

В. А. Григорьев

ЗНАЧЕНИЕ И РОЛЬ НОВЫХ ЗАКОНОМЕРНОСТЕЙ И НАУЧНЫХ ЗНАНИЙ В ПРОЦЕССЕ СОЗДАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГТД

Показана тесная взаимосвязь теоретических исследований в процессе создания научно-технического задела с начальным проектированием малоразмерных авиационных ГТД. *Теоретические закономерности; новые научные знания; малоразмерный ГТД; начальное проектирование*

В теории ВРД оценка эффективности авиационных ГТД проводится по таким показателям как: эффективный КПД (η_e), общий КПД (η_o), удельная тяга (удельная мощность), удельный расход топлива $C_{уд}$ (C_e , C_3), удельная масса.

Однако такой метод оценки не отвечает задаче начального проектирования авиационных ГТД, так как не позволяет оценить влияние указанных показателей на эффективность системы ЛА – ГТД.

Разработка математических моделей авиационных ГТД, которые связывают параметры рабочего процесса (π_k , T^*_G, \dots) с основными техническими данными (ОТД) двигателя ($M_{дв}$, N_e , $P_{дв}$, G_B и др.) и позволяют согласовывать характеристики СУ и ЛА по экономическим и летно-техническим показателям ЛА, а также формирование других современных методов начального проектирования, основанных на широком использовании компьютерной техники, предоставляют разработчику возможность оценивать эффективность проектов авиационных ГТД в соответствии с требованиями системного подхода по критериям эффективности ЛА. Начальное проектирование авиационного ГТД преследует цель не только уменьшить удельный расход топлива, например, C_e , массу двигателя $M_{дв}$ и увеличить эффективную удельную мощность $N_{e\ уд}$ (что само по себе, безусловно, важно), но и снизить взлетную массу ЛА, уменьшить стоимость жизненного цикла ЛА, повысить его производительность или отдачу по полезной нагрузке.

Работа по повышению эффективности авиационных ГТД ведется на всех этапах его жизненного цикла. Однако значимость тех или иных мероприятий и достигаемый при этом эффект на разных этапах имеет разную природу,

разные количественные эквиваленты, разные сроки достижения результата, наконец, разные материальные, энергетические и экономические затраты.

На этапах эксплуатации и серийного производства важную роль играют удешевление производства, рост ресурса двигателя, улучшение ремонтпригодности и обслуживаемости. На этапе опытной доводки – сокращение сроков доводки, уменьшение количества сборок, выполнение или перевыполнение требований технического задания.

На этапе проектирования ГТД важное значение приобретают проектные методы повышения его эффективности.

Для современных авиационных ГТД, которые относятся к категории малоразмерных, характерно: с одной стороны – разнообразие типов (ТРД, ТРДД, ТВД, ТВВД, ГТД СТ), сфер применения (БЛА, вертолеты, винтокрылые ЛА, самолеты, ЛА и т.п.), а с другой стороны – ограниченные возможности повышения эффективности за счет совершенствования рабочего процесса, так как повышению параметров π_k , T^*_G, \dots препятствует проблема КПД узлов из-за «уменьшения элементов проточной части». Даже небольшое улучшение выходных данных двигателя достигается значительными затратами материальных, энергетических и временных ресурсов.

Особенно сложные проблемы стоят на пути создания малоразмерных авиационных двигателей. Образцы МГТД даже с наиболее высокими параметрами цикла имеют удельный расход топлива $C_{уд}$ (C_e , C_3) на 20...25 %, а удельную массу $\gamma_{дв}$ на 45...50 % хуже, чем у лучших образцов полноразмерных ГТД. Значения степени повышения давления π_k у МГТД на 8...10 единиц, а температуры T^*_G на 50...500 К ниже, чем у лучших образцов полноразмерных двигателей. Определенную роль играет то обстоятельство,

что число наименований малоразмерных двигателей приближается к числу наименований полноразмерных, а количество выпускаемых МГТД соизмеримо и даже превышает в отдельные годы количество выпускаемых полноразмерных двигателей. Кроме того, имеет место относительно большее влияние ОТД малоразмерных ГТД на технико-экономические критерии эффективности ЛА, чем у полноразмерных ГТД.

На этапе начального проектирования малоразмерного ГТД (МГТД) возможна реализация двух стратегий:

- двигатель проектируется, т. е. определяются его техническая концепция и основные (обликовые) параметры под выполнения требований ТЗ, которое формируется разработчиками ЛА;
- двигатель проектируется для предполагаемого ЛА (его прототипа).

Хотя внешне вторая стратегия может выглядеть как отход от принципа декомпозиции. Но, принимая во внимание специфику разработки ГТД, которая заключается в том, что сроки его создания больше срока создания соответствующего ЛА на 3...5 лет, следует признать последнюю стратегию наиболее реалистичной.

Двигатель является частью сложной системы – ЛА, его эффективность оценивается по критериям эффективности ЛА. А «предполагаемость» ЛА просто определяют несколько иную детализацию его математической модели.

Уникальные результаты научно-технического прогресса авиадвигателей в сравнении с общим машиностроением характеризуется наивысшими уровнями основных показателей [1, 2]:

- термогазодинамического совершенства;
- совершенства удельных показателей массы и объема;
- рабочей температуры газа в турбине;
- газодинамического совершенства и нагруженности компрессоров и турбины;
- эффективности охлаждения и теплозащиты горячих элементов;
- свойств применяемых металлических и неметаллических материалов и конструкций;
- эксплуатационной надежности и безопасности.

Эти достижения, в свою очередь, на начальном этапе проектирования дополняются [3, 4]:

- оптимизацией всех принимаемых технических решений;

- рациональным выбором значений параметров рабочего процесса.

Существенная неопределенность исходных данных, характерная для начального проектирования, обуславливает итеративный характер проектирования и обязательное использование как накопленного опыта («уроков прошлого»), так и новых закономерностей и новых научных знаний, которые являются частью создаваемого научно-технического задела для обоснования результатов проектирования.

«Завязка» ГТД с ЛА требует теоретических исследований по выбору значений параметров рабочего процесса, определяющих термогазодинамический цикл двигателя, его габариты, расход воздуха и массу. Среди оптимизационных аспектов, сопровождающих эти теоретические исследования, следует выделить следующие:

- обоснование целенаправленного повышения значений параметров рабочего процесса;
- формирование системы критериