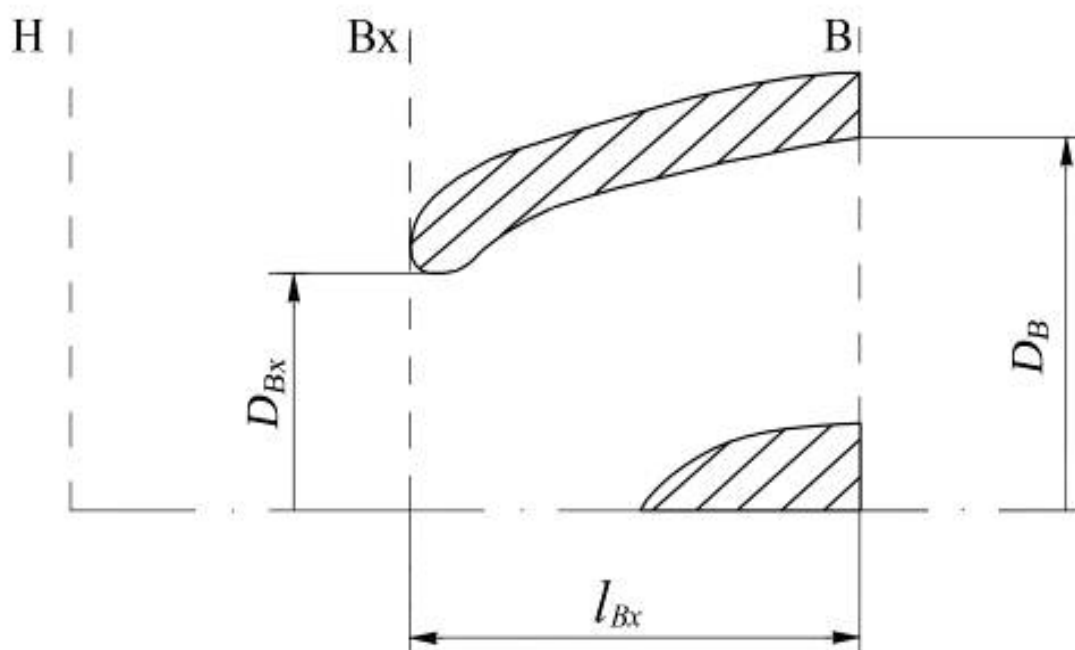


Рисунок 4.1 Схема входного устройства

Геометрия входного устройства ГТД определяется на расчётном режиме работы двигателя, соответствующего полёту воздушного судна на эшелоне (высота $H_{кр}$ и скорость $V_{кр}$). Все остальные режимы работы входного устройства, в том числе и при старте воздушного судна ($H = 0$, $V_{п} = 0$), при наборе высоты, снижении и заходе на посадку - нерасчётные.

Плавные очертания внутренней и наружной поверхностей обечайки входного устройства необходимы для предотвращения срыва воздушного потока (как правило, потребный угол наклона внешней поверхности обечайки к направлению набегающего потока составляет приблизительно $4...5^\circ$) и создания равномерного поля скоростей и давлений во входном отверстии воздухозаборника (сечение V_x-V_x). Радиус окружности, описывающей обечайку в её передней части, приближенно находится по формуле:

$$r = (0,04...0,05) \cdot \sqrt{F_{Vx}} \quad (1.1)$$

Размеры отверстия выбираются таким образом, чтобы скорость потока в нём на расчётном режиме составляла $50...70\%$ скорости полёта воздушного судна. Это требование обеспечивает большую часть ($75...80\%$) увеличения давления перед воздухозаборником и позволяет таким образом снизить общие потери. Форма внутреннего канала воздухозаборника выбирается так, чтобы в нём происходило дальнейшее торможение потока (примерно до начала обтекателя). Канал имеет вид диффузора, эквивалентный угол раскрытия которого составляет $2 \cdot \alpha = 6...10^\circ$ во избежание отрыва потока от внутренней поверхности обечайки воздухозаборника.

Диаметр канала входного устройства воздухозаборника в сечении В-В D_B равен диаметру компрессора D_K ($D_B = D_K = 0,95$ м – см. формулу (1.12)).

Диаметр канала входного устройства в сечении Вх – Вх $D_{Вх}$ на расчётном режиме полёта определяется по формуле:

$$\bar{D}_{Вх} = \frac{D_{Вх}}{D_B} = 1,1 * \sqrt{\frac{1}{\frac{1-c_{Вх}^2}{1-M_{кр}^2} + 1}} \quad (1.2)$$

где $\bar{D}_{Вх} = 0,520...0,623$ – относительный диаметр воздухозаборника при $M_{кр} = 0,80...0,85$, $\bar{c}_{Вх} = c_{Вх} / V_{кр}$

Выбираем $M_{кр} = 0,8$, $\bar{c}_{Вх} = 0,5$, $\bar{D}_{Вх} = 0,52$ и из формулы (1.2) получаем

$$D_{Вх} = \bar{D}_{Вх} * D_B = 0,52 * 0,95 = 0,494 \text{ м.}$$

Длина входного устройства определяется по известному диаметру:

$$l_{Вх} = (0,5...1) * D_B, \quad (1.3)$$

где D_B – диаметр входного устройства (компрессора).

$$l_{Вх} = 0,5 * 0,99 = 0,475 \text{ м.} \quad (1.4)$$

4.2 Осевой компрессор

Компрессор – это лопаточная машина, предназначенная для сжатия воздуха за счёт внешней механической работы, подводимой от газовой турбины и последующей подачи сжатого воздуха в камеру сгорания (рис. 4.2). Для рассматриваемого двигателя выбираем многоступенчатый осевой компрессор.

Расчёт компрессора сводится к определению:

параметров воздуха на входе в компрессор – $T_B^*, T_B, p_B^*, p_B, \rho_B$;

параметров воздуха на выходе из компрессора – $T_K^*, T_K, p_K^*, p_K, \rho_K$;

длины лопаток первой и последней ступеней, длины компрессора;

количества ступеней (z) компрессора;

работы компрессора и мощности, потребляемой компрессором.

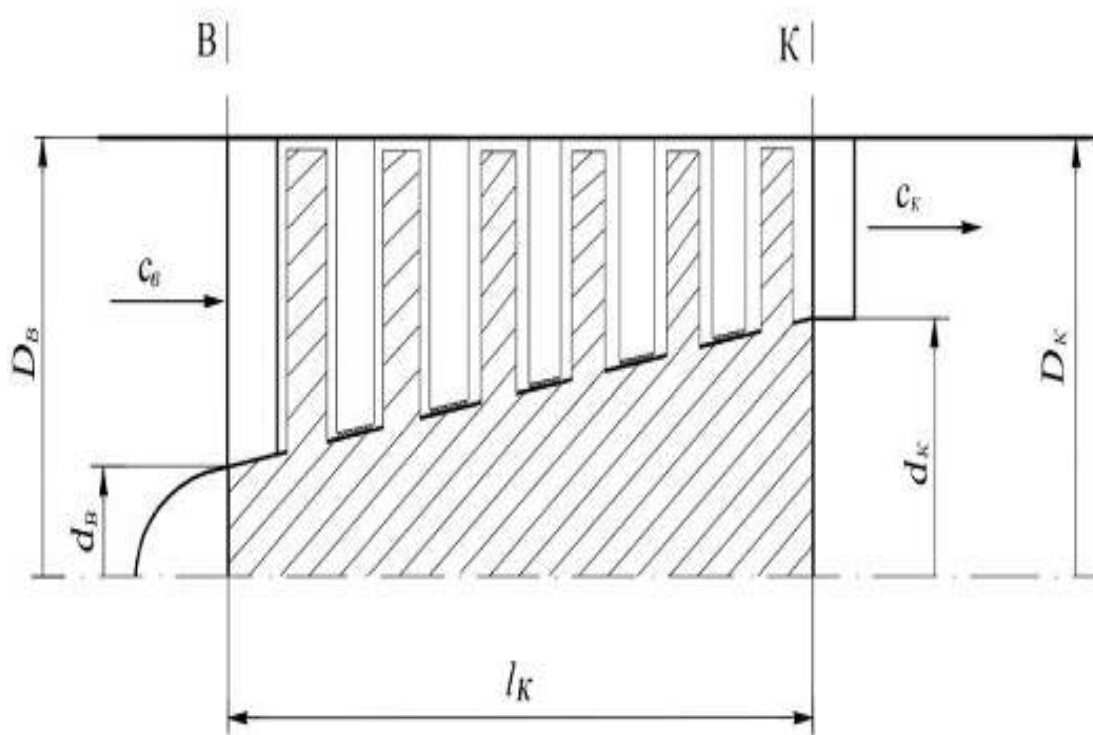


Рисунок 4.2 Схема осевого компрессора

Сечение В–В

Полная температура воздуха:

$$T_B^* = T_H \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_H^2 \right) \quad (1.5)$$

где $M_H = 0$, так как $V_H = 0$.

В результате $T_B^* = T_H = 288,15$ К.

Полное давление воздуха:

$$p_B^* = \sigma_{Bx} \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_H^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \cdot p_H \quad (1.6)$$

где $\sigma_{Bx} = p_e^* / p_n^*$ – коэффициент восстановления (сохранения) полного давления воздуха. Для дозвуковых входных устройств $\sigma_{Bx} = 0,96 \dots 0,98$. Чем больше σ_{Bx} , тем выше эффективность работы входного устройства (больше тяга двигателя и меньше удельный расход топлива). В среднем увеличение σ_{Bx} на 1 % вызывает повышение тяги на ≈ 1 % и снижение удельного расхода топлива на $\approx 0,5$ %.

Выбираем коэффициент восстановления полного давления воздуха во входном устройстве $\sigma_{Bx} = 0,97$, тогда $p_B^* = 0,97 \cdot 101325 = 98285,25$ Па

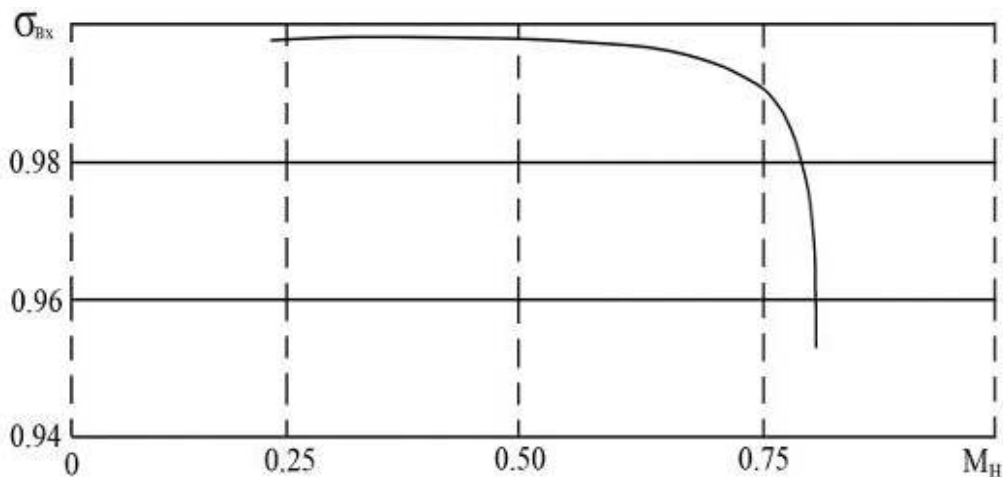


Рисунок 4.3 Зависимость коэффициента восстановления полного давления во входном устройстве ТРД от числа M_H полёта: $\sigma_{Bx0} = 0,98$ при $M_H = 0$, при $M_H > 1$ (до $M_H = 3$) расчёт по формуле:

$$\sigma_{Bx} = \sigma_{Bx0} - 0,02241 \cdot (M_H - 1)^2 - 0,14561 \cdot (M_H - 1)^3 + 0,086282 \cdot (M_H - 1)^4 - 0,14561 \cdot (M_H - 1)^5$$

Статическая температура воздуха

$$T_B = T_B^* - \left(\frac{c_B^2}{2 \cdot C_{PB}} \right) \quad (1.7)$$

При применении дозвуковых ступеней в осевом компрессоре обычно осевая составляющая скорости на входе в компрессор c_B принимается равной 170...195 м/с.

