

7. Прудников А.Г. Вихревая модель пограничного слоя с тепловыделением. //Тр. ЦИАМ №1061, 1983.
8. Колиев М.Р., Прудников А.Г. Новая область применения углеводородных топлив в сверхзвуковых летательных аппаратах (ЛА)// Первая научно-практич. конф. молодых ученых и специалистов «Исследования и перспективные разработки в авиационной промышленности», ОАО «ОКБ Сухого», М., 2002.

## **К ВОПРОСУ ОБ УНИФИКАЦИИ ТУРБОНАСОСНЫХ СИСТЕМ ПИТАНИЯ ДЛЯ КРИОГЕННЫХ ГТД**

Иванов А. И., Игначков С. М., Горшкова С. В.,  
ОАО "СНТК им. Н. Д. Кузнецова", г. Самара  
Козин Д. М., ООО «Экосервис»,  
Графкин В. В., СГАУ им. С. П. Королева

Идея использования авиационных топлив, альтернативных керосину, начала пробивать дорогу достаточно давно. Многочисленные исследования, проведенные в течение последних 30...40 лет, показали целый ряд экономических и экологических преимуществ при использовании в авиации в качестве топлив жидкого водорода (ЖВ) и сжиженного природного газа (СПГ) [1-4]. Ещё в конце 50-х годов в США была развернута широкая программа исследований по применению водородного горючего. В 1956-57гг. NASA успешно продемонстрировала полёт двухдвигательного самолета В-57, один двигатель J-65 которого работал на водородном топливе. После окончания этих испытаний в Центре им. Льюиса (США) испытали газотурбинный двигатель (ГТД) J-85 на наземном стенде с насосной системой подачи ЖВ.

Другая ранняя программа по применению ЖВ содержалась в проекте создания высотного сверхзвукового разведывательного самолета CL-400 фирмы Lockheed. Несмотря на то, что большинство технических проблем, связанных с самолетом, использующим ЖВ, было преодолено, проект CL-400 не получил завершения из-за невыполнения некоторых полётных требований и проблем, связанных с отсутствием больших количеств ЖВ в других странах для технического обслуживания этого самолета. В 70-х годах интерес к применению ЖВ за рубежом значительно возрос, что, с одной стороны, обуславливалось энергетическим кризисом 1973г., затронувшего национальные интересы стран Запада, а с другой – появлением в эксплуатации больших широкофюзеляжных самолетов (В-747, L-1011, MD-11), имеющих большие внутренние объемы. Конкретным проявлением та-

кого интереса явились проведенные в 1972г. фирмой Lockheed широкие исследования потенциальных возможностей использования ЖВ в качестве топлива для коммерческой авиации [4].

В СССР в то время также усилился интерес к применению ЖВ в авиации [5]. С августа 1974г. на предприятии, возглавляемом Генеральным конструктором, академиком Н.Д.Кузнецовым, начались опытно-конструкторские работы по отработке ГТД НК-144 на водородном топливе, и уже в конце 1975г. были проведены первые стендовые испытания двигателя НК-144 с использованием газообразного водорода. После модернизации стендов, ранее используемых для испытаний жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) НК-15 и НК-33, на предприятии значительно расширился фронт работ по авиационной криогенной тематике. Первое стендовое испытание двигателя НК-144 с использованием турбонасосной системы подачи ЖВ в основную камеру сгорания (КС) было осуществлено 24 сентября 1976г. В качестве агрегата подачи ЖВ применили турбонасосный агрегат (ТНА) кислородо-водородного ЖРД КВД-1, созданный в КБ Главного конструктора А.М.Исаева. В заимствованном ТНА была изменена конструкция турбопривода. Конструкторы предприятия создали автономный турбинный узел, в котором рабочее колесо (РК) и сопловой аппарат использовали от пиротурбины ЖРД НК-19, при этом на турбину подавали сжатый воздух из рампы баллонов, а для передачи крутящего момента ротор турбины соединили рессорой с ротором 2-х ступенчатого водородного насоса. Подшипники ротора турбины охлаждались и смазывались маслом, подаваемым от стендовой маслосистемы. Перед подачей на форсунки КС двигателя жидкий водород после насоса газифицировался в стендовом паровом теплообменнике. Эти решения впоследствии были использованы при проектировании системы подачи ЖВ двигателя НК-88. В период 1976...80гг. были проведены многочисленные и во многом уникальные стендовые испытания двигателя НК-144, результаты которых послужили базой для создания новых ГТД, использующих криогенные топлива.

В 1980г. предприятие приступило к созданию двухтопливного ГТД НК-88, работающего как на альтернативном топливе, так и на керосине. За базовый был выбран серийный двухконтурный ГТД НК-8-2У с тягой на взлетном режиме  $R = 103 \text{ кН}$  (10,5 тс). Применение в качестве топлива ЖВ по замыслу не должно было менять конструктивно-силовую схему двигателя и его газоздушный тракт. При разработке двигателя была сохранена керосиновая система топливопитания и одновременно создана новая система подачи криогенного топлива. Особенности теплофизических свойств ЖВ, в частности, его взрыво-пожароопасность [6], определили принципы компоновки криогенной системы двигателя:

–криогенные агрегаты должны располагаться на верхней части оболочки

- наружного контура двигателя в специальном отсеке-контейнере с системой продувки воздухом и инертным газом (гелием);
- основные криогенные агрегаты и участки трубопроводов должны теплоизолироваться;
- в конструкции криогенных агрегатов и трубопроводов должно быть минимальное количество разъемных соединений.

Подробные сведения о проектировании криогенного ГТД НК-88 изложены в [7]. Основными проблемными вопросами при создании криогенной системы топливоподачи двигателя являлись:

- выбор типа насоса и его привода, обеспечивающих подачу криогенного топлива в широком диапазоне расходов;
- обеспечение работоспособности насоса при низком располагаемом давлении ЖВ на входе на нерасчетных режимах работы (при глубоком дросселировании);
- обеспечение динамической устойчивости системы «насос-сеть» во всем потребном диапазоне расходов;
- обеспечение ресурса ТНА не менее 100 часов.

