

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ.

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ НА ШЕРОХОВАТЫХ СТЕНКАХ И НОВЫЕ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ УРАВНЕНИЯ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.

Представлены результаты обработки шероховатых стенок РДТТ после испытаний. Уточнены законы трения в части влияния параметров шероховатостей на пограничный слой.

The results of processing of rough walls of solid rocket engine after fire test are presented. The laws of friction are clarified in part of influence of parameters of rough on boundary layer.

Ключевые слова: шероховатость.

Keywords: rough.

Говоря о турбулентности вблизи стенок, нельзя не исследовать влияния их шероховатости. Ведь понятно, что гладкая стенка, а точнее гидравлически гладкая, принципиально отличается от стенок шероховатых. Но тут встает вопрос, о какой шероховатости идет речь. Если трутся два твердых тела друг о друга, то это - один крайний случай, и здесь необходимо рассматривать так называемые геометрические неровности с двух сторон. От их структуры и размеров будет зависеть сила трения. Но при обтекании стенок потоком, то есть в ситуации, когда одна из стенок либо "жидкая", либо "газообразная", разговор может идти только об одной стороне, которая имеет фиксированную геометрию. А что будет с "жидкой" составляющей? Она также будет влиять на силу трения. Просто в этом случае важным свойством будет выступать вязкость рабочего тела. Кроме того, не только неровности твердой стенки будут определять трение, но и поверхностные свойства материалов стенок. Так, например, от материала будет зависеть поверхностное натяжение, химическое взаимодействие, проскальзывание потока в случае несовместимости пар материалов и др. Поэтому на практике все эти особенности стараются изучать одновременно. В противном случае встает вопрос, как их потом объединять. Но! Один из параметров, так называемую геометрическую шероховатость, практически всегда изучают отдельно. Делают это для того, чтобы несколько "поправить" законы трения и свести их к законам, полученным для так называемой песочной шероховатости. Действительно, это логичный шаг, поскольку огромное многообразие шероховатых стенок требует своего индивидуального изучения, а нахождение эквивалентных упрощает задачу. Правда не всегда удается это сделать. В частности, если поверхности, образуемые структурными особенностями стенок, сильно неоднородны, либо эти поверхности не являются хотя бы приближенно циклическими. Другими словами, все сводится к эквивалентной песочной шероховатости, при которой размер зерен песка дает такой же коэффициент трения, что и фактическая шероховатость. Как уже говорилось, встречается большое многообразие геометрических форм шероховатостей и, следовательно, чрезвычайно большое число параметров, определяющих эти шероховатости. В связи с этим давно выявилась необходимость создать для оценки любой шероховатости переходную шкалу, используя для этой цели эквивалентную песочную шероховатость. Подобные шкалы можно найти в монографии Г. Шлихтинга [1], но количество этих шкал ограничено. И они в основном предназначены для пересчета правильных геометрических фигур.

В РДТТ поверхность стенки представляет собой далеко "неправильные" элементы геометрических фигур. Это обусловлено, в первую очередь, технологией изготовления углеродных деталей, например, тонкостенных углеродных оболочек, во-вторых, кардинальным изменением этих оболочек в процессе работы двигателя. Говоря об оболочках, имеются в виду их обтекаемые поверхности. Причина исследования поверхностей, омываемых потоком

сверхзвуковых сопел, остается прежней - необходимо корректно исследовать реальные условия вблизи стенки, влияющие на изменение ведущих параметров, например, на уменьшение удельного импульса тяги, и, конечно же, на тепловое состояние сопла.

Исследования уровней реальной шероховатости стенок конструкции РДТТ

Разговор пойдет об РДТТ, так как омываемые продуктами сгорания поверхности стенок элементов жидкостных ракетных двигателей, практически не меняют своей геометрической формы, поскольку практически не подвержены уносу.



Татьяна Александровна Яковлева

При этом первоначальная, исходная поверхность металлических деталей, в основном сопел, имеет высокую степень гладкости. В РДТТ шероховатость стенок, как уже было сказано, характеристика весьма переменная, и зависит от особенности разгара материала в течение всего времени работы. В принципе может оказаться, что процесс формирования шероховатости на поверхности разгорающегося сопла будет автоматическим.

Проблема определения реальной шероховатости, на неисключенный взгляд кажущаяся простой, является весьма трудной и трудоемкой. Замечательный классик, исследователь проблем пограничного слоя Герман Шлихтинг в своей великолепной монографии отметил, что "проблема шероховатости почти недоступна для теоретического исследования". И хотя этой проблемой применительно к различным аппаратам занималось большое количество известных ученых, к сожалению, следует констатировать тот факт, что в общем виде она до сих пор так и не решена. Проблемой шероховатости стенок сопел ракетных двигателей весьма предметно и тщательно занималась замечательная русская женщина-ученый Татьяна Александровна Яковлева. Она - известный специалист в области пристенных течений в РДТТ, кандидат технических наук. Ею впервые была создана программа по определению параметров пограничного слоя на стенках РДТТ [2], которая в последующем была использована многими авторами для создания электронно-вычислительных продуктов. Ею также были получены уникальные экспериментальные результаты по структуре поверхностного слоя стенок двигателя после испытаний. Проведенные измерения уровней шероховатости ряда углеграфитометаллопластиковых композиционных материалов современных и перспективных

разработок легли в основу двух руководств для конструкторов и монографии по РДТТ [3]. На рис. 1 представлено несколько фотографий, где изображены поверхности материалов на основе углерода до и после испытаний, полученные Т.А. Яковлевой.

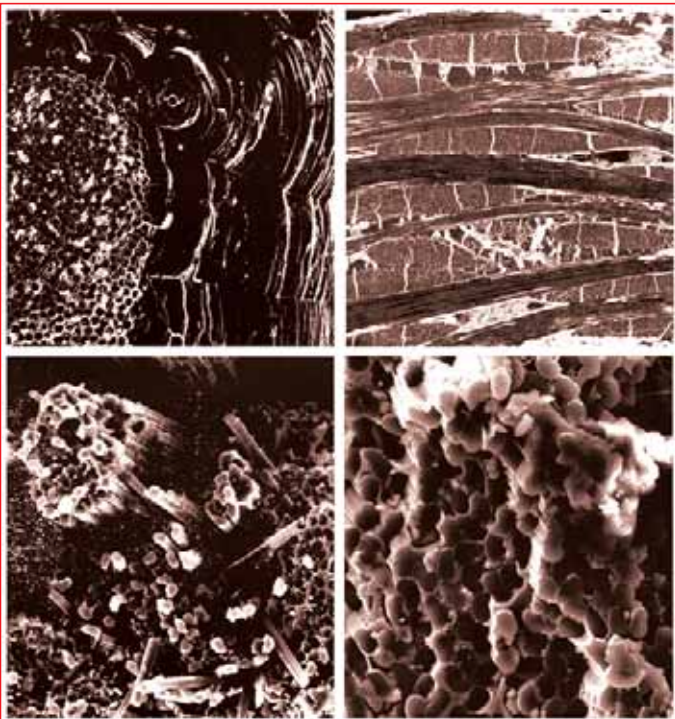


Рис. 1

Известно, что материалы на основе углеродных композиций, которые используют для изготовления деталей и узлов РДТТ, представляют собой либо плетеную, либо вязаную конструкцию из жгутов, лент или ткани. Поэтому в основе заготовок лежит так называемый филомент (рис. 2). Из филомента изготавливается далее жгут (рис. 3), потом лента или ткань. После значительного числа трудоемких технологических операций в специальных печах изготавливается деталь. Учитывая, что первоначальным сырьем является жгут, можно сказать, что деталь имеет специфические особенности поверхности, повторяющие взаиморасположение жгутов. Эти особенности на поверхности, безусловно, влияют на ее шероховатость, то есть на тот главный геометрический параметр, который при контакте с движущейся жидкой или газообразной средой, может сильно поменять ее направление, а главное сфор-