Выбираем осевую составляющую скорости потока воздуха в сечении В-В

$$c_B = 170 \text{ м/с, тогда } C_{PB} = \frac{k}{k-1} \cdot R = 1004,5 \text{ Дж/(кг*К)}$$

$$T_B = 286 - \frac{170^2}{2 \cdot 1004,5} = 271,6 \text{ К.}$$

Статическое давление воздуха p_B

$$\frac{p_B}{p_B^*} = \left(\frac{T_B}{T_B^*}\right)^{\frac{k}{k-1}} \Rightarrow p_B = p_B^* \cdot \left(\frac{T_B}{T_B^*}\right)^{\frac{k}{k-1}} = 98285,25 \cdot \left(\frac{271,6}{286}\right)^{\frac{1,4}{1,4-1}} = 82194 \text{ Па} \quad (1.8)$$

Плотность воздуха

$$\frac{p_B}{\rho_B} = R \cdot T_B \Rightarrow \rho_B = \frac{p_B}{R T_B} = \frac{82194}{287 \cdot 271,6} = 1,046 \text{ кг/м}^3 \quad (1.9)$$

Площадь проходного сечения

$$G_B = c_B \cdot \rho_B \cdot F_B \Rightarrow F_B = \frac{G_B}{c_B \cdot \rho_B} = \frac{105}{170 \cdot 1,046} = 0,59 \text{ м}^2 \quad (1.10)$$

Наружный диаметр компрессора D_B определяется с использованием формулы:

$$F_B = \frac{\pi}{4} \cdot D_B^2 \cdot \left[1 - \left(\frac{d_B}{D_B}\right)^2\right] = \frac{\pi}{4} \cdot D_B^2 \cdot (1 - \bar{d}_B^2) \quad (1.11)$$

Для первых ступеней многоступенчатых компрессоров относительный диаметр втулки компрессора $\bar{d}_B = d_B / D_B$ принимается равным 0,3...0,6.

Выбираем относительный диаметр втулки компрессора $\bar{d}_B = 0,421$, тогда

$$D_B = \sqrt{\frac{4 \cdot F_B}{\pi \cdot (1 - \bar{d}_B^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,59}{3,14 \cdot (1 - 0,42^2)}} = 0,99 \text{ м.} \quad (1.12)$$

Диаметр втулки компрессора

$$d_B = \bar{d}_B * D_B; d_B = 0,421 * 0,95 = 0,4 \text{ м.} \quad (1.13)$$

Длина лопаток рабочего колеса первой ступени компрессора

$$h_B = \frac{D_B - d_B}{2} = \frac{0,95 - 0,38}{2} = 0,285 \text{ м.} \quad (1.14)$$

Сечение К–К

Определение удельной работы компрессора

$$L_K = \frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T_B^* \cdot \left(\pi_K^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_K^*} \quad (1.15)$$

Для осевых компрессоров со степенью повышения давления воздуха $\pi_K^* = 20 \dots 30$ КПД составляет $\eta_K^* = 0,8 \dots 0,86$.

Выбираем КПД компрессора по заторможенным параметрам $\eta_K^* = 0,86$, тогда удельная работа компрессора равна

$$L_K = \frac{1,4}{1,4-1} * 287 * 288 * \left(22^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right) * \frac{1}{0,86} = 460917,2 \text{ Дж/кг.} \quad (1.16)$$

Полное давление воздуха

$$p_K^* = p_B^* * \pi_K^* = 98285,25 * 20 = 1965705 \text{ Па.} \quad (1.17)$$

Полная температура воздуха

$$L_K + C_{PB} * T_B^* = C_{PB} * T_K^* \Rightarrow T_K^* = T_B^* + \frac{L_K}{C_{PB}} = 286 + \frac{460917,2}{1004,5} = 747 \text{ К.} \quad (1.18)$$

Статическая температура воздуха

$$T_K = T_K^* - \frac{c_K^2}{2 * C_{PB}} \text{ К} \quad (1.19)$$

На выходе из последних ступеней компрессора величина осевой скорости c_K не должна превышать 120...150 м/с.

Выбираем скорость воздуха за компрессором $c_K = 140$ м/с, тогда статическая температура воздуха равна

$$T_K = 757,7 - \frac{140^2}{2 * 1004,5} = 737 \text{ К.} \quad (1.20)$$

Статическое давление воздуха

$$P_K = P_K^* * \left(\frac{T_K}{T_K^*} \right)^{\frac{k}{k-1}} = 2162275,5 * \left(\frac{737,2}{747} \right)^{\frac{1,4}{1,4-1}} = 1876916 \text{ Па.} \quad (1.21)$$

Плотность воздуха

$$\rho_K = \frac{P_K}{R * T_K} = \frac{1876916}{287 * 737,2} = 8,9 \text{ кг/м}^3 \quad (1.22)$$

Площадь проходного сечения

$$F_K = \frac{G_B}{c_K * \rho_K} = \frac{105}{140 * 8,9} = 0,084 \text{ м}^2 \quad (1.23)$$

Наружный диаметр компрессора. Принимаем закон профилирования проточной части компрессора $D_K = \text{const}$, т.е. $D_B = D_K = 0,95$ м.

Внутренний диаметр компрессора

$$F_K = \frac{\pi}{4} * (D_K^2 - d_K^2) \Rightarrow d_K = \sqrt{D_K^2 - \frac{4*F_K}{\pi}} = \sqrt{0,95^2 - \frac{4*0,084}{3,14}} = 0,892 \text{ м.} \quad (1.24)$$

Длина лопаток на выходе из компрессора

$$h_K = \frac{D_K - d_K}{2} = \frac{0,95 - 0,892}{2} = 0,029 \text{ м.} = 29 \text{ мм.} \quad (1.25)$$

Определяем количество ступеней (z) компрессора. Обычно повышение давления в одной ступени осевого компрессора изменяется в пределах

$$\pi_{CT}^* = 1,3 \dots 1,5$$

Выбираем степень повышения давления воздуха в ступени $\pi_{CT}^* = 1,4$ и прологарифмировав формулу $\pi_K^* = (\pi_{CT}^*)^z$ получим:

$$z = \frac{\lg \pi_K^*}{\lg \pi_{CT}^*} = \frac{\lg 20}{\lg 1,4} = 9 \quad (1.26)$$

Определяем длину компрессора по формуле $l_K = 2,4 * b_{CP} * z$, где b_{CP} – средняя хорда профиля лопатки, z – количество ступеней компрессора.

Выбираем $b_{CP} = 0,5 * h_{CP}$, тогда среднюю высоту компрессорной решетки h_{CP} можно определить по формуле:

$$h_{CP} = \frac{h_B - h_K}{2} = \frac{0,285 - 0,029}{2} = 0,128 \text{ м;} \quad (1.27)$$

$$b_{CP} = 0,5 * 0,0905 = 0,0452 \text{ м};$$

$$l_K = 2,4 * b_{CP} * z = 2,4 * 0,0452 * 12 = 1,3824 \text{ м}. \quad (1.28)$$

Определение мощности, потребляемой компрессором

$$N_K = L_K * G_B = 460917,2 * 105 = 48396306 \text{ Вт}. \quad (1.29)$$

4.3 Расчёт параметров камеры сгорания

Камеры сгорания (рис. 4.4) предназначены для подвода тепловой энергии к рабочему телу в двигателе за счёт преобразования химической энергии топлива в тепловую. От совершенства и устойчивой работы камер сгорания в значительной степени зависит эксплуатационная надёжность и экономичность работы двигателя.

Расчёт камеры сгорания сводится к определению:

- параметров газа на выходе из камеры сгорания – $p_G^*, p_G, T_G^*, T_G, \rho_G$;
- длины камеры сгорания $L_{к.с}$;
- относительного расхода топлива – $g_T = G_T / G_B$;
- коэффициента избытка воздуха на выходе из камеры сгорания $\alpha_{к.с}$.

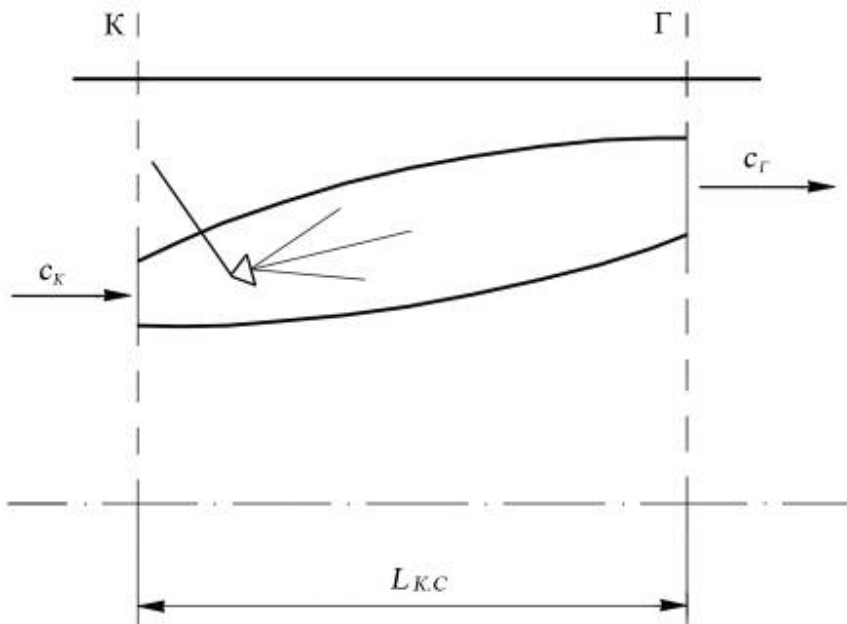


Рисунок 4.4 Схема камеры сгорания

Сечение Г–Г

Полное давление газов на входе в турбину p_{Γ}^* рассчитывается по заданной температуре T_{Γ}^* и в зависимости от типа камеры сгорания, в соответствии с которыми оценивается возможная величина коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{к.с} = 0,92...0,97$. При этом, чем выше T_{Γ}^* , тем меньшее значение $\sigma_{к.с}$ рекомендуется принимать. Ориентируясь на камеру сгорания двигателя РД-3М-500, принимаем $\sigma_{к.с} = 0,93$.

$$p_{\Gamma}^* = p_K^* \cdot \sigma_{к.с.} = 1965705 \cdot 0,93 = 1828105,7 \text{ Па.} \quad (1.30)$$

Полная температура газов T_{Γ}^*

Задаётся в исходных данных: $T_{\Gamma}^* = 1360 \text{ К.}$

Статическая температура газов

$$T_{\Gamma} = T_{\Gamma}^* - \frac{c_{\Gamma}^2}{2 \cdot C_{p\Gamma}} \quad (1.31)$$

На выходе из камеры сгорания осевая скорость газов должна быть в пределах $c_{\Gamma} = 160 \dots 220$ м/с.

Выбираем $c_{\Gamma} = 180$ м/с. Принимая значения коэффициента адиабаты и газовой постоянной равными $k_{\Gamma} = 1,33$ и $R_{\Gamma} = 288$ Дж/(кг*К) вычислим удельную теплоёмкость газов $C_{p\Gamma}$

$$C_{p\Gamma} = \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} * R_{\Gamma} = 1161 \text{ Дж/(кг*К)} \quad (1.32)$$

Подставляя принятые и вычисленные значения c_{Γ} и $C_{p\Gamma}$ по формуле (1.31) определим значение статической температуры T_{Γ}

$$T_{\Gamma} = 1450 - \frac{180^2}{2 * 1160} = 1346 \text{ К.}$$

Статическое давление газов

$$\frac{p_{\Gamma}}{p_{\Gamma}^*} = \left(\frac{T_{\Gamma}}{T_{\Gamma}^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}} \Rightarrow p_{\Gamma} = p_{\Gamma}^* \left(\frac{T_{\Gamma}}{T_{\Gamma}^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}} \quad (1.33)$$

$$p_{\Gamma} = 2010916,2 * \left(\frac{1346}{1360} \right)^{\frac{1,33}{1,33-1}} = 1753435,2 \text{ Па.}$$

Плотность газа

$$\frac{P_{\Gamma}}{\rho_{\Gamma}} = R \cdot T_{\Gamma} \Rightarrow \rho_{\Gamma} = \frac{P_{\Gamma}}{R \cdot T_{\Gamma}} = \frac{1753435,2}{288 \cdot 1436} = 4,5 \text{ кг/м}^3 \quad (1.34)$$

Диаметр камеры сгорания.

Наружный диаметр камеры сгорания $D_{K.Cн}$ на входе (сечение К-К) равен диаметру компрессора D_K , на выходе – (сечение Г-Г) – диаметру турбины.

$$D_K = D_{K.Cн} = 0,99 \text{ м.}$$

Внутренний диаметр камеры сгорания $D_{K.Cвн}$ определяется из соотношения

$$\bar{D}_{K.C} = D_{K.Cвн} / D_{K.Cн}$$

где $\bar{D}_{K.C}$ принимает значения 0,5...0,7. Выбираем $\bar{D}_{K.C} = 0,6$, тогда $D_{K.Cвн} = \bar{D}_{K.C} \cdot D_{K.Cн} = 0,6 \cdot 0,95 = 0,475 \text{ м.}$

Длина камеры сгорания

Длина камеры сгорания $L_{K.C}$ определяется суммой длины диффузора камеры сгорания l_D ($l_D = 100 \dots 150 \text{ мм}$) и длины жаровой трубы l_J ($l_J = 400 \dots 600 \text{ мм}$). Выбираем $l_D = 150 \text{ мм}$, $l_J = 600 \text{ мм}$, тогда

$$L_{K.C} = l_D + l_J = 150 + 600 = 750 \text{ мм} = 0,75 \text{ м.}$$

Для обеспечения высокой полноты сгорания и достаточно равномерного поля температур на выходе из камеры сгорания отношение длины жаровой трубы l_J к её поперечному размеру D_J должно составлять не менее 3...4 ($\bar{l}_J = \bar{l}_J / D_J \geq 3 \dots 4$). Однако, это отрицательно сказывается на габаритах и массе двигателя, кроме этого, в выхлопной струе появляется повышенное количество сажи, приводящее к возрастанию дымности двигателя.

В современных ГТД добиваются уменьшения относительной длины жаровой трубы $\bar{l}_Ж$ до значений 2,0...2,5. При этом практически отсутствует дым в выхлопных газах, но несколько сужается диапазон устойчивой работы камер сгорания по составу смеси.

Принимаем компромиссное решение по одновременному обеспечению устойчивой работы камеры сгорания и приемлемому уровню дымности, выбирая $\bar{L}_Ж$ равное 3,0. В результате диаметр жаровой трубы равен

$$D_Ж = l_Ж / \bar{l}_Ж = 600/3 = 200 \text{ мм.}$$

Для современных ГТД относительная длина диффузоров камер сгорания $\bar{l}_Д = l_Д / D_Ж = 0,8...1,5$.

Выбранные нами значения $l_Д$, $l_Ж$ и вычисленный диаметр жаровой трубы $D_Ж$ находятся в пределах, характерных для современных ГТД, так как

$$\bar{l}_Д = l_Д / D_Ж = 150/200 = 0,75$$

Относительный расход топлива в основной камере сгорания $g_T = G_T / G_B$ определяется из уравнения баланса энергии:

$$G_T \cdot H_u \cdot \eta_T = G_B \cdot C_{pT} \cdot (T_T^* - T_K^*) \quad (1.35)$$

$$g_T = \frac{G_T}{G_B} = \frac{C_{pT} \cdot (T_T^* - T_K^*)}{H_u \cdot \eta_T} \quad (1.36)$$

где H_u – низшая (рабочая) теплотворная способность топлива (для авиационных керосинов $H_u = 42900...43100$ кДж/кг). Выбираем $H_u = 43000$ кДж/кг;

η_{Γ} – коэффициент полноты сгорания (выделения теплоты), который на расчётных режимах для основных камер сгорания принимает значения в пределах 0,970...0,995. При этом, чем выше температура T_{Γ}^* (больше область горения в жаровых трубах), тем большие значения коэффициента η_{Γ} рекомендуется принимать.

Выбираем $\eta_{\Gamma} = 0,98$.

Таким образом, величина относительного расхода топлива в основной камере сгорания будет равна:

$$g_T = \frac{C_{\text{ПГ}} \cdot (T_{\Gamma}^* - T_K^*)}{\eta_{\Gamma} \cdot H_u} = \frac{1160 \cdot (1450 - 757)}{0,97 \cdot 43000000} = 0,02 \quad (1.37)$$

Коэффициент избытка воздуха на выходе из камеры сгорания ($\alpha_{\text{к.с}}$) находится по формуле

$$\alpha_{\text{к.с}} = 1/g_T \cdot L_o \quad (1.38)$$

где L_o для авиационных керосинов равно 14,9 – теоретически необходимое количество воздуха для полного сгорания 1 кг топлива.

$$\alpha_{\text{к.с}} = 1/g_T \cdot L_o = 1/0,02 \cdot 14,9 = 3,36 \quad (1.39)$$

Если полученное значение $\alpha_{\text{к.с}}$ оказывается более 5...7 или менее 1...2, то рабочий процесс в камере сгорания практически неосуществим, поскольку при этом происходит «срыв» пламени из-за слишком бедной или обогащённой смеси, соответственно. Для получения положительного результата необходимо либо увеличить π_k^* , либо T_{Γ}^* .

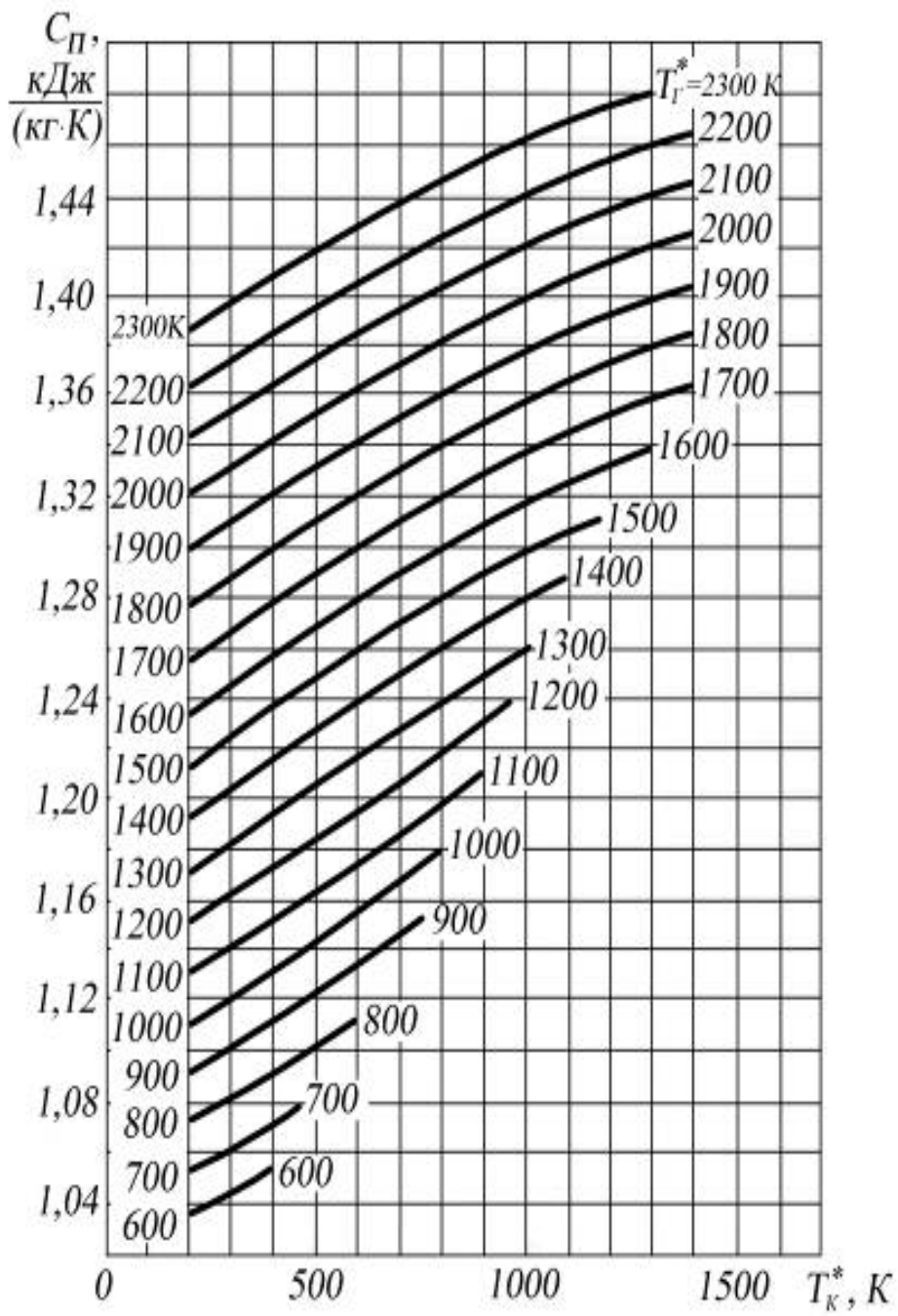


Рисунок 4.5 Условная средняя теплоёмкость процесса подвода тепла в КС ГТД.

4.4 Газодинамический расчёт характеристик турбины

Турбина ГТД – это лопаточная машина, в которой происходит отбор энергии от сжатого и нагретого газа и преобразование её в механическую энергию вращения ротора, которая используется для привода компрессора и агрегатов (рис. 4.6).

Расчёт турбины сводится к определению:

степени понижения давления газа π_T^* ;

параметров газа на выходе из турбины – $p_T^*, p_T, T_T^*, T_T, \rho_T$;

геометрических размеров турбины – диаметров на входе и выходе, длины турбины, высоты лопаток на входе и выходе;

количества ступеней (z) турбины.

Сечение Г–Г

1. Используя одно из условий совместной работы газогенератора (компрессора, камеры сгорания и турбины) в одновальном ТРД на установившихся режимах определим соотношение между расходами G_B и G_T .

Расход воздуха через компрессор G_B , равен сумме расходов воздуха через камеру сгорания $G_{К.С}$, отводимого от компрессора на охлаждение $G_{охл}$ и отбираемого для других целей $G_{отб}$, т.е.

$$G_B = G_{К.С} + G_{охл} + G_{отб} \quad (1.40)$$

Расход газа через турбину G_T равен сумме расходов воздуха на входе в камеру сгорания $G_{К.С}$ и секундного расхода топлива G_T , т.е.

$$G_T = G_{К.С} + G_T \quad (1.41)$$

Из совместного решения соотношений (1.40) и (1.41) получим

$$G_{\Gamma} = G_{K.C} * (1 + g_{\Gamma}) = (G_B - G_{\text{охл}} - G_{\text{отб}}) * (1 + g_{\Gamma}) = G_B * (1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}}) * (1 + g_{\Gamma}) \quad (1.42)$$

где $g_{\text{отб}} = G_{\text{отб}} / G_B$ – относительный расход воздуха, отбираемый от компрессора высокого давления на нужды воздушного судна (кондиционирование воздуха в кабине экипажа и салонах, вентиляция приборных отсеков, обогрев воздухозаборников и др.). Величина $g_{\text{отб}}$ в первом приближении принимается равной $g_{\text{отб}} = 0,01 \dots 0,02$, а в заключительной части расчёта осуществляется проверка его принятого значения. Принимаем $g_{\text{отб}} = 0,02$;

$g_{\text{охл}}$ – относительный расход воздуха, идущий на охлаждение турбины. Величина $g_{\text{охл}}$ может быть определена для принятой системы охлаждения (конвективная, конвективно–плёночная, заградительная) лишь после расчёта теплового состояния основных деталей турбины (лопаток, дисков, корпусов) и их прочностного расчёта. Можно условно принять, что до $T_{\Gamma}^* = 1250 \dots 1270$ К турбина неохлаждаемая (первый сопловой аппарат имеет конвективную систему охлаждения, а рабочие и сопловые лопатки всех последующих ступеней выполнены без системы охлаждения), а при $T_{\Gamma}^* > 1270$ К турбина охлаждаемая (рабочие лопатки также, как и сопловые имеют систему охлаждения). В зависимости от принятой системы охлаждения и T_{Γ}^* по графику (рис.4.6) оценивается величина $g_{\text{охл}}$. Принимая конвективно-плёночное охлаждение для $T_{\Gamma}^* = 1360$ К определяем $g_{\text{охл}} = 0,03$.

