РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(19) **RU** (11) **2 555 941** (13) **C2**

(51) МПК
F02K 3/00 (2006.01)
G01M 15/00 (2006.01)

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: **2013149469/06, 07.11.2013**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
07.11.2013

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **07.11.2013**

(43) Дата публикации заявки: **20.05.2015** Бюл. № 14

(45) Опубликовано: **10.07.2015** Бюл. № 19

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **Л.С. СКУБАЧЕВСКИЙ. ИСПЫТАНИЕ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ. Москва, Машиностроение, 1972, с.13-15. RU 2199727 C2, 27.02.2003. RU 2447308 C2, 10.04.2012. RU 2460672 C2, 10.09.2012. FR 2599086 A, 27.11.1987. EP 0001831521 B1, 20.08.2008. RU 2350787 C2, 27.03.2009. US 3946554 A1, 30.03.1976. RU 2074968 C1, 10.03.1997. US 20130259672 A1, 03.10.2013**

Адрес для переписки:
129337, Москва, а/я 61, Селиванову С.Н.

(72) Автор(ы):
Артюхов Александр Викторович (RU),
Еричев Дмитрий Юрьевич (RU),
Кирюхин Владимир Валентинович (RU),
Кондрашов Игорь Александрович (RU),
Кононов Николай Александрович (RU),
Куприк Виктор Викторович (RU),
Манапов Ирик Усманович (RU),
Марчуков Евгений Ювенальевич (RU),
Поляков Константин Сергеевич (RU),
Симонов Сергей Анатольевич (RU),
Селиванов Николай Павлович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Открытое акционерное общество "Уфимское моторостроительное производственное объединение" (ОАО "УМПО") (RU)

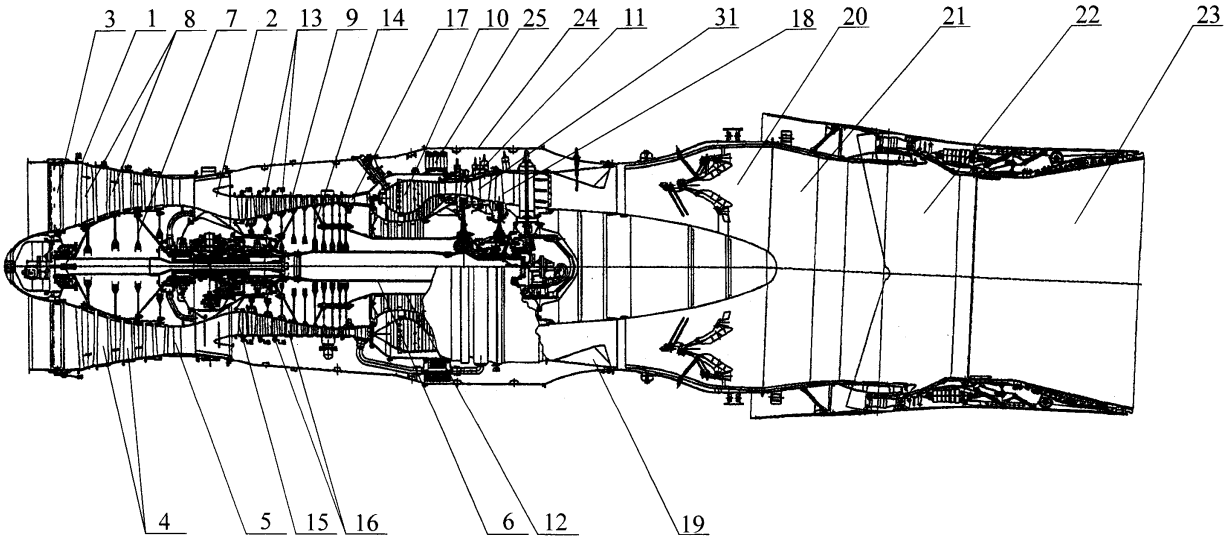
RU 2555941 C2

(54) ТУРБОРЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

(57) Реферат:

Изобретение относится к энергетике. Турбореактивный двигатель выполнен двухконтурным, двухвальным, содержит не менее восьми модулей, смонтированных по модульно-узловой системе, включая компрессоры высокого и низкого давления, разделенные промежуточным корпусом, основную камеру сгорания, воздухо-воздушный теплообменник, турбины высокого и низкого давления, смеситель, фронтовое устройство, форсажную камеру сгорания и поворотное реактивное сопло, включающее поворотное устройство и регулируемое реактивное сопло. Ось вращения поворотного устройства относительно горизонтальной оси повернута на угол не менее 30° по часовой стрелке для правого двигателя и на угол не менее 30° против часовой стрелки для левого двигателя. Входной направляющий аппарат компрессора низкого давления снабжен радиальными стойками. Изобретение позволяет обеспечить улучшение тяги, а также повысить достоверность эксплуатационных характеристик газотурбинного двигателя и репрезентативность результатов испытаний для разных газодинамических ситуаций работы двигателя, с одновременным упрощением технологии и сокращением трудо- и энергоемкости процесса испытаний. 12 з.п. ф-лы, 2 ил.

RU 2555941 C2



Фиг. 1

RU 2555941 C2

RU 2555941 C2

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 555 941** (13) **C2**

(51) Int. Cl.
F02K 3/00 (2006.01)
G01M 15/00 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2013149469/06, 07.11.2013**

(24) Effective date for property rights:
07.11.2013

Priority:
(22) Date of filing: **07.11.2013**

(43) Application published: **20.05.2015** Bull. № **14**

(45) Date of publication: **10.07.2015** Bull. № **19**

Mail address:
129337, Moskva, a/ja 61, Selivanovu S.N.