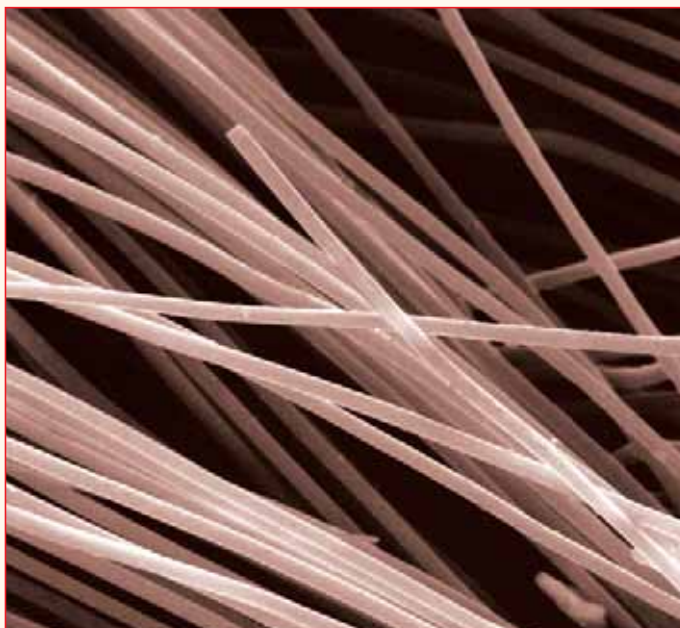


Рис. 2



Рис. 3

мировать, подчас, непредсказуемую структуру турбулентного потока. Что же делать в этой ситуации? Остается одно, как бы этого не хотелось, применять методы статистического анализа. В связи с этим в целях набора статистических данных по уровню шероховатости, Татьяной Александровной были проведены многочисленные измерения вырезок из деталей отработавших РДТТ, прошедших ОСИ. Было обмерено под микроскопом более ста различных образцов из различных материалов, и проведена их систематизация. Первоначально обработка полученных данных проводилась согласно ГОСТ 2789-83 и рекомендациям ИСО Р468 "шероховатость поверхности", а затем эти результаты исследовались в целях уточнения законов трения и теплообмена. Изучение Татьяной Александровной поверхностей стенок деталей показало, что высота бугорков на них практически не зависит от места расположения материалов в сопле (то есть от уровней тепловых потоков и эрозивных воздействий) и определяется в основном структурой армирующего каркаса композиционного материала. Для углерод-углеродных материалов значения высоты бугорков лежат в диапазоне 50...200 мкм, для углепластиков (точнее для формирующихся коксовых слоев этих материалов) - в диапазоне 50...150 мкм в случае преимущественного горизонтального армирования материала тканью, 100...300 мкм при смешанном армировании, 30...60 мкм при использовании неориентированных рубленых волокон в качестве армирования. На рис. 4 приведена иллюстрация несколько упрощенной картины среза шероховатой кромки образца после испытаний, рассматриваемой под микроскопом.

