

РАЗРАБОТКА ДВИГАТЕЛЕЙ "НК" БОЛЬШОЙ ТЯГИ НА БАЗЕ ЕДИНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА

Владимир Андреевич Зрелов,

д.т.н., профессор кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П.Королёва

При неизменной технологии и применяемых материалах каждое улучшение любого параметра двигателя потребует все больших затрат, т.е. эффективность улучшения параметров ГТД постоянно снижается. Весьма актуально применение базового газогенератора при создании линейки двигателей.

With the same technology and materials used, each improvement of any engine parameter will require increased costs, i.e. the effectiveness of improving the parameters of the GTE is constantly reduced. It is very important to use the basic gas generator when creating a line of engines.

Ключевые слова: ГТД, семейство двигателей, Н.Д. Кузнецов, газогенератор, параметры.

Key words: GTE, the engine family, N.D. Kuznetsov, a gas generator, options.

Как известно, авиационные ГТД, создающие необходимую для полёта самолёта тягу (мощность), должны обладать высокими значениями трёх основных показателей:

- безопасности и надёжности;
- экономичности;
- экологичности (минимальным воздействием на окружающую среду).

Здесь под экономичностью следует понимать не только топливную эффективность двигателя, но и расходы, связанные со всеми этапами его жизненного цикла - проектированием, производством и эксплуатацией. Например, двигатель может иметь высокую топливную экономичность, но требовать частого технического обслуживания и ремонта. При этом расходы на ремонт и Т.О. могут превышать экономию, обусловленную малым потреблением топлива.

В этой связи, важное значение имеет проектирование новых конструкций с использованием конструкторских решений, хорошо зарекомендовавших себя в процессе эксплуатации. Если вновь создаваемая конструкция двигателя имеет большое количество новых научно-технических решений, то потребуются значительные время и средства, связанные с экспериментальными исследованиями и неизбежной доводкой этих новых решений. В конечном итоге может возникнуть ситуация, когда созданная новая конструкция двигателя из-за высокой стоимости не будет востребована разработчиками самолёта, т.е. двигатель будет не конкурентоспособным.

Одним из основных факторов повышения эффективности ГТД является увеличение термического к.п.д. и удельной работы термодинамического цикла путем реализации высоких значений температуры газа перед турбиной и целесообразной степени повышения давления в компрессоре в зависимости от требований, предъявляемых к двигателю.

Основным фактором, ограничивающим рост этих параметров, является прочность и термоустойчивость применяемых конструкционных материалов.

То есть, при увеличении термического к.п.д. за счёт роста температуры ухудшаются показатели надёжности (снижается прочность) и экономичности (увеличивается стоимость материалов и производства), кроме этого может возрасти количество воздуха, отбираемого на охлаждение, что ухудшит параметры термодинамического цикла.

Повышение топливной экономичности двигателя путем увеличения степени повышения давления и температуры на входе в турбину выдвигает проблемы обеспечения оптимальной работы компрессора, охлаждения, применения новых материалов, технологий и т.д.

Поэтому увеличение температуры газа перед турбиной как генеральное направление совершенства ГТД следует оценивать комплексно.

Другое направление - повышение экономичности двигателей путём увеличения степени двухконтурности за счёт увеличения диаметра вентилятора.

Однако, при этом существенно возрастают статические и дина-

мические нагрузки, действующие на элементы ротора вентилятора.

Увеличение степени двухконтурности предполагает возрастание числа ступеней турбины. Во избежание чрезмерного влияния этой тенденции становится необходимым вводить редукторный привод вентилятора. Применение редукторного привода вентилятора позволяет существенно снизить эти нагрузки, а также уменьшить уровень шума.

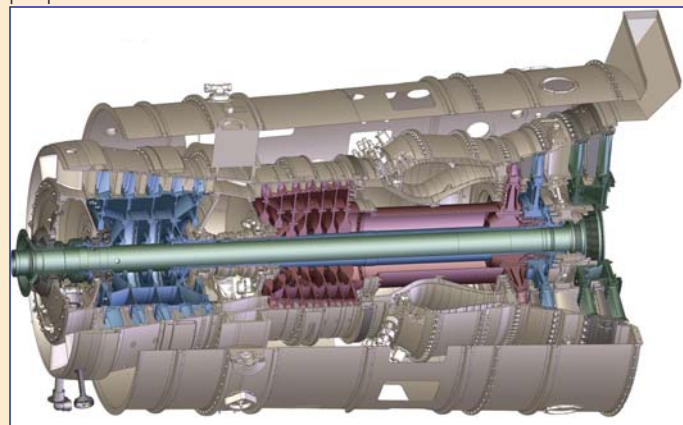
Как следует из анализа развития авиационных двигателей, для ГТД как для тепловой машины практически все параметры имеют предельные значения. В то же время, учитывая, что рост стоимостных показателей авиационных двигателей имеет экспоненциальный характер, можно сделать вывод о том, что при неизменной технологии и применяемых материалах каждое улучшение любого параметра двигателя потребует все больших затрат, т.е. эффективность улучшения параметров ГТД постоянно снижается.

Авиационные двигатели

В 1970-х гг. потребовались двигатели для нового поколения пассажирских самолётов Ил-96 и Ту-204.

При разработке двигателя для этих самолётов Н.Д. Кузнецов предложил использовать концепцию унифицированного газогенератора. Применение такого газогенератора, освоенного в серийном производстве, позволяло в короткие сроки и с небольшими затратами создавать двигатели различного применения. Эта концепция была поддержана министром авиационной промышленности В.А. Казаковым.

В 1979 г. ОКБ Н.Д. Кузнецова приступило к разработке двигателя НК-56 для самолёта Ил-96. Базовым газогенератором был выбран газогенератор двигателя военного назначения, который разрабатывался с 1971 г.



Модель унифицированного газогенератора

В октябре 1981 г. вышло Постановление Совета министров СССР о создании двигателя НК-56. Этот трёхроторный двигатель имел пятнадцатиступенчатый компрессор, многофорсунную камеру сгорания, пятиступенчатую турбину, нерегулируемое сопло и реверсивное устройство.

На двигателе НК-56 впервые было применено управление реверсом на принципах пневмоники. Двигатель НК-56 имел следующие параметры:

- тяга на взлётном режиме - 18 тс при удельном расходе топлива 0,354 кг/кгс·ч;
- тяга на крейсерском режиме - 3,6 тс при удельном расходе топлива 0,58 кг/кгс·ч;
- степень двухконтурности - 5;
- ресурс до капитального ремонта 7500 ч;
- назначенный ресурс - 15000 ч;
- температура газа перед турбиной - 1571К.

Доводка двигателя шла успешно: в начале 1984 г. он прошёл 500-часовые и 1000-часовые испытания, а также эквивалентные испытания при максимальной температуре газа на ресурс 3000 ч. [1].



Двигатель НК-56 в центре истории авиационных двигателей имени академика Н.Д. Кузнецова

В это же время за рубежом проходили испытания двигателя аналогичного класса: а н г л и й с к и й

"Роллс-Ройс" RB211-535E4 и американские "Пратт-Уитни" PW2037 и "Дженерал Электрик" CF6-80А, которые в условиях крейсерского полёта имели значения удельного расхода топлива 0,596, 0,585 и 0,614 кг/кгс·ч, соответственно.

Это сравнение показывает, что двигатель НК-56 не только не уступал лучшим зарубежным разработкам, но и превосходил их по экономичности. Достигнутые в двигателе высокие значения КПД узлов позволили получать взлётную тягу 18 тс при пониженной температуре газа перед турбиной и удельный расход топлива на этом режиме, равный 0,354 кг/кгс·ч. По уровню шума двигатель соответствовал перспективным на конец 1980-х гг. нормам ИКАО [1].

Однако по решению министерства авиационной промышленности работы по двигателю НК-56 были прекращены. К этому времени его суммарная наработка в процессе доводки составила 3630 часов [2].

В 1981 г. министром авиационной промышленности был назначен И.С. Силаев, с которым, по свидетельству главного конструктора В.Н. Орлова, у Н.Д.Кузнецова отношения не сложились. И.С. Силаев вместе со своим заместителем Л.М. Шкадовым стали оказывать давление на Г.В. Новожилова, чтобы тот заказал двигатель не на 18 тс тяги, а на 16 тс [1]. В книге В.Н. Орлова [1] приведен рассказ Г.В. Новожилова, в котором цитируются слова министра: "Генрих Васильевич, вы всё время спорите и не принимаете предложений от руководства министерства. Создаётся впечатление, что вы не хотите работать со мной. Что же мне делать в этой ситуации - расстаться с вами?". Г.В. Новожилов вынужден был принять поставленные условия, что потребовало переделки проекта самолёта и изменения технической документации, переданной на Воронежский авиационный завод.