Назовём величину $(1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}}) * (1 + g_{\Gamma}) = G_{\Gamma} / G_B$ – относительным расходом газа, обозначим g_{Γ} и вычислим его значение

$$g_{\Gamma} = (1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}}) * (1 + g_{\Gamma}) = (1 - 0,05 - 0,017) * (1 + 0,02) = 0,952 \quad (1.43)$$

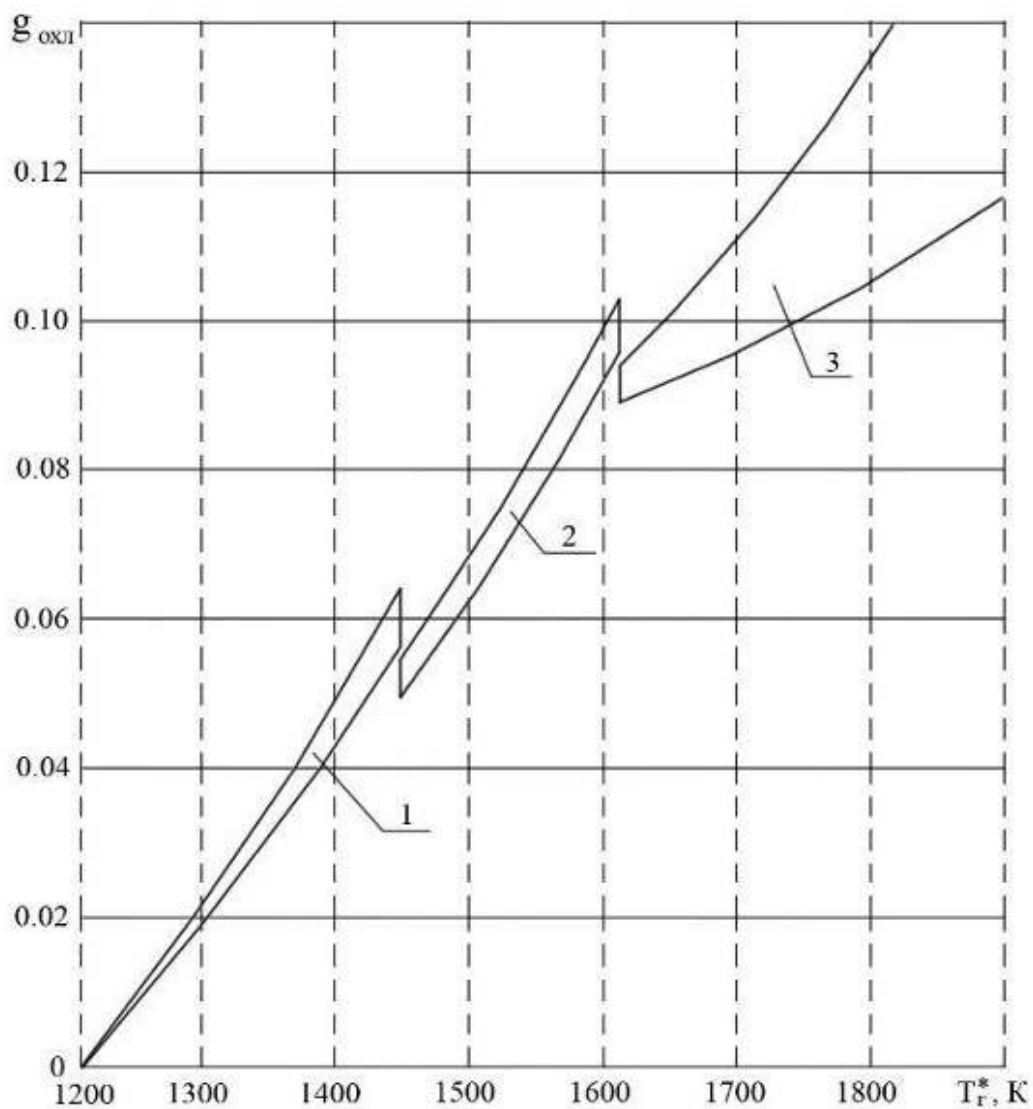


Рисунок 4.6 Зависимость относительного расхода воздуха на охлаждение турбины от температуры газа перед турбиной и типа системы охлаждения лопаток:

1 – внутренне конвективное охлаждение; 2 – комбинированное (конвективно-плёночное) охлаждение; 3 – пористое и проницаемое охлаждение (многослойные перфорированные материалы)

2. Площадь проходного сечения

$$F_{\Gamma} = \frac{G_B * g_{\Gamma}}{c_{\Gamma} * \rho_{\Gamma}} = \frac{105 * 0,952}{180 * 4,7} = 0,123 \text{ м}^2 \quad (1.44)$$

3. Наружный диаметр турбины

$$D_{\Gamma} = 1,15 * D_K = 1,15 * 0,95 = 1,0925 \text{ м} \quad (1.45)$$

4. Внутренний диаметр турбины

$$F_{\Gamma} = \frac{\pi}{4} (D_{\Gamma}^2 - d_{\Gamma}^2) \Rightarrow d_{\Gamma} = \sqrt{D_{\Gamma}^2 - \frac{4F_{\Gamma}}{\pi}} = \sqrt{1,1385^2 - \frac{4 * 0,135}{3,14}} = 1,018 \text{ м}. \quad (1.46)$$

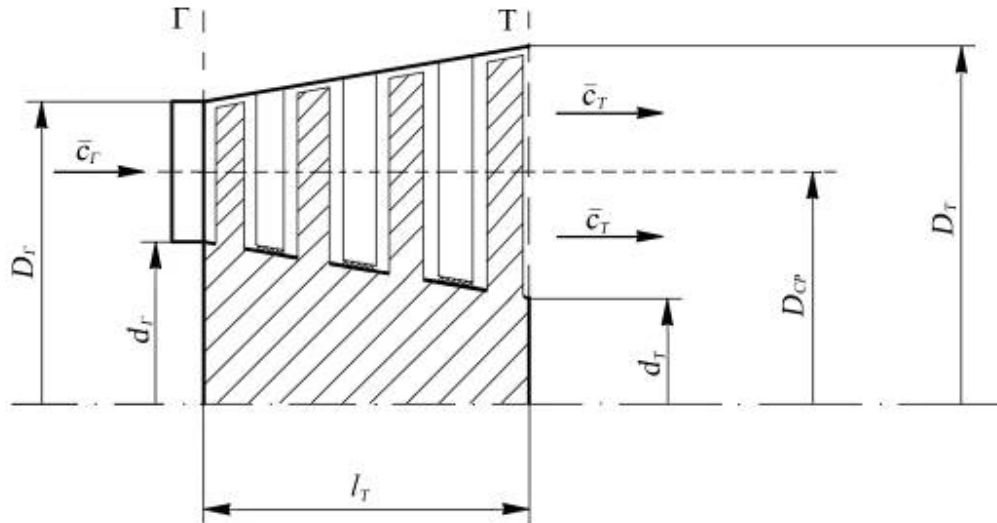


Рисунок 4.7 Схема осевой турбины

5. Длина лопаток

$$h_{\Gamma} = \frac{D_{\Gamma} - d_{\Gamma}}{2} = \frac{1,1385 - 1,06}{2} = 0,03725 \text{ м.} \quad (1.47)$$

6. Средний диаметр турбины

Расширение канала в турбине обеспечивается за счёт увеличения наружного диаметра D_{Γ} и уменьшения внутреннего диаметра d_{Γ} , при этом $D_{CP} = \text{const}$

$$D_{CP} = D_{\Gamma} - h_{\Gamma} = 1,1385 - 0,03925 = 1,05525 \text{ м.} \quad (1.48)$$

7. Из уравнения баланса мощностей турбины и компрессора находится удельная работа расширения газа в турбине L_{Γ} .

Мощность турбины N_{Γ} равна сумме мощностей компрессора $N_{\text{К}}$, вспомогательных агрегатов $N_{\text{агр}}$ и трения в подшипниках $N_{\text{тр}}$, т.е.

$$N_{\Gamma} = N_{\text{К}} + N_{\text{агр}} + N_{\text{тр}} \text{ или } N_{\Gamma} * \eta_{\Gamma} = N_{\text{К}} \text{ или } L_{\Gamma} * G_{\Gamma} * \eta_{\Gamma} = L_{\text{К}} * G_{\text{В}},$$

что в соответствии с (1.42) и (1.43) приводит к уравнению баланса работ компрессора и турбины

$$L_{\text{К}} = L_{\Gamma} * g_{\Gamma} * \eta_{\Gamma} \quad (1.49)$$

где η_{Γ} – коэффициент, учитывающий затраты мощности на привод вспомогательных агрегатов $N_{\text{агр}}$ (топливных, масляных и гидронасосов, электрогенераторов и других устройств) и на преодоление трения $N_{\text{тр}}$ в подшипниках ротора турбокомпрессора. Рекомендуется в первом приближении принимать коэффициент η_{Γ} равным 0,99...0,995, большие значения соответствуют более мощным двигателям. Из уравнения (1.49) определим:

$$L_{\Gamma} = \frac{L_{\text{К}}}{\eta_{\Gamma} * g_{\Gamma}} = \frac{473862,5}{0,995 * 0,952} = 486590 \text{ Дж/кг.} \quad (1.50)$$

8. Определяем степень понижения давления газа в турбине

$$L_T = c_{p\Gamma} * T_{\Gamma}^* * \left(1 - \frac{1}{\pi_T^* \frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}}\right) * \eta_T^* \quad (1.51)$$

где η_T^* – адиабатный КПД турбины, оценивающий только гидравлические потери в турбине. Уровень η_T^* важен для турбин ТРД и ТРДД, поскольку его величина оказывает влияние на мощность привода компрессора и вспомогательных агрегатов в этих двигателях. Для современных двигателей КПД η_T^* лежит в пределах 0,90...0,92.

