

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗРАБОТКИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ БОЛЬШОЙ ТЯГИ



Дмитрий Александрович Боев, помощник генерального директора ГНЦ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"

14 декабря 2012 г. в ЦИАМ им. П.И. Баранова прошёл Экспертный совет при Научно-координационном совете по координации, научно-техническому и организационному сопровождению реализации федеральной целевой программы "Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010 годы и на период до 2015 года".

На этом совещании, проходившем под председательством Б.С. Алешина - генерального директора ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, присутствовало около трёх десятков руководителей Корпораций авиационной отрасли, научных институтов, административных органов, виднейших технических специалистов и экспертов.

На повестке дня стоял единственный вопрос: "Создание в России авиационного двигателя большой тяги (30 тс и более) и оценка возможности использования научно-технического задела, полученного в рамках создания авиационного двигателя НК-93".

И в решениях Экспертного совета записан за номером 5 совершенно редкостный для нашей практики пункт: "Рекомендовать ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова" опубликовать в средствах массовой информации статью по тематике данного заседания Экспертного совета". Именно по этому пятому пункту появилась данная статья: в приведённом материале выводов и обобщений, не основанных на документах, не будет.

На Экспертном совете, в частности, было отмечено, что для России потребности в двигателях большой тяги ($R_{взл} = 25...35$ тс и более) связаны с перспективами создания новых дальнемагистральных пассажирских и транспортных самолетов, а также с ремоторизацией самолетов Ан-124 с целью повышения их грузоподъемности. Но определение продуктовой политики ОАО "ОАК" применительно к указанным новым самолетам в настоящее время находится на начальном этапе, что не позволяет сформулировать конкретные требования к требуемому диапазону тяги рассматриваемых двигателей.

По вопросу оценки возможности использования наработок, полученных в результате работы над НК-93 страсти бушуют уже не один десяток лет. И бытует достаточно устойчивое мнение, что это и есть тот самый "прорывной продукт", позволяющий, в случае применения, резко обогнать всех конкурентов в области авиационного двигателестроения большой мощности, но только его внедрение за чем-то кем-то тормозится: возможно, с подачи тех самых конкурентов. Вопрос создания НК-93 неоднократно рассматривался на различных совещаниях в ЦИАМ. Сейчас стало ясно, что надо соб-

рать достаточно авторитетное сообщество специалистов и, наконец, "расставить все точки над i" в этом вопросе.

Что же и как же на самом деле?

Двигатель НК-93 был заложен в конце 1980-х годов на базе освоенных к тому времени в АНТК, (позже - ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова", ныне ОАО "Кузнецов") конструктивно-технологических решений по газогенератору и новых решений по винтовентилятору. Он разрабатывался взамен двигателя НК-92, создание которого было предусмотрено постановлением СМ СССР № 1309-187 от 06.12.1990 и приказом Министра авиационной промышленности № 10 от 15.01.1991 г. в обеспечение создания военно-транспортного самолета Ил-106. Двигатель должен был удовлетворять уникальным требованиям: высоким отношением взлётной тяги к тяге крейсерской (для обеспечения короткого взлёта с грунта); невысокой скорости продолжительного полёта ($M_{кр} = 0,75$) на большой высоте; короткий пробег при посадке; специальным условиям компоновки двигателя на самолёт. Этим требованиям в максимальной степени удовлетворял двигатель с закапотированным биротативным винтовентилятором (БВВ), приводимым через редуктор, со степенью повышения давления $\pi_{\kappa}^* = 1,22...1,27$ и с регулируемым углами установки лопаток. Под эту работу в Ступино был спроектирован и создан специальный перспективный винтовентилятор СВ-92 с композитными лопатками и регулятор РСВ-92, которым должен оснащаться двигатель (в реальности регулятор с двигателем не испытывался). К сожалению, и проект самолёта Ил-106 не был реализован, что, естественно, самым негативным образом отразилось и на судьбе НК-93.

Двигатели подобных схем рассматривались в 80-90 гг. зарубежными фирмами. Это, например, такие проекты, как CRISP (MTU совместно с PW) или Controfan (RR). Предполагалось, что они могут обеспечить снижение удельного расхода топлива на 10...15%. Двигатели этих проектов обладали вдвое большей площадью входа в воздухозаборник по сравнению с ТРДД обычных схем. Эти работы были прекращены фирмами из-за сложности компоновки на самолёте и повышенного уровня шума вентилятора.

В настоящее время разрабатываются двигатели с редукторным приводом вентилятора, однако степень повышения давления во всех них существенно выше, чем у НК-93, что позволяет уменьшить диаметр и вес мотогондолы, уменьшить её внешнее сопротивление и увеличить крейсерскую скорость полёта, а также - не использовать поворотные лопатки на винтовентиляторе.

Приказом МАП № 64 1991 г. был утверждён план-график создания двигателя НК-93. Согласно этому приказу, устанавливались сроки создания двигателя - 1991-1996 гг., предъявление его на ГСИ - IV квартал 1996 г., а начало серийного выпуска - 1997 г. Приказ не был отменён. Отменили МАП. И в той экономической чересполосице, какая имело место быть, понятно, что до завершения этот приказ никто не довёл.

Опытно-конструкторские работы по двигателю были начаты без наличия достаточного научно-технического задела (НТЗ), прежде всего, по новым узлам (БВВ, "тонкая" гондола, планетарно-дифференциальный редуктор большой мощности с высоким ресурсом, система автоматического управления БВВ). Отсутствие должного НТЗ не позволило ОКБ обеспечить требуемые



Рис. 1. Н.Д. Кузнецов у своего последнего двигателя

параметры двигателя (к.п.д. узлов, массовые характеристики, работоспособность БВВ и др.).

Первый экземпляр опытного (демонстрационного) двигателя НК-93 был создан в 1991 г. Всего в доводке находились 10 двигателей, из которых два - с композиционными лопатками винтовентилятора. Суммарная наработка двигателей составляет 3600 ч.

Газогенератор двигателя в 1999 г. прошел испытания в ТБК ЦИАМ в имитируемых условиях полета ($H = 11$ км, $M_p = 0,75$). По результатам этих испытаний недоборы к.п.д. (после 8 лет доводки) составили: $\Delta\eta_{кнд}^* = 1,8\%$, $\Delta\eta_{квд}^* = 1,4\%$, $\Delta\eta_{твд}^* = 7,1\%$, $\Delta\eta_{тнд}^* = 2\%$. По результатам увязки параметров двигателя в стендовых условиях недобор к.п.д. винтовентилятора $\Delta\eta_{вв}^* = 1...1,5\%$, к.п.д. турбины винтовентилятора $\Delta\eta_{твв}^* = 1\%$. Из-за недоборов к.п.д. фактическая температура газа перед турбиной на взлетном режиме превысила расчетную температуру более, чем на 140°C , а удельный расход топлива на крейсерском режиме работы превысил заявленное значение на 9% (по оценке ЦИАМ).

В марте 2003 г. ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова" совместно с ЦИАМ был разработан план мероприятий по повышению к.п.д. узлов и снижению температуры газа перед турбиной и определен перечень работ по доводке двигателя. Согласно этому перечню необходимо доработать практически все узлы и системы двигателя, провести комплекс доводочных работ по винтовентилятору и его системе управления, а также разработать штатную электронную систему автоматического управления (САУ) и контроля. Только при этих условиях возможно достижение требуемых показателей надежности и ресурса двигателя. Работы по указанному плану в период 2003 - 2009 гг. не проводились. На выполнение этих работ по оценке ЦИАМ потребуются 5-7 лет.

Доводка двигателя так и находится на начальном этапе, выполнено $\sim 10\%$ необходимых работ, окончательный конструктивный профиль двигателя (типовая конструкция) до сих пор не определен. Лопаточные машины двигателя выполнены на уровне технологий 1980-х годов (с большим числом ступеней в компрессоре). Штатной САУ до сих пор нет. Масса двигателя НК-93 № 10 (по данным ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова") составляет 6364 кг вместо 5140 кг по ТЗ (превышение на 24%).

Дополнительно к сказанному: в связи с закрытием темы по Ил-106 была проведена оценка возможности применения двигателя НК-93 на других машинах схожего класса. По результатам этих работ можно прийти к выводу, что применение НК-93 с достигнутыми характеристиками привело бы к уменьшению дальности полета Ту-214 и Ил-96-300 на $7...8\%$ по сравнению с применением на них ПС-90А.

Есть и ещё одно существенное обстоятельство, которое нельзя выбросить из рассмотрения при анализе данной тематики. Это - вопросы сертификации двигателя.

Дело в том, что сертификационный базис и планы сертификации двигателя НК-93 были утверждены в 2001 г. и в настоящее время срок действия заявки на сертификацию истек. Кроме того, в 2011 г. пересмотрены Нормы летной годности АП-33 с включением в них дополнительных требований, содержащихся в зарубежных нормах: по стойкости к забросу крупной стайной птицы, обеспечению возможности полета при определенных дефектах САУ, предотвращении вылета ротора вентилятора в направлении полета при разрушении вала и др. Изменились и требования к сертификации комплектующих и узлов двигателя. При повторном составлении заявки на сертификацию двигателя НК-93 несомненно потребуются пересмотр сертификационного базиса с учетом современных требований по обеспечению безопасности полетов, которые не учитывались при проектировании двигателя. Суммируя сказанное, становится ясно, что двигатель в существующей компоновке не может быть сертифицирован. Для проведения его сертификации необходимо было бы обновить сертификационный базис и составить новые планы сертификации.