(72) Inventor(s):
Artjukhov Aleksandr Viktorovich (RU),
Erichev Dmitrij Jur'evich (RU),
Kirjukhin Vladimir Valentinovich (RU),
Kondrashov Igor' Aleksandrovich (RU),
Kononov Nikolaj Aleksandrovich (RU),
Kuprik Viktor Viktorovich (RU),
Manapov Irik Usmanovich (RU),
Marchukov Evgenij Juvenal'evich (RU),
Poljakov Konstantin Sergeevich (RU),
Simonov Sergej Anatol'evich (RU),
Selivanov Nikolaj Pavlovich (RU)

(73) Proprietor(s):
Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "Ufimskoe motorostroitel'noe proizvodstvennoe ob"edinenie" (OAO "UMPO") (RU)

(54) JET TURBINE ENGINE

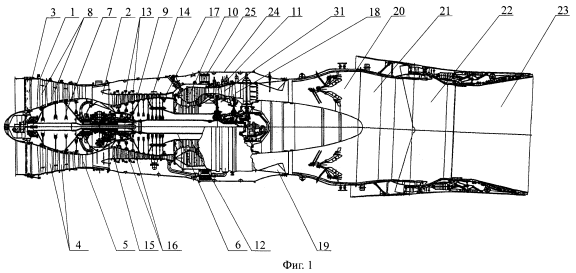
(57) Abstract:

FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: jet turbine engine is double-flow, two-shaft one, it contains minimum eight modules mounted according to modular and unit system comprising high and low pressure compressors separated by an intermediate housing, a main combustion chamber, an air-to-air heat exchanger, high and low pressure turbines, a mixer, a front device, an afterburner and a rotary jet nozzle comprising a rotary device and an adjustable jet nozzle. The rotation axis of the rotary device with reference to the horizontal axis is turned to the minimum angle 30° clockwise for the right engine and to the minimum angle 30° counterclockwise for the left engine. The inlet guiding device of the low pressure compressor is fitted with radial racks.

EFFECT: invention allows to provide traction improvement, and also to improve reliability of operational characteristics of the gas-turbine engine and representativeness of results of tests for various gas-dynamic situations of engine operation, with simultaneous simplification of technology and reduction of labour and power consumption of test procedures.

13 cl, 2 dwg



Фиг. 1

RU 2555941 C2

RU 2555941 C2

Изобретение относится к области авиадвигателестроения, а именно, к авиационным турбореактивным двигателям.

Известен двухконтурный, двухвальный турбореактивный двигатель (ТРД), включающий турбокомпрессорные комплексы, один из которых содержит установленные на одном валу компрессор и турбину низкого давления, а другой содержит аналогично объединенные на другом валу, соосном с первым, компрессор и турбину высокого давления, промежуточный разделительный корпус между упомянутыми компрессорами, наружный и внутренние контуры, основную и форсажную камеры сгорания, камеру смешения газовоздушных потоков рабочего тела и регулируемое сопло (Н.Н. Сиротин и др. Основы конструирования производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок в системе CALS технологий. Книга 1. М.: Наука, 2011 г., стр.41-46, рис.1.24).

Известен турбореактивный двигатель, который выполнен двухконтурным, содержит корпус, опертые на него компрессоры и турбины, охлаждаемую камеру сгорания, топливно-насосную группу, реактивные сопла, а также систему управления с командными и исполнительными органами (Шульгин В.А., Гайсинский С.Я. Двухконтурные турбореактивные двигатели малошумных самолетов. М.: Машиностроение, 1984, стр.17-120).

Известен способ разработки и испытаний авиационных двигателей типа турбореактивных, включающий отработку заданных режимов, контроль параметров и оценку по ним ресурса и надежности работы двигателя. С целью сокращения времени испытаний при доводке двигателей 10-20% испытания проводят с температурой газа перед турбиной, превышающей максимальную рабочую температуру на 45-65°С (SU 1151075 A1, опубл. 10.08.2004).

Известен способ испытаний турбореактивного двигателя, заключающийся в создании на входе в двигатель неравномерности потока воздуха путем установления сеток во входном канале для определения границы устойчивой работы компрессора. Для введения компрессора двигателя в помпаж требуется набор сеток, которые устанавливаются во входной канал поочередно плавно увеличивая неравномерность, что приводит к увеличению количества запусков и времени для установки сеток во входной канал (Ю.А. Литвинов, В.О. Боровик. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1979, 288 с., стр.13-15).

Известен стенд для испытания турбокомпрессора двигателя внутреннего сгорания, который дополнительно оборудован регулируемым нагревателем, вторым рекуперативным теплообменником, теплообменником-охладителем и регулируемым интерцептором, выполненным в виде корпуса с центральным каналом для прохода газа и расположенными по образующей корпуса сквозными отверстиями, соединенными с атмосферой через управляемые клапаны. Регулируемый интерцептор установлен на входе в компрессор испытуемого турбокомпрессора (RU 2199727 C1, 27.12.2004).

Известен способ разработки и испытаний авиационных турбореактивных двигателей, заключающийся в измерении параметров по режимам работы двигателя и приведении их к стандартным атмосферным условиям с учетом изменения свойств рабочего тела и геометрических характеристик проточной части двигателя при изменении атмосферных условий (Ю.А. Литвинов, В.О. Боровик. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. Москва: Машиностроение, 1979, 288 с., стр.136-137).

Известен способ испытания турбореактивного двигателя по определению ресурса

и надежности работы, заключающийся в чередовании режимов при выполнении этапов длительностью, превышающей время полета. Двигатель испытывают поэтапно. Длительность безостановочной работы на стенде и чередование режимов устанавливают в зависимости от назначения двигателя (Л.С. Скубачевский. Испытание воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1972, с.13-15).

Недостатками указанных известных технических решений являются повышенная трудо- и энергоемкость испытаний, выполняемых известными способами, и, как следствие, недостаточно высокая надежность оценки важнейших параметров двигателя в широком диапазоне режимов и условий эксплуатации. Наиболее существенным из указанных недостатков является необходимость многократного останова двигателя в процессе испытаний и многократной замены интерцепторов с различной аэродинамической прозрачностью, создающих ту или иную степень аэродинамических помех и снижения или увеличения потока воздуха, поступающего в испытуемый двигатель. Также к недостаткам указанных известных технических решений относятся недостаточно высокая надежность оценки тяги двигателя, ресурса и надежности работы ТРД в широком диапазоне полетных режимов и региональных условий эксплуатации, в том числе температурно-климатических условий, вследствие неотработанности программы приведения конкретных результатов испытаний, выполняемых в различных температурных и климатических условиях к результатам, отнесенным к стандартным условиям атмосферы известными способами,

Задача, решаемая изобретением, заключается в разработке совокупности технических решений ТРД, обеспечивающих улучшение тяги и повышение достоверности эксплуатационных характеристик для разных газодинамических ситуаций работы двигателя, широкого спектра сочетаний режимов и циклов работы в диапазоне температурно-климатических условий, характерном для различных регионов и режимов эксплуатации двигателя, и в повышении репрезентативности результатов испытаний для полного диапазона перечисленных ситуаций применительно к полетным циклам двигателя в учебных и боевых условиях в различных регионах и сезонных периодах эксплуатации.