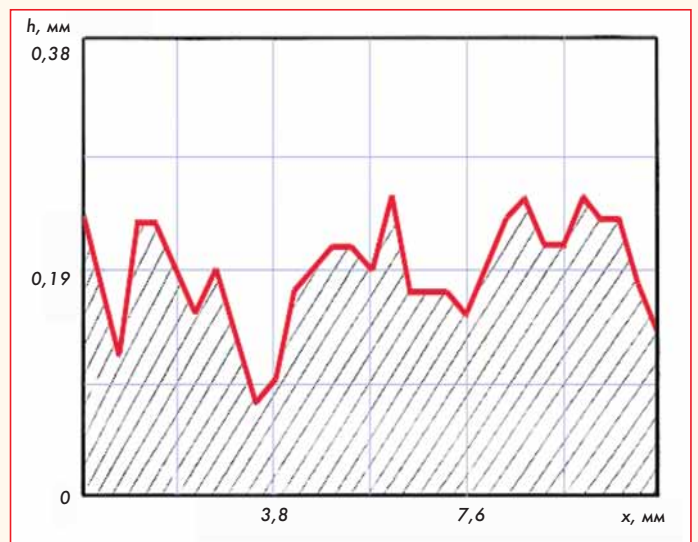


Рис. 4

Количественные значения, полученные после статистической обработки, были представлены в виде безразмерной зависимости [3]:

$$f_R = 0,74\eta_S^{0,222},$$

где f_R - безразмерный коэффициент трения;
 η_S - относительная величина шероховатости.

На графике (рис. 5) эта экспериментальная зависимость, по существу, является аналогией закону трения, и используется в настоящее время при расчетах величин сил трения в приближении традиционной концепции пограничного слоя.