Г.В. Новожилов вспоминает [3]: "меня вызвал И.С. Силаев и говорит: "Генрих Васильевич, вы продолжаете настаивать на 350-местном дальнемагистральном самолёте с двигателями НК-56? Двигателя НК-56 не будет. Что, с 16-тонным двигателем ПС-90 Соловьёва, вы не можете сделать самолёт?". Я отвечаю: "если вы как министр даёте такое задание, то мы посмотрим, что можно сделать с 16-тонным двигателем". Мы посмотрели и пришли к выводу, что 350 пассажиров на дальность 10000 км с ПС-90 самолёт не увезёт. Поэтому приняли решение отрезать 5,5 м фюзеля-

жа от самолёта Ил-96. Количество пассажиров уменьшилось до 300. Я пришёл к министру и говорю: "Иван Степанович, можно сделать 300-местный самолёт". Он мне в ответ, мол, очень хорошо. Так из самолёта Ил-96 на 350 мест с двигателями НК-56 получился Ил-96-300. Причём эта приставка "300" говорила о том, что сие произошло помимо нашей воли, потому, что все модификации ильёшинских самолётов имели после основного номера буквы".

Для двухдвигательного самолёта Ту-204 при отказе одного двигателя тяги 16 тс не хватало, необходимо было иметь чрезвычайный режим работы двигателя с увеличенной тягой. Однако ОКБ А.А. Туполева об этом не заявило.

Н.Д. Кузнецов обратился к заведующему сектором авиационной промышленности ЦК КПСС М.К. Редькину и рассказал о своём предложении создания семейства двигателей на базе единого газогенератора. М.К. Редькин согласился с доводами и предложил И.С. Силаеву разобраться с этим вопросом. Узнав об обращении Н.Д. Кузнецова в ЦК КПСС, И.С. Силаев рассвирепел и сообщил М.К. Редькину, что предложение о едином газогенераторе он принял, но считает необходимым объявить конкурс из двух вариантов - НК-56 и ПС-90 и выбрать один [1].

Руководство министерства решило заложить единый двигатель для двух самолётов Ил-96 и Ту-204, имеющий тягу 16 тс без резерва.

Это вынудило ОКБ Н.Д. Кузнецова на основе того же газогенератора спешно разработать новый двигатель НК-64, имеющий взлётную тягу 16 тс. Двигатель НК-64 разрабатывался с 1983 г. с учетом доводки ТРДД НК-56 и был испытан в апреле 1984 г. Двигатель имел следующие параметры:

- тяга на взлётном режиме - 16 тс при удельном расходе топлива 0,37 кг/кгс·ч;
- тяга на крейсерском режиме - 3,5 тс при удельном расходе топлива 0,58 кг/кгс·ч;
- степень двухконтурности - 4,33;
- температура газа перед турбиной - 1548К.

На нём впервые были установлены саблевидные сопловые лопатки. Было изготовлено два двигателя, которые прошли 10 испытаний.

Двигатель НК-64



Конкурсная комиссия по двигателям НК-56 и ПС-90 начала работать в апреле 1984 г. Н.Д. Кузнецов договорился с И.С. Силаевым, что обсуждение конкурсных проектов состоится на совместной коллегии МАП и МГА в присутствии разработчиков. Однако 20 марта 1985 г. без обсуждения и в нарушение всех договорённостей было принято решение в пользу двигателя ПС-90. Протокол конкурсной комиссии подписали только председатель - начальник ЦИАМ Д.А. Огородников, и его заместитель - начальник ЦАГИ Г.П. Свищёв [1].

По мнению Г.В. Новожилова, на тот момент времени разработка НК-56 была более продвинута, чем ПС-90 [3].

В 1989 г. МГА подняло вопрос о необходимости возвращения к двигателю НК-56, а в 1994 г. в комитете по оборонным отраслям промышленности РФ и в руководстве гражданской авиации рассматривалась возможность восстановления работ по этому двигателю. Однако отсутствие финансовых ресурсов не позволило реализовать этот проект.

В 1990-е гг. прорабатывалась возможность оснащения российских Ил-96 и Ту-204 американскими двигателями PW2037 и английскими RB211-535E4, соответственно.