Поставленная задача решается тем, что турбореактивный двигатель, согласно изобретению, выполнен двухконтурным, двухвальным и содержит не менее восьми модулей, включая компрессор низкого давления (КНД) со статором, имеющим входной направляющий аппарат (ВНА), не более трех промежуточных направляющих и выходной спрямляющий аппараты, а также с ротором, имеющим вал и систему наделенных лопатками, предпочтительно, четырех рабочих колес; промежуточный корпус; газогенератор, включающий сборочные единицы - компрессор высокого давления (КВД), имеющий статор, включающий входной направляющий аппарат, не более восьми промежуточных направляющих и выходной спрямляющий аппараты, а также ротор с валом и системой оснащенных лопатками рабочих колес, число которых не менее чем в два раза превышает число упомянутых рабочих колес КНД; основную камеру сгорания и турбину высокого давления (ТВД); за газогенератором последовательно соосно установлены турбина низкого давления (ТНД), смеситель, фронтовое устройство, форсажная камера сгорания и поворотное реактивное сопло, включающее поворотное устройство, неподвижно, предпочтительно, разъемно прикрепленное к форсажной камере сгорания, и регулируемое реактивное сопло, прикрепленное к поворотному устройству с возможностью выполнения совместно с подвижным элементом последнего поворотов для изменения направления вектора тяги; причем вокруг корпуса основной камеры сгорания во внешнем контуре установлен

модуль - воздухо-воздушный теплообменник, собранный не менее чем из шестидесяти трубчатых блок-модулей; двигатель содержит также коробку приводов двигательных агрегатов; при этом КНД объединен с ТНД по валу с возможностью передачи от указанной турбины крутящего момента, а КВД объединен с ТВД с возможностью получения последним крутящего момента от турбины высокого давления через автономный вал ротора КВД-ТВД, коаксиально с возможностью вращения охватывающий на части длины вал ротора КНД-ТНД и выполненный короче последнего, по меньшей мере, на совокупную осевую длину промежуточного корпуса, основной камеры сгорания и турбины низкого давления, а ось вращения поворотного устройства относительно горизонтальной оси повернута на угол не менее 30°, предпочтительно на (32÷34)° по часовой стрелке (вид по н.п.) для правого двигателя и на угол не менее 30°, предпочтительно на (32÷34)° против часовой стрелки (вид по н.п.) для левого двигателя, кроме того входной направляющий аппарат КНД снабжен состоящими из неподвижного и управляемого подвижного элементов радиальными стойками, равномерно разнесенными, преимущественно, в нормальной к оси двигателя плоскости входного сечения, с угловой частотой (3,0÷4,0) ед/рад, причем двигатель испытан по меньшей мере по одной из программ - многоцикловой, на газодинамическую устойчивость, на влияние климатических условий на основные эксплуатационные характеристики двигателя.

При этом турбореактивный двигатель может содержать электрическую, пневматическую, гидравлическую - топливную и масляную системы, а также датчики, командные блоки, исполнительные механизмы и кабели систем диагностики и автоматического управления двигателем, объединяющие указанные сборочные единицы и модули.

Входной направляющий аппарат компрессора низкого давления может содержать, предпочтительно, двадцать три радиальные стойки, длина которых ограничена наружным и внутренним кольцами ВНА, при этом, по меньшей мере, часть радиальных стоек совмещена с каналами масляной системы, размещенными в неподвижных элементах стоек, с возможностью подачи и отвода масла, а также суфлирования масляной и предмасляных полостей передней опоры ротора компрессора низкого давления.

Площадь фронтальной проекции входного проема $F_{вх.пр.}$ ВНА КНД, геометрически определяющая поперечное сечение входного устья воздухозаборного канала, ограниченного на большем радиусе внутренним контуром наружного кольца ВНА, а на меньшем радиусе контуром внутреннего кольца ВНА, может быть выполнена превышающей суммарную площадь аэродинамического затенения $F_{зт}$, создаваемого фронтальной проекцией кока и радиальных стоек, в (2,54÷2,72) раза и составляет (0,67÷0,77) от полной площади круга $F_{плн.}$, ограниченного радиусом внутреннего контура наружного кольца ВНА в плоскости входного проема.

Статоры КНД и КВД могут быть выполнены каждый в виде продольно-сегментных блоков в количестве не менее двух, объединенных, преимущественно, на разъемных соединениях с возможностью разборки для ремонта или замены деталей соответствующего модуля или сборочной единицы, кроме того в виде аналогичных продольно-сегментных блоков выполнены и объединены на разъемных соединениях сопловые аппараты турбин ТНД и ТВД.

Практически каждый модуль двигателя, преимущественно, может быть выполнен технологически автономным, оснащен элементами разъемного фланцевого соединения

со смежными модулями и разъемными элементами крепления внутримодульных деталей, обеспечивающими возможность, в том числе ремонтной взаимозаменяемости модулей и при необходимости замены внутримодульных узлов и деталей.

Ось поворотного реактивного сопла может быть выполнена отклоненной от оси двигателя вниз на угол, составляющий в нейтральном положении двигателя (2°÷3°30′).

Собранный ТРД может быть проверен на газодинамическую устойчивость (ГДУ) работы компрессора, по крайней мере, на стадии серийного промышленного производства, для чего конкретный или идентичные для статистической репрезентативности результатов три-пять экземпляров двигателя из партии серийно произведенных, испытаны на стенде, снабженном входным аэродинамическим устройством с регулируемо пересекающим воздушный поток, преимущественно, дистанционно управляемым выдвижным интерцептором с отградуированной шкалой положений интерцептора в сечении подаваемого в двигатель воздуха, имеющей фиксированную критическую точку, отделяющую двигатель на 2-5% от перехода в помпаж, при необходимости с повтором испытаний на определенном по регламенту наборе режимов, соответствующих режимам, характерным для последующей реальной работы ТРД в полетных условиях.