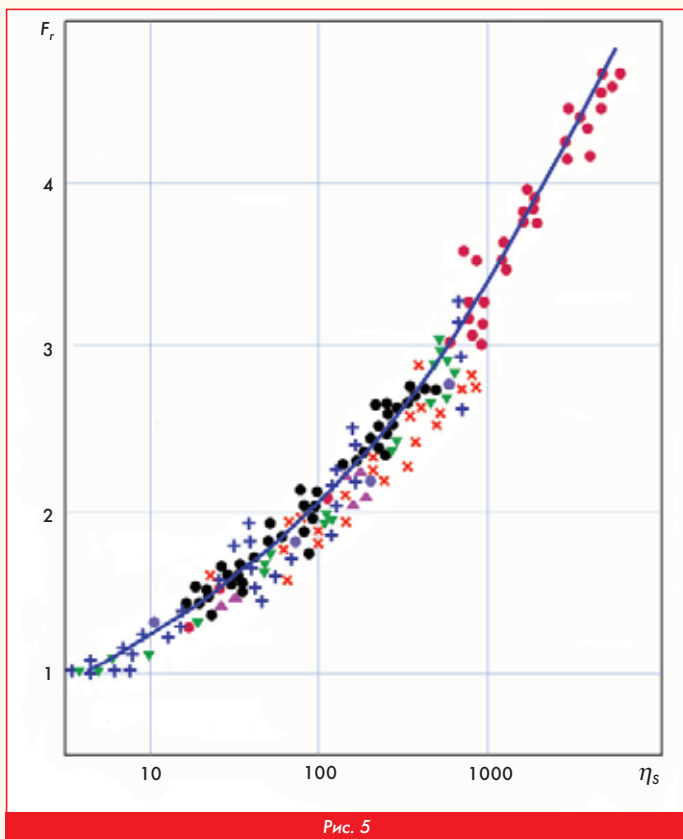


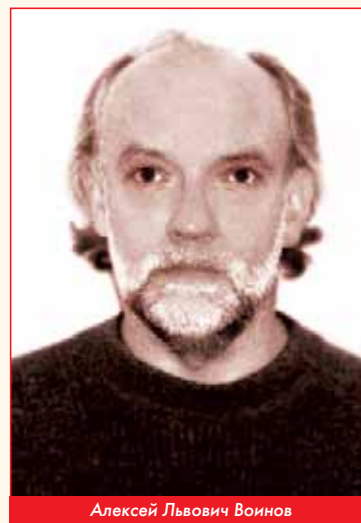
Рис. 5

Традиционный подход к расчету трения в приближении пограничного слоя

Для расчета сил трения и в последующем определения потерь удельного импульса тяги из-за трения о стенку традиционно используется приближение пограничного слоя. Необходимость такого приближения была вызвана тем, что полное векторное уравнение Навье-Стокса в настоящее время рассчитывать не умеют. Взамен этому уравнению рассчитывают ошибочные уравнения Рейнольдса, при этом им нарекают безграмотно то же самое имя. Да и последними уравнениями пользуются нечасто, все больше для украшения диссертаций или представительских конференций. Чаше пользуются уравнениями Эйлера, которые, как известно, не учитывают вязкость и сжимаемость текущей среды. Но эти уравнения (Эйлера), к сожалению, не годятся для расчета пристенных течений. Их дополняют уравнениями пограничного слоя. Поток выстраивают двухслойным: вязкий - невязкий и по своим изобретенным правилам определяют необходимые параметры. Так, например, чтобы определить скорость на расстоянии толщины пограничного слоя, рассчитывают поток по уравнениям Эйлера вплоть до стенки, а далее, принимая к действию тот факт, что пограничный слой очень тонкий по сравнению с ядром потока, считают скорость на границе вязкого потока равной скорости невязкого потока на стенке. Как показывают расчеты, эта скорость практически всегда существенно больше скорости звука ($M_w \sim 1,5...1,6$). После чего произвольно выбирают форму профиля пограничного слоя. Как правило, это либо логарифмический профиль, либо профиль (1/7)-й. Укажем, что ни один из этих профилей не удовлетворяет условиям ламинарного

подслоя, в котором реализуется сдвиговое течение согласно Ньютону. Но! Вновь утверждается, что если мы оперируем с толщиной потери импульса, то на интеграл форма профиля повлияет мало. Далее решается интегральное уравнение для толщины потери импульса и (как правило, в плоской постановке, потому что считается, что течение у стенки близко к плоскому) определяется собственно толщина потери импульса. Эта величина, равно как и скорость на границе пограничного слоя и сама величина пограничного слоя далее определяется по закону (1/7)-й. Теперь вроде бы все известно. Течение вблизи стенки искусственно сконструировано и можно переходить к законам трения. Причем этот закон строится по толщине потери импульса, хотя все остальные параметры берутся на границе пограничного слоя. Если стенка шероховатая, а не гладкая, то в "закон" вводят поправки, учитывающие высоту бугорков и другие параметры. При расчете таким способом величины силы трения следует строго руководствоваться теоремой № 5 [4] о том, что течение в сверхзвуковом потоке, в том числе и пограничном слое сверхзвукового сопла - ламинарное, и законы трения должны этому соответствовать. Шероховатость в данном случае выступает как величина универсальная, и она не привязана конкретно к ламинарному, либо турбулентному закону трения. Часто законы трения в зависимости от шероховатости замешивают с зависимостями от вдува со стороны стенок. Но это некорректно. Это - специальная задача, и ее необходимо отделять.

Талантливый математик и исследователь пристенных потоков Алексей Львович Воинов эту задачу решил независимо от шероховатости [5], и показал прямое влияние параметров вдува на упомянутые закономерности. Конечно же, эту задачу решал не он один.



Алексей Львович Воинов

Многие ученые посвятили свое творчество этому и получили немало хороших результатов, но его оригинальность, кроме прочих интеллектуальных достижений, заключалась в том, что он впервые привязал, казалось бы, независимое частное решение, связанное с оттоком газа от стенки, к комплексным вопросам двигательной установки, а именно, он показал влияние компоновок (открытая и закрытая схемы ЖРД) на деформацию профиля скорости и внутреннюю энергетику пограничного слоя. Он показал, что процесс перемешивания низконапорного и низконапорного газа с продуктами сгорания в сверхзвуковой части сопла с учетом их различия в химическом составе может увеличить тяговые характеристики сопла по сравнению с соплом, где течение происходит без перемешивания и с постоянной энтропией вдоль каждой линии тока.