Выбираем $\eta_T^* = 0,92$, тогда

$$\pi_T^* = \frac{1}{\left(1 - \frac{500256}{1160 \cdot 1450 \cdot 0,92}\right)^{\frac{1,33}{1,33-1}}} = 5,176 \quad (1.52)$$

Сечение Т–Т

Полное давление газа

$$p_T^* = \frac{p_{\Gamma}^*}{\pi_T^*} = \frac{1828105,7}{5,176} = 353188,9 \text{ Па.} \quad (1.53)$$

Полная температура газа

Определяется из уравнения сохранения энергии применительно к турбине

$$L_T = c_{p\Gamma} * (T_{\Gamma}^* - T_T^*) \Rightarrow T_T^* = T_{\Gamma}^* - \frac{L_T}{c_{p\Gamma}} = 1450 - \frac{500256}{1161} = 941 \text{ К.} \quad (1.54)$$

Статическая температура газа

$$T_T = T_T^* - \frac{c_T^2}{c_{pT}} \text{ К.} \quad (1.55)$$

Осевая составляющая скорости газа c_T на выходе из турбины обычно лежит в пределах 200...350 м/с и более. Выбираем $c_T = 300$ м/с, тогда

$$T_T = 1019 - \frac{300^2}{2 \cdot 1161} = 941 \text{ К.}$$

Статическое давление газа

$$p_T = p_T^* \left(\frac{T_T}{T_T^*} \right)^{\frac{k_T}{k_T-1}} = 416770,2 \cdot \left(\frac{966,2}{1019} \right)^{\frac{1,33}{1,33-1}} = 298061 \text{ Па.} \quad (1.56)$$

Плотность газа

$$\rho_T = \frac{p_T}{R \cdot T_T} = \frac{336332}{288 \cdot 966,2} = 1,2 \text{ кг/м}^3 \quad (1.57)$$

Площадь проходного сечения

$$F_T = \frac{G_T}{c_T \cdot \rho_T} = \frac{G_B \cdot (g_T + g_{охл})}{c_T \cdot \rho_T} = \frac{120 \cdot (0,952 + 0,05)}{300 \cdot 1,2} = 0,292 \text{ м}^2 \quad (1.58)$$

Длина рабочих лопаток турбины h

Исходя из принятого закона профилирования проточной части турбины ($D_{CP} = const$), имеем

$$F_T \approx \pi \cdot D_{CP} \cdot h_T \Rightarrow h_T = \frac{F_T}{\pi \cdot D_{CP}} = \frac{0,286}{3,14 \cdot 1,09925} = 0,088 \text{ м.} \quad (1.59)$$

Наружный и внутренний диаметры турбины

$$D_T = D_{CP} + h_T = 1,09925 + 0,083 = 1,14325 \text{ м.} \quad (1.60)$$

$$d_T = D_{CP} - h_T = 1,09925 - 0,083 = 0,96725 \text{ м.} \quad (1.61)$$

Выбираем количество ступеней турбины

Расчёты и практика конструирования показывают, что для одновальных ГТД прямой реакции обычно требуется иметь двух- или трехступенчатую турбину.

Поскольку расчётное значение степени повышения давления воздуха в компрессоре π_k^* составляет 20, выбираем трёхступенчатую турбину ($z = 3$).

Длина турбины

Длину турбины определяем по формуле

$$l_T = 2,6 * b_{cp} * z$$

где b_{cp} – хорда лопатки на среднем радиусе; z – количество ступеней турбины.

Выбираем $b_{cp} = 0,5 * h_{cp}$, тогда среднюю высоту решетки газовой турбины h_{cp} можно определить по формуле

$$h_{cp} = (h_{\Gamma} + h_T) / 2 = (0,03925 + 0,083) / 2 = 0,062625 \text{ м.}$$

Хорда лопатки на среднем радиусе $b_{cp} = 0,5 * 0,061 = 0,031 \text{ м.}$

Длина турбины $l_T = 2,6 * 0,03 * 3 = 0,242 \text{ м.}$

ГЛАВА 5. СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТНЫМИ ГАЗОТУРБИНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

5.1 Блок автоматического регулирования и контроля – БАРК

Современные вертолеты, в которых используют БАРК – достаточно совершенные летательные аппараты. Так, максимальная скорость их полёта достигает 320-350 км/ч, динамический потолок (в поступательном полёте) -3-5 км, статический потолок (на висении) – 1-2 км.

Полезная нагрузка вертолётов составляет от 0,5-1 т для лёгких машин (массой 1-2 т) и до 5-12 т для тяжёлых (массой 10-45 т).

БАРК представляет собой специализированную электронную цифровую вычислительную машину, работающую в реальном масштабе времени, оснащённую устройствами сопряжения с датчиками и исполнительными механизмами системы автоматического управления.

БАРК принимает электрические сигналы от датчиков, преобразует их в цифровую форму и формирует по заданной программе сигналы управления.

Общий вид БАРК представлен на рис. 5.1. В корпусе БАРК имеются четыре лапки рис. 5.1 с отверстиями под винты М8, с помощью которых он крепится к вертолету.

Вычислительное устройство осуществляет преобразование нормированных входных сигналов в цифровой код, контроль достоверности значений параметров, принятых от датчиков, расчёт и синтез управляющих воздействий на ИМ (исполнительный механизм), самоконтроль исправности вычислителя, запоминающих устройств, целостности программы, контроль исправности выходных цепей исполнительных механизмов и сигнальных ламп, связь с ИДК (информационно-диагностический комплекс) по КИО (канал информационного обмена).

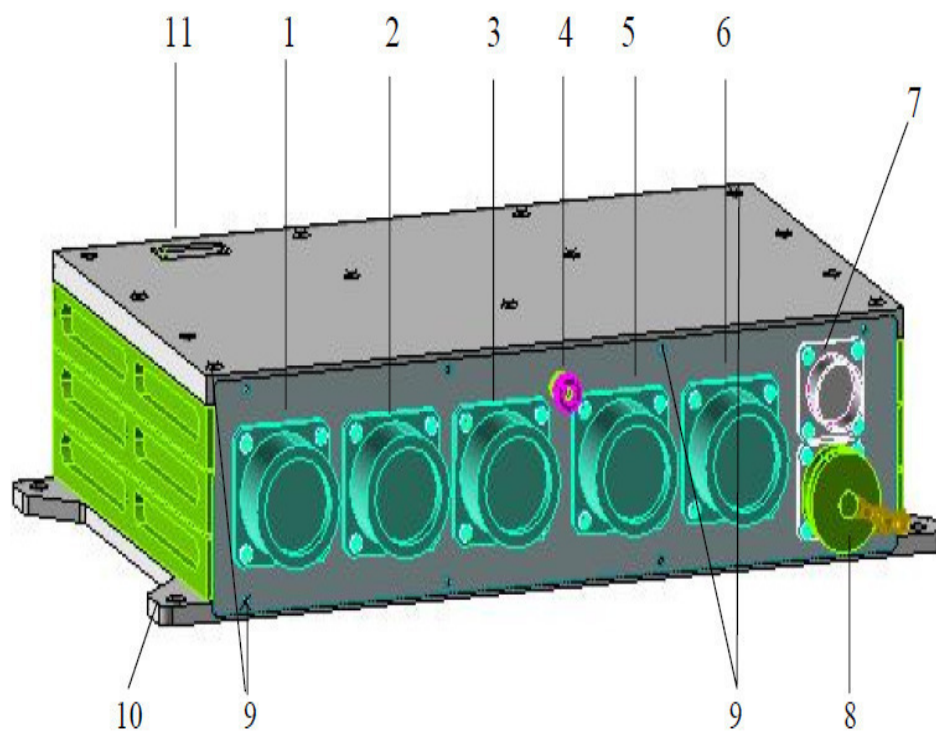


Рисунок 5.1 Электронный блок автоматического регулирования и контроля БАРК-6В

1. Вилка соединителя X5.
2. Вилка соединителя X4.
3. Вилка соединителя X3.
4. Клемма металлизации X8.
5. Вилка соединителя X1.
6. Вилка соединителя X2.
7. Вилка соединителя X6
8. Вилка соединителя X7
9. Места пломбировок.
10. Лапки для крепления БАРК к вертолету.
11. Заводской знак

5.1.2 Основные технические данные и условия эксплуатации

- Габаритные размеры БАРК не более 360x235x80 мм. Масса БАРК не более 5,0 кг.
- Потребляемая мощность без учета питания датчиков и ИМ не более 40 Вт.
- Электропитание БАРК должно производиться от бортовой системы электроснабжения напряжением постоянного тока от 24,0 до 29,4 В.
- Рабочая температура окружающей среды от минус 60 до плюс 60 °С.
- При температуре ниже минус 40°С перед запуском двигателя и подачей питания на БАРК рекомендуется провести внешний предварительный прогрев БАРК горячим воздухом температурой не более 60 °С в соответствии с РЭ на вертолет.
- Допускается кратковременное повышение рабочей температуры окружающей среды до плюс 70°С при длительности такого воздействия не более 5 минут. Перерыв между допустимыми кратковременными воздействиями повышенной рабочей температуры до плюс 70°С должен быть не менее 1 часа.
- Относительная влажность при температуре плюс 35°С до 100 %.
- Атмосферное давление не ниже 37,6 кПа (282 мм рт.ст.).
- Непрерывный режим работы БАРК - до 10 часов с последующим перерывом на время не менее 1 часа.

5.1.3 Требования по назначению

Выполнение требований по назначению обеспечивается взаимодействием БАРК с датчиками и исполнительными механизмами системы регулирования двигателя и реализацией заданной программы управления и контроля,

записанной в энергонезависимом запоминающем устройстве и имеющей программный код, соответствующий эталонному коду программы.

БАРК обеспечивает:

- Управление двигателем через электромеханические исполнительные механизмы гидромеханических и пневмомеханических агрегатов.
- Работу с датчиками информации о параметрах и положении управляемых элементов силовой установки.
- Получение и передачу сигналов, команд и информации от и в электросхему вертолета.
- Получение и передачу информации по каналам информационного обмена с бортовыми системами и по каналу RS-422 с ИДК.

Включение БАРК в работу и реализация программ управления, регулирования и контроля осуществляется с помощью органов управления и сигнализации, датчиков и исполнительных механизмов, установленных на элементах силовой установки и вертолете.

5.1.4 Функции БАРК

БАРК выполняет следующие функции по управлению двигателем:

- а) прием и обработка информации от датчиков и сигнализаторов, установленных на двигателе и вертолётёте;
- б) прием и обработка информации по КИО (канал информационного обмена) от БАРК соседнего двигателя и информационных систем вертолётёта;
- в) выдача команд на управление запуском двигателя на земле и в полётёте, холодной прокруткой, консервацией-расконсервацией;

- г) выдача команд на дозирование расхода топлива в камеру сгорания двигателя на запуске, приемистости, сбросе и установившихся режимах работы двигателя;
- д) выдача команд для поддержания частоты вращения $n_{СТ}$ ($n_{НВ}$) ротора свободной турбины (несущего винта вертолѐта) дозированием расхода топлива и изменение поддерживаемой величины $n_{СТ}$ ($n_{НВ}$) по командам экипажа;
- е) выдача команд для обеспечения синхронизации режимов работы двух двигателей, входящих в состав силовой установки (совместно с САУ соседнего двигателя) по величине крутящего момента на валу свободной турбины или по величине температуры газов, или по $n_{ТК}$;
- ж) выдача команд на ограничение режима работы по максимальным значениям параметров двигателя (частоте вращения турбокомпрессора, приведенной частоте вращения турбокомпрессора, температуре газов перед свободной турбиной, мощности, крутящему моменту, расходу топлива);
- з) выдача команд для обеспечения возможности выхода двигателя на режимы повышенной мощности;
- и) выдача команд для обеспечения включения тренировочного режима;
- к) выдача команд на управление геометрией проточной части двигателя (направляющими аппаратами компрессора и клапаном перепуска воздуха);
- л) выдача команд на защиту двигателя от раскрутки свободной турбины (АЗСТ);
- м) выдача команд на защиту двигателя при помпаже (ППЗ);
- н) выдача команд на автоматическое восстановление режима работы при самопроизвольном погасании камеры сгорания (АВРР);
- о) выдача команд для обеспечения повышения запасов газодинамической устойчивости; п) выдача команд на останов двигателя;
- р) выдача команд для перехода на резервную гидромеханическую систему управления двигателем (раздельно по контуру управления расходом топлива и

контуру управления механизацией компрессора) при отказе электронной части САУ (система автоматического управления), принудительном включении РС (резервная (гидромеханическая) система управления) из кабины лётчика или по командам от ИДК.

БАРК выполняет следующие функции по контролю и диагностированию двигателя:

а) контроль основных параметров работы двигателя и превышения ими максимально допустимых значений, в том числе уровней вибрации и времени выбега роторов;

б) контроль систем двигателя:

- системы топливоподачи;
- гидравлической исполнительной части САУ двигателя;
- масляной системы;
- противообледенительной системы;

в) идентификация режимов работы двигателя;

г) определение текущего значения мощности, а также мощности двигателя по косвенным параметрам в текущих высотно-климатических условиях;

д) формирование и хранение в энергонезависимом запоминающем устройстве (далее ЭЗУ) БАРК информации об общей и режимной наработке двигателя и главного редуктора в физических, эквивалентных часах и циклах, а также о событиях неисправности двигателя и его систем, остатке ресурса;

е) формирование и передачу в информационные системы вертолётной информации о параметрах и состоянии двигателя и его систем;

ж) обмен информацией с ИДК для отображения параметров управления, регулировок и имитации отдельных команд и сигналов.

