

ОТЗЫВ ОФИЦИАЛЬНОГО ОППОНЕНТА

на диссертацию Кофмана Вячеслава Моисеевича на тему

«Методология параметрической идентификации математических моделей газотурбинных двигателей и их узлов по результатам испытаний», представленную на соискание ученой степени доктора технических наук по специальности 05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов

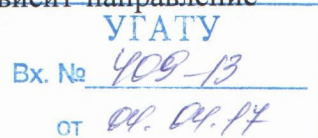
Актуальность избранной темы исследования.

Основной задачей отечественного авиадвигателестроения является создание конкурентоспособных авиационных ГТД. Достижение этой цели требует повышения параметров термодинамического цикла ГТД, применения прогрессивных конструктивных, материаловедческих и технологических решений, оптимального согласования работы узлов ГТД и др.. Для решения этих задач необходим большой объем расчетно-экспериментальных исследований и испытаний отдельных элементов, узлов, газогенератора и двигателя в целом с применением соответствующих идентифицированных математических моделей (ММ).

Коэффициенты полезного действия (КПД) узлов и коэффициенты восстановления полного давления определяются по данным измерений неравномерных полей скоростей, полного давления и температуры торможения воздушных и газовых потоков на входе и выходе из элементов и узлов ГТД с учетом осреднения полей указанных параметров. Решение этой задачи является важной частью решения задачи параметрической идентификации (ПИ) ММ узлов.

При использовании для обработки результатов испытаний ГТД и его узлов различных способов осреднения свойств потока газа неизбежно имеет место отличие значений средних параметров, полученных по разным способам осреднения в сечениях на входе и выходе из узла, и, соответственно, отличия в оценке КПД исследуемых узлов. В процессе доводки ГТД большое значение имеет каждый процент КПД узла. Поэтому решаемая в диссертации задача выбора методов осреднения и разработка универсальных программ расчета на ЭВМ для осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков, обеспечивающих определение с высокой достоверностью КПД и других параметров узлов ГТД, является важной и актуальной в практике современного авиационного двигателестроения.

Полученные при автономных испытаниях значения КПД узлов и их ММ требуют уточнения, так как в процессе этих испытаний не в полной мере обеспечиваются условия работы узлов, имеющие место при эксплуатации ГТД. Поэтому, в процессе отработки узлов ГТД по результатам их испытаний в системе ГТД или опытного газогенератора (ГГ), производится экспериментально-расчетное определение уровня КПД узла в системе двигателя или ГГ и оценка изменения КПД узлов при введении в их конструктивных усовершенствований. От результатов этой оценки и ее достоверности зависит направление



дальнейших работ по совершенствованию узла. В связи с этим предложенная в диссертации разработка обратных термогазодинамических задач (ОТГЗ) для оценки достигнутого уровня КПД узлов при их работе в системе опытного ГТ ГТД является одной из важных и актуальных задач, решение которой обеспечивает целенаправленное совершенствование узлов двигателя.

На заключительных этапах подтверждения высокого уровня технологической готовности ГТД проводятся его испытания на наземном и высотном стендах для оценки соответствия выходных параметров двигателя требованиям технического задания. По результатам этих испытаний производятся ПИ ММ ГТД и окончательная оценка достигнутого уровня КПД узлов. При работе ГТД в полетных условиях проявляется влияние на характеристики узлов ГТД различных эксплуатационных факторов, которое обычно определяется по результатам испытаний узлов в системе ГТД на высотном стенде. Полученная по результатам ПИ нелинейная ММ ГТД, адекватно отражающая характеристики ГТД, является важным инструментом, применяемым в авиационных ОКБ и НИИ на всех этапах создания научно-технического задела (НТЗ), проектирования, стендовых и летных испытаний, серийного производства и эксплуатации ГТД. Поэтому решаемая в диссертации задача разработки эффективных методов ПИ ММ ГТД по результатам их стендовых испытаний является одной из важных и актуальных задач современного авиационного двигателестроения

Оценка структуры и содержания работы.

Диссертация состоит из введения, шести глав с выводами к каждой главе, списка литературы, включающего 169 наименований, и 12 Приложений. Основная часть работы изложена на 348 страницах машинописного текста и содержит 24 таблицы и 87 рисунков.

Во Введении проведен анализ степени разработанности темы по вопросам способов и программ на ЭВМ для осреднения параметров неравномерных потоков и по вопросам применяемых методов по ПИ ММ ГТД, описана научная новизна полученных результатов, а также теоретическая и практическая значимость работы, методы исследования и результаты, выносимые на защиту. Поставлена цель диссертационной работы.

В первой главе описаны предложенные Л.И. Седовым и Г.Г. Черным теоретические основы осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков. Выполнен анализ применяемых в практике доводки узлов ГТД способов осреднения неравномерных газовых потоков, которые описаны в работах Л.И.Седова, Г.Г.Черного, Г.Н.Абрамовича, Г.С.Самойловича и других авторов.

Выполнен анализ применяемых в практике методов ПИ ММ ГТД по результатам их испытаний. К ним относятся традиционный метод увязки (ТМУ) параметров, предложенный Б.Н.Аmeliным и О.Н.Фаворским, формальные методы идентификации, разработанные в работах А.П.Тунакова, Е.М.Тарана и В.О.Боровика и других авторов. Описаны достоинства и ограничения, традиционного и формальных методов идентификации. Анализ работ по применению различных способов осреднения параметров неравномерных газовых потоков показал, что к настоящему времени не установлены обоснованные способы осреднения, при

использовании которых в одномерном осредненном каноническом потоке сохраняются величины всех шести интегральных характеристик (G, I, I^*, Φ, S, E) реального неравномерного потока. Установлено, что ТМУ, широко применяемый на практике, зависит от опыта инженера, проводящего идентификацию. В то же время основным ограничением всех формальных методов ПИ ММ ГТД является принятие в них допущения о независимости между собой неизвестных поправок δx_n к уточняемым коэффициентам характеристик узлов x_n .

Во второй главе описана разработанная автором диссертации универсальная ММ и программа расчета на ЭВМ для осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков по различным (двенадцати) способам, применяемым в практике доводки ГТД и его узлов. Программа позволяет выполнять осреднение параметров при их измерении на 20 радиусах кольцевого или цилиндрического канала и при 720 угловых положениях термпар и приемников полного давления, при их установке (или перемещении с помощью устройства кругового замера) с равномерным и неравномерным шагом. Учет изменения теплофизических свойств рабочего тела в программе производится на уровне струек и средних параметров согласно РТМ 1667 – 83, разработанному в ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова».

В третьей главе по результатам осреднения параметров дозвуковых неравномерных воздушных потоков в канале на входе в ГТД, в канале на выходе из ВГТД, в сечениях на входе и выходе из компрессора «Б», вентилятора «И» и вентилятора «Р», (имеющих существенно различные параметры: приведенную среднемассовую скорость $\lambda_m = 0,186 \dots 0,72$, радиальную неравномерность поля скоростей $\tau_r = 1,037 \dots 1,36$, окружную неравномерность полного давления $(p_{\max}^* / p_{\min}^*) \approx 1,11 \dots 1,24$, неравномерность температуры торможения $(T_{\kappa, \max}^* / T_{\kappa, \min}^*) = 1,0 \dots 1,088$), показано, что наиболее обоснованным способом осреднения параметров неравномерных воздушных потоков является способ осреднения по массовому расходу.

При других способах осреднения имеет место отличие величин, не сохраняемых при этих способах интегральных характеристик канонических осредненных потоков от величин интегральных характеристик действительного неравномерного потока. Это отличие возрастает при увеличении степени неравномерности поля скоростей воздушного потока (коэффициента поля τ_r) и приведенной среднемассовой скорости потока λ_m .

Показано, что при обработке результатов испытаний вентилятора (компрессора) ГТД применение способов осреднения неравномерных воздушных потоков в сечениях на входе и выходе по площади и по способам с сохранением G, I, S ; G, I, Φ ; G, Φ, S ; G, I^*, Φ ; E, G, I ; E, G, Φ ; E, G, S и G, I^*, E , G, Φ, S ; нецелесообразно, так как при этих способах осреднения имеют место или погрешности расчета средних полных давлений (отклонения величин средних полных давлений от величин средних полных давлений, полученных при

осреднении по массовому расходу и способу с сохранением G, I^*, S) или погрешности расчета средней температуры торможения (отклонение величины средней температуры торможения от величины температуры торможения, полученной при осреднении по массовому расходу и способам с сохранением G, I^*, S ; G, I^*, Φ ; G, I^*, E). Это приводит к погрешности определения КПД вентилятора (компрессора), а также к погрешности расчета коэффициента восстановления полного давления во входных устройствах ГТД.

Результаты осреднения параметров неравномерного потока воздуха показали, что при увеличении его относительной влажности от $\varphi = 0$ до $\varphi = 90\%$ (влагосодержания от $d = 0$ до $d = 0,0121$) изменяются (кроме потока импульса) величины интегральных характеристик неравномерного потока воздуха на входе и на выходе из вентилятора на $0,35 \dots 0,98\%$. При этом, при всех рассмотренных способах осреднения, изменения величин средних параметров $(T_{\text{вх}}^*, T_{\text{к}}^*, p_{\text{вх}}^*, p_{\text{к}}^*)$ канонических потоков на входе и выходе из вентилятора при изменении влажности практически равны нулю (не более $0,03\%$). Отмечается лишь увеличение величин средних скоростей канонических потоков воздуха на входе и выходе из вентилятора $W_{\text{вх}}$, $W_{\text{к}}$, которое составляет $0,36 \dots 0,39\%$.

В четвертой главе в результате расчетов по осреднению параметров неравномерных по температуре торможения газовых потоков в сечениях на выходе из турбины «Б» ($T_{\text{г. max}}^*/T_{\text{г. min}}^* = 1,755$) и на выходе из камеры сгорания (КС) «Л» ($T_{\text{г. max}}^*/T_{\text{г. min}}^* = 1,56$) установлено, что при появлении, при прочих равных условиях, в газовых потоках температурной неравномерности происходит незначительное увеличение (на $0,06 \dots 0,5\%$) интегральных характеристик действительных потоков (расхода газа, потоков теплосодержания и кинетической энергии). Изменение интегральных характеристик газовых потоков возрастает при увеличении в потоках температурной неравномерности.

Анализ результатов расчетов показал, что при наличии в газовых потоках на выходе из турбины «Б» ($\lambda_{\text{м}} = 0,654$ и $\tau_{\text{г}} = 1,108$) и на выходе из КС «Л» ($\tau_{\text{г}} = 1,0417$, $\lambda_{\text{м}} = 0,1826$) температурной неравномерности единственно обоснованным способом осреднения параметров неравномерных потоков является способ осреднения по массовому расходу.

Расчеты КПД турбины «Б» по параметрам, полученным при использовании способов осреднения по площади и с сохранением G, I, S ; G, I, Φ ; G, I^*, S ; G, I^*, Φ ; G, Φ, S ; E, G, I ; E, G, Φ ; E, G, S ; G, I^*, E , показали, что в этих случаях погрешности определения первичного и эффективного КПД турбины могут составлять $0,13 \dots 15,3\%$ по отношению к величинам КПД, полученным при осреднении параметров по массовому расходу.

Расчетом показано, что переход работы турбины «Е1» на турбинном стенде с сухого воздуха на влажный (при изменении влагосодержания воздуха с $d = 0$ до $d = 0,0103$) приводит к уменьшению расхода воздуха на входе в турбину на $0,308\%$ и к уменьшению первичного и эффективного КПД турбины, соответственно, на $\sim 0,365$ и $\sim 0,40\%$. Для этой же турбины переход на турбинном стенде с сухого воздуха на смесь воздуха с продуктами

сгорания топлива ($\alpha_{\text{КС}}=2,607$), приводит к уменьшению величин первичного и эффективного КПД турбины, соответственно, на 1,58 и 1,42 %.

Для камер сгорания «Л» и «Б» установлено, что отличие коэффициентов восстановления полного давления при рассмотренных способах осреднения параметров неравномерных потоков воздуха и газа, по сравнению с величиной этого коэффициента при осреднении параметров по массовому расходу, составило для КС «Л» 0,03...5,06 % , для КС «Б» – 0...18,3 %.