Пограничный слой в непрерывном газовом поле

Что означает в данном случае непрерывное газовое поле? Имеется в виду то, что оно расчетным путем получается не кусочным с применением сшивки плоского пограничного слоя с ядром, а прямым расчетом фундаментальных уравнений. В работе [6] было показано, что вдоль внутренней стенки камеры сгорания, дозвукового сопла и во всем объеме сверхзвукового сопла течение ламинарное, и описывается векторным уравнением:

$$\rho \frac{d\vec{V}}{d\tau} = -\text{grad}\left(p + \frac{4}{3}v \frac{dp}{d\tau}\right).$$

Самый высокоградиентный слой потока в двигателе - это пристенная область, область пограничного слоя. Этот слой очень тонкий в камере, и может достигать весьма видимых размеров в

сопле. Если этот слой попытаться определить по написанному уравнению, то всего вероятней, точно это сделать вряд ли удастся. Причина заключается в том, что расчетные сетки, используемые для такого рода расчетов, будут очень сложные, а точность может оказаться низкой. Поэтому очевидным является желание переписать это уравнение в системе координат, связанных с поверхностью обтекаемой стенки. Первоначальную прямоугольную декартову систему координат (x, y) переведем с помощью коэффициентов Ламе в систему, где абсциссой будет линия, проходящая вдоль контура S , а ординатой - нормаль к этой линии η . Получим новую систему (S, η) . Расчеты показывают, что оба из коэффициентов будут одинаковыми и равными:

$$H_S = H_\eta = \sqrt{\frac{2}{1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2}}.$$

Тогда, переводя исходное векторное уравнение в скалярную форму, получим два новых уравнения:

$$\begin{cases} \rho \frac{\partial V_S}{\partial \tau} + \rho V_S \frac{\partial V_S}{\partial S} \sqrt{\frac{1}{2} \left[1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2\right]} + \frac{\partial \left(\rho + \frac{4}{3} v \frac{dp}{d\tau}\right)}{\partial S} \sqrt{\frac{1}{2} \left[1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2\right]} = 0; \\ \rho \frac{\partial V_\eta}{\partial \eta} + \rho V_\eta \frac{\partial V_\eta}{\partial \eta} \sqrt{\frac{1}{2} \left[1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2\right]} + \frac{\partial \left(\rho + \frac{4}{3} v \frac{dp}{d\tau}\right)}{\partial \eta} \sqrt{\frac{1}{2} \left[1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2\right]} = 0. \end{cases}$$

Для стационарного случая они примут вид:

$$\begin{cases} V_S \frac{\partial V_S}{\partial S} + \frac{\partial \left(\rho + \frac{4}{3} v \frac{dp}{d\tau}\right)}{\rho \partial S} = 0; \\ V_\eta \frac{\partial V_\eta}{\partial \eta} + \frac{\partial \left(\rho + \frac{4}{3} v \frac{dp}{d\tau}\right)}{\rho \partial \eta} = 0. \end{cases}$$

Теперь эти уравнения дают нам возможность "крупным планом" представить себе искомую пограничную область. Безусловно следует отметить, что эти уравнения справедливы только для ламинарной области, и не могут описывать возможные турбулентные течения в ядре потока по камере сгорания.

Если из первого члена системы вычлесть второй, то получится зависимость для градиента скорости вдоль стенки сопла, то есть с точностью до динамической вязкости мы явным образом получим

ем силу трения потока о стенку. Тогда система уравнений переписывается в виде:

$$\begin{cases} \frac{\partial V_S}{\partial \eta} = \frac{V_\eta}{V_S} \frac{\partial V_\eta}{\partial \eta}; \\ V_\eta \frac{\partial V_\eta}{\partial \eta} + \frac{\partial \left(\rho + \frac{4}{3} v \frac{dp}{d\tau}\right)}{\rho \partial \eta} = 0. \end{cases}$$

Это и есть система уравнений для расчета пограничного слоя и даже определения силы трения:

$$\tau_w = \mu \frac{\partial V_S}{\partial \eta}.$$

Одним из граничных условий при решении данной системы должно быть условие прилипания. В зависимости от задачи другие граничные условия могут видоизменяться.