При испытаниях экспериментально может быть подтверждена область газодинамической устойчивости работы двигателя, в том числе для режима с наименьшим запасом ГДУ при встречной приемистости, проверенной по регламенту: выдержка на максимальном режиме, сброс частоты вращения путем установки рычага управления двигателем в положение «малый газ» и в фазах частоты вращения, соответствующего значениям промежуточных неравномерностей с проверкой приемистости двигателя на максимальный режим при установке рычага управления двигателем в положение «максимальные обороты» с результирующим определением запасов ГДУ двигателя.

Вариантно собранный двигатель может быть проверен, по крайней мере, на стадии промышленного производства, на влияние климатических условий на основные характеристики работы компрессора, для чего конкретный или при необходимости статистически репрезентативное количество - три-пять идентичных экземпляров из партии серийно произведенных двигателей испытаны на стенде на различных режимах, параметры которых адекватны параметрам полетных режимов в диапазоне, запрограммированном для конкретной серии двигателей, при этом в испытаниях выполнены замеры и приведение полученных значений параметров к стандартным атмосферным условиям с учетом изменения свойств рабочего тела и геометрических характеристик проточной части турбореактивного двигателя при изменении атмосферных условий, и по результатам стендовых испытаний создана и скорректирована математическая модель турбореактивного двигателя, а затем по математической модели определены параметры турбореактивного двигателя при стандартных атмосферных условиях и различных температурах атмосферного воздуха из заданного рабочего диапазона температур стендовых испытаний с учетом принятой программы регулирования двигателя на максимальных и форсированных режимах, причем фактические значения параметров при конкретных температурах атмосферного воздуха каждого режима испытаний отнесены к значениям параметров при стандартных атмосферных условиях и вычислены поправочные коэффициенты к измеренным параметрам в зависимости от температуры атмосферного воздуха, а приведение измеренных параметров к стандартным атмосферным условиям выполнено умножением измеренных значений на коэффициенты, учитывающие отклонение атмосферного

давления от стандартного, и на поправочный коэффициент, отражающий зависимость измеренных значений параметров от температуры атмосферного воздуха, зарегистрированной при конкретных испытаниях турбореактивных двигателей.

Вариантно собранный двигатель может быть испытан по многоцикловой программе, включающей чередование режимов при выполнении этапов испытания длительностью работы турбореактивного двигателя, превышающей программное время полета, по программе до испытаний сформированы типовые полетные циклы и определена повреждаемость наиболее нагруженных деталей, исходя из этого определено необходимое количество циклов нагружения при испытании, а затем сформирован и произведен полный объем испытаний, включающий выполнение последовательности испытательных циклов - быстрый выход на максимальный или полный форсированный режим, быстрый сброс на режим «малого газа», останов и цикл длительной работы с многократным чередованием режимов во всем рабочем спектре с различным размахом диапазона изменения режимов работы турбореактивного двигателя, в совокупности превышающем время полета в 5-6 раз; при этом различный размах диапазона изменения режимов работы двигателя реализован, изменением уровня перепада газа в конкретных режимах испытания от начального до наибольшего - максимального или полного форсированного режима работы двигателя путем переноса начальной точки отсчета при выполнении соответствующего режима, принимая последнюю в одном из режимов в положении, соответствующем уровню «малый газ», а в других режимах - в промежуточных или конечном положениях, соответствующих различным процентным долям или полному значению уровня газа максимального или полного форсированного режима, причем быстрый выход на максимальный или форсированный режимы на части испытательного цикла осуществлен в темпе приемистости с последующим сбросом.

Часть испытательных циклов может быть выполнена без прогрева на режиме «малый газ» после запуска.

Испытательный цикл может быть сформирован на основе полетных циклов для боевого и учебного применения турбореактивного двигателя.

Технический результат, обеспечиваемый приведенной совокупностью признаков, состоит в разработке ТРД с улучшенными эксплуатационными характеристиками и более надежным определением границ возможного варьирования тяги в пределах допустимого диапазона газодинамической устойчивости работы компрессора, с повышенным ресурсом двигателя в условиях многоцикловой работы двигателя с частотным варьированием спектров длительности работы и тяги двигателя. Это достигается за счет применения в двигателе разработанной в изобретении совокупности основных модулей и сборочных единиц с заявленными параметрами и техническими решениями, а именно, КНД, КВД и статоров турбин высокого и низкого давления. Повышение достоверности оценки газодинамической устойчивости обеспечивается разработанной в изобретении системой испытаний с выдвижным интерцептором аэродинамического устройства, программой испытаний и шкалой допустимого диапазона работы, исключающей введение двигателя в помпаж. Аналогично разработанные в изобретении программы многоцикловых испытаний и испытаний на влияние климатических условий на изменение основных характеристик обеспечивают повышение корректности оценки ресурса и параметров работы двигателя в различных температурно-климатических условиях эксплуатации в регионах с разным климатом.

Сущность изобретения поясняется чертежами, где:

на фиг.1 изображен турбореактивный двигатель, продольный разрез;

на фиг.2 - входной направляющий аппарат КНД, вид сверху.

Турбореактивный двигатель выполнен двухконтурным, двухвальным. Турбореактивный двигатель содержит не менее восьми модулей, включая компрессор 1 низкого давления, промежуточный корпус 2 и газогенератор.

КНД 1 выполнен со статором, имеющим входной направляющий аппарат 3, не более трех промежуточных направляющих аппаратов 4 и выходной спрямляющий аппарат 5, а также с ротором, имеющим вал 6 и систему, предпочтительно, четырех рабочих колес 7, наделенных лопатками 8.

Газогенератор включает сборочные единицы - компрессор 9 высокого давления, основную камеру 10 сгорания и турбину 11 высокого давления.

КВД 9 включает статор, а также ротор с валом 12 и системой оснащенных лопатками 13 рабочих колес 14. При этом число рабочих колес 14 КВД 9 не менее чем в два раза превышает число рабочих колес 7 КНД 1. Статор КВД 9 содержит входной направляющий аппарат 15, не более восьми промежуточных направляющих аппаратов 16 и выходной спрямляющий аппарат 17.

За газогенератором последовательно соосно установлены турбина 18 низкого давления, смеситель 19, фронтовое устройство 20, форсажная камера 21 сгорания и поворотное реактивное сопло, включающее поворотное устройство 22, неподвижно, предпочтительно, разъемно прикрепленное к форсажной камере 21 сгорания, и регулируемое реактивное сопло 23, прикрепленное к поворотному устройству 22 с возможностью выполнения совместно с подвижным элементом последнего поворотов для изменения направления вектора тяги.

Вокруг корпуса основной камеры 10 сгорания во внешнем контуре 24 установлен воздухо-воздушный теплообменник 25, собранный не менее чем из шестидесяти трубчатых блок-модулей.

Также двигатель содержит коробку приводов двигательных агрегатов (на чертежах не показано).

КНД 1 объединен с турбиной 18 низкого давления по валу 6 с возможностью передачи от турбины 18 крутящего момента. КВД 9 объединен с турбиной 11 высокого давления с возможностью получения последним крутящего момента от турбины 11 через автономный вал 12 ротора КВД-ТВД, коаксиально с возможностью вращения охватывающий вал 6 ротора КНД-ТНД на части длины и выполненный короче последнего, по меньшей мере, на совокупную осевую длину промежуточного корпуса 2, основой камеры 10 сгорания и турбины 18 низкого давления.

Ось вращения поворотного устройства 22 относительно горизонтальной оси повернута на угол не менее 30°, предпочтительно на (32÷34)° по часовой стрелке (вид по направлению полета) для правого двигателя и на угол не менее 30°, предпочтительно на (32÷34)° против часовой стрелки (вид по направлению полета) для левого двигателя.

Входной направляющий аппарат 3 КНД 1 снабжен состоящими из неподвижного и управляемого подвижного элементов радиальными стойками 26, равномерно разнесенными, преимущественно, в нормальной к оси двигателя плоскости входного сечения, с угловой частотой (3,0÷4,0) ед/рад.

Причем двигатель испытан по меньшей мере по одной из программ - многоцикловой, на газодинамическую устойчивость или на влияние климатических условий на основные эксплуатационные характеристики двигателя.

Турбореактивный двигатель содержит электрическую, пневматическую, гидравлическую - топливную и масляную системы, а также датчики, командные блоки, исполнительные механизмы и кабели систем диагностики и автоматического управления двигателем, объединяющие указанные сборочные единицы и модули (на чертежах не

показано).

Входной направляющий аппарат 3 КНД 1 содержит, предпочтительно, двадцать три радиальные стойки 26. Длина радиальных стоек 26 ограничена наружным и внутренним кольцами 27 и 28 соответственно ВНА. По меньшей мере, часть радиальных стоек 26 совмещена с каналами масляной системы, размещенными в неподвижных элементах стоек, с возможностью подачи и отвода масла, а также суфлирования масляной и предмасляных полостей передней опоры ротора КНД 1.

Площадь фронтальной проекции входного проема $F_{вх.пр.}$ входного направляющего аппарата 3 КНД 1, геометрически определяющая поперечное сечение входного устья воздухозаборного канала 29, ограниченного на большем радиусе внутренним контуром наружного кольца 27 ВНА, а на меньшем радиусе контуром внутреннего кольца 28 ВНА, выполнена превышающей суммарную площадь аэродинамического затенения $F_{зт}$, создаваемого фронтальной проекцией кока 30 и радиальных стоек 26, в (2,54÷2,72) раза и составляет (0,67÷0,77) от полной площади круга $F_{плн.}$, ограниченного радиусом внутреннего контура наружного кольца 27 ВНА в плоскости входного проема.

Статоры КНД 1 и КВД 9 выполнены каждый в виде продольно-сегментных блоков в количестве не менее двух, объединенных, преимущественно, на разъемных соединениях с возможностью разборки для ремонта или замены деталей соответствующего модуля или сборочной единицы. В виде аналогичных продольно-сегментных блоков выполнены и объединены на разъемных соединениях сопловые аппараты 31 турбин 11 и 18 соответственно высокого и низкого давления.

Практически каждый модуль ТРД, преимущественно, выполнен технологически автономным, оснащен элементами разъемного фланцевого соединения со смежными модулями и разъемными элементами крепления внутримодульных деталей, обеспечивающими возможность, в том числе, ремонтной взаимозаменяемости модулей и при необходимости замены внутримодульных узлов и деталей.

Ось поворотного реактивного сопла выполнена отклоненной от оси ТРД вниз на угол, составляющий в нейтральном положении двигателя (2°÷3°30′).

Собранный ТРД проверен на газодинамическую устойчивость (ГДУ) работы компрессора, по крайней мере, на стадии серийного промышленного производства. Для чего конкретный или идентичные для статистической репрезентативности результатов три-пять экземпляров двигателя из партии серийно произведенных двигателей испытаны на стенде. Стенд снабжен входным аэродинамическим устройством (на чертежах не показано) с регулируемо пересекающим воздушный поток, преимущественно, дистанционно управляемым выдвижным интерцептором с отградуированной шкалой положений интерцептора, имеющей фиксированную критическую точку, отделяющую двигатель на 2-5% от перехода в помпаж, при необходимости, с повтором испытания на определенном по регламенту наборе режимов, соответствующих режимам, характерным для последующей реальной работы ТРД в полетных условиях.

При испытаниях экспериментально подтверждена область газодинамической устойчивости работы двигателя, в том числе для режима с наименьшим запасом ГДУ при встречной приемистости, проверенной по регламенту: выдержка на максимальном режиме, сброс частоты вращения путем установки рычага управления двигателем в положение «малый газ» и в фазах частоты вращения, соответствующего значениям промежуточных неравномерностей с проверкой приемистости двигателя на максимальный режим при установке рычага управления двигателем в положение

«максимальные обороты» с результирующим определением запасов ГДУ компрессора двигателя.

Вариантно собранный двигатель проверен, по крайней мере, на стадии промышленного производства на влияние климатических условий на основные характеристики работы компрессора. Для чего конкретный или при необходимости статистически репрезентативное количество - три-пять идентичных экземпляров из партии серийно произведенных двигателей испытаны на стенде на различных режимах. Параметры режимов адекватны параметрам полетных режимов в диапазоне, запрограммированном для конкретной серии двигателей. В испытаниях выполнены замеры и приведение полученных значений параметров к стандартным атмосферным условиям с учетом изменения свойств рабочего тела и геометрических характеристик проточной части турбореактивного двигателя при изменении атмосферных условий. По результатам стендовых испытаний создана и скорректирована математическая модель ТРД. Затем по математической модели определены параметры турбореактивного двигателя при стандартных атмосферных условиях и различных температурах атмосферного воздуха из заданного рабочего диапазона температур стендовых испытаний с учетом принятой программы регулирования двигателя на максимальных и форсированных режимах. Фактические значения параметров при конкретных температурах атмосферного воздуха каждого режима испытаний отнесены к значениям параметров при стандартных атмосферных условиях. После чего вычислены поправочные коэффициенты к измеренным параметрам в зависимости от температуры атмосферного воздуха. Приведение измеренных параметров к стандартным атмосферным условиям выполнено умножением измеренных значений на коэффициенты, учитывающие отклонение атмосферного давления от стандартного, и на поправочный коэффициент. Поправочный коэффициент отражает зависимость измеренных значений параметров от температуры атмосферного воздуха, зарегистрированной при конкретных испытаниях турбореактивных двигателей.