В результате мероприятий по повышению надёжности и экономичности модифицированных элементов двигателей "НК" был создан демонстрационный трёхроторный двигатель НК-62, состоящий из базового двигателя без форсажной камеры, в котором вентилятор через редуктор двигателя НК-12МА был соединён с

тянущим воздушным винтом АВ-90, две ступени которого вращались в противоположном направлении. Двигатель находился в опытном производстве в 1982 - 1990 гг. и предназначался для тяжёлых дозвуковых транспортных самолётов.

Параметры двигателя на взлётном ($H = 0, M = 0$) режиме следующие: $P_{взл} = 245$ кН (25000 кгс), $C_{уд.взл.} = 29,4$ кг/кН·ч (0,288 кг/кгс·ч),

на крейсерском ($H = 11$ км, $M = 0,75$) - $P_{кр.} = 44,1$ кН (4500 кгс), $C_{уд.кр.} = 49,04$ кг/кН·ч (0,48 кг/кгс·ч), $M_{дв.без винта} = 4200$ кг [2].

Проведенные дважды 100-часовые испытания подтвердили работоспособность выбранной схемы, и наличие резерва по повышению тяги и ресурса.

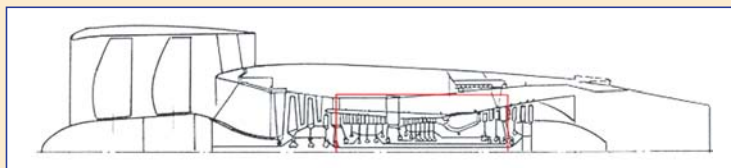


Двигатель НК-62 на испытательном стенде

На основании анализа расчётных и экспериментальных исследований, проведенных при испытаниях двигателя НК-62, в 1985-1987 гг. было разработано техническое предложение на создание турбовинтовентиляторного двигателя НК-62М.

Было обосновано достижение следующих параметров: на взлётном режиме $P_{взл.} = 285,2$ кН (29000 кгс), $C_{уд.взл.} = 28,6 - 29,6$ кг/кН·ч (0,28 - 0,29 кг/кгс·ч), на крейсерском $P_{кр.} = 44,1$ кН (4500 кгс), $C_{уд.кр.} = 46$ кг/кН·ч (0,45 кг/кгс·ч), $M_{дв.} = 4850$ кг, диаметр винтовентилятора - 4,7 м. Предусматривалось применение чрезвычайного режима, при котором величина тяги составляет 314,7 кН (32000 кгс) [2].

Позже был спроектирован ТВВД НК-63 - двигатель для самолётов большой вместимости и тяжёлых транспортных самолётов. Проект 1989 г. включал тянущий закапотированный винтовентилятор, приводимый через редуктор.



Конструктивная схема двигателя НК-63

Во второй половине 70-х годов начинается проектирование многорежимного двухконтурного турбовентиляторного трёхроторного двигателя с форсажной камерой для самолёта Ту-160 - самого мощного в мире ТРДДФ. Серийное производство двигателя начато с середины 80-х. Согласно первоначальным планам предполагалось построить 100 бомбардировщиков Ту-160 - столько, сколько построено В-1В - американского аналога российского самолёта. Однако в январе 1992 г. президент Б. Н. Ельцин объявил о прекращении серийного производства Ту-160, что ограничивало общее количество построенных самолётов 36-ю экземплярами. Из них 19, в результате распада СССР, принадлежало Украине, т. к. они базировались вблизи украинского города Прилуки. Вскоре (1992 г.) было принято решение о возобновлении серийного производства Ту-160, а также о создании на территории России, в районе г. Энгельса, бомбардировочного полка, оснащенного этими самолётами.

На самолёте Ту-160 установлено 44 мировых рекорда.

В обеспечение разработки сверхзвукового пассажирского самолёта второго поколения в марте 1996 г. начались полёты летающей лаборатории Ту-144ЛЛ с двигателями НК-321 по шестимесячной российско-американской программе экспериментальных исследований.

Осуществление проекта "Ту-144ЛЛ" стало возможным вслед-

ствие соглашения, подписанного в июне 1993 г. российским премьер-министром В.С. Черномырдиным и вице-президентом США А. Гором.

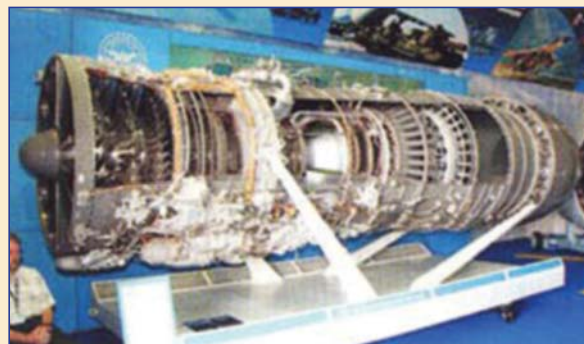
Предполагалось, что программа позволит продвинуть проводимые в АНТК им. А.Н. Туполева работы по созданию сверхзвукового пассажирского самолёта второго поколения Ту-244.

Программой предусматривалось совершить 32 испытательных полёта, в которых среди прочих задач решались следующие:

- испытания повторного пуска двигателей на высоте полёта 10000 м и скорости полёта, соответствующей $M = 0,85$;
- определение запаса устойчивости двигателей на высотах 4000, 6000, 8000 м;
- оценка расхода топлива (за 1 час полёта и на 1 км при $M=0,8; 0,85; 0,9$);
- испытания двигателя при отказе топливного насоса (основной топливный бак, режим "малый форсаж").

Модификация НК-321 имеет массу 3650 кг, длину 7453 мм, максимальный диаметр 1700 мм [4]. Двигатель НК-321 впервые был представлен на московской международной выставке "Двигатели-92".

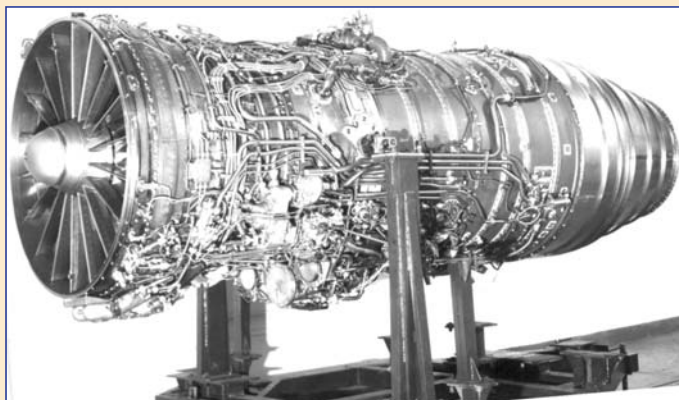
Двигатель НК-321 на московской международной выставке "Двигатели-92" (апрель 1992 г.)



В 1986 - 1993 гг. для поисково-

спасательного самолёта А-42 создавался двухконтурный бесфорсажный двигатель НК-34, а для стратосферного самолёта "Геофизика" в 1992-1994 гг. - двигатель НК-102 [5].

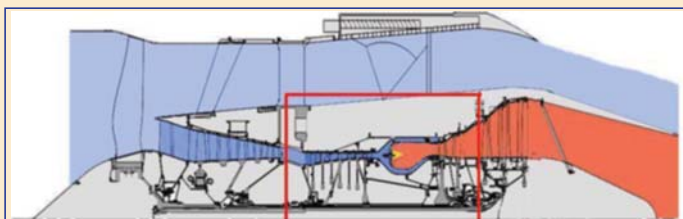
Для СВВП типа Як-141 в 1990 - 1993 гг. проектировался ТРДДФ НК-50, а в 1993 - 1995 гг. - судовой привод НК-72, мощностью 25 мВт [5].



Опытный двигатель НК-34

В СНТК им. Н.Д. Кузнецова был разработан концептуальный проект газотурбинного двигателя, использующего в собственной системе управления только электрические машины и обеспечивающего летательный аппарат достаточным количеством электричества для удовлетворения всех требований полёта - "электрический ГТД" НК-256. Двигатель предназначен для парка современных грузопассажирских самолётов, рассчитанных на обслуживание средних и дальних авиалиний.

Концепция "электрического" ГТД разрабатывалась на базе трёхроторной схемы, традиционной для двигателей НК.