БАРК выполняет следующие функции по контролю исправности САУ:

- а) контроль исправности датчиков и линий связи к ним;
- б) контроль исправности электрических исполнительных механизмов системы управления и линий связи к ним;
- в) контроль исправности внутренних элементов БАРК (устройство ввода и вывода, вычислитель, источник питания и т.д.);
- г) реконфигурация системы при отказе отдельных элементов (отключение неисправного канала, или расчет отказавшего параметра по математической модели двигателя и т. д.).

5.2 Возможности системы автоматического регулирования при появлении разнорежимности работы двигателей

Как было рассмотрено ранее, вертолет имеет две системы управления двигателями и винтом (силовой установкой): систему автоматического регулирования оборотов несущего винта в одних и тех же пределах на всех режимах полета и систему «шаг—газ». Основной системой является система автоматического регулирования оборотов несущего винта, система же «шаг—газ» является вспомогательной, аварийной системой на случай отказа автоматической системы.

При исправности обеих систем можно переходить с одной системы на другую с помощью поворота рукоятки корректора газа. При крайнем правом положении рукоятки корректора газа работает система автоматического регулирования оборотов несущего винта, а при левом и промежуточном положении рукоятки корректора работает система «шаг—газ». При автоматической системе обороты несущего винта на всех установившихся режимах полета в диапазоне режимов работы двигателей от крейсерских до

номинального поддерживаются автоматически регулятором оборотов несущего винта РО-40ВР в пределах $95\pm 2\%$, а на взлетном режиме работы двигателей 92—93%. При этом общий диапазон оборотов винта на всех режимах работы двигателей и установившихся режимах полета вертолета будет 92—97%. На неустановившихся режимах полета (переходных) обороты несущего винта могут самостоятельно колебаться в больших пределах за счет затяжеления или облегчения несущего винта ручкой общего шага и другими рычагами управления, а также в результате действия порывов ветра. Допустимыми пределами самостоятельных изменений оборотов являются 89—103%, причем минимально допустимые обороты 89% и максимально допустимые 103% ограничены по времени (не более 30с), по прочности несущего винта и свободной турбины и по срыву потока. Если обороты выходят из указанных пределов, то пилот должен принять меры к восстановлению их в допустимых пределах путем более плавного и координированного действия всеми рычагами управления, особенно ручкой общего шага. Если при этом обороты не восстанавливаются, а вышли из пределов 89—103% или находятся на крайних пределах по времени (более 30с), то это указывает на неисправность автоматической системы регулирования оборотов несущего винта или полный ее отказ.

При работе оба двигателя должны работать на одинаковых режимах и развивать одинаковые мощности. Разнорежимность работы двигателей вызывает несимметричную нагрузку на главный редуктор, что приводит к выходу уровня колебаний силовой установки низкой частоты за допустимые пределы. Для устранения разнорежимности работы двигателей в систему автоматического регулирования оборотов несущего винта введен синхронизатор мощности СО-40, в задачу которого входит подавать команду в агрегат НР-40ВР на увеличение режима работы двигателя, у которого мощность меньше.

Синхронизатор работает на принципе уравнивания давления воздуха за компрессором двух двигателей: двигателю с меньшим давлением подается большее количество топлива, и мощности двигателей уравниваются.

Разнорежимность работы двигателей определяется по стрелкам оборотов турбокомпрессоров. Допустимая «вилка» в показаниях турбокомпрессоров не более 2% на режимах работы двигателей крейсерских и выше. Кроме того, «вилка» в показаниях оборотов турбокомпрессоров может выйти из допустимых пределов (выше 2%) по причине несинхронного срабатывания ограничителей максимальных оборотов турбокомпрессоров, степени повышения давления за компрессором и температуры газов перед турбиной обоих двигателей на режимах ограничения. Если разнорежимность составляет более 4% на этих режимах, то это указывает на неисправность системы автоматического регулирования оборотов несущего винта.

Отказ автоматической системы регулирования оборотов несущего винта определяется по различным признакам. При этом в зависимости от признака пилоту рекомендуются соответствующие действия:

1. В установившемся режиме полета происходит самопроизвольная раскрутка оборотов несущего винта (выше 98%) или произошел заброс оборотов до 103% на переходном режиме полета в течение более 30 с при умеренном пилотировании и правильном действии рычагами управления. При таком характере признаков отказа автоматической системы регулирования оборотов несущего винта необходимо перейти на управление двигателями и винтом системой «шаг—газ», для чего повернуть рукоятку корректора газа влево, установить обороты несущего винта 92—93% и поддерживать в этих пределах с помощью рукоятки корректора газа. Выполнение полетного задания прекратить, вернуться на свой аэродром или найти хорошую площадку для уверенной посадки.

2. В установившемся режиме полета произошло самопроизвольное снижение оборотов ниже 92% или падение оборотов до величины 89% на переходном режиме полета в течение более 30с при умеренном пилотировании и правильном действии рычагами управления. При таком признаке отказа автоматической системы регулирования оборотов необходимо уменьшить общий шаг до получения оборотов 92—93%, прекратить выполнение задания и произвести вынужденную посадку на свой аэродром или на подходящую площадку.

3. Появилась «вилка» в показаниях оборотов турбокомпрессоров более 4% на режимах работы двигателей крейсерских и выше или происходит самопроизвольное колебание оборотов турбокомпрессоров, что видно по стрелкам указателя ИТЭ-2. В этом случае необходимо выведением корректора газа влево перевести управление на систему «шаг—газ», установить обороты несущего винта 92—93%. Дальнейшее выполнение полетного задания прекратить, сделать посадку на свой аэродром или на подобранную площадку.

5.3 Система для слежения и контроля работы механической системы управления, для повышения эффективности управления

При проведении испытаний вертолетов, необходимо собрать большое количество данных о параметрах работы систем и агрегатов. Для этого на вертолёт устанавливаются различные датчики и приборы – в зависимости от того что в данный момент является объектом испытаний. Например, для измерения вибрации в наиболее напряжённых участках фюзеляжа вертолёт или его агрегатов используют датчики вибрации, – которые в свою очередь передают данные на блоки регистрации системы бортовых измерений. Система бортовых измерений (СБИ) включает в себя не только измерения вибрации фюзеляжа и

агрегатов вертолѐта, но и множество других измерений в процессе проведения испытаний, используя датчик МУ – 615А.

Описание датчика МУ – 615А и принцип действия

Потенциометрический датчик угловых перемещений, теплостойкий МУ-615А предназначен для преобразования углов перемещений органов управления вертолѐта в электрические величины (напряжение, электрическое сопротивление).



Рисунок 5.2 Внешний вид датчика МУ-615А

Основные технические данные:

1. Углы перемещения движка потенциометра датчика:
Рабочий $\pm 30^\circ \pm 2^\circ$;
Полный $\pm 60^\circ \pm 2^\circ$.
2. Погрешность измерения углов в нормальных условиях не более $\pm 2\%$ от всего рабочего диапазона измерения;
3. Нелинейность тарировочной характеристики не превышает $\pm 1,5\%$ от всего рабочего диапазона измерения.
4. Температурный диапазон работы минус 60°C ; плюс 150°C длительно и плюс 200°C кратковременно (в течение 10 минут).
5. Напряжение питания $6 \pm 0,5$ В постоянного тока.
6. Сопротивление потенциометра 700 ± 200 Ом.
7. Вес датчика 160 г.
8. Габаритные размеры датчика: $39,5 \times 54 \times 41,5$.

Принцип действия

Принцип действия датчика угловых перемещений основан на пропорциональном изменении сопротивления в зависимости от величины угла поворота токосъёмного движка.

Потенциометрический датчик состоит из следующих узлов: корпуса 1, потенциометра 2; движка с контактом 3 и штепсельного разъёма 4 (рис. 5.3).

Наружная часть оси датчика несёт на себе детали, с помощью которых крепится механизм, соединяющий тяги управления вертолётá с датчиком.

Изменяя своё положение, орган управления приводит во вращение ось движка датчика.

Движок датчика 3 перемещается по обмотке потенциометра 2 пропорционально углу поворота органа управления и выдаёт в измерительную цепь напряжение, соответствующее углу поворота движка.

Штепсельный разъём 4 служит для подачи электропитания к обмотке потенциометра и для выдачи снимаемого напряжения.

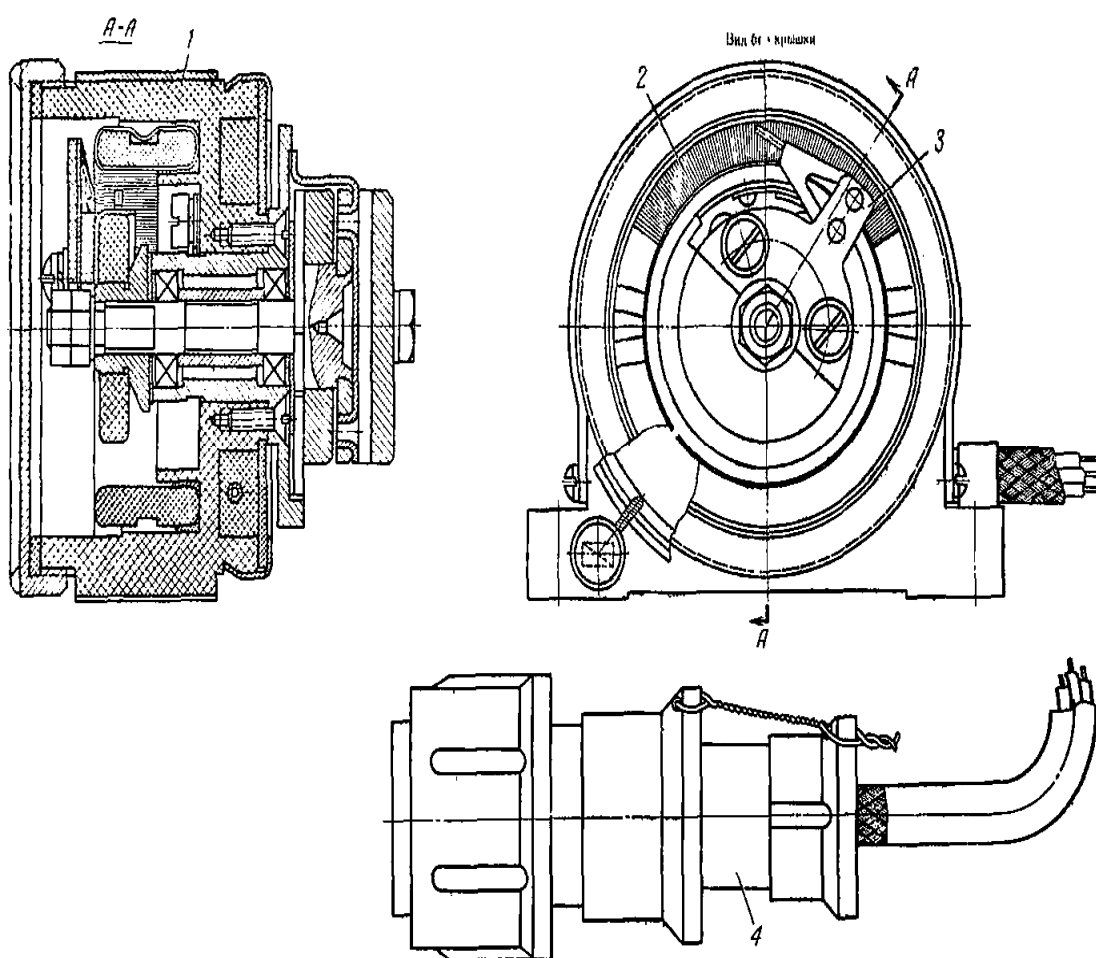


Рисунок 5.3 Чертёж общего вида датчика

1 – корпус; 2 – потенциометр; 3 – движок с контактом; 4 – штепсельный разъём.