В ходе проработок конструктивных вариантов криогенных систем двигателя НК-88 был проведен тщательный системный анализ по выбору принципиальной пневмогидравлической и конструктивно-компоновочной схемы системы топливопитания, типа качающего узла (насоса), его привода и способа регулирования подачи топлива в широком диапазоне расходов. Результаты этого анализа показали, что наиболее приемлемой, с точки зрения аэрогидродинамических характеристик, надежности, ресурса, общих габаритов и массы, для подробной дальнейшей проработки является “открытая” схема топливоподачи (рис. 1) с высокооборотным шнекоцентрибразным насосом, приводимым во вращение воздушной турбиной.

Доводка и отработка криогенного двигателя НК-88 началась в 1981 г. В ходе её осуществления, перечисленные выше и другие проблемы (материаловедение, прочность, термо-гидродинамика, теплообмен, регулирование и ряд других), в основном, были решены. Криогенный ГТД НК-88 был установлен на самолёте ТУ-155, созданном в АНТК им. А.Н.Туполева. Первый полёт ТУ-155 состоялся 15 апреля 1988 г.

Последующие затем лётно-конструкторские испытания (ЛКИ) самолёта ТУ-155 подтвердили правильность и жизнеспособность выбранных конструкторских решений по криогенной системе двигателя, что открыло блестящую перспективу в создании водородных двигателей для целевых самолётов различного класса и назначения [5], [8].

Стендовая отработка и лётные испытания двигателя НК-88 показали также, что основные проблемные вопросы, связанные с созданием криогенных авиадвигателей, определены и по ним имеются рациональные тех-

нические решения. Это означало, что этап создания демонстрационных экспериментальных двигателей и самолётов завершен и реально возможен переход к этапу создания двигателей и самолётов целевого назначения.

Необходимо отметить, что в СССР в 80-х годах активно набирала темп водородная энергетика [9]. В АНТК им. А.Н. Туполева разрабатывались проекты перспективных самолётов, использующих в качестве топлива ЖВ, успешно начались ЛКИ ракетно-космического комплекса “Энергия – Буран” [10], однако политическая катастрофа 1991 года и последующие “преобразования” экономики нашей страны привели к стагнации криогенной отрасли промышленности, а производство ЖВ сократилось до уровня, унижающего великую научно-техническую державу. Между тем, в странах Западной Европы, США и Канаде водородная энергетика давно существует де-факто, а объём производства ЖВ составляет десятки тысяч тонн для самых различных сфер применения. Данные последних прогнозов о запасах и пределах производства энергии на земле утверждают, что к концу 21 века почти всё органическое топливо, во всяком случае, нефть и газ, будет исчерпано [11]. В этой связи, пророчески звучит вывод академика В.А. Легасова: “...наиболее перспективной представляется энергетическая система, гармонично построенная на двух энергоносителях – электричестве (незаменимом для процесса передачи информации и управления) и водороде (наиболее удобном для использования в транспортных целях, в химической промышленности и металлургии). Её привлекательность определяется не только сегодняшними экономическими прогнозами, но и наибольшим приближением к биосистеме планеты, в эволюции которой роль водорода непрерывно способствовала усложнению и организации биоматерии”. Предсказать сроки осуществления такого научного заключения сложно, однако, по-видимому, переход авиационного транспорта на использование ЖВ практически неизбежен, правда, через этап использования СПГ [5]. Россия как мировой лидер в криогенной авиации имеет много замечательных технологий и “ноу-хау”, с помощью которых можно быстро осуществить переход с керосина на криогенные топлива, равно как и нарастить выпуск в промышленных масштабах как СПГ, так и ЖВ [12], [13].

Разработка криогенных ГТД для перспективных самолётов потребует серьёзной проработки стратегии их создания. Несомненно, что новые двигатели длительный период будут проектироваться как двухтопливные (керосин + ЖВ). Эту концепцию впервые выдвинул и обосновал академик Н.Д. Кузнецов [14], что позволяет утверждать о сосуществовании в иерархии систем двигателя керосиновой топливной системы, как традиционной и хорошо изученной, и новой криогенной системы топливопитания (КСТ). Обращаясь к справочным данным о современных авиадвигателях, можно сделать вывод, что их КСТ будут весьма сильно различаться по энергетиче-

ским параметрам, что обуславливается в первую очередь широким диапазоном тяг (мощностей), давлением в КС и удельным расходом топлива  $C_R$ . Это, однако, не означает, что для каждого нового ГТД или модификации необходимо создавать новую КСТ, поэтому неизбежно должна возникнуть проблема унификации КСТ и разработка, в этой связи, оптимального ряда её типоразмеров. В статье этот вопрос рассматривается с общих позиций, и его решение можно рассматривать как первую версию в данной проблематике.

В настоящее время в мире реально существует лишь один авиадвигатель, работающий на альтернативных топливах ЖВ и СПГ, а именно, – ГТД НК-88 [7]; пневмогидравлическая схема его КСТ представлена на рис.1. В двигатель 1 ЖВ поступает из бака самолёта в топливный насос ТНА 4, а затем – в теплообменник (ТО) 6, где топливо газифицируется и подаётся в коллектор 8 КС. Рабочим телом турбины ТНА 4 служит воздух, отводимый после компрессора двигателя по магистрали 2. Регулирование режима работы двигателя осуществляется путём изменения частоты вращения ротора турбонасоса 4 с помощью управляемой заслонки 3, а, следовательно, и расхода ЖВ. Потребная степень глубокого дросселирования топливного насоса при таком способе регулирования объёмного расхода  $Q$ , т.е., отношение  $K_D = Q_{max} / Q_{min} \geq 10$  реально достижима. Обычно режиму с  $Q = Q_{max}$  соответствует взлётный (взл) режим работы двигателя, режиму с  $Q = Q_{min}$  – режим “малого газа” (мг).

При проектировании КСТ двигателя НК-88 многие технические решения были с пользой заимствованы из смежной, по сути, области создания турбонасосных систем подачи криогенных ЖРД и развиты с учетом специфики работы авиадвигателя, в частности, при разработке ТНА, служащего, с одной стороны, для подачи криогенного топлива в КС, а, с другой – выполняющего роль исполнительного органа в системе автоматического регулирования двигателя. Следует подчеркнуть, что применение механического привода топливного насоса от вала двигателя требует существенного вмешательства в его конструкцию и, в зависимости от концепции системы смазки и охлаждения мультипликатора, сложность исполнения такого привода не оправдывает его кажущуюся простоту и компактность, а, кроме того, не обеспечивает достижения больших потребных величин  $K_D$ , характерных для большинства двигателей [15].

Основные параметры топливного насоса двигателя НК-88 приведены в табл. 1. Мощность турбины ТНА 4 весьма мала и составляет  $\approx 0,006$  от мощности турбокомпрессора двигателя, что будет характерно и для других ГТД, использующих подобную схему КСТ. Кроме этого, турбина ТНА имеет потенциал для форсирования мощности.

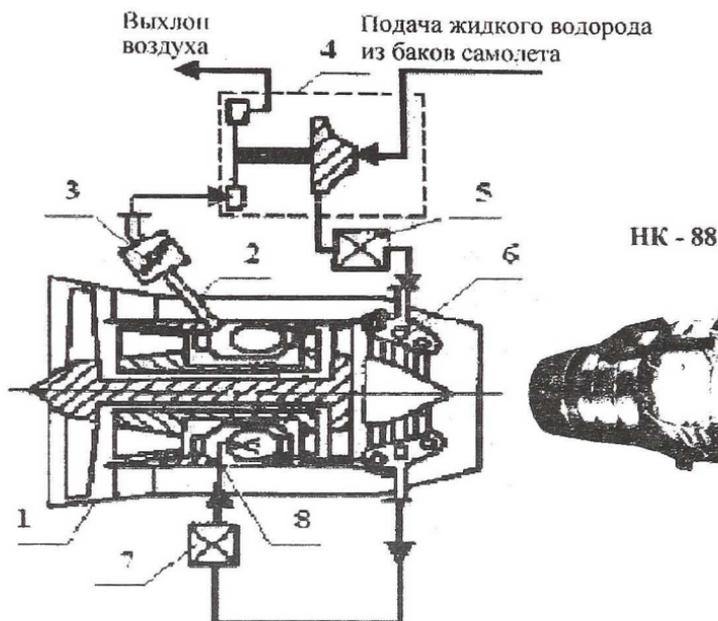


Рис. 1. Принципиальная схема системы топливопитания криогенного ГТД: 1 – двигатель; 2 – магистраль отбора воздуха от компрессора; 3 – управляемая заслонка; 4 – турбонасосный агрегат; 5 – управляемый дроссель; 6 –газификатор; 7 – отсечной клапан; 8 – топливный коллектор

Таблица 1

Параметры топливного насоса двигателя НК-88 на расчётном режиме

ПАРАМЕТР	ТОПЛИВО	
	СПГ	Жидкий водород
Температура на входе $T_{вх}$ , К	124	23,5
Давление на входе $P_{вх}$ , МПа	0,294	0,294
Плотность $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	406	66,7
Давление насыщенного пара $P_s$ , МПа	0,25	0,238
Массовый расход $m$ кг/с	1,367	0,607
Повышение давления $\Delta P_n$ , МПа	3,629	3,629
Напор $H$ , КДж/кг	8,94	54,42
Частота вращения ротора $n$ , об/мин	19134	50 000
Коэффициент быстроходности ступени $n_s$	41,0	45,5
Наружный диаметр РК $D_2$ м	0,0875	0,0875
Высота лопатки РК на выходе $b_2$ , м	0,0025...0,003	0,0025...0,003
КПД ступени	0,467	0,523
Мощность насоса $N$ , кВт (л.с.)	26,2 (35,6)	63,2 (85,8)

Оценим возможность унификации КСТ (многоприменимость малого количества типоразмеров для большого массива ГТД), подобной по структуре системе, разработанной для двигателя НК-88, при этом проанализируем эту возможность для топливного насоса; вопрос унификации турбопривода в данной постановке проблемы вторичен и решается проще. Решение такой задачи возможно при использовании трёх видов критериев [16]: 1) технико-экономических, когда оптимальность вариантов технических решений определяется по максимальному эффекту или минимальным затратам, выраженным в стоимостных показателях; 2) технических, когда ставится задача получения экстремальных значений каких-либо технических показателей (максимума к.п.д., минимума давления на входе в насос и его массы и др.), измеренных в натуральном выражении, без непосредственного рассмотрения затрат; 3) целевых, когда с помощью органолептических методов (балльно-индексной оценки, расчёта коэффициента значимости, полезности и т. п.) отыскивается максимум соответствия (или минимум отклонения) параметров определенным заданным условиям и режимам работы изделия. Корректное решение в полной мере можно осуществить с использованием многокритериального подхода при различных комбинациях критериев. Для лопастных насосов динамического типа [17] можно использовать группу критериев 1) или 2). Применительно к задаче унификации топливных насосов КСТ в первую очередь следует использовать как логический критерий “совместимость всех режимных точек группы двигателей с рабочим полем насоса данного типоразмера в координатах его напорной характеристики  $\Delta P_n = f(Q, \text{при } n = \text{var})$  с учётом рационального форсирования или дросселирования параметров, соответствующих расчётному режиму”. В такой упрощенной постановке задачи унификации КСТ её решение сводится к достаточно простому алгоритму.

С целью осуществления численного решения такой задачи была разработана база данных параметров авиадвигателей (БД ГТД), информационной основой для которой послужили данные, опубликованные в справочнике AW&ST [18]. Объём выборки в БД ГТД составил более 700 двигателей различного класса тяг, используемых на широком спектре летательных аппаратов. Технологические возможности БД позволяли осуществлять поиск и отбор двигателей по заданной совокупности запросов о параметрах двигателей в числовом и текстовом форматах. Для анализа параметров КСТ были отобраны семейства двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) известных корпораций – General Electric и CFM International (всего 47 двигателей); в табл. 2 представлены параметры некоторых из них. Характерной особенностью отобранного семейства ТРДД является использование в них единого газогенератора (3-4 типоразмера) и применение их для большого количества двигателей различных тяг и назначений, что, по сути,

## Параметры ТРДД

Таблица

СТРАНА	ФИРМА	ДВИГАТЕЛЬ	Тип	Число ступеней компрессора	Максимальная тяга (кН), на взл. режиме $M=0, H=0$	Удельный расход топлива [кг/(кгс <sup>2</sup> ·час)]	Степень сжатия в компрессоре	Применение
USA	General Electric Co., GE Aircraft Engines <i>Evidale, Ohio</i>	CF6-45E2	ТРДД	4+14	206,91	0,35	26,30	Boeing 747
USA	General Electric Co., GE Aircraft Engines <i>Evidale, Ohio</i>	CF6-50C	ТРДД	4+14	226,94	0,39	29,30	McDon DC-10-30; A300B
USA	General Electric Co., GE Aircraft Engines <i>Evidale, Ohio</i>	CF6-80C2A1	ТРДД	5+14	262,53	0,33	30,40	Airbus A300-600
USA	General Electric Co., GE Aircraft Engines <i>Evidale, Ohio</i>	CF6-80C2A2	ТРДД	5+14	238,06	0,32	27,80	Airbus A310-300, A310-200 ADV
USA	General Electric Co., GE Aircraft Engines <i>Evidale, Ohio</i>	CF6-80C2D1F	ТРДД	5+14	273,66	0,32	31,80	McD/D MD-11
USA	General Electric Co., GE Aircraft Engines <i>Evidale, Ohio</i>	CF6-80E1A1	ТРДД	6+14	291,46	0,32	31,80	Airbus A330
USA	General Electric Co., GE Aircraft Engines <i>Lynn, Mass</i>	TP34-GE-400A	ТРДД	1F+14C	41,27	0,36	21,00	Lockheed 5-3A
USA	General Electric Co., GE Aircraft Engines <i>Lynn, Mass</i>	CF34-3A	ТРДД	1F+14C	41,03	0,36	21,00	Canadair CL-601
USA	General Electric Co., GE Aircraft Engines <i>Lynn, Mass</i>	CF700-2D-2	ТРДД	1F+8C	20,02	0,65	6,80	Kalcan D.E.F. K1 Sukhoi Su-76A
USA	General Electric Co., GE Aircraft Engines <i>Lynn, Mass</i>	F404-GE-400	ТРДД	3F+7C	71,20	1,85	25,00	McD/D F/A-18; Stein. X-29A, Kathel, Kockweh N/WBVV X-31A
USA	General Electric Co., GE Aircraft Engines <i>Lynn, Mass</i>	F404-GE-400D	ТРДД	3F+7C	48,06	0,80	25,00	Steinman A-6F
USA	General Electric, Snecma (СЭМ Интер)	CFM56-2C1	ТРДД	1+3+9	97,89	0,36	24,70	DC-8 Super 71, 72, 73
USA	General Electric, Snecma (СЭМ Интер)	CFM56-5A1	ТРДД	1+3+9	111,24	0,32	20,50	Airbus A320
USA	General Electric, Snecma (СЭМ Интер)	CFM56-6C-2	ТРДД	1+4+9	138,83	0,33	31,45	Airbus A340

является реальным внедрением принципа унификации [19]. Общая картина, отражающая уровень тяг  $R$  отобранных ТРДД на максимальном (взлётном) режиме показана на рис. 2, а величины степени сжатия газа в компрессоре  $\pi_k = f(R)$  – на рис. 3. Оценку облика топливных насосов для этих двигателей для случая подачи в КС ЖВ рационально выполнить, используя критерий геометрического подобия  $n_s = \omega^4 \cdot Q^2 / H^3$  или коэффициент быстроходности ступени насоса  $n_s = 3,65 \cdot n \cdot Q^{0,5} / H^{0,75}$ , где  $\omega = \pi \cdot n / 30$ ;  $Q$  – объёмный расход;  $H$  – напор ступени насоса, равный  $H_{cm} = \Delta P_n / (\rho Z_{cm})$ .

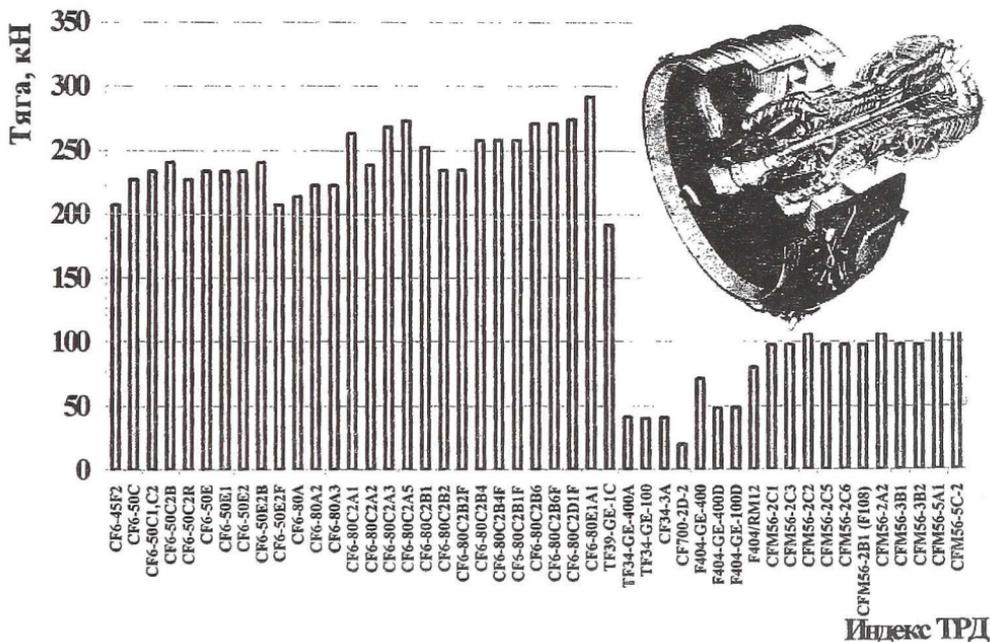


Рис. 2. Тяга ТРДД фирм General Electric и CFM Inter на взлётном режиме

На расчётном режиме работы топливного насоса  $Q = Q_p = m_{взл} / \rho$ ,

где  $m_{взл}$  – массовый расход ЖВ в двигатель на взлётном режиме. В свою очередь,  $m_{взл} = (m_{взл})_{кер} \cdot (H_u)_{кер} / (H_u)_{жв}$ , где  $(H_u)_{кер} / (H_u)_{жв}$  – отношение низших теплотворных способностей керосина и ЖВ. Повышение давления  $\Delta P_n$  в топливном насосе для ТРДД из анализируемого семейства будет зависеть от величины давления  $P_k$  в КС, которое на расчётном режиме

численно равно  $\pi_k$ , и от величины суммарных гидравлических потерь  $(\Delta P_{\text{пот}})_{\text{сум}} = \Delta P_c + \Delta P_{\text{то}}$  в магистрали от выходного сечения насоса до входа в КС, см. рис. 1. Здесь  $\Delta P_2$  – гидравлические потери,  $\Delta P_{\text{то}}$  – потери в теплообменнике-газификаторе. Для целей проводимого анализа можно с достаточной степенью достоверности моделировать данные о  $\Delta P_2$ , полученные в ходе отработки двигателя НК-88 [7], заложив при этом в алгоритм равенство скоростей компонента  $C$ , числа калибров  $l/d$  в трубопроводной сети и чисел Рейнольдса. Что касается величины  $\Delta P_{\text{то}}$ , то её доля от величины  $(\Delta P_{\text{пот}})_{\text{сум}}$  составляет  $\approx 10..12\%$ , поэтому также можно принять допущение о равенстве этой категории потерь [20] для анализируемых ТРДД величине  $\Delta P_{\text{то}}$ , характерной для двигателя НК-88. Тогда будем иметь  $(\Delta P_n)_i = (P_k)_i + [(\Delta P_{\text{пот}})_{\text{сум}}]_{\text{НК-88}}$ , где  $i$  – индекс произвольного двигателя из отобранной совокупности.

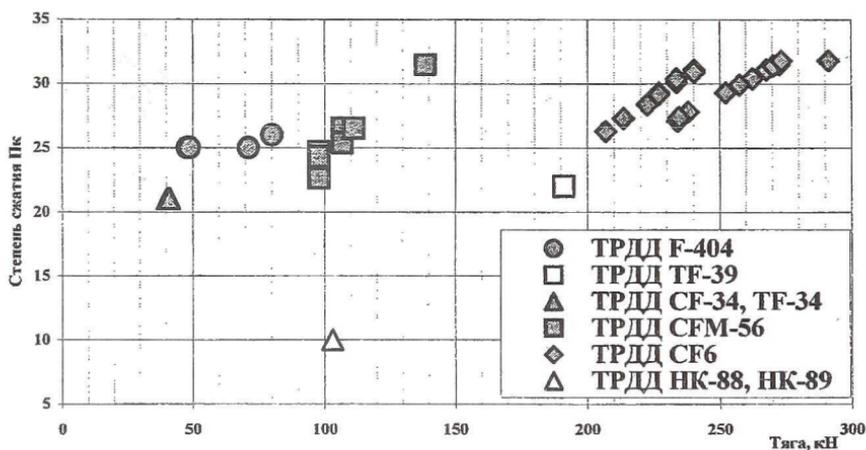
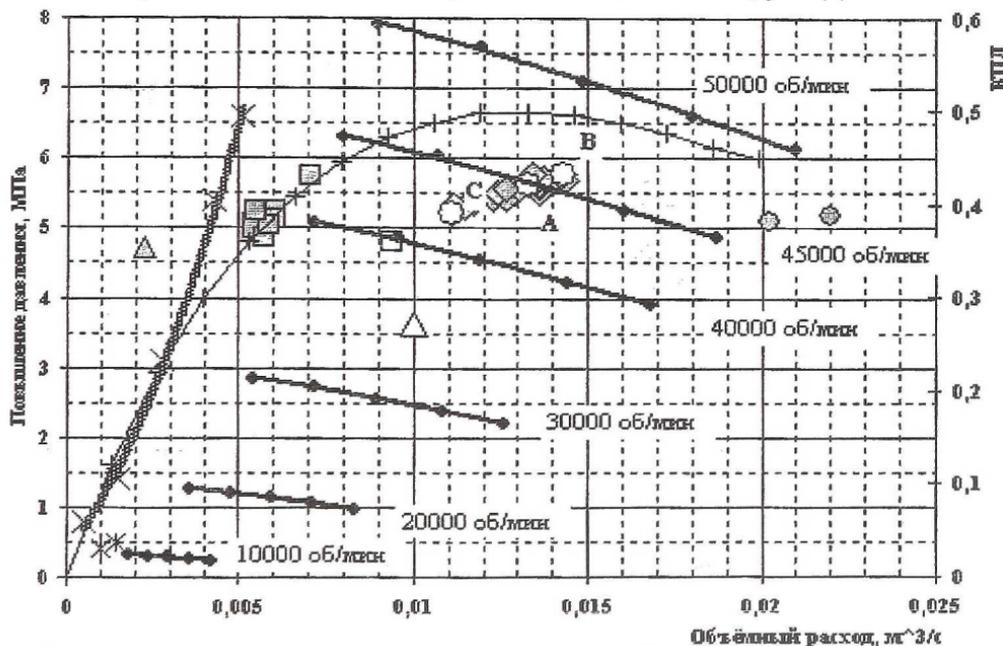


Рис. 3. Достигнутые степени сжатия газа в компрессорах ТРДД на взлётном режиме

Чтобы оценить, при каких частотах вращения ротора  $n_i$  можно реализовать требуемые  $(Q_p)_i$  и  $(\Delta P_n)_i$ , необходимо назначить приемлемую величину  $n_s$  для искомым рядов топливных насосов. Приняв рекомендации [21] о нежелательности иметь  $n_s \leq 35$ , будем иметь  $n_i = 35 \cdot (H_{\text{см}})^{0,75} / (3,65 \cdot \sqrt{Q})$ . При этом получим и приемлемые  $knd$  ступени насоса, и высоту лопатки  $b_2 = \omega \cdot Q \cdot \eta_z / (tg \alpha_2 \cdot H_{\text{см}} \cdot \eta_o)$  на периферии РК, что упростит технологический процесс его изготовления (здесь  $\alpha_2$  – угол выхода потока из РК в абсолютном движении;  $\eta_z, \eta_o$  – гидравлический и объёмный  $knd$  РК, соответственно).

По описанному алгоритму и вышеизложенной логике были проведены расчёты необходимых для дальнейшего анализа параметров топливных насосов выбранных из БД двигателей для расчётного (взлётного) режима. В расчётах полагалось  $Z_{ст} = 2$ ,  $\rho = 66 \text{ кг/м}^3$ ,  $(\Delta P_{пот})_{сум} = 2,94 \text{ Мпа}$  ( $30 \text{ кгс/см}^2$ ),  $\kappa \eta = 0,5$ . Выбор 2-х ступенчатой конструкции для топливного насоса обусловлен стремлением иметь меньшие  $n_i$  для достижения потребной величины  $(\Delta P)_{нi}$ , с одной стороны, и сполна использовать свойство такого насоса по обеспечению  $K_D \geq 10$  [22], – с другой. На рис. 4 представлены данные о потребных величинах  $\Delta P_n$  для отобранных семейств ТРДД, по которым можно судить, что для двигателей серий CF6 и CFM56 параметр  $\Delta P_n$  достаточно кучно группируется в узком диапазоне расчётных расходов  $Q_p$ ; в тоже время эти группы значительно отличаются по параметру  $\Delta P_n$ , характерному для двигателя НК-88. Последнее объясняется небольшой, по сравнению с современными двигателями, величиной давления  $P_k$  у ГТД НК-88.



⊙ ТРДД F-404	◆ ТРДД CF6	⋈ Режим "малого газа"
□ ТРДД TF-39	△ ТРДД НК-88	○ Расч. режим топл. насосов дв. CF6
△ ТРДД CF-34, TF-34	◆ Базовый насос: n=10000...50000 об/мин	— КПД баз. насоса
▣ ТРДД CFM56	× Граница срыва	

Рис. 4. Потребные повышения давления ЖВ в топливном насосе

На рис. 5 представлены зависимости  $n$ ,  $H/n^2 = f(Q/n)$  для этих же двигателей. По ним можно сделать вывод о том, что внутри семейств ТРДД CF6 (28 двигателей) и CFM56 (11 двигателей) топливные насосы достаточно близки по таким параметрам как частота вращения ротора  $n$  и относительный напор  $H/n^2$  в потребном диапазоне расчётных относительных расходов  $Q/n$ . Диапазон мощности  $N$  топливных насосов для указанных семейств ТРДД следующий: 1) CF6 –  $N=116...165\text{КВт}$ ; 2) CFM56 –  $N=54...81\text{КВт}$ . По приведенным данным видно, что, рационально выбирая расчётный режим базового ТНА для данного семейства ТРДД, имеется возможность покрытия потребности КСТ по напору насоса и мощности приводной турбины на взлётном режиме для всех двигателей внутри выбранного семейства. Покажем это на примере семейства двигателей CF6.

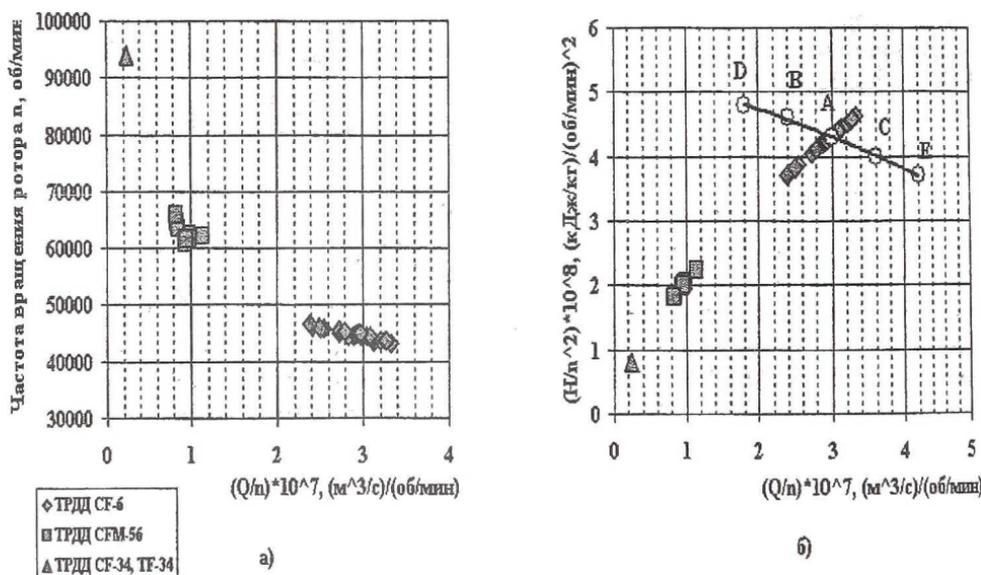


Рис. 5. Потребные частоты вращения ротора топливного насоса (а) и относительный напор (б) на расчетном режиме для семейств ТРДД

Выберем за базовый (модельный) топливный насос двигателя CF6-50C1,C2 с параметрами на расчётном режиме  $n = 44591\text{об/мин}$ ,  $Q_p = 0,013261\text{м}^3/\text{с}$ ,  $H = 85,31\text{КДж/кг}$ ,  $N = 149,4\text{КВт}$ ,  $D_2 \approx 0,122\text{м}$ ,  $b_2 \approx 0,0038\text{м}$ , см. точка А рис. 5,б. Напорная характеристика этого насоса в координатах относительного расхода  $Q/n$  и напора  $H/n^2$  изображена кривой DE. Изменяя частоту вращения ротора  $n$  базового насоса, можно обеспечить расчётный режим работы и для других двигателей этого семейства. Такая возможность органически присуща именно КСТ с турбоприводом,

см. рис. 1; в случае механического привода топливного насоса от вала двигателя такая полезная альтернатива практически отсутствует.

Наиболее наглядно многоприменимость базового (б) насоса для всего семейства ТРДД CF6 иллюстрируется рис. 4, на который дополнительно нанесены зависимости  $\Delta P_H = f(Q)$ , при  $n = 10000 \dots 50000$  об/мин, полученные пересчётом с напорной характеристики DE, см. рис. 5б. Расчётный режим базового насоса при  $n \approx 45000$  об/мин отмечен точкой А, а расчётные режимы двигателей этого же семейства с максимальным и минимальным расходами  $Q_p = Q_{взл}$  – точками В и С, соответственно. На рис. 4 изображена также предполагаемая граница срыва базового насоса, возникновение которой обусловлено развитием кавитации при постоянном давлении на входе  $P_{вх} \approx const$  на режимах дросселирования [23]. На таких режимах эксплуатации самореализуются условия для кавитационного срыва, обусловленные усилением теплоотдачи от “горячих” утечек, отводимых из уплотнений проточной части насоса в область всасывания, к относительно холодному основному потоку. Указанная причинно-следственная связь, приводящая в итоге к кавитационному срыву многорежимного насоса, особо зримо проявляется в случае подачи криогенных жидкостей (водород, кислород, метан и ряд других). Если подобные режимы являются потребными в эксплуатации, то защитить от срывов основной топливный насос возможно, рационально выбрав способ регулирования расхода в потребном диапазоне расходов (от  $Q_{взл}$  до  $Q_{мг}$ ) или, применив комплекс эффективных мер: таких, как перепуск части расхода компонента на 2-ой ступени насоса [24] или постановка преднасоса. В нашем случае регулирование расхода ЖВ в базовом насосе при потребной степени дросселирования  $K_D \approx 10$  осуществляется путём изменения частоты вращения ротора ТНА в совокупности с частичным дросселированием. Такой способ регулирования расхода, а, следовательно, и режима работы двигателя, позволяет осуществить КСТ, изображённая на рис. 1, которая отработана до высокой степени надёжности на двигателе НК-88.

Базовый насос, спроектированный для двигателя CF6-50C1, C2 (см. точку А на рис. 4) при указанном выше способе регулирования покрывает потребности всех двигателей семейства ТРДД CF6. Например, для двигателя CF6-80E1A1 с максимальным расходом ЖВ на взлётном режиме  $Q = 0,0143 \text{ м}^3/\text{с}$  необходимо форсировать мощность ТНА до  $N = 165,13 \text{ кВт}$ , увеличив частоту вращения ротора базового насоса до  $n = n_0 (N / N_0)^{0,333} \approx 46527 \text{ об/мин}$ , см. точку В на рис. 4. Для двигателя CF6-45F2 с минимальным расходом ЖВ на взлётном режиме  $Q = 0,0111 \text{ м}^3/\text{с}$  мощность этого же ТНА необходимо понизить до  $N = 116,2 \text{ кВт}$ , уменьшив частоту вращения ротора базового насоса до

$n = n_6 (N / N_6)^{0,333} \approx 41384 \text{ об / мин}$ , см. точку С на том же рисунке.

Форсирование мощности турбины базового ТНА возможно, так как при её проектировании конструктор, памятуя о принципе унификации КСТ, заранее закладывает резерв, который заключается, например, в обеспечении переменной степени парциальности соплового аппарата турбины, но главным резервом является большой энергетический потенциал компрессора рассматриваемого семейства двигателей в обеспечении умеренной степени форсирования турбопривода базового насоса. Для случая понижения мощности базового ТНА не следует ожидать ни энергетических, ни конструкторских проблем. Единственным недостатком унифицированного ТНА в этом случае будет его некоторая переразмеренность по массе, однако, высокооборотная турбомашина, каковой является ТНА, как правило, изначально имеет весьма малую массу. Например, для двигателя НК-88 масса ТНА составляет  $\approx 1,1 \dots 1,3\%$  от массы двигателя, поэтому этот недостаток для решаемой проблемы не критичен.

Эксплуатация базового насоса на других двигателях семейства CF6 изменит *кнд* топливного насоса на расчётном режиме (сравните *кнд* базового насоса на режимах, отмеченных точками А, В и С на рис. 4). Однако это изменение не столь значительно и зависит как от первоначального уровня *кнд* базового насоса, так и от крутизны зависимости  $knd = f(Q/n, n)$ . У конструктора также имеется возможность компенсировать падение *кнд* базового насоса, выполнив РК с изменёнными размерами гидравлического тракта, оставив без существенных изменений корпус насоса как наиболее трудоёмкую и дорогостоящую деталь. С этой целью по известным соотношениям можно скорректировать высоты лопаток РК и его наружный диаметр: например, используя формулы подобия  $(Q/Q_m) = \chi^3 (n/n_m)$ ,  $(H/H_m) = \chi^2 (n/n_m)^2$  и др., здесь  $\chi = l/l_m$  – отношение любых геометрических размеров натуре и модели (м) [25]. Такой приём проектирования КСТ использовался в проработках перспективных криогенных ГТД, для которых базовым турбонасосом служил топливный насос двигателя НК-88. Как видно из рис. 4, базовый турбонасос, выполненный для семейства ТРДД CF6, с определёнными оговорками может покрыть и потребности двигателя TF-39, чего нельзя сказать о его использовании для семейства ТРДД CFM56: велико отличие ( $\approx$  в 2,5 раза) их расчётных режимов по расходу ЖВ от расчётного режима базового насоса для двигателей семейства CF6.

Из сказанного выше следует, что имеется реальная возможность унификации КСТ в её турбонасосной части для семейства ТРДД CF6. Аналогичные выводы можно распространить на случай выбора базового топ-

ливного насоса для семейства ТРДД CFM56, а также на любую другую выборку современных авиадвигателей.

Важнейшей особенностью топливного насоса в системе КСТ для криогенного ГТД является его многорежимность [15], характеризующая параметром  $K_D$ . В этой связи, при выборе базового насоса следует проверять его работоспособность на режимах глубокого дросселирования. Как показал опыт доводки КСТ двигателя НК-88, в области режимов, для которых  $(Q/n) \ll (Q/n)_p$ , возникают интенсивные кавитационные явления, сопровождаемые не только усилением колебательных процессов в топливных магистралях, но и потерей устойчивости всей системы топливопитания. Поэтому при разработке унифицированной КСТ необходимо предусмотреть внедрение ряда мероприятий, блокирующих упомянутые процессы [26], [27]. Кроме этого для базовых турбонасосов унифицированных КСТ необходимо оценить ограничения: на режиме  $H_{\max}, n_{\max}$  - по кавитации на входе в насос, мощности турбины, прочности корпуса, дисков РК насоса и турбины, прочности вала, опор ротора, их долговечность, запас по отношению к критическим частотам вращения ротора, работоспособность концевых уплотнений насоса и турбины; на режиме  $H_{\min}, n_{\min}$  - по допустимому снижению к.п.д. турбины; на режиме  $Q_{\max}$  - по кавитации на входе в насос и в “горле” спирального отвода; на режиме  $Q_{\min}$  - по “тепловой” кавитации на входе в насос, по допустимому снижению к.п.д. насоса, по статической и динамической устойчивости системы подачи в целом. Поэтому задача прогнозирования и назначения оптимальных рядов турбонасосов КСТ для криогенных ГТД является многокритериальной и весьма сложной. Однако, при успешном её решении, на заводе-изготовителе создаются предпосылки для увеличения серийности производства, сокращения затрат на освоение производства новых турбонасосов, снижения себестоимости продукции и в итоге – значительный стоимостной выигрыш.