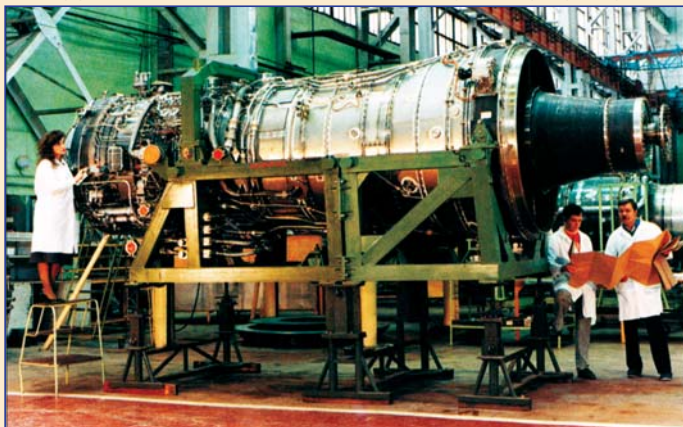
Конструктивная схема двигателя НК-256

Газотурбинные энергетические установки

Кроме двигателей авиационного назначения, концепция единого газогенератора была использована при создании газотурбинных энергетических установок.

В 1984 - 1987 гг. разрабатывался проект НК-34СТ, мощностью 25 мВт для привода газоперекачивающего агрегата ГПА-Ц-25.

Высокоэффективный двигатель НК-36СТ для привода центробежного нагнетателя в составе газоперекачивающего агрегата ГПА-Ц-25 был разработан в период 1987 - 1991 гг. на базе двигателя НК-25 и, также как НК-34СТ, заимствовал у него 60% деталей [6]. Двигатель выполнен по трёхроторной схеме. В конструкции силовой турбины максимально использованы апробированные в эксплуатации элементы силовой турбины двигателя НК-16СТ. Двигатель производится серийно. Он имеет модульную конструкцию, что облегчает его монтаж и транспортировку.



Двигатель НК-36СТ

Из воспоминаний В.Н. Орлова [1]: "в 1982 г. к Н.Д. Кузнецову обратились из Госплана СССР с просьбой подготовить предложения по созданию легко транспортируемых, не требующих больших капиталовложений электростанций мощностью 10 - 25 мВт., предназначенных для труднодоступных районов страны. В результате на базе авиационного двигателя был разработан проект привода электрогенератора. Председателем Госплана Н.К. Байбаковым был отправлен запрос в 53 министерства и ведомства, которые, по его мнению, должны были быть заинтересованы в развитии малой энергетики. Однако к маю 1984 г. от этих министерств были получены ответы, суть которых сводилась к следующему: нам это всё не нужно, потому, что есть большая энергетика (всё, что больше 100 мВт), и необходимо просто тянуть линии электропередачи. Н.К. Байбаков, рассмотрев вместе с нами эти ответы, заметил: "Ну, такую инертную массу я преодолеть не смогу, видимо, придётся ждать, когда клюнет жареный петух". Проблема была заморожена до 1990 г."

Созданный в 1990 - 1998 гг. для электрогенератора единичной мощности 25 мВт, газотурбинный двигатель НК-37 является модификацией двигателя НК-36СТ. Автоматическая система запуска, высокая предпусковая готовность, возможность работы в автоматическом режиме позволяют использовать энергетические установки с двигателем НК-37 как в обычном режиме выработки электроэнергии, так и при компенсации пиковых нагрузок и в аварийных ситуациях. Двигатель был двухтопливным: основное топли-

во - природный газ, резервное - дизельное. Два двигателя НК-37, работающие каждый на свой генератор, и паровая турбина, разработанная в объединении "Кировский завод", со своим генератором, использующая тепло отработанных газов от двигателей НК-37 для получения пара, входят в состав блочно-комплектной парогазовой электростанции.



Двигатель НК-37

НК-361

Газотурбинный двигатель НК-361 предназначен для привода электрогенератора газотурбовоза. Магистральный грузовой газотурбовоз создан для работы на участках тепловозной тяги для замены двух- и трехсекционных тепловозов с замещением дизельного топлива на сжиженный природный газ (в перспективе - водород).

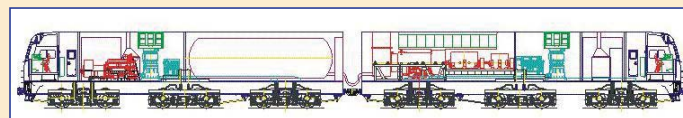
Двигатель НК-361, работающий на сжиженном природном газе, создан на базе газогенератора авиационного двигателя НК-25.

Максимальная мощность на приводном валу силовой турбины составляет 8300 кВт (11286 л.с.).

Газотурбовоз состоит из двух секций - тяговой и бустерной, каждая с кабиной управления. На тяговой секции располагаются: силовой блок, включающий газотурбинный двигатель, тяговый и вспомогательный генераторы, систему подготовки газа, винтовой тормозной компрессор, система вентиляции электрических машин, аппаратные шкафы.

На бустерной секции располагаются: криогенная ёмкость, обеспечивающая пробег газотурбовоза 1000 км, вспомогательный дизель-генератор, винтовой компрессор, системы вентиляции электрических машин, аппаратные шкафы.

Вспомогательный дизель-генератор применяется для обеспечения приведения систем газотурбовоза в рабочее состояние, совершения маневров в районе депо и станции и для запуска газотурбинного двигателя, после чего он выключается.



Бустерная секция

Тяговая секция

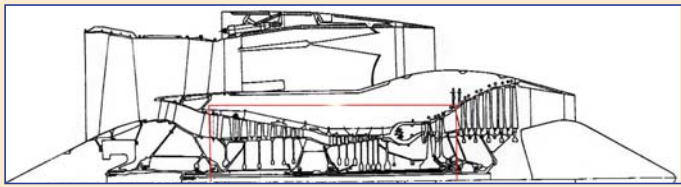
Двигатель НК-361

На основе базового газогенератора разработано семейство двигателей: НК-34, НК-50, НК-56, НК-62, НК-62М, НК-63, НК-64, НК-72, НК-102, НК-256, НК-321, а также созданы и находятся в эксплуатации индустриальные энергоустановки НК-36СТ, НК-37 и НК-361. Используя апробированные технические решения, спроектированы мощные



перспективные турбовентиляторные двигатели НК-44, НК-46, НК-44-1 для тяжёлых пассажирских и транспортных самолётов.

Конструктивная схема ТРДД НК-44



Идея создания семейства двигателей на базе единого газогенератора успешно реализована ведущими западными фирмами, например, фирма "Роллс-Ройс" создала семейство двигателей RB211 [7 - 9]:

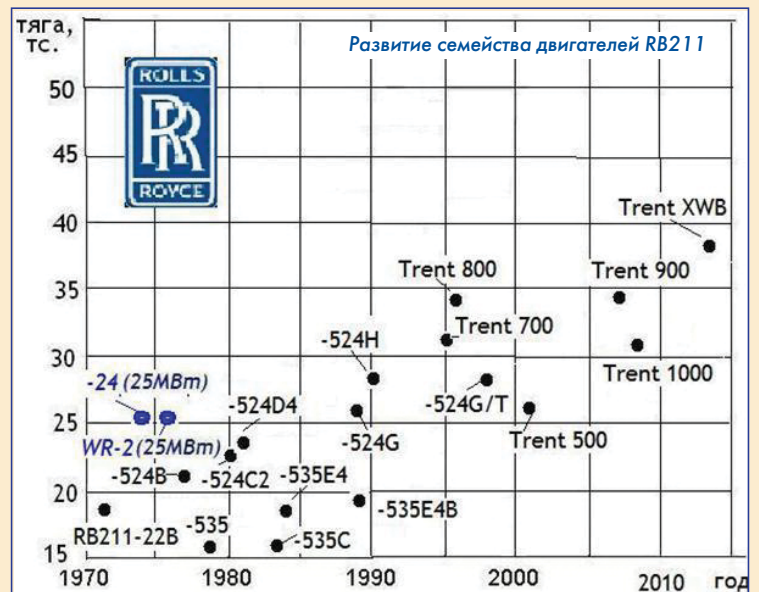
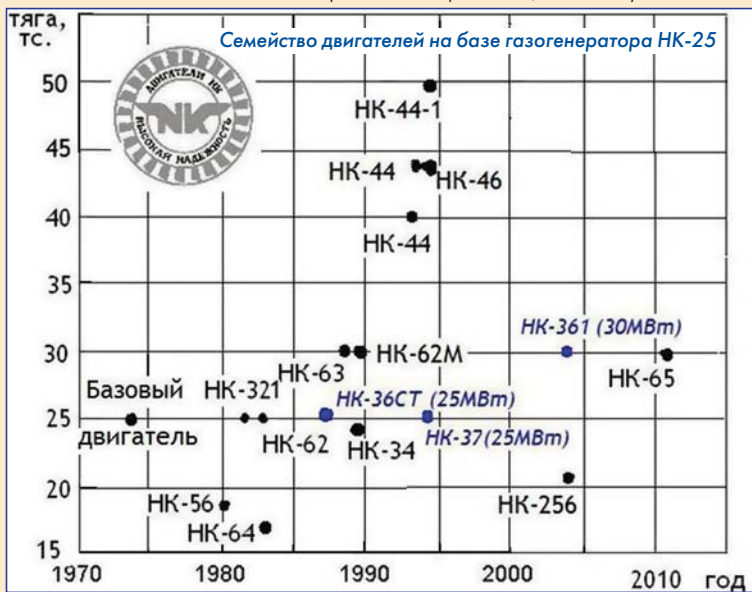
Конструктивные и схемные решения, заложенные при проектировании, реализованные при создании и подтвержденные при испытаниях и эксплуатации опытных и серийных образцов двигателей, созданных на базе единого газогенератора, являются актуальными не только для современных проектов, но и могут быть ис-