В пятой главе описаны разработанные диссертантом методика и программа на ЭВМ для ПИ ММ (характеристик) компрессоров (вентиляторов) по результатам их испытаний в системе ГТД в нелинейной постановке как функций нескольких переменных. Программа позволяет по совокупности несистематизированных экспериментальных точек, полученных при различных видах стендовых испытаний ГТД, уточнить характеристики компрессора (вентилятора) 1-го приближения, полученные путем расчета или при автономных испытаниях, определить влияние эксплуатационных факторов (упругой раскрутки рабочих лопаток и числа Рейнольдса) на характеристики компрессора, ввести в его ММ соответствующие поправочные зависимости и, на этой основе, повысить точность ММ компрессора и ММ ГТД. Описаны разработанные автором ММ и программы на ЭВМ для решения обратных термогазодинамических задач для ГГ ГТД, которые в совокупности с разработанной технологией осреднения параметров неравномерных газовых потоков и с измерением при испытаниях газогенератора полей температуры или полей температуры и давления в сечении за турбиной ГГ – позволяют выполнить оценку коэффициентов $\eta_{\text{Г}}$ и $\sigma_{\text{КС}}$ в основной камере сгорания, а также оценку КПД турбины.

В шестой главе описан разработанный и апробированный автором новый метод ПИ ММ ГТД на установившихся режимах его работы, базирующийся на решении трех задач – обратной и прямой ТГЗ и задачи оптимизации. Применительно к одновальному одноконтурному ГТД и газогенератору ГТД разработаны ММ обратной и прямой ТГЗ. Входящая в метод ПИ задача оптимизации является общей для всех типов и схем ГТД. Для решения обратной, прямой ТГЗ и задачи оптимизации разработаны соответствующие программы для ЭВМ. При ПИ ММ ГТД с помощью разработанного метода учитываются корреляционные связи между неизвестными, что позволяет уменьшить количество неизвестных при решении задачи оптимизации и повысить физическую обоснованность получаемого решения.

Описана разработанная и апробированная методика идентификации ММ турбины по результатам ее испытаний в системе ГГ ГТД и одновального ТРД, которая позволяет уточнять ММ турбины как нелинейную функцию двух и трех переменных.

Разработанный метод ПИ ММ ГТД апробирован при идентификации ММ одновального одноконтурного ГТД «Б» в автомодельной и неавтомодельной областях по числу Рейнольдса и показал высокую эффективность. После проведения ПИ ММ ГТД

величины невязок между измеренными и расчетными параметрами $\overline{N_k} = (P, G_T, p_k^*, p_T^*, G_B, T_k^*)$ уменьшились в среднем 2...4 раза.

Достоверность и обоснованность научных положений, выводов и рекомендаций, сформулированных в диссертации, основывается: на использовании во всех разработанных программах РТМ 1667 – 83 по учету теплофизических свойств рабочего тела, разработанного в ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», на верификации результатов ПИ ММ узлов и ГТД путем сравнения результатов расчетов, полученных с помощью идентифицированной ММ ГТД, с данными эксперимента.

Научная новизна полученных результатов исследования.

1. Показано, что наиболее обоснованным способом осреднения параметров дозвуковых неравномерных воздушных и газовых потоков для экспериментально-расчетного определения коэффициента восстановления полного давления входных устройств, КПД и других показателей компрессоров (вентиляторов), для экспериментально-расчетного определения коэффициента восстановления полного давления в камере сгорания ($\sigma_{кс}$) и КПД турбины ГТД является способ осреднения по массовому расходу. При этом способе величины интегральных характеристик G, I, I^*, Φ, S, E осредненного потока и его среднее статическое давление сохраняются, равными значениям соответствующих параметров действительного неравномерного потока.

Обоснованность способа осреднения по массовому расходу проверена для диапазонов изменения в воздушных и газовых потоках среднемассовой приведенной скорости $\lambda_m = 0,065...0,72$, коэффициента поля (характеризующего неравномерность поля скоростей) $\tau_r = 1,031...1,36$, коэффициента неравномерности температуры торможения $(T_{\max}^* / T_{\min}^*) = 1...1,8$, коэффициента окружной неравномерности полного давления $(p_{\max}^* / p_{\min}^*) = 1,11...1,24$.