Вариантно собранный двигатель испытан по многоцикловой программе. Программа включает чередование режимов при выполнении этапов испытания длительностью работы двигателя, превышающей программное время полета. По программе до испытаний сформированы типовые полетные циклы и определена повреждаемость наиболее нагруженных деталей. Исходя из этого определено необходимое количество циклов нагружения при испытании. Затем сформирован и произведен полный объем испытаний, включающий выполнение последовательности испытательных циклов - быстрый выход на максимальный или полный форсированный режим, быстрый сброс на режим «малого газа», останов и цикл длительной работы с многократным чередованием режимов во всем рабочем с различным размахом диапазона изменения режимов работы турбореактивного двигателя, в совокупности превышающем время полета в 5-6 раз. Различный размах диапазона изменения режимов работы двигателя реализован изменением уровня перепада газа в конкретных режимах испытания от начального до наибольшего - максимального или полного форсированного режима работы двигателя путем переноса начальной точки отсчета при выполнении соответствующего режима, принимая последнюю в одном из режимов в положении, соответствующем уровню «малый газ». В других режимах - в промежуточных или конечном положениях, соответствующих различным процентным долям или полному значению уровня газа максимального или полного форсированного режима. Быстрый выход на максимальный или форсированный режимы на части испытательного цикла осуществлен в темпе приемистости с последующим сбросом.

Часть испытательных циклов выполнена без прогрева на режиме «малый газ» после запуска.

Испытательный цикл сформирован на основе полетных циклов для боевого и учебного применения турбореактивного двигателя.

Пример реализации испытания ТРД по одной из программ, а именно испытания ТРД по многоцикловой программе.

Испытанию подвергают ТРД с проектным ресурсом 500 часов общей наработки до первого капитального ремонта. В указанном ресурсе задана наработка 20 час на максимальном режиме, из них 5 час на полном форсированном режиме. Формируют типовые полетные циклы (ТПЦ) и устанавливают заданное время работы двигателя 1 ч, эквивалентное полетному времени летательного аппарата (ЛА) по принятому ТПЦ. На основании ТПЦ расчетным путем определяют повреждаемость наиболее нагруженных деталей. Исходя из этого определяют необходимое эквивалентное по повреждаемости количество циклов при испытаниях. В данном варианте принимают следующий состав нагрузочных испытательных циклов - выполнение 700 (400+300) запусков с выходом соответственно на максимальный и форсированные режимы, а также 400 приемистостей от режима «малый газ» (МГ) до максимального (Макс.) и 300 с режима 0,8 Макс. до форсированного (Фор) режима.

Устанавливают коэффициент запаса на требуемое количество испытательных нагрузочных циклов и времени наработки K=1,2.

Формируют полный объем ресурсных испытаний и разрабатывают программу проведения испытаний:

1. Общую наработку при проведении ресурсных испытаний принимают 500*1,2=600 ч, из них наработку на максимальном режиме принимают (20-5)*1,2=18 ч, а на форсированном режиме 5*1,2=6 ч.

2. Принимают продолжительность этапа испытаний 5 ч, и определяют количество пятичасовых этапов 600:5=120.

3. Устанавливают количество запусков с учетом коэффициента запаса 700*1,2=840, а также от МГ до Макс 400*1,2=480 и от 0,8 Макс до Фор 300*1,2=360.

4. Каждый пятичасовой этап включает 840:120=7, приемистостей от режима МГ до Макс 480:120=4 и приемистостей с режима 0,8 Макс до Фор 360:120=3, а также наработку на максимальном и форсированном режимах 18*60:120=9 мин. 360:120=3 мин.

5. Устанавливают последовательность испытательных циклов - быстрый выход на максимальный или полный форсированный режим, быстрый сброс на режим МГ и останов. Затем предусматривают цикл длительной работы с многократным чередованием нагрузочных циклов с размахом диапазонов изменения режимов от МГ до Макс и 0,8 Макс до Фор в пределах установленного выше объема испытательных этапов.

Выполняют испытания ТРД по указанной программе. Затем проводят дефектацию двигателя и анализ результатов испытаний, по которым принимают решение о признании двигателя выдержавшим испытания.

Изложенную выше последовательность испытания ТРД применяют на всех этапах от разработки и доводки до промышленного производства, эксплуатации и капитального ремонта авиационных двигателей.

Формула изобретения

1. Турбореактивный двигатель, характеризующийся тем, что выполнен двухконтурным, двухвальным и содержит не менее восьми модулей, включая компрессор