пользованы как научно-технический задел при разработке перспективных конструкций.

Литература

1. Орлов В.Н., Орлова М.В. Генеральный конструктор Н.Д. Кузнецов и его ОКБ. Самара: Издательский дом "Агни", 2011. 200 с.
2. Овчаров А. А. Перечень основных разработок коллектива ГНПП "Труд". - Самара: СГНПП "Труд". 1992.-45 с.
3. Новожилов Г.В. О себе и самолётах Ил. М.: 2012. 424 с.
4. Aviation Week and Space Technology, March 30, 1992.
5. Даты. События. Люди. Самара: Самарское книжное издательство. 2007. 160 с.
6. Гриценко Е. А. Флагман двигателестроения // Крылья Родины. 1998. № 6. С. 2-3.
7. RB211 Family // Archive. RRHT. 1997. №45. V.15. p 24-29.
8. Электронный ресурс: Rolls-Royce RB.211/RB211 22.htm
9. D:\RR\Двигатели\Rolls-Royce Trent\Trent1000\filelist.xml

Связь с автором: zrellov07@mail.ru



ИНФОРМАЦИЯ



Г.Е. Лозино-Лозинский

НПО «Молния», созданное 26 февраля 1976 года, было головным предприятием МАП СССР по разработке орбитальных космических самолётов. После единственного полёта МТКК «Энергия-Буран» 15 ноября 1988 г. и прекращения финансирования программ создания воздушных космических самолётов («Спираль», «МАКС» и прочих), а особенно после кончины 28 ноября 2001 г. руководителя «Молнии» Г.Е. Лозино-Лозинского, предприятие оказалось в критическом положении. Чтобы спасти его от банкротства, «Молнию» ввели в структуру «Ростех».

В конце марта 2018 г. «Коммерсант.ру» распространил информацию, что, концерн «Калашников» выкупит у госкорпорации «Ростех» 60% акций научно-производственного объединения «Мол-

ния». Сделка поддержана правительством, сумма её пока не раскрывается. Предполагают, что этот акт должен помочь «Молнии» выйти из кризиса и в перспективе участвовать в создании нового многогоразового челнока.

Источники в оборонной промышленности, сообщили «Ъ», что сделку планируется завершить в течение месяца, после чего будет сформирован новый совет директоров. НПО. Глава «Калашникова» Алексей Криворучко полагает, что: «Вхождение НПО «Молния» в состав концерна придаст импульс развитию компетенций и экспертизы в об-



«Молния-1» в ангаре

ласти разработки многогоразовых космических летательных аппаратов и производства ракет-мишеней различного назначения».

По утверждению «Ъ», в госкорпорации «Ростех» также подтвердили факт продажи концерну пакета акций НПО и заявили, что выполнили задачу по недопущению банкротства «Молнии», поставленную Президентом страны. Для этого «Ростех» провел мероприятия, направленные на заключение мирового соглашения с кредиторами: «Это позволило в январе 2017 года прекратить производство по делу о несостоятельности «Молнии»». В рамках работы по стабилизации ситуации на предприятии разработана программа финансового оздоровления до 2019 года, которая сейчас реализуется.



М.Т. Калашников