С учетом всего выше приведенного, специалистами ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова в 2009 году было выпущено Заклю-



Рис. 2. Создатели и испытатели НК-93 в ЛИИ у летающей лаборатории

ние о состоянии работ по двигателю НК-93.

В нём, кроме выше приведенного, отмечалось, что в 2006 г. двигатель НК-93 № 10 с демонстрационной САУ был установлен на летающей лаборатории (Ил-76ЛЛ). Выполнено пять полетов: в 2007 г. - два полета Ил-76ЛЛ с неработающим двигателем НК-93 для отработки систем ЛЛ; в декабре 2008 г. - три полета ЛЛ до высоты 2000 м со скоростью $350...600$ км/ч; из них два полета при авторотирующем двигателе, третий при работе двигателя на режиме от малого газа до $0,4$ максимально-продолжительного. Ограничения по САУ не позволили получить более высокие режимы работы двигателя. Таким образом, цели летных испытаний, состоящие в демонстрации новых технических решений (регулируемый биротативный винтовентилятор с реверсом тяги, редуктор, система управления ВВ и др.) и выявлении реальных тягово-экономических характеристик силовой установки сверхбольшой степени двухконтурности в обеспечение создания научно-технического задела для перспективных авиационных двигателей, не могли быть достигнуты. Посчитали, что при имеющихся недочётах, особенно при отсутствии штатной САУ далее проводить лётные испытания нецелесообразно.

Этот вывод специалистов означает единственное: работоспособность конструкции доказана, параметры определены наземными испытаниями, а прежде, чем проводить лётные испытания и сертифицировать машину, необходимо произвести весь комплекс работ, который мы упомянули в данной статье. И попытка спекулировать на том, что данная, обладающая уникальными возможностями, конструкция, должна быть безо всяких доработок запущена в серию - не более, чем профанация и курс на бесславную гибель хорошего дела и мощные затраты средств.

Для всестороннего рассмотрения этого вопроса в 2011 г. в ЦИАМ состоялось совещание по вопросам возможных направлений использования НТЗ, созданного при разработке авиационного двигателя НК-93, и целесообразности завершения его летных испытаний. На совещании была отмечена важность обобщения и сохранения созданного научно-технического задела по узлам двигателя и перспективным конструкторским решениям: планетарно-дифференциальному редуктору большой мощности, реверсированию поворотом лопаток биротативного вентилятора, композитной гондole и ее обтеканию на различных режимах работы двигателя и др. для последующих разработок перспективных двигателей. Был сформулирован ряд предложений по возможным направлениям формирования НТЗ с использованием материальной части

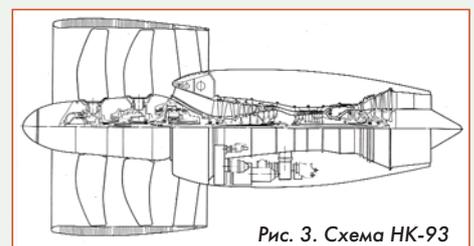


Рис. 3. Схема НК-93

двигателя НК-93 (по облегченным рабочим и статорным лопаткам вентилятора, подшипникам скольжения в редукторе, перспективным технологиям в редукторе и др.).

Генеральный директор ЦИАМ (в настоящее время - его научный руководитель) В.А. Скибин, подводя итоги совещания, предложил его участникам подготовить свои предложения по содержанию и ожидаемым результатам летных испытаний двигателя НК-93, а также целесообразности их использования в перспективных разработках с обоснованием сроков, объема подготовительных работ и стоимости. После обобщения предложений представить их руководству Минпромторга РФ и ОАО "УК "ОДК" для принятия решения.

По результатам этого совещания и был подготовлен Экспертный совет, с упоминания которого я начал эту статью. А по разработкам двигателя большой мощности совет ответил следующее. Из анализа тенденций развития мирового рынка авиационной техники следует, что для обеспечения конкурентоспособности перспективные двигатели большой тяги в период после 2025 г. должны обеспечить снижение уровня шума более чем на 20 EPNдБ (по сравнению с нормами Гл. 4 ИКАО), эмиссии NO_x - на 40...60 % (по сравнению с нормами 2008 г.), иметь наработку на выключение в полете более 300 тыс. ч, ресурс основных деталей - не менее 20/40 тыс. полетных циклов, наработку на крыле - более 15...20 тыс. ч, удельный расход топлива - на 15...20 % меньше по сравнению с уровнем двигателей 4+ поколения. Столь высокие требования предопределяют необходимость создания нового двигателя 5/5+ поколения. По мнению Экспертного совета, модификации двигателей 4 поколения (Д-18Т, НК-93, НК-32) не позволят обеспечить выполнение указанных требований.