Следует отметить, что записанные выше уравнения позволяют рассчитать весь двигатель насквозь, так как они справедливы для ламинарного пограничного слоя. Турбулентные течения в данном случае рассчитывать уже не требуется, так как выросший в камере турбулентный пограничный слой не определяет процессов трения и теплообмена. Турбулентность следует учитывать только в том случае, когда шероховатость существенно превышает толщину ламинарного слоя. Это совсем другая задача, и решать ее уже следует как задачу обтекания потоком крупногабаритных препятствий. **□**

Литература

1. Г. Шлихтинг. Теория пограничного слоя. М. Наука. 1974 г.
2. Т.А. Яковлева, В.И. Загоскин. Расчет параметров турбулентного пограничного слоя и потерь на трение в соплах с учетом шероховатости поверхности и вдува. М. ОФАП, 1980 г.
3. Т.А. Яковлева, А.М. Губертов, В.В. Миронов и др. Газодинамические и физические процессы в ракетных двигателях твердого топлива. М. Машиностроение. 2004 г.
4. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Вектор Навье-Стокса // Двигатель № 6, 2014 г.
5. А.Л. Воинов. Газодинамика и энергетика потоков в соплах ЖРД с завесой. М. Центр Келдыша. 2006 г.
6. Ю.М. Кочетков. Турбулентность сверхзвуковых течений. Памяти Гилевича // Двигатель № 2, 2013 г.

Связь с автором: swgeorgiy@gmail.com

ИНФОРМАЦИЯ

Проект "Двигатель ПД-14 для самолета МС-21" прошел "пятые ворота". Комиссия, сформированная АО "ОДК" для приемки выполненных по проекту работ, пришла к выводу, что основные задачи отчетного этапа решены, прохождение 5-го контрольного рубежа (КР5) зачтено. В состав комиссии вошли ведущие специалисты ПАО "ОАК", ОАО "Корпорация "Иркут", ФГУП "ЦИАМ им. П. И. Баранова", ФГУП "ВИАМ", ОАО "НИИТ", ОАО "Авиадвигатель", ОАО "ПМЗ", ОАО "УМПО", ОАО "НПО "Сатурн", ОАО "ВАСО", ООО "Сименс Индастри Софтвар" и ЗАО "Ланит". Главной задачей комиссии была экспертиза материалов проекта "Двигатель ПД-14 для самолета МС-21" на предмет решения основных задач этапа.

Прохождение пятых "ворот" означает, что конструкция и параметры двигателя ПД-14 определены, конфигурация ПД-14 как перспективного продукта утверждена.

Далее обеспечивается сертификация двигателя.

Для успешного прохождения очередного контрольного рубежа специалистами "Авиадвигателя" и предприятий кооперации сделано:

- разработана рабочая конструкторская документация на двигатель и мотогондолу для двигательной установки;

- проведены испытания двигателей ПД-14 опытной партии и получены требуемые характеристики;

- освоены ключевые технологии и сформирована кооперация предприятий, обеспечивающих серийное изготовление двигателя;

- начаты сертификационные работы, пройдены этапы макетной комиссии по двигателю и по самолету МС-21 с двигателем ПД-14.

Изучив материалы, комиссия приняла решение:

- считать достаточными объем и содержание материалов, представленных по Проекту для прохождения КР5 "Конфигурация утверждена (выпуск РКД закончен)";

- считать достигнутыми критерии КР5, установленные приказом АО "ОДК";

- констатировать прохождение КР5 и считать необходимым продолжить реализацию Проекта.

Одна из ближайших задач, стоящих перед специалистами "Авиадвигателя" в 2015 году, - проведение летных испытаний двигателя ПД-14 на летающей лаборатории в ЛИИ им. М.М. Громова.

В 2016 году запланирована поставка двигателей ПД-14 для проведения летных испытаний самолета МС-21. Получение разрешительных документов на первый вылет будет главным условием успешного прохождения шестого контрольного рубежа "Поставка двигательной установки на летные испытания самолета №1". **□**