Рассмотрим одну из систем слежения и контроля работы механической системы управления - линейное перемещение тяг управлений вертолётom и двигателями.

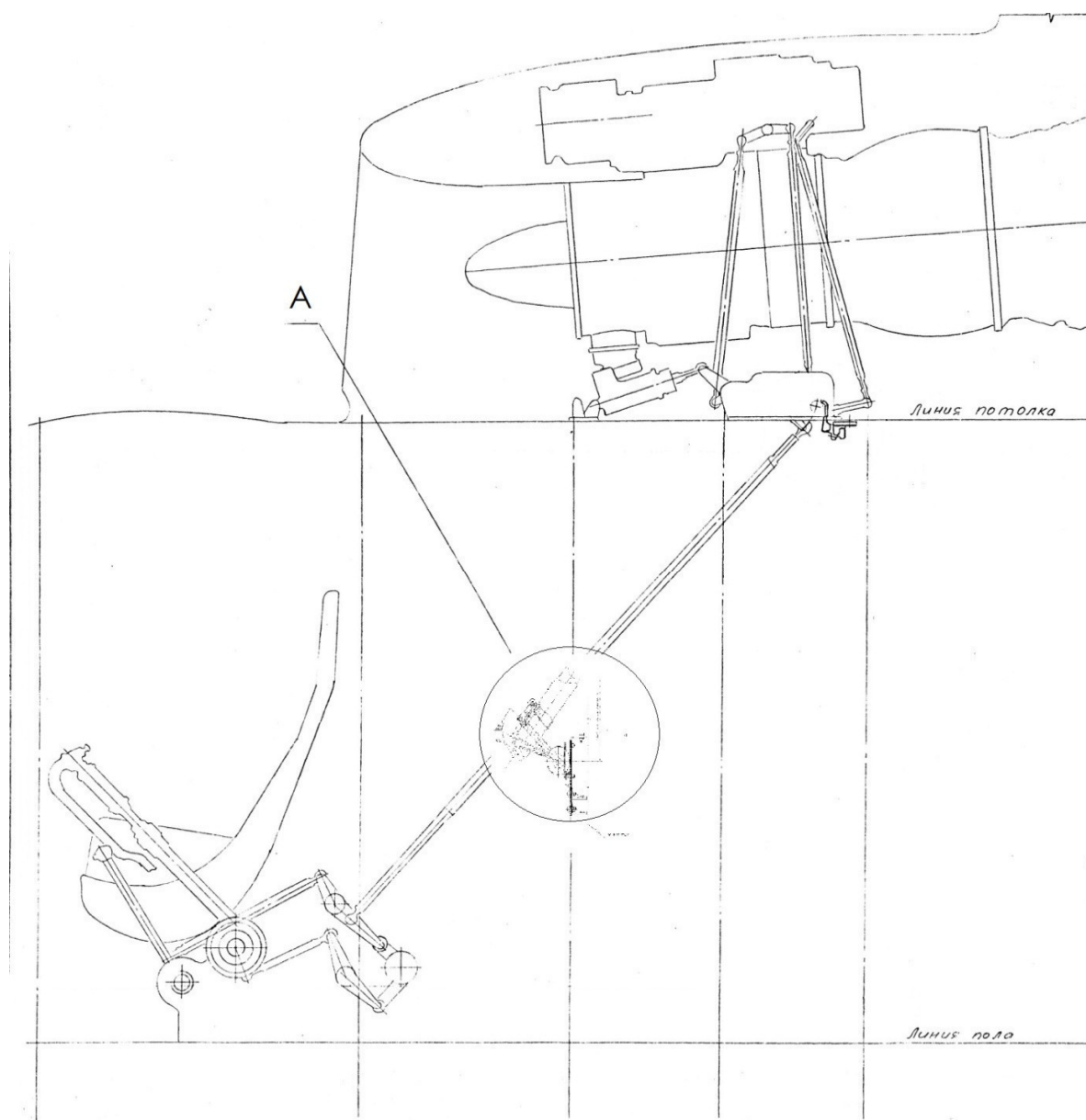


Рисунок 5.4 Общий вид установки системы

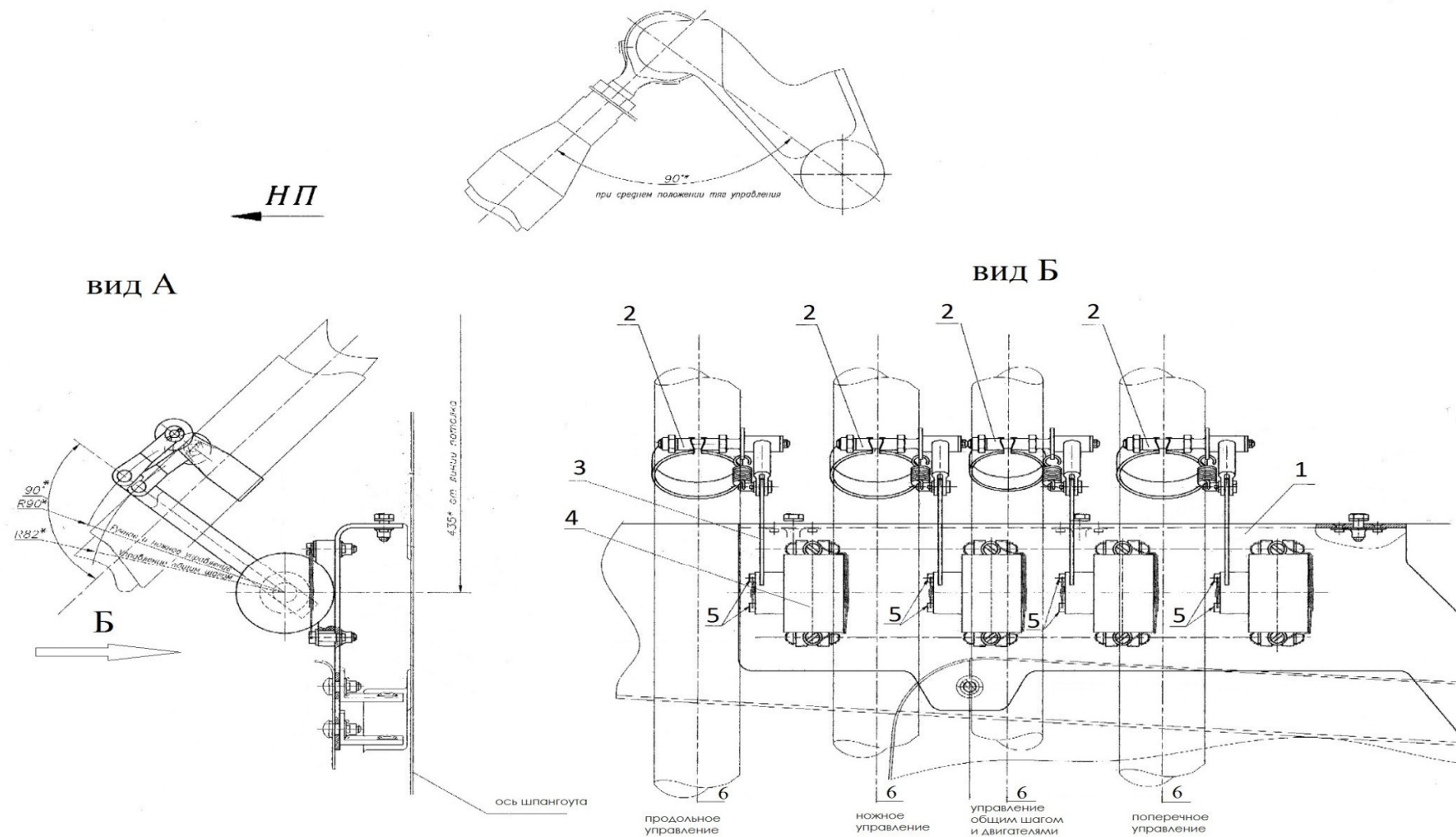


Рисунок 5.5 Установка датчиков МУ – 615А в системе управления

1 – кронштейн крепления датчиков МУ-615А; 2 – хомут крепления к тягам управления; 3 – поводок от датчика МУ-615А к хомуту; 4 – датчик МУ-615А; 5 – винты крепления поводка к датчику; 6 – тяги управления

5.3.1 Описание работы системы

Датчики МУ-615А установлены на кронштейн поз.1 который закреплён винтами к стрингеру шпангоута. Расположенного внутри кабины фюзеляжа вертолётa вблизи расположенных тяг проводки управления вертолётom. Место установки системы слежения и контроля работы механической системы управления вертолётom и двигателями выбиралось с учётом расстояния между тягами и установленными датчиками – для возможности более точного снятия показаний линейных перемещений тяг управления.

Данная система позволяет отследить положение всех органов управления вертолётom и двигателями при проведении испытаний. Это позволяет понять на каких режимах полёта – нужно внести настройки в систему управления двигателями и более точно настроить блок автоматического регулирования (БАРК). Так в режиме полёта летчик управляя вертолётom и используя ручку общего шага и управления двигателями – вся информация о перемещениях ручки и коррекции работы двигателей передаётся через датчик МУ-615А в систему бортовых измерений (СБИ).

По результатам испытаний после получения данных работы БАРК и системы слежения и контроля работы механической системы управления вертолётom – вносятся изменения в регулировку управления вертолётom и двигателями для повышения эффективности управления на определённых режимах полёта. Также данная система применяется для передачи данных от датчика МУ-615А в систему аварийной регистрации параметров. Показания датчика используются при расследовании авиационного происшествия - для проверки соответствия мощности двигателя и положения проводки управления двигателями. Таким образом, можно отследить предполагаемую неисправность двигателя или системы управления двигателями.

5.4 Устройство для улучшения характеристик вертолетной силовой установки

Несущий винт вертолета состоит из втулки винта, установленной на валу, и лопастей. Лопасти оканчиваются поворотными консолями, содержащими аэродинамические шайбы-компенсаторы, установленные на нижней стороне консолей с возможностью образования горизонтальной тяги, причем поворотные консоли установлены с возможностью управления ими электромеханическим приводом, в зависимости от положения управляющего кольца автомата перекоса Юрьева. Посредством установленного датчика положения автомата перекоса и проведенной электропроводки к электродвигателю в поворотной консоли для циклического изменения угла стреловидности, смещения ометаемой площади винта относительно оси его вращения и горизонтального полета в направлении, противоположном смещению.

Такое выполнение несущего винта предполагает циклическое изменение угла стреловидности и соответствующее смещение ометаемой площади винта относительно оси его вращения для увеличения скорости горизонтального полета.

Образующийся в процессе вращения при смещении ометаемой площади статический дисбаланс винта компенсируется посредством аэродинамической загрузки шайб-компенсаторов, каждая из которых циклично, через 180° оборота винта выполняет функции тянущей, затем толкающей плоскости.

Аэродинамическая загрузка шайб-компенсаторов образует горизонтальную тягу в направлении полета, которая является основной относительно эффекта смещения ометаемой площади винта.

В режиме вертикального взлета и посадки изменения цикла стреловидности консолей смещения ометаемой площади винта не происходит, аэродинамические шайбы-компенсаторы образуют псевдокольцо-диффузор, повышая эффективность работы винта в указанном режиме. Горизонтальная тяга отсутствует.

Статический дисбаланс – смещенный центр масс вращающегося устройства не совершает кругового движения вокруг оси вращения.

Ввиду необходимости большего паряющего момента по сравнению с несущим винтом обычной конструкции по причине аэродинамической загрузки шайб-компенсаторов целесообразно его применению на вертолетах двухвинтовой схемы - соосной, продольной, поперечной.

Несущий винт вертолета с изменяемой геометрией лопастей состоит из втулки – 1 винта, установленной на валу – 2, и лопастей – 3, содержащих оси поворота – 4 консолей – 5, которыми оканчиваются лопасти.