Дальнейшая разработка методологии и реально исполнимых в инженерной практике способов и алгоритмов решения проблемы унификации и прогнозирования оптимальных рядов турбонасосных систем питания для криогенных ГТД актуальна не только в узком аспекте, но и как научно-практическая работа, способная стимулировать разработку надёжных и долговечных опор для криогенных компонентов (магнитный подвес ротора, лепестковые подшипники) и уплотнений – магнитный затвор, торцевые со спиральными канавками, т.е. тех элементов турбомашин, которые и определяют в конечном итоге надёжность и ресурс авиадвигателей.

## Список литературы

1. Small W.J., Fetterman D.E., Booner T.F., Jr. Alternate fuels for transportation. Part 1. Hydrogen for aircraft. – Mechanical Engineering, vol. 96, № 5, 1974. – p.p. 18-24
2. Weiss S. Hydrogen-fueled aircraft: what's between research and reality? – Cryogenics and industrial gases. Nov./Dec., 1974. – p.p.13-19
3. Yaffe M.L. Methane studied as fuel for SST. – Aviation Week & Space Technology, vol. 91, № 15, 1969. – p.p. 15, 50, 55
4. Green E.A., Turner A.W. Maintenance Tomorrow and the Day After. – Aircraft Engineering, vol. 53, numb. 4, April, 1981. – p.p.5-15
5. Андреев В.А., Борисов В.Б., Климов В.Т., Малышев В.В., Орлов В.Н. Внимание: газы. Криогенное топливо для авиации. – М: Московский рабочий, 2001. – 224с.
6. Жидкий водород. Сб-к переводов. Под ред. проф. М.П.Малкова. – М.: Мир, 1964. – 416с.
7. Орлов В.Н., Харламов В.В. Опыт работ по созданию двигателя для первого в мире криогенного самолета. Материалы III научно-технической конференции “Применение криогенных топлив в перспективных летательных аппаратах”.– М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 1996. – с.40-44
8. Fulton K. Kuznetsov: Russia's Big Engine Specialist. – Air International. Febr., 1994. – p.p.105-110
9. Легасов В.А. Водородная энергетика. – Природа, №3, 1977. – с.3-17
10. Губанов Б.И. Триумф и трагедия “Энергии”, том 3. – Нижн. Новгород: Инст-т эконом. развития, 1998. – 432с.
11. Гуртовцев А.Л. Запасы и пределы производства энергии на земле. – Промышленная энергетика, №11, 2002. – с.44-45
12. Ротинян М.А., Бебелин И.Н., Прохоров Н.С. Некоторые проблемы производства и применения криотоплив. Материалы V научно-технической конференции “Применение криогенных топлив в перспективных летательных аппаратах”.– М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 2000. – с.65-67
13. Малышенко С.П. Перспективы развития производства и потребления жидкого водорода. Материалы V научно-технической конференции “Применение криогенных топлив в перспективных летательных аппаратах”.– М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 2000. – с.83-87
14. Кузнецов Н.Д. Использование водорода в качестве топлива в авиации. Атомно-водородная энергетика и технология. Сб-к научн. тр., вып. 3. – М.: Энергоатомиздат, 1980. – с.33-41
15. Иванов А.И. Некоторые аспекты проектирования насосных систем подачи с многорежимными ЦБН. Проектирование и доводка авиационных

- ГТД. Сб-к научных трудов. – Куйбышев: КуАИ им. С.П. Королёва, 1985. – с. 125-135
16. Комаров Д.М. Основные положения проблемы оптимизации требований стандартов. Стандарты и качество, №5, 1973. – с.31-34
  17. Ярёмченко О.В. Классификация и безразмерные показатели динамических насосов. Обзорная информация “Насосостроение”, сер. ХМ-4.- М.: ЦНТИхимнефтемаш, 1976. – 63с.
  18. Aerospace Source Book. – Aviation Week & Space Technology, January 8, 1996. – 346p.
  19. Пономарёв Б.А. Настоящее и будущее авиационных двигателей. – М.: Воениздат, 1982. – 240с.
  20. Петров А.П. Гидродинамика прямоточного котла. – М.-Л.: Госэнергоиздат, 1960. – 168с.
  21. Пфлейдерер К. Лопаточные машины для жидкостей и газов. – М.: Машгиз, 1960. – 683с.
  22. Иванов А.И., Козьмин Ю.П., Косицын И.П., Куликов К.И. Способ регулирования системы подачи криогенного топлива. Автор. св-во №204651 с приоритетом от 24.02.1983г., зарегистрировано в Госреестре изобретений СССР 25 июня 1984г.
  23. Гуров В.И., Иванов А.И., Косицын И.П., Щербакова Е.В. Способ кавитационных испытаний лопастного насоса. Патент №2016238, с приоритетом от 30.05.1991г., зарегистрировано в Госреестре изобретений России 15.07.1994г.
  24. Иванов А.И., Куликов К.И., Орлов В.Н. Регулирование двухступенчатого центробежного насоса способом перепуска. Проектирование и доводка авиационных ГТД. Сб.-к научных трудов. – Куйбышев: КуАИ им. С.П.Королёва, 1984. – с.76-83
  25. Овсянников Б.В. Теория и расчёт насосов ЖРД. – М.: Оборонгиз, 1960. – 246с.
  26. Гуров В.И., Иванов А.И., Клепиков И.А. и др. Иностранные патенты и авторские свидетельства по способам и средствам устранения неблагоприятного влияния утечек жидкости на работу лопастного насоса. Обзор № 192. – М: ЦИАМ им. П.И.Баранова, 1984. – 59с.
  27. Иванов А.И. Оптимизация динамических свойств системы “насос-сеть” на стадии проектирования. Проектирование и доводка авиационных ГТД. Сб-к научных трудов. – Куйбышев: КуАИ им. С.П. Королёва, 1988. – с.40-48