

А. Б. Михайлова, Д. А. Ахмедзянов, А. Е. Михайлов, Р. Р. Нигматуллин

РАЗВИТИЕ МЕТОДОВ И СРЕДСТВ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И НАЗЕМНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

В работе рассмотрены и проанализированы различные методики для расчета массы, шума и эмиссии вредных веществ ГТД и ГТЭУ на этапе концептуального проектирования. Сформированный алгоритм расчета массы, шума и эмиссии, реализован в СИМ DVIGwr. Приведены результаты расчета массы, шума и эмиссии различных двигателей. *Авиационные двигатели, газотурбинные энергетические установки, шум, эмиссия вредных веществ, имитационное моделирование*

ВВЕДЕНИЕ

Проектирование авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) и наземных газотурбинных энергетических установок (ГТЭУ), а также их основных узлов и систем базируется на новейших достижениях в области газовой динамики, горения и теплообмена, конструкционной прочности, теории интегрального управления и диагностики, материаловедения и технологии машиностроения. Создание перспективных авиационных ГТД и ГТЭУ основывается на широком применении компьютерного многодисциплинарного моделирования, физической модельной экспериментальной отработке передовых технических решений, а также натуральных полноразмерных экспериментальных исследованиях элементов, узлов и двигателя в целом.

На этапе концептуального проектирования ведется поиск типа, структуры и основных режимно-конструкторских параметров проектируемого двигателя исключительно на основе особенностей и целевых признаков надсистемы, в которой он будет использоваться. Надсистемой в данном случае является ЛА, в составе которого может использоваться газотурбинный двигатель, либо энергетическая установка, в составе которой используется газотурбинный привод. Выбор оптимального типа авиационного ГТД

либо наземной ГТЭУ должен осуществляться с учетом целого ряда условий и критериев, что, естественно, усложняет процесс поиска. Чрезвычайно важной является задача автоматизации процесса выбора типа, структуры и основных режимно-конструкторских параметров вновь создаваемого ГТД или ГТЭУ уже на этапе концептуального проектирования [1].

С начала 70-х гг. в связи с массовым распространением ГТД в гражданской авиации, к ним стали предъявлять требования по экологическим характеристикам, прежде всего по шуму на местности, затем по эмиссии вредных веществ. Наиболее жестко требования на ранних этапах предъявлялись по шуму авиационных ГТД. В 1972 г. была введена Глава 2 ИКАО, регламентирующая шум самолета на местности в трех точках для каждого из режимов – на взлете, пролете и при посадке [2]. В ближайшее время планируется ужесточение норм по шуму на местности для самолетов гражданской авиации.

Подлежит нормированию также эмиссия вредных веществ в зоне аэропортов, нормы по которой введены ИКАО в 1978 г. В Главах ИКАО нормируются выбросы несгоревших углеводородов C_xH_y , оксидов углерода CO , дыма SN и различных оксидов азота NO_x . Согласно исследованиям ЦИАМ [2], в перспективных схемах 2030 г. планируется снижение удельного расхода и эмиссии CO на 20-30%, снижение эмиссии NO_x на 60-80% по сравнению с требованиями 2010 г., а также снижение шума на местности более чем на 40 EPN дБ по сравнению с нормами Главы 4 ИКАО.

СОСТОЯНИЕ ВОПРОСА

В СИМ разработан новый структурный элемент «Интегральные характеристики», который позволяет проводить оценку массы, шума основных узлов и эмиссии вредных веществ на этапе

Контактная информация: 8 (347) 273-79-54

Исследование выполнено при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, соглашение 14.В37.21.1497 «Технология автоматизированного проектирования и поддержки в эксплуатации газотурбинных энергетических установок различной размерности и принципа действия (в т.ч. малоразмерных для кластерных технологий) совместно с элементами систем автоматического управления, контроля и диагностики, используемых в составе систем децентрализованного производства электрической и тепловой энергии»

структурно-параметрического синтеза, анализа и оптимизации авиационных ГТД и наземных ГТЭУ.

Для прогнозирования сухой массы ГТД и ГТЭУ на ранних стадиях проектирования разработан ряд статистических обобщений. При сравнительном анализе и выборе методик расчета массы ГТД рассмотрены работы В. Г. Маслова, М. М. Цховребова, В. А. Григорьева, В. С. Кузьмичева, И. А. Кривошеева и др.

Для расчета шума основных узлов ГТД разработано множество методов, которые можно разделить на три класса: эмпирические, аналитические модели и методы вычислительной газодинамики. С точки зрения достоверности и полноты описания физических процессов третий класс является предпочтительным. Однако при автоматизации концептуального проектирования, в условиях ограниченности исходных данных выбор сделан в пользу эмпирических моделей. За рубежом в крупных научных центрах разработаны полуэмпирические модели для расчета шума основных узлов ГТД и ГТЭУ. В качестве базовых использованы математические модели, разработанные в исследовательских центрах NASA (США) и DLR (Германия).

При анализе публикаций, посвященных прогнозированию эмиссии вредных веществ ГТД и ГТЭУ, наблюдается схожая картина – разработан ряд эмпирических, аналитических и CFD-методов, которые обладают различным уровнем точности и требований, предъявляемыми к количеству исходных данных. В работе использована эмпирическая модель, базирующаяся на параметрах цикла ГТД, разработанная в MIT (США) совместно с DLR (Германия).

ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА МАССЫ ГТД И ГТЭУ

Центральной задачей концептуального проектирования является формирование облика ГТД. При этом создаются необходимые предпосылки для достижения главных целей проектирования – получения необходимых термодинамических и конструктивных параметров, минимальной (рациональной) массы и стоимости жизненного цикла технического объекта.

Рассмотренные [3–6] методы расчета массы двигателя на стадии проектирования базиру-

ются на статистическом учете данных о массе изделия, и не позволяют выявить влияние конструктивных особенностей ГТД на его массу.

В данной работе использована статистическая математическая модель, представленная в [6], развиваемая в СГАУ им. С. П. Королева. Математическая модель может быть использована для оценки величины массы ТРДД(Ф), ТРД(Ф), ТВД, ТВВД, ТВаД, ГТЭУ.

В обобщенном виде математическая модель массы ТРДД имеет следующий вид:

$$M_{\text{дв}} = (M_I + M_{\text{II}} + M_{\text{КСМ}}) k_c k_{\text{рес}}.$$

Масса газогенератора внутреннего контура двигателя:

$$M_I = B (G_{\text{в1 пр. вен}})^{m_1} \left[\left(\frac{\pi_{\text{КС}}}{\pi_{\text{в}}} \right)^{0,286} - 1 \right]^{m_2} k_{T_r^*},$$

где $G_{\text{в1 пр. вен}}$ – расход воздуха на взлетном режиме через внутренний контур, приведенный по параметрам за вентилятором.

Масса турбовентилятора и обечайки наружного контура:

$$M_{\text{II}} = 2,865 \cdot G_{\text{в} \Sigma \text{взл}}^{0,903} \cdot m^{0,104} \cdot \pi_{\text{в}}^{1,193}.$$

Масса камеры смешения у ТРДДсм:

$$M_{\text{КСМ}} = 2,316 \cdot G_{\text{в} \Sigma \text{взл}}^{0,753}.$$

Для оценки влияния года начала серийного производства на массу ГТД используется коэффициент k_c . Характерная зависимость поправочного коэффициента от года начала серийного производства представлена на рис. 1.

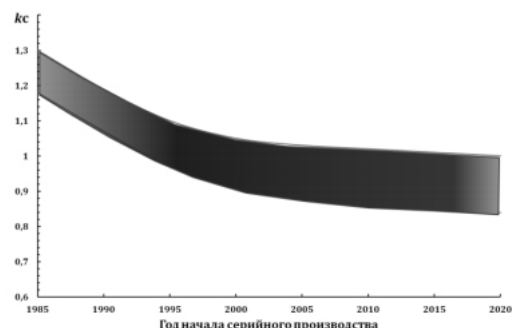


Рис. 1. Статистическая зависимость коэффициента совершенствования массы от года начала серийного производства

Значения статистических коэффициентов выбираются в зависимости от размерности дви-

гателя. Типичные величины статистических коэффициентов представлены в табл. 1.

Таблица 1

Степенные коэффициенты модели			
	B	m_1	m_2
$0,5 < G_{B \text{ 1пр. вен}} < 5 \text{ кг/с}$	20,9	0,8	0,5
$5 < G_{B \text{ 1пр. вен}} < 50 \text{ кг/с}$	15,2	1	0,5
$G_{B \text{ 1пр. вен}} > 50 \text{ кг/с}$	6,96	1,2	0,5

Изменение массы ГТД в зависимости от ресурса и назначения оценивается с помощью поправочного коэффициента $k_{\text{рес}}$. В модели используется поправочный коэффициент, учитывающий возрастание массы ГТД за счет изменения конструкции системы охлаждения турбины. Основным фактором, влияющим на сложность системы охлаждения турбины является полная температура газа на выходе из камеры сгорания.

$$k_{T^*} = 1 + 2 \cdot 10^{-4} (T_{\text{г max}}^* - 1200).$$

В случае расчета массы ГТД с форсажной камерой, используется интегральная модель оценки массы форсажной камеры (вместе с камерой смешения в случае ТРДДФ):

$$M_{\text{фк}} = 2,9 G_{\text{взл}}.$$

Масса ТРД либо ТВаД может быть определена по упрощенной методике:

$$M_{\text{дв}} = B \cdot G_{\text{взл}}^{m_1} [\pi_{\text{к взл}}^{0,286} - 1]^{m_2} k_{T^*} k_c k_{\text{рес}}.$$

Все необходимые статистические коэффициенты могут быть найдены в [6]. В случае расчеты массы ТВаД величины статистических коэффициентов зависят от наличия в структурной схеме редуктора. Масса ГТЭУ может быть определена по методике, аналогичной применяемой для оценки массы ТВаД.

С использованием разработанного СЭ «Интегральные характеристики двигателя» проведена оценка массы более чем 30 газотурбинных двигателей различных типов и схем. Модель двигателя Д-436Т1 в системе с новым структурным элементом приведена на рис. 2. Результаты апробации и верификации методики представлены в табл. 2.

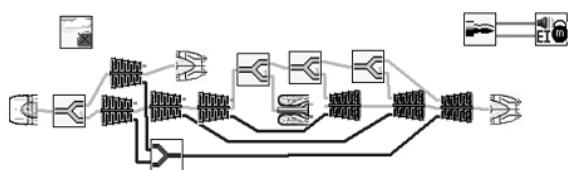


Рис. 2. Структурная схема двигателя Д-436Т1 с новым структурным модулем «Интегральные характеристики двигателя»

Таблица 2

Верификация методики оценки массы ГТД

Наименование двигателя	Расчетная величина массы, кг	Проектная величина массы, кг
SaM-146	1809	1708
Д-436Т1	1510	1450
Д-18Т	4430	4100
РД-33	1100	1055
Д-27	1752	1650
ТВ7-117	515	530
НК-12МВ	2796	2900
АЛ-55	362	355

Следует отметить, что средняя погрешность методики оценки массы ГТД не превышает 10%, однако существует ряд двигателей, для которых погрешность может достигать значительных величин. Необходимо уточнение методики оценки массы ТВВД, однако количество информации по данной тематике ограничено. Также отдельного внимания заслуживает уточнение модели для расчета массы ГТЭУ. Возможно дальнейшее уточнение модели за счет расширения количества учитываемых факторов и дальнейшей дифференциации статистических коэффициентов.

РАСЧЕТ ШУМА ОСНОВНЫХ УЗЛОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД И ГТЭУ

На сегодняшний день уровень шума становится одной из главных интегральных характеристик ГТД наряду с тягой, удельными параметрами и уровнем эмиссии вредных веществ. Поиск оптимальных проектных решений на этапе концептуального проектирования должен производиться с учетом уровня шума ГТД.

Реализованная в СИМ DVIGwr математическая модель включает индивидуальные полуэмпирические модели для оценки шума основных узлов ГТД – вентилятора, компрессора, камеры сгорания, газовой турбины и реактивного сопла.

Следует отметить, что для ТРД основным источником шума является реактивная струя, а в ТРДД с высокой степенью двухконтурности определяющим является шум в вентиляторе (рис. 3). С увеличением степени двухконтурности уровень шума струи снижается, а вентилятора и турбины вентилятора возрастает и уже при $m = 3$ становится определяющим.

Спектр шума ГРДД занимает широкую полосу частот (10...20000 Гц), однако основная доля энергии звука приходится на диапазон 50...10 000 Гц. Шум лопаточных машин реактивных двигателей обычно сосредоточен в области частот 2000...5000 Гц, а реактивной струи – 100...400 Гц.

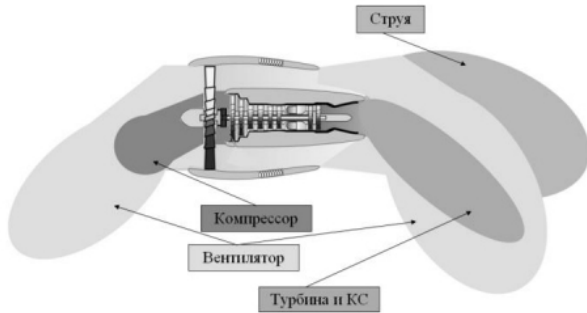


Рис. 3. Основные источники шума ГТД на взлетном режиме

Для оценки шума реактивной струи используется широко распространенный метод – акустическая аналогия Лайтхилла (Lighthill theory) [7]. В соответствии с теорией Лайтхилла оценка производится по газодинамическим и геометрическим параметрам струи в выходном сечении сопла. Основной ее особенностью являются простота и надежность, что обеспечивает сокращение времени единичного расчета, при достаточной точности получаемых решений.

Шум выхлопной струи обладает высокой интенсивностью. Вблизи среза сопла уровень звукового давления достигает 160...165 дБ. Физическая природа шума реактивной струи обусловлена нестационарным выбросом в атмосферу турбулентных вихрей. Высокая неоднородность структуры турбулентной струи в процессе смешения с атмосферным воздухом генерирует интенсивное акустическое излучение.

Аналогия Лайтхилла позволяет оценить величину акустической мощности затопленной струи (струи истекающей в неподвижную атмосферу):

$$W = k\rho_c U^8 c_0^{-5} F_c,$$

где k – коэффициент пропорциональности, полученный экспериментально. Для турбулентных струй, имеющих внутренние источники возмущений (процессы горения, пульсации, и т.п.) $k = (3...5) \cdot 10^{-4}$; F_c – площадь поперечного сечения среза сопла; Uc – скорость истечения реактивной струи; c_0 – скорость звука;

Суммарный по спектру излучения уровень звукового давления определяется по известным мощности излучения и фактору направленности на основе соотношения:

$$L_c = 10\lg W + \Delta - 20\lg R + 10\lg \Phi,$$

где $\Delta = 10\lg \frac{1}{I_0 4\pi} = 109$ дБ для излучения

в сферу радиусом R . Фактор направленности излучения ($10\lg \Phi$) определяется с помощью обобщенной графической зависимости [7, 8].

На рис. 4 представлены результаты расчета шума реактивной струи двигателя АЛ-55 в СИМ DVIGwp.

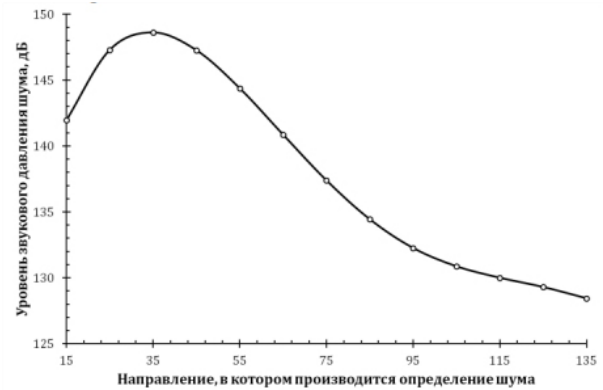


Рис. 4. Результаты расчета шума реактивного сопла при различном направлении расчета относительно оси сопла

Для оценки шума реактивной струи ГТД в полете используется методика расчета шума струи в спутном потоке (истечение струи в движущийся сонаправленно поток). Акустическая мощность струи, распространяющейся в спутном потоке, зависит от величины параметра спутности $m_V = \frac{U_2}{U_1}$, где U_2 – скорость среды, U_1 – скорость струи. Параметр спутности входит в следующее соотношение:

$$\Delta \varepsilon = 10\lg \left(\frac{W_{\text{сп}}}{W_{\text{зат}}} \right) = -a \cdot m_V,$$

где $W_{\text{сп}}$ – мощность акустического излучения струи в спутном потоке; $W_{\text{зат}}$ – мощность акустического излучения затопленной струи; $a = 1,95$ – эмпирическая константа, полученная на основе результатов экспериментального исследования шума струй.

Исходя из поправки, рассчитывается уровень звукового давления:

$$L_{\text{сп}} = L_c + \Delta \varepsilon.$$

Для расчета шума соосных струй ГРДД с

раздельными соплами в математической модели используется специализированная поправка.

Соосные струи представляют собой две струи, внутреннюю осесимметричную и внешнюю кольцевую. Вместе с параметром спутности $m_V = u_2/u_1$ на процессы в струях оказывает влияние параметр площади $m_F = F_2/F_1$.

Соотношение для расчета акустической мощности может быть представлено в виде:

$$W = W_1 + W_2 = \xi W_{1\text{зат}} + W_2,$$

где W_1 – акустическая мощность внутреннего потока; $W_{1\text{зат}}$ – акустическая мощность внутреннего потока при отсутствии внешней струи; W_2 – акустическая мощность периферийного потока; ξ – корректирующая формула:

$$\xi = 10^{(-amv)},$$

где $a = (0,38 \dots 0,44) \cdot \varepsilon_H$, ε_H – интенсивность начальной турбулентности спутного потока.

В случае неизотермических струй величина поправки уровня звукового давления на соосность имеет следующий вид:

$$\Delta \varepsilon_T = 10 \lg \left[\xi + (1 + m_F) \left(\frac{\lambda_2}{\lambda_1} \right)^2 \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^3 \right],$$

где $\frac{\lambda_2}{\lambda_1}$ и $\frac{T_2}{T_1}$ – соотношения приведенных скоростей и статических температур наружной и внутренней струи.

Разработанные в СИМ DVIGwp модели расчета шума основных узлов позволяют определять не только суммарный по спектру уровень звукового давления источника шума, но и спектральный уровень звукового давления в третьоктавной полосе с выбранной центральной частотой.

Следующим элементом математической модели, используемой для расчета шума ГТД, является модель шума вентилятора и компрессора. Общие подходы к построению модели расчета шума вентилятора и компрессора являются схожими. С точки зрения акустических характеристик наибольшей мощностью излучения обладает первая ступень вентилятора либо компрессора. Соответственно определяется шум индивидуально первой ступени каскада компрессора, либо вентилятора.

Источниками шума вентилятора и компрессора являются в первую очередь пересечение неоднородностей потока воздуха лопатками рабочих колес, взаимодействие неоднородных потоков с лопатками статора, а также сход с лопаток вихревых следов. Кроме того, вращающиеся

лопатки даже в однородном потоке генерируют так называемый шум вращения, обусловленный периодическими пульсациями скорости перед рабочим колесом и за ним. При сверхзвуковых относительных скоростях потока на лопатках образуется система ударных волн, и шум вращения резко усиливается.

В качестве базовой математической модели использована методика расчета шума вентилятора и компрессора, разработанная М. Ф. Heidmann в NASA Lewis Research Center [9]. Данная работа является классической в области прогнозирования шума вентиляторов и компрессоров. Рассматриваемая модель усовершенствована по результатам анализа экспериментальных исследований, проведенных в General Electric и NASA. В процессе исследований использованы современные серийные ТРДД CF6-80C2 и CFM56, а также экспериментальный двигатель-демонстратор GE E³ [10].

$$L_{\text{вент}} = 10 \lg \left(\frac{\Delta T}{\Delta T_0} \right) + 10 \lg \left(\frac{G_B}{G_{B0}} \right) + F_1(M_{W1p}, M_{W1}) + F_2(Z) + F_3(\theta),$$

где ΔT – перепад температуры в ступени вентилятора или компрессора, ΔT_0 – референсное значение, величина которого составляет 0.555K, G_B – массовый расход воздуха на входе, G_{B0} – референсное значение, величина которого 0.453 кг/с; F_1, F_2, F_3 – нелинейные функции влияния; M_{W1p}, M_{W1} – проектное и текущее число Маха в относительном движении на входе в первую ступень; Z – относительный межвенцовый зазор в первой ступени; θ – направление, в котором производится расчет шума.

Спектральный уровень звукового давления в третьоктавной полосе с выбранной центральной частотой определяется как

$$L_{\text{вент}}(f) = L_C + F_4 \left(\frac{f}{f_b} \right),$$

где f – центральная частота третьоктавной полосы; f_b – частота следования лопаток.

Характерный вид зависимостей для функций влияния F_1, F_2, F_3 и F_4 представлен в [9]. Следует отметить, что математическая модель позволяет проводиться расчет шума как в передней, так и в задней полусфере. На рис. 5 приведены результаты расчета шума вентилятора при различном направлении расчета относительно оси двигателя.



Рис. 5. Результаты расчета шума вентилятора при различном направлении расчета относительно оси двигателя

В математической модели расчета шума реализован ряд моделей для расчета шума внутренних источников. В качестве внутренних источников ГТД рассматриваются камера сгорания и газовая турбина. Камера сгорания создает широкополосный низкочастотный шум, источником которого являются: процессы турбулентного горения; взаимодействие потока газа с лопатками турбины, а также различные резонансные явления. Значительную долю в уровень шума процесса горения вносят локальные пульсации скорости химической реакции, связанные с неравномерностью распределения топлива по объему потока воздуха перед фронтом горения.

Для оценки шума камеры сгорания используется базовая математическая модель, разработанная в IHS ESDU (Великобритания) [11].

Суммарный по спектру уровень звукового давления камеры сгорания определяется следующим образом:

$$L_{\text{КС}} = 10 \lg \left[\left(\frac{T_{\text{Г}} - T_{\text{К}}}{T_{\text{К}}} \right)^2 \cdot \left(\frac{P_{\text{К}}}{P_0} \right)^2 \cdot \left(\frac{\Delta T}{T_0} \right)^{-4} \right] + 10 \lg \left(\frac{G_{\text{В}} \cdot c_0}{W_0} \right) - 60.5,$$

где $T_{\text{Г}}$ – полная температура газа на выходе из КС, $T_{\text{К}}$ – полная температура газа на входе в КС, $P_{\text{К}}$ – полное давление газа на входе в КС, ΔT – теплоперепад в турбине, $G_{\text{В}}$ – расход воздуха на входе в КС, c_0 – скорость звука по параметрам на входе в КС, P_0 , T_0 – атмосферные условия на входе в ГТД, W_0 – пороговая интенсивность.

Дополнительно проводится учет влияния числа Маха полета и направления полета летательного аппарата относительно направления определения шума КС:

$$L_{\text{КСМ}} = L_{\text{КС}} - 40 \lg(1 - M_{\text{П}} \cdot \cos(\psi)).$$

Газовая турбина ГТД выступает в роли глушителя шума камеры сгорания в задней полусфере. Для оценки величины снижения шума КС используется следующее соотношение:

$$\Delta L_{\text{КС}} = 10 \lg \left(\frac{4\phi}{(1 + \phi)^2} \right),$$

где ϕ – отношение акустических сопротивлений на входе и на выходе из газовой турбины. На рис. 6 – результаты расчета спектрального шума КС при различной центральной частоте третьоктавных полос, направление для расчета шума 120° .

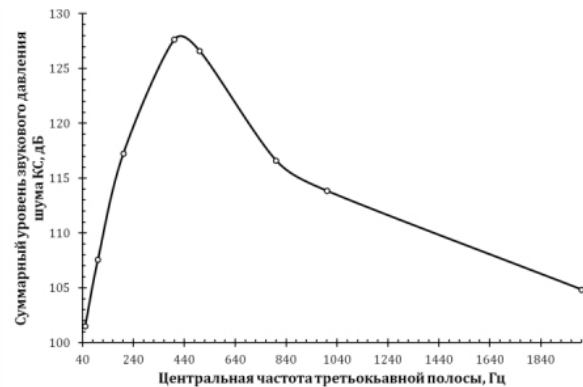


Рис. 6. Результаты расчета спектрального шума КС при различной центральной частоте третьоктавных полос, направление для расчета шума 120°

Турбина является источником дискретного высокочастотного и сплошного широкополосного шума. Дискретные составляющие соответствуют частоте следования лопаток и ее гармоник, широкополосный шум связан с обтеканием лопаток. Наибольший шум создает последняя ступень турбины, в которую поступает сильно турбулизированный перед этим в камере сгорания и предыдущих ступенях поток газа. Возбуждаемые в камере сгорания пульсации температуры газа, проходя области с большими градиентами давления и скоростей потока, генерируют низкочастотный шум сплошного спектра.

Поскольку все ступени турбины снабжены сопловыми аппаратами, создающими шаговую неравномерность потока перед рабочим колесом, то этот фактор является основным в физической природе генерации дискретных высокочастотных составляющих шума.

Акустика лопаточных машин определяется окружной скоростью. При этом в компрессорах

с ростом окружной скорости относительная скорость потока обычно возрастает и уровень генерируемого шума увеличивается. В турбинах напротив, рост окружной скорости приводит к определенному снижению относительной скорости на лопатках рабочего колеса и уровень шума турбины несколько снижается.

За основу взята классическая методика расчета шума, разработанная в NASA Lewis Research Center [12].

$$L_{тур} = 8.75 \cdot \lg\left(\frac{\Delta T}{T}\right) + 20 \cdot \lg\left(\frac{M_{w1}}{c_1}\right) + 10 \cdot \lg(F_2) - 5 \cdot \lg\left(\frac{2 \cdot z}{b}\right),$$

где ΔT – теплоперепад в последней ступени, T – температура на входе в последнюю ступень, M_{w1} – число Маха в относительном движении в периферийном сечении, c_1 – скорость звука на входе в последнюю ступень, F_2 – кольцевая площадь на выходе из последней ступени, z/b – относительный осевой зазор между сопловым аппаратом и рабочим колесом последней ступени турбины. В математической модели реализован учет направления, в котором распространяется шум, а также влияние числа Маха полета и угла между направлением полета и направлением расчета шума. На рис. 7 приведены некоторые результаты расчета турбины.

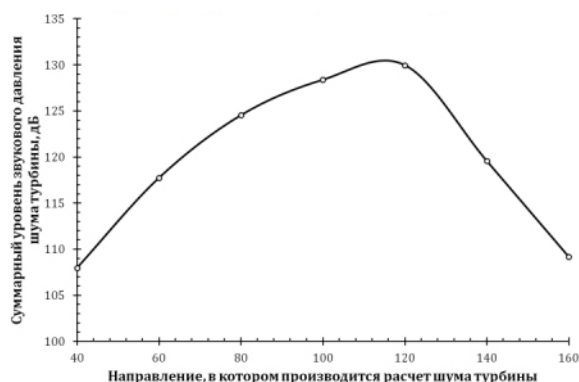


Рис. 7. Результаты расчета шума турбины при различном направлении расчета относительно оси двигателя

В математической модели реализована возможность учета рассеяния шума турбины в ТРДД с раздельными соплами.

На рис. 8 приведены результаты расчета шума различных узлов двигателей с низкой (АЛ-55И) и высокой (Д-18Т) степенью двухконтурности. Анализ результатов, представленных на рис. 9, позволяет проследить изменение шумовых характеристик ТРДД с различной степенью двух-

контурности. Можно отметить переход от преобладающего шума реактивной струи при $m < 1$ к преобладающему шуму вентилятора при $m > 5$.

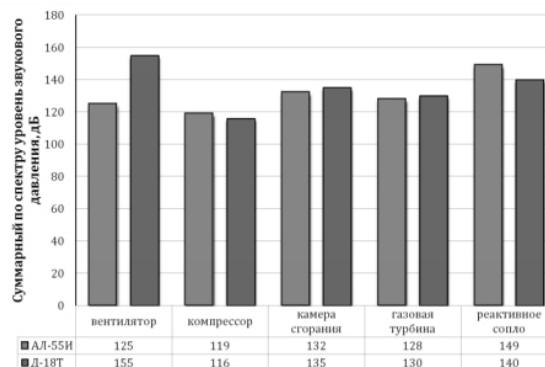


Рис. 8. Результаты расчета шума основных узлов ТРДД с низкой (АЛ-55И) и высокой (Д-18Т) степенью двухконтурности

РАСЧЕТ ЭМИССИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КАМЕР СГОРАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД И ГТЭУ

В связи с чрезвычайной важностью и стоимостью принимаемых на ранних стадиях проектирования проектных решений, оценку экологических характеристик необходимо проводить уже на стадии формирования облика двигателя. На этапе концептуального проектирования, когда еще неизвестны подробные геометрические и термодинамические характеристики камеры сгорания, выбор моделей оценки эмиссионных характеристик представляет собой сложную задачу. При чрезвычайно ограниченном количестве исходных данных, которые могут быть получены в результате проектного термодинамического расчета ГТД можно использовать только эмпирические и полуэмпирические модели после их тщательной валидации и верификации.

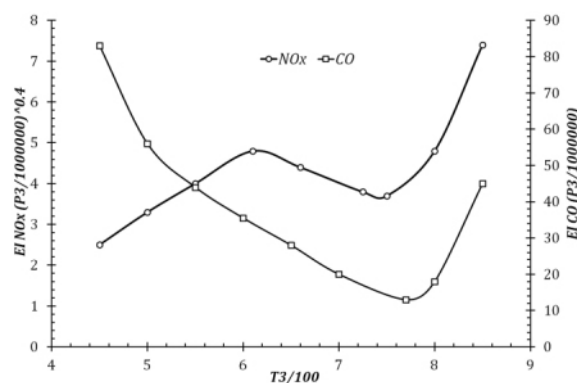


Рис. 9. Статистическая зависимость для определения индекса эмиссии окислов азота и оксидов углерода

В данной работе используется математическая модель, базирующаяся на комплексе исследований, проводимых в Massachusetts Institute of Technology (США) совместно с научными организациями DLR (Германия) [13-15], так называемая РЗ-ТЗ модель, базирующаяся на термогазодинамических параметрах воздуха на входе в камеру сгорания.

В математической модели используются статистические соотношения для расчета индексов эмиссии окислов азота, оксидов углерода и концентрации сажи в зависимости от полного давления и полной температуры на входе в камеру сгорания, приведенные на рис. 9–10.

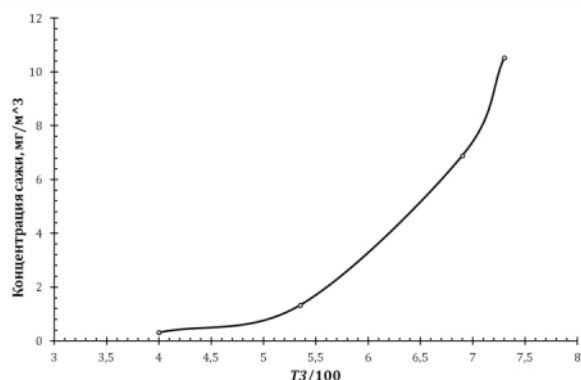


Рис. 10. Статистическая зависимость для определения концентрации сажи в продуктах сгорания

Валидация и верификация статистических зависимостей проведена с использованием результатов испытаний и данных, полученных из эксплуатации семейства двигателей CFM56, а также RB-211.

Представленные статистические зависимости позволяют на этапе формирования облика ГТД оценить в первом приближении экологические характеристики ГТД.

ВЫВОДЫ

В работе представлены результаты разработки и реализации в системе имитационного моделирования авиационных ГТД и наземных ГТЭУ математических моделей для оценки интегральных характеристик двигателя, таких как сухая масса, суммарный по спектру и спектральный третьоктавный шум, уровни звукового давления основных узлов ГТД, а также экологические ха-

рактеристики камеры сгорания – индекс эмиссии окислов азота, индекс эмиссии оксида углерода, концентрация сажи в продуктах сгорания.

Все рассмотренные в работе методики базируются на термогазодинамических параметрах рабочего процесса и минимальном количестве конструктивно-геометрических параметров, что обеспечивает достаточную степень адекватности при решении спектра задач на ранних стадиях проектирования авиационных ГТД и наземных ГТЭУ.

Разработанные методики и новый структурный элемент «Интегральные характеристики двигателя» в составе СИМ DVIGwr является первым этапом разработки интегральной модели летательного аппарата и силовой установки на ранних стадиях проектирования. В дальнейшем с помощью разработанных методик и математических моделей может быть решен спектр задач по оптимальному согласованию ГТД и летательного аппарата, оптимизации законов и программ управления.

При проектировании ГТЭУ разработанная система имитационного моделирования позволяет на ранних стадиях проектирования оценить шумовые и экологические характеристики газотурбинного привода, что является важным фактором для реализации оптимального проектирования наземной ГТУ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ахмедзянов А. М.** Проектирование авиационных газотурбинных двигателей : учебник / А. М. Ахмедзянов [и др.] ; под ред. А. М. Ахмедзянова. М. : Машиностроение, 2000. 454 с.
2. Работы ведущих авиадвигательостроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей / под общей ред. В. А. Скибина, В. И. Солониной. М.:ЦИАМ, 2004. 424 с.
3. **Сосунов В. А.** Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. / под общей ред. В. А. Сосунова, В. М. Чепкина. М.: МАИ, 2003. 688 с.
4. **Арьков Ю. Г.** Методические указания по выбору основных параметров рабочего процесса авиационных ГТД с применением ЭВМ / Ю. Г. Арьков, И. А. Кривошеев, В. Н. Кружков, Л. Ф. Шайхиурова. Уфа: УАИ, 1985. 33 с.
5. Термогазодинамические расчеты авиационных ГТД: учебное пособие /А. М. Ахмедзянов, В. П. Алаторцев, С. Е. Аксельрод и др. Уфа.1982. 256 с.
6. **Григорьев В. А.** Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбин-

ных двигателей: учеб. пособие / В. А. Григорьев и др. Самара: Изд-во СГАУ, 2009. 202 с.

7. **Самохин В. Ф.** Шум авиационных ГТД (введение в авиационную акустику): конспект лекций. М.: МАИ. 2007. 156 с.

8. Авиационная акустика. В 2 ч./ под ред. А. Г. Мунина и В. Е. Квитка. М.: Машиностроение, 1986.

9. **M. F. Heidmann** Interim prediction method for Fan and Compressor source noise. NASA TM X-71763. 1979. 74 p.

10. **K. B. Kontos, B. A. Janardan,** and P. R. Glibe Improved NASA-ANOPP Noise Prediction Computer Code for Advanced Subsonic Propulsion Systems. NASA CR 195480. 1996. 156 p.

11. Prediction of combustor noise from gas turbine engines. R.A. Golub, W.J. Readman, R. Pinker. ESDU Report №05001. 2005. 21 p.

12. Interim prediction method for turbine noise / E. A. Krejsa, M. F. Valerino. NASA TM X-73566/ 1979. 25 p.

13. Development of the technical basis for a New Emissions Parameter covering the whole AIRcraft operation: NEPAIR. Final Technical Report. EC Contract Number G4RD-CT-2000-00182

14. **D. L. Allaire.** A Physics-Based Emissions Model for Aircraft Gas Turbine Combustors. Master Thesis. MIT. 2006. 105 p.

15. **M. Schaefer.** Methodologies for Aviation Emission Calculation – A comparison of alternative

approaches towards 4D global inventories. Master Thesis. Berlin University of Technology. 2006. 118 p.

ОБ АВТОРАХ

Михайлова Александра Борисовна, ст. преп. каф. авиац. двигателей. Дипл. инж. (УГАТУ, 2008), канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2011). Иссл. в обл. процессов в компрессорах авиационных ГТД с использованием имитационного и 3D-CAD/CAE – моделирования

Ахмедзянов Дмитрий Альбертович, проф. той же каф., зам. декана ФАД. Дипл. инж. (УГАТУ, 1997). Д-р техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неуставившихся режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов,

Михайлов Алексей Евгеньевич, аспирант той же каф. Дипл. инж. (УГАТУ, 2010). Иссл. в обл. рабочих процессов ГТД на установившихся и неуставившихся режимах работы

Нигматуллин Руслан Радикович, магистрант той же каф. Дипл. бакалавра (УГАТУ, 2012). Иссл. в обл. рабочих процессов в авиационных ГТД.