Поворотные консоли – 5 содержат аэродинамические шайбы-компенсаторы – 6, установленные на нижней стороне консолей с возможностью образования горизонтальной тяги (Рис. 5.6)

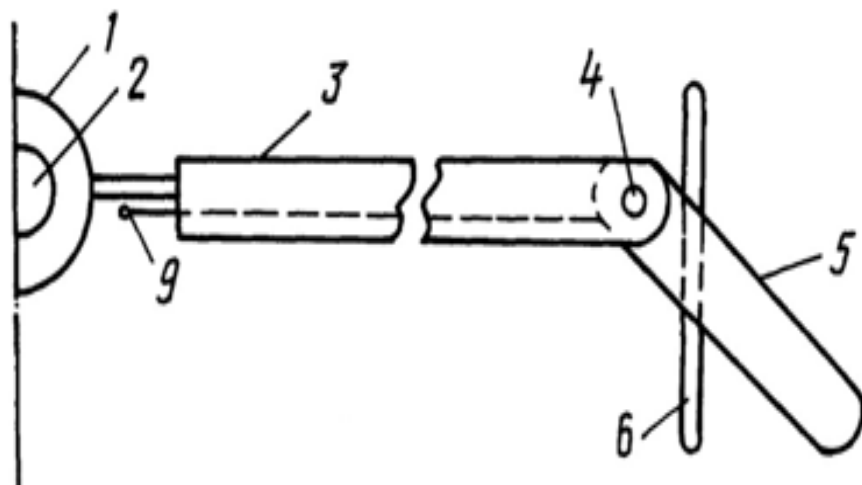


Рисунок 5.6 Схема поворотной консоли лопасти

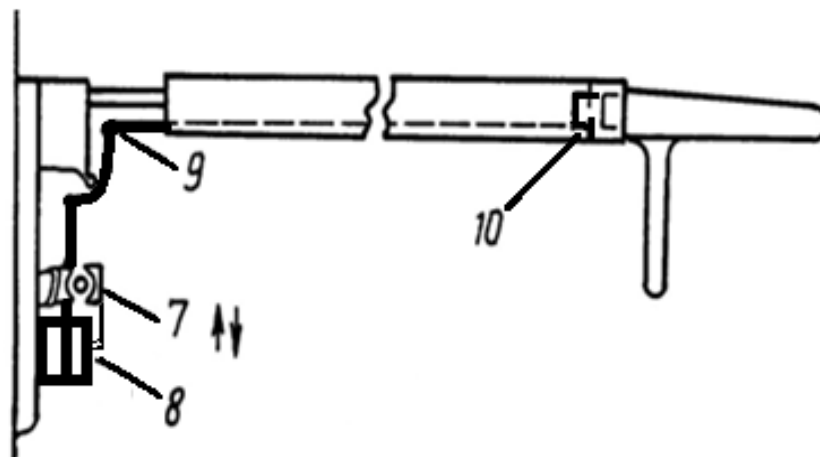


Рисунок 5.7 Система управления поворотной консолью

Поворотные консоли – 5 установлены с возможностью управления электромеханическим приводом, в зависимости от положения управляющего кольца автомата перекоса Юрьева – 7, датчика положения автомата перекоса – 8, электропроводки – 9, и электродвигателем в поворотной консоли – 10 (рис. 5.7) для циклического изменения угла стреловидности – 11, 12, 13, 14 (рис. 5.8), смещения ометаемой площади винта – 15, относительно оси его вращения 16 и горизонтального полета в направлении, противоположном 17 смещению. Под поз.18 – обозначено направление вращения винта, вид сверху. Формы и пропорции лопастей, консолей и шайб-компенсаторов на рисунке являются чисто условными.

Описание устройства в работе

При вращении – 18 несущего винта вертолета с изменяемой геометрией лопастей в режиме вертикального взлета или посадки, изменения угла стреловидности консолей 5 не происходит.

Положение консолей соответствует позициям 12, 14 (рис. 5.8).

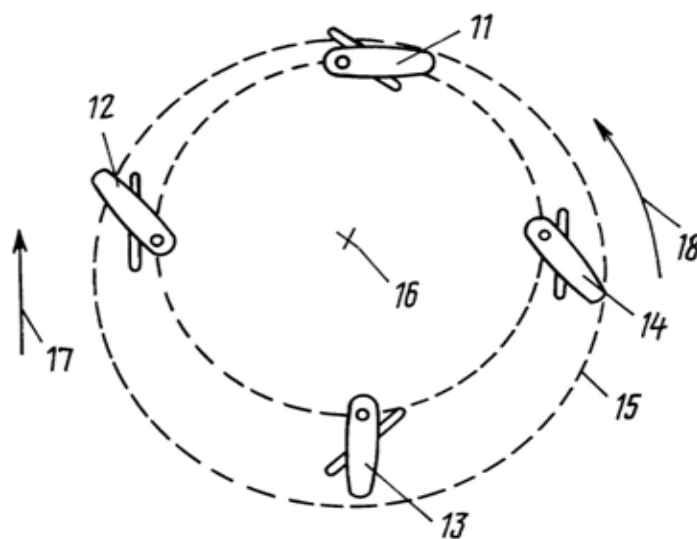
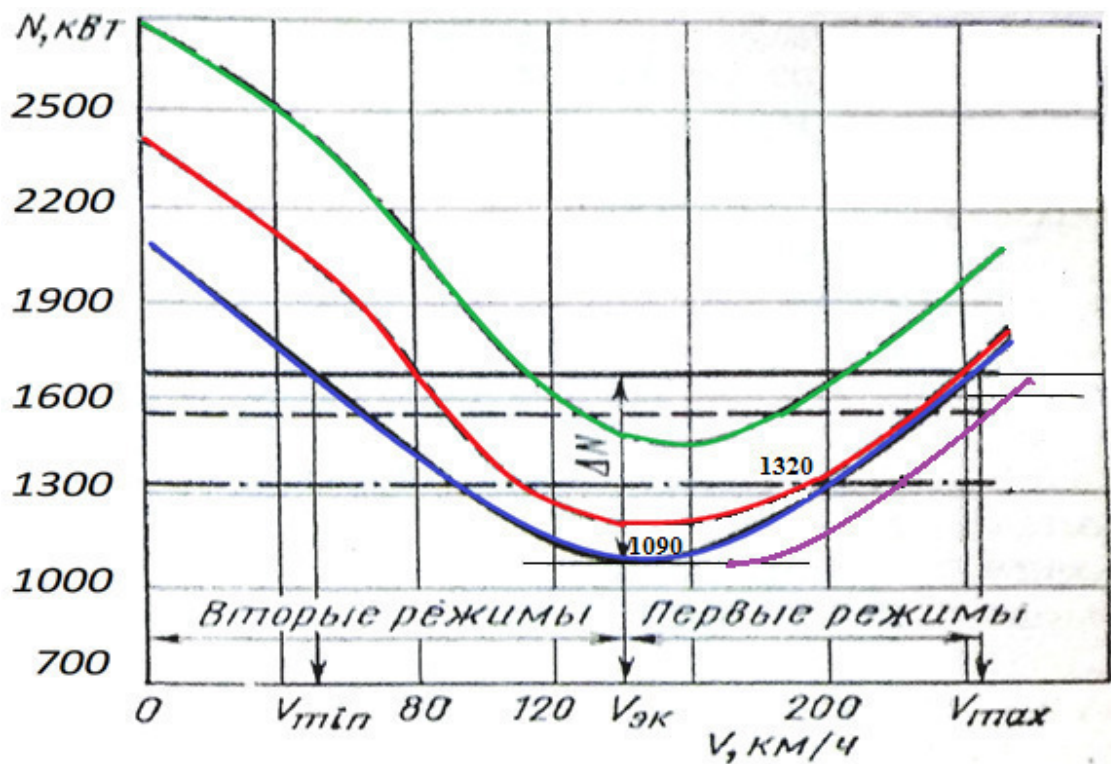


Рисунок 5.8 Изменение угла стреловидности

Аэродинамические шайбы-компенсаторы- 6 образуют псевдокольцо-диффузор, повышая эффективность работы винта в указанном режиме. Горизонтальная тяга отсутствует.

При наклоне управляющего кольца автомата перекоса Юрьева – 7 (во время управления лётчиком вертолётa) посредством установленного датчика положения автомата перекоса-8, который передаёт сигнал по электропроводке – 9 на электродвигатель – 10 для поворота консоли – 5 они циклично последовательно устанавливаются в позиции – 11, 12, 13, 14, обеспечивая смещение ометаемой площади – 15 относительно оси вращения – 16 винта.

Позиции 11, 13 образуют состояние статического дисбаланса винта, устранение влияния которого обеспечивают шайбы-компенсаторы 6 посредством аэродинамической загрузки. В позиции 11 – шайба-компенсатор является тянущей плоскостью, в позиции 13 – толкающей, что обеспечивает создание горизонтальной тяги, основной относительно эффекта смещения 15 – ометаемой площади винта.



— 500 м; — 3000 м; — 5000 м

— Зависимость мощности от скорости и высоты горизонтального полёта вертолётa при изменении угла стреловидности консолей лопастей

Рисунок 5.9 Зависимость мощности от скорости и высоты горизонтального полёта вертолётa при изменении угла стреловидности консолей лопастей

Заключение

В данной дипломной работе приведены описание вертолета МИ-28 и тактико – технические характеристики, а также особенности эксплуатации вертолета на разных полетных режимах.

Приведены общие сведения и конструктивно – компоновочная схема двигателя ВК-2500. Приведены расчеты основных технических характеристик двигательной установки вертолета. Получены результаты расчетов мощностей двигательной установки вертолета на различных полетных режимах.

Определены геометрические размеры и параметры вертолетного двигателя на основе проведенного газодинамического расчета.

Произведен анализ принципа работы усовершенствованного БАРК, а также выполняемые функции.

Разработана система для слежения и контроля работы механической системы управления, для повышения эффективности управления вертолетной силовой установкой.

Предложено устройство для улучшения характеристик вертолетной силовой установки.

На сегодняшний день всё чаще используют автоматические системы контроля и правильности работы агрегатов и систем управления вертолётном, для того чтобы облегчить выполнения задания лётчику.

Список литературы:

1. "Руководство по лётной эксплуатации вертолётa Ми-8. Издание 4-е", Москва, 1996 г. (сверка 2017 г.)
2. Данилов В.А. "Вертолёт Ми-8". Москва, "Транспорт", 1979 г.
3. Стрельцов В.А., Лялин Л.К. "Конструкция и лётная эксплуатация вертолётa Ми-8Т". Омск, "ОЛТК ГА", 2010 г.
4. Бабичев А.К. "Конструкция и лётная эксплуатация вертолётa Ми-8, Методические указания по эксплуатации систем бортмехаником", Омск, "ОЛТУ ГА", 1986 г.
5. Конспект лекций Стрельцова В.А. "Авиационное и радиоэлектронное оборудование вертолётa Ми-8".
6. Федеральные авиационные правила инженерно-авиационного обеспечения государственной авиации (ФАП ИАО). – М., 2015.
7. Конструкция и прочность летательных аппаратов / под ред. О.В. Болховитинова; ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2014.
8. В.Т. Шулекин, Н.Д. Тихонов. Методические указания по газодинамическому расчёту турбореактивных и турбовальных двигателей ВС ГА по дисциплине «Термодинамика, теплопередача и теория АД» для студентов специальности 130300 всех форм обучения. – М.: МГТУ ГА, 1998. 64 с.

9. В. В. Кулагин. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Учебник. 2-е изд. Основы теории ГТД рабочий процесс и термогазодинамический анализ. (Кн. 1). Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики. (Кн. 2). М.: Машиностроение, 2003. – 616 с.

10. Патент RU 2171207 С2

11. <https://klimov.ru/production/helicopter/VK-2500/>

12. <https://www.uecrus.com/rus/products/helicopter/vk2500/>

13. <http://newsruss.ru/doc/index.php/%D0%92%D0%9A-2500/>

14. <http://www.kmpo.ru/press/news/2015/08/10/639/>

15. <http://bookre.org/reader?file=614521&pg=3>