По предварительным оценкам затраты на создание конкурентоспособного на мировом рынке двигателя в классе тяги 30...35 тс могут составить 120...150 млрд рублей (в ценах 2012 г.). Следует учитывать, что ведущие западные двигателестроительные фирмы не заинтересованы проводить работы по созданию двигателей такой тяги совместно с двигателестроительной отраслью России, т.к. ими уже созданы двигатели 5 поколения в данной продуктовой нише ("Дженерал-Электрик" - Gen X, GP 7200, "Пратт-Уитни" - GP 7200, "Роллс-Ройс" - Trent 500, Trent 900, Trent 1000) для самолетов А380, А340 и В787.

С целью минимизации рисков (экономических, технических, технологических и организационно-управленческих рисков, рисков системы ППО, рисков в продвижении продукта на рынок), связанных с реализацией Программы создания двигателя большой тяги, необходимо предусмотреть в рамках ФЦП "Развитие гражданской авиационной техники России на 2002 - 2010 годы и на период до 2015 года" проведение НИР по созданию научно-технического задела (2-4 уровни готовности технологий), включая направления:

- определение и оценка возможных вариантов технических обликов ТРДД нового поколения с большой степенью двухконтурности, редукторным или безредукторным приводом вентилятора, с элементами систем "интеллектуального" и "электрического" двигателя и т.д.;
- предварительное технико-экономическое обоснование Программы создания двигателей большой тяги с учетом затрат на создание новой экспериментальной и производственной базы;
- разработка рекомендаций по реализации требований ЕТОПС на > 300 мин.;
- отработка новых науч-

но-технических решений и исследования технологий на моделях и экспериментальных образцах основных элементов, узлов и систем;

- разработка требований к номенклатуре и характеристикам новых экспериментальных стендов и летающей лаборатории для отработки и испытаний двигателей большой тяги.

Экспертный совет 14 декабря 2012 г решил:

1. Рекомендовать Департаменту авиационной промышленности Минпромторга России в рамках ФЦП "Развитие гражданской авиационной техники России на 2002 - 2010 годы и на период до 2015 года" провести комплексную научно-исследовательскую работу по определению рационального технического облика двигателя большой тяги с учетом его применения на новых пассажирских большой вместимости и транспортных большой грузоподъемности самолетах по требованиям, разработанным ФГУП "ЦАГИ" и ОАО "ОАК".

2. При проведении этой НИР изучить вопрос целесообразности применения перспективного двигателя большой тяги при модернизации Ан-124.

3. Указанная НИР должна базироваться на использовании научно-технического задела, создаваемого для двигателей 5/5+ поколения, и опыта, накопленного при разработке и доводке двигателя НК-93.

4. Учитывая специфические требования, предъявлявшиеся при закладке двигателя НК-93, применение в его газогенераторе технологий 1980-х годов, недоведенность всех узлов двигателя и значительное ухудшение интегральных показателей (массы, удельного расхода топлива, температуры газа перед турбиной) по сравнению с их проектными значениями, отсутствие системы управления винтовентилятором, возобновление опытно-конструкторских работ по двигателю НК-93 считать нецелесообразным...

Хочется завершить эту статью конкретизацией проблемы. Столь сложное, долгое и затратное дело, как наработка научно-технического задела не может быть задачей отдельных НИИ или даже отдельно взятой авиадвигателестроительной подотрасли. Нигде в мире так не делают. В связи с большой наукоемкостью и вкладом в развитие авиации, а также других высокотехнологичных отраслей промышленности, авиадвигателестроения его государственная поддержка должна составлять не менее 30...35 % от финансирования всей авиационной промышленности. Для оформления консолидированной позиции федеральных органов исполнительной власти и организаций по стратегическим направлениям развития отечественного авиадвигателестроения представляется необходимой разработка в 2013 - 2014 гг. новой редакции Стратегии развития газотурбинного двигателестроения в авиационной промышленности Российской Федерации на 2015 - 2020 годы и на период до 2030 года.



Требования к двигателям нового поколения
Двигатели 2020 - 2025 гг.

- ◆ Нарботка на выключение в полете >300 000 ч (>50 000 ч при начале эксплуатации).
- ◆ Полный назначенный ресурс: не менее 20 000 п.ц. для "горячей" части и не менее 40 000 п.ц. - для "холодной" части.
- ◆ Нарботка на посещение РП 15000...20000 ч.
- ◆ Снижение крейсерского удельного расхода топлива на 15...20 % по сравнению с зарубежными АД.
- ◆ Снижение шума на 20 EPN дБ (Гл. 4 ИКАО).
- ◆ Снижение NO_x на 40...60 % (САЕР6 ИКАО).
- ◆ Удельная трудоемкость ТО не более 0,2 часа на час полета.