низкого давления (КНД) со статором, имеющим входной направляющий аппарат (ВНА), не более трех промежуточных направляющих и выходной спрямляющий аппараты, а также с ротором, имеющим вал и систему наделенных лопатками, предпочтительно, четырех рабочих колес; промежуточный корпус; газогенератор, включающий сборочные единицы - компрессор высокого давления (КВД), имеющий статор, включающий входной направляющий аппарат, не более восьми промежуточных направляющих и выходной спрямляющий аппараты, а также ротор с валом и системой оснащенных лопатками рабочих колес, число которых не менее чем в два раза превышает число упомянутых рабочих колес КНД; основную камеру сгорания и турбину высокого давления (ТВД); за газогенератором последовательно соосно установлены турбина низкого давления (ТНД), смеситель, фронтовое устройство, форсажная камера сгорания и поворотное реактивное сопло, включающее поворотное устройство, неподвижно, предпочтительно, разъемно прикрепленное к форсажной камере сгорания, и регулируемое реактивное сопло, прикрепленное к поворотному устройству с возможностью выполнения совместно с подвижным элементом последнего поворотов для изменения направления вектора тяги; причем вокруг корпуса основной камеры сгорания во внешнем контуре установлен модуль - воздухо-воздушный теплообменник, собранный не менее чем из шестидесяти трубчатых блок-модулей; двигатель содержит также коробку приводов двигательных агрегатов; при этом КНД объединен с ТНД по валу с возможностью передачи от указанной турбины крутящего момента, а КВД объединен с ТВД с возможностью получения последним крутящего момента от турбины высокого давления через автономный вал ротора КВД-ТВД, коаксиально с возможностью вращения охватывающий на части длины вал ротора КНД-ТНД и выполненный короче последнего, по меньшей мере, на совокупную осевую длину промежуточного корпуса, основной камеры сгорания и турбины низкого давления, а ось вращения поворотного устройства относительно горизонтальной оси повернута на угол не менее 30°, предпочтительно на (32÷34)° по часовой стрелке (вид по направлению полета) для правого двигателя и на угол не менее 30°, предпочтительно на (32÷34)° против часовой стрелки (вид по направлению полета) для левого двигателя, кроме того, входной направляющий аппарат КНД снабжен состоящими из неподвижного и управляемого подвижного элементов радиальными стойками, равномерно разнесенными, преимущественно, в нормальной к оси двигателя плоскости входного сечения, с угловой частотой (3,0÷4,0) ед/рад, причем двигатель испытан по меньшей мере по одной из программ - многоцикловой, на газодинамическую устойчивость, на влияние климатических условий на основные эксплуатационные характеристики двигателя.

2. Турбореактивный двигатель по п.1, отличающийся тем, что содержит электрическую, пневматическую, гидравлическую - топливную и масляную системы, а также датчики, командные блоки, исполнительные механизмы и кабели систем диагностики и автоматического управления двигателем, объединяющие указанные сборочные единицы и модули.

3. Турбореактивный двигатель по п.1, отличающийся тем, что входной направляющий аппарат компрессора низкого давления содержит, предпочтительно, двадцать три радиальные стойки, длина которых ограничена наружным и внутренним кольцами ВНА, при этом, по меньшей мере, часть радиальных стоек совмещена с каналами масляной системы, размещенными в неподвижных элементах стоек, с возможностью подачи и отвода масла, а также суфлирования масляной и предмасляных полостей передней опоры ротора компрессора низкого давления.

4. Турбореактивный двигатель по п.3, отличающийся тем, что площадь фронтальной проекции входного проема $F_{вх.пр.}$ ВНА КНД, геометрически определяющая поперечное сечение входного устья воздухозаборного канала, ограниченного на большем радиусе внутренним контуром наружного кольца ВНА, а на меньшем радиусе контуром внутреннего кольца ВНА, выполнена превышающей суммарную площадь аэродинамического затенения $F_{зт}$, создаваемого фронтальной проекцией кока и радиальных стоек, в (2,54÷2,72) раза и составляет (0,67÷0,77) от полной площади круга $F_{плн.}$, ограниченного радиусом внутреннего контура наружного кольца ВНА в плоскости входного проема.

5. Турбореактивный двигатель по п.1, отличающийся тем, что статоры КНД и КВД выполнены каждый в виде продольно-сегментных блоков в количестве не менее двух, объединенных, преимущественно, на разъемных соединениях с возможностью разборки для ремонта или замены деталей соответствующего модуля или сборочной единицы, кроме того, в виде аналогичных продольно-сегментных блоков выполнены и объединены на разъемных соединениях сопловые аппараты турбин ТНД и ТВД.

6. Турбореактивный двигатель по п.1, отличающийся тем, что практически каждый модуль двигателя, преимущественно, выполнен технологически автономным, оснащен элементами разъемного фланцевого соединения со смежными модулями и разъемными элементами крепления внутримодульных деталей, обеспечивающими возможность в том числе ремонтной взаимозаменяемости модулей и при необходимости замены внутримодульных узлов и деталей.

7. Турбореактивный двигатель по п.1, отличающийся тем, что ось поворотного реактивного сопла выполнена отклоненной от оси двигателя вниз на угол, составляющий в нейтральном положении двигателя (2°÷3°30′).

8. Турбореактивный двигатель по п.1, отличающийся тем, что собранный ТРД проверен на газодинамическую устойчивость (ГДУ) работы компрессора, по крайней мере, на стадии серийного промышленного производства, для чего конкретный или идентичные для статистической репрезентативности результатов три-пять экземпляров двигателя из партии серийно произведенных испытаны на стенде, снабженном входным аэродинамическим устройством с регулируемо пересекающим воздушный поток, преимущественно, дистанционно управляемым выдвижным интерцептором с отградуированной шкалой положений интерцептора в сечении подаваемого в двигатель воздуха, имеющей фиксированную критическую точку, отделяющую двигатель на 2-5% от перехода в помпаж, при необходимости с повтором испытаний на определенном по регламенту наборе режимов, соответствующих режимам, характерным для последующей реальной работы ТРД в полетных условиях.

9. Турбореактивный двигатель по п.8, отличающийся тем, что при испытаниях экспериментально подтверждена область газодинамической устойчивости работы двигателя, в том числе для режима с наименьшим запасом ГДУ при встречной приемистости, проверенной по регламенту: выдержка на максимальном режиме, сброс частоты вращения путем установки рычага управления двигателем в положение «малый газ» и в фазах частоты вращения, соответствующего значениям промежуточных неравномерностей с проверкой приемистости двигателя на максимальный режим при установке рычага управления двигателем в положение «максимальные обороты» с результирующим определением запасов ГДУ двигателя.

10. Турбореактивный двигатель по п.1, отличающийся тем, что собранный двигатель проверен, по крайней мере, на стадии промышленного производства, на влияние

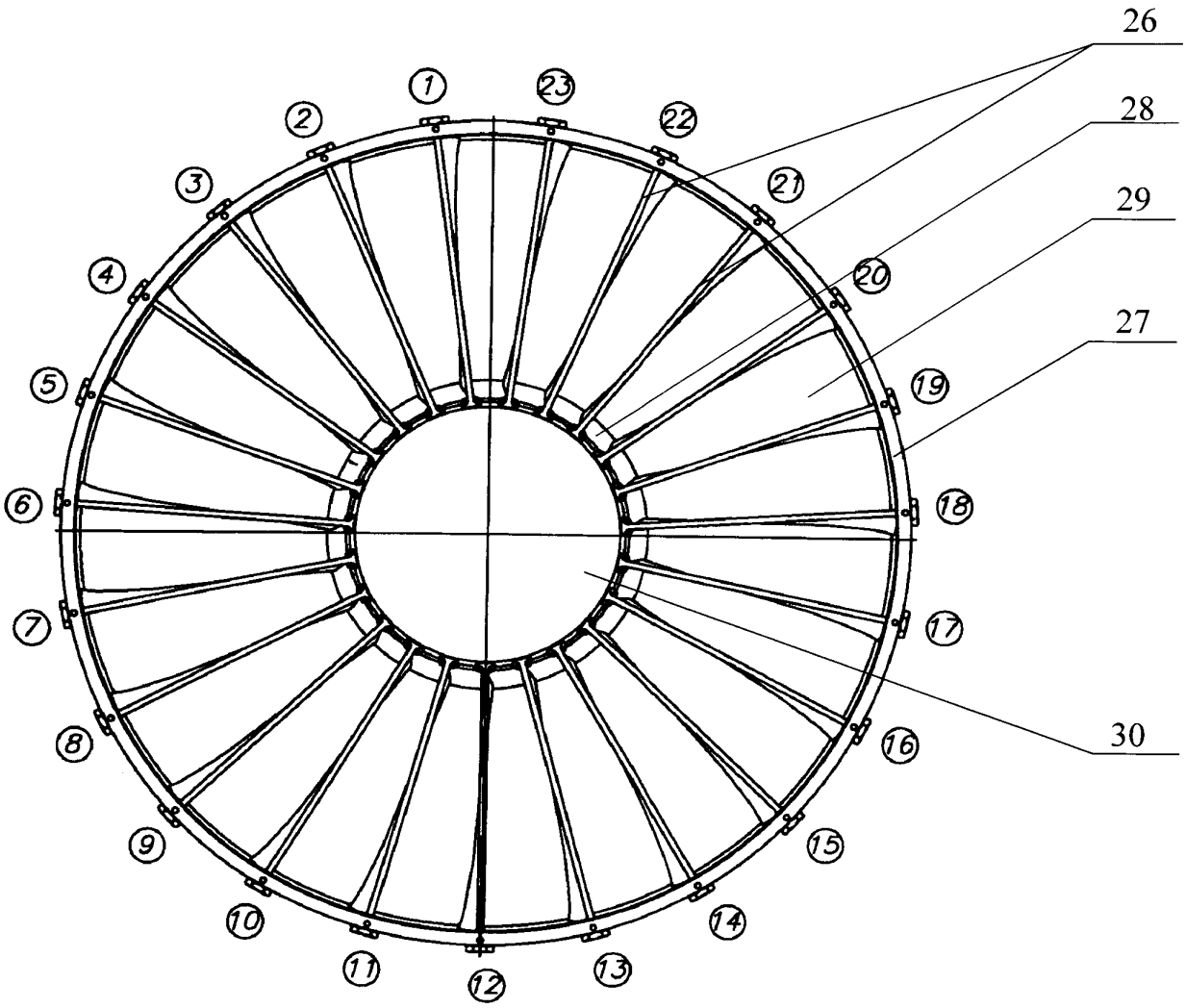
климатических условий на основные характеристики работы компрессора, для чего конкретный или при необходимости статистически репрезентативное количество - три-пять идентичных экземпляров из партии серийно произведенных двигателей испытаны на стенде на различных режимах, параметры которых адекватны параметрам полетных режимов в диапазоне, запрограммированном для конкретной серии двигателей, при этом в испытаниях выполнены замеры и приведение полученных значений параметров к стандартным атмосферным условиям с учетом изменения свойств рабочего тела и геометрических характеристик проточной части турбореактивного двигателя при изменении атмосферных условий, и по результатам стендовых испытаний создана и скорректирована математическая модель турбореактивного двигателя, а затем по математической модели определены параметры турбореактивного двигателя при стандартных атмосферных условиях и различных температурах атмосферного воздуха из заданного рабочего диапазона температур стендовых испытаний с учетом принятой программы регулирования двигателя на максимальных и форсированных режимах, причем фактические значения параметров при конкретных температурах атмосферного воздуха каждого режима испытаний отнесены к значениям параметров при стандартных атмосферных условиях и вычислены поправочные коэффициенты к измеренным параметрам в зависимости от температуры атмосферного воздуха, а приведение измеренных параметров к стандартным атмосферным условиям выполнено умножением измеренных значений на коэффициенты, учитывающие отклонение атмосферного давления от стандартного, и на поправочный коэффициент, отражающий зависимость измеренных значений параметров от температуры атмосферного воздуха, зарегистрированной при конкретных испытаниях турбореактивных двигателей.

11. Турбореактивный двигатель по п.1, отличающийся тем, что собранный двигатель испытан по многоцикловой программе, включающей чередование режимов при выполнении этапов испытания длительностью работы турбореактивного двигателя, превышающей программное время полета, по программе до испытаний сформированы типовые полетные циклы и определена повреждаемость наиболее нагруженных деталей, исходя из этого определено необходимое количество циклов нагружения при испытании, а затем сформирован и произведен полный объем испытаний, включающий выполнение последовательности испытательных циклов - быстрый выход на максимальный или полный форсированный режим, быстрый сброс на режим «малого газа», останов и цикл длительной работы с многократным чередованием режимов во всем рабочем спектре с различным размахом диапазона изменения режимов работы турбореактивного двигателя, в совокупности превышающем время полета в 5-6 раз; при этом различный размах диапазона изменения режимов работы двигателя реализован изменением уровня перепада газа в конкретных режимах испытания от начального до наибольшего - максимального или полного форсированного режима работы двигателя путем переноса начальной точки отсчета при выполнении соответствующего режима, принимая последнюю в одном из режимов в положении, соответствующем уровню «малый газ», а в других режимах - в промежуточных или конечном положениях, соответствующих различным процентным долям или полному значению уровня газа максимального или полного форсированного режима, причем быстрый выход на максимальный или форсированный режимы на части испытательного цикла осуществлен в темпе приемистости с последующим сбросом.

12. Турбореактивный двигатель по п.11, отличающийся тем, что часть испытательных циклов выполнена без прогрева на режиме «малый газ» после запуска.

13. Турбореактивный двигатель по п.11, отличающийся тем, что испытательный

цикл сформирован на основе полетных циклов для боевого и учебного применения турбореактивного двигателя.



Фиг. 2