2. Установлено, что величины среднего полного давления, КПД и показателей эффективности входных устройств, компрессоров, при способе осреднения воздушных потоков с сохранением G, I^*, S и при относительно невысокой неравномерности температуры торможения в потоке воздуха на выходе из компрессоров $(T_{к. \max}^* / T_{к. \min}^*) = 1,0...1,088$, равны величинам соответствующих параметров при осреднении по массовому расходу.

3. Установлена степень влияния неравномерности температуры торможения газового потока, при $(T_{г. \max}^* / T_{г. \min}^*) = 1,56...1,8$, на интегральные характеристики действительного потока и на средние параметры канонических потоков на входе и выходе из турбины и на выходе из камеры сгорания.

4. С помощью ММ вентилятора, камеры сгорания (КС) и турбины ГТД установлена степень влияния влажности в неравномерном потоке воздуха на входе в указанные узлы на интегральные характеристики потока, на параметры вентилятора, турбины, на величину

коэффициента полноты сгорания при испытаниях данных узлов на автономных стендах. Установлена степень изменения КПД турбины в случае перехода ее работы на турбинном стенде с воздуха на смесь воздуха с продуктами сгорания.

5. Разработан методический подход для ПИ ММ компрессоров (вентиляторов) и турбин по результатам их испытаний в системе ГТД, базирующийся на применении полиномиальной формы представления ММ компрессоров и турбин и метода малых отклонений. Разработаны и апробированы ММ и программы расчета на ЭВМ для ПИ ММ компрессоров и турбин как нелинейных функций нескольких переменных с оценкой влияния на их характеристики эксплуатационных факторов (упругой раскрутки рабочих лопаток компрессора, числа Рейнольдса).

6. Разработана, апробирована и верифицирована методика и ММ ОТГЗ для экспериментально-расчетной оценки:

- коэффициента восстановления полного давления ($\sigma_{\text{кв}}$) в КС по штатно измеряемым в процессе стендовых испытаний ГТД параметрам;
- коэффициентов $\sigma_{\text{кв}}$ и $\eta_{\text{г}}$ в КС при испытаниях ГГ ГТД с измерением поля температуры торможения газа за турбиной;
- КПД турбины и показателей эффективности КС при испытаниях ГГ ГТД с измерением при испытаниях полей температуры торможения и полного давления газа за турбиной.

7. Разработан, апробирован и верифицирован новый метод ПИ ММ ГТД и их узлов по результатам испытаний ГТД на наземном и высотном стендах. Метод базируется на использовании ММ обратной и прямой ТГЗ и задачи оптимизации. Входящая в разработанный метод ПИ задача оптимизации является общей для всех типов и схем ГТД.

Теоретическая и практическая значимость полученных автором результатов, заключается в следующем.

Разработанные ММ и программа осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков, результаты исследований по обоснованию выбора способов осреднения, ММ и программы для расчета показателей эффективности компрессоров, камер сгорания и турбин по результатам их автономных испытаний, а также ММ и программы ПИ ММ компрессоров, турбин по результатам их испытаний в системе ГТД, ММ обратных ТГЗ для оценки коэффициентов $\sigma_{\text{кв}}$ и $\eta_{\text{г}}$ в основных камерах сгорания, КПД турбин по результатам их испытаний в системе ГГ ГТД, новый метод ПИ ММ ГТД, в совокупности представляют собой методологию ПИ ММ ГТД и их узлов по результатам испытаний.

В целом, в диссертационной работе решена актуальная научно-практическая проблема – разработана методология ПИ ММ узлов ГТД по результатам их автономных испытаний по параметрам неравномерных воздушных и газовых потоков и ПИ ММ ГТД и их узлов по результатам стендовых испытаний ГГ ГТД и ГТД.

Разработанная и апробированная методология позволяет повысить точность определения экспериментального КПД узлов, способствуя повышению достоверности ММ

ГТД и, на этой основе, целенаправленно производить доводку ГТД и сокращать объем их испытаний.

Результаты диссертации достаточно полно апробированы в среде научно- инженерной общественности (на конференциях и семинарах ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», на семинарах ОКБ им. А. Люлька, ПАО «Кузнецов», АО «ОДК–Авиадвигатель», АО «НПЦ газотурбостроения «Салют», публикации в рецензируемых изданиях). Часть результатов диссертации внедрена в трех Вузах и на трех предприятиях авиационной промышленности.

Автореферат соответствует содержанию диссертации. Личный вклад автора в постановку и решение проблемы, включая разработку методологии и конкретных математических моделей, не вызывает сомнений. Диссертация и автореферат выполнены в соответствии с ГОСТ Р7.0.11-2011.

Замечания по диссертационной работе.

1. Приведенное во Введении на стр. 8 положение о том, что «Основной приоритетной задачей авиационного двигателестроения РФ является разработка и создание конкурентоспособных ГТД 5-го и 6-го поколений с низким удельным расходом топлива, с высокой удельной тягой,...» применительно к двигателям дозвуковых летательных аппаратов гражданской авиации содержит противоречие, поскольку для ТРДД при ограничении температуры газа перед турбиной снижение удельного расхода топлива достигается, главным образом, за счет повышения степени двухконтурности при сопутствующем уменьшении удельной тяги.

2. К Введению, стр. 9. Задачи доводки ГТД и, соответственно, инженерных испытаний двигателей, газогенераторов и отдельных узлов не сводятся только к определению количественных значений к.п.д. Более важным является определение реальной структуры потока с выявлением источников гидравлических потерь, зон вторичных течений, срывных явлений, источников шума и др., что никак не связано с вопросами осреднения потока. Для оценки эффективности тех или иных конструктивных мероприятий, направленных на совершенствование двигателя, важно сохранять преемственность метода осреднения при количественной оценке к.п.д. «до» и «после» внедрения мероприятия, т.е. важно изменение к.п.д. (тенденция), а сам способ осреднения имеет подчиненное значение.

3. В главе 2, параграфе 2.1, на стр. 53, при выборе наиболее обоснованного способа осреднения потока диссертант не касается вопроса о качестве и полноте измерения полей параметров. В реальной практике испытаний ГТД и их узлов, как известно, имеют место систематические и случайные погрешности измерений, при этом объем измерений ограничен по ряду причин. Представляется, что вопросы осреднения полей параметров на практике должны решаться в комплексе с вопросами выявления ошибок измерений, о чем сам автор указывает в главе 5 на стр. 227.

4. В главе 5, параграфе 5.1, на стр. 221, при описании математической модели компрессора диссертант чрезвычайно кратко описывает собственно модель, что не позволяет понять ее физическую сущность (остается только предполагать, что речь идет не о собственно модели, а о полиномиальной аппроксимации), а также идею метода ее

идентификации. На стр. 240 из текста неясны физические предпосылки влияния упругой раскрутки рабочих лопаток на коэффициент полезного действия компрессора «Б». Фактор раскрутки известен - он важен для вентиляторов/компрессоров ГТД высокоскоростных ЛА, но ранее роста к.п.д. при раскрутке не отмечалось.

Однако отмеченные недостатки не снижают высоконаучного и методического уровня работы диссертационной работы.

Заключение.

Диссертация Кофмана Вячеслава Моисеевича на тему «Методология параметрической идентификации математических моделей газотурбинных двигателей и их узлов по результатам испытаний» является научно-квалификационной работой, в которой на основании выполненных автором исследований разработаны теоретические положения, совокупность которых можно квалифицировать как научное достижение в области авиационного двигателестроения, и внедрение которых вносит значительный вклад в развитие этой отрасли, что соответствует требованиям пп. 9-14 «Положения о присуждении ученых степеней», утвержденного Постановлением Правительства Российской Федерации от 24 сентября 2013 № 842 (в редакции постановления Правительства Российской Федерации от 21.04.2016 № 335), а автор диссертации заслуживает присуждения ученой степени доктора технических наук по специальности 05.07.05 «Тепловые и электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов».

Официальный оппонент:

Научный руководитель – заместитель генерального
директора ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова»,

доктор технических наук, старший научный сотрудник

Ланшин Александр Игоревич

Докторская диссертация защищена по специальности 05.07.05 – Тепловые, электроракетные
двигатели и энергоустановки летательных аппаратов.

Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова»

Адрес: 111116, Россия, Москва, ул. Авиамоторная, 2

Телефон: +7 (499) 763-60-87

E-mail: lanshin@ciam.ru

<http://www.ciam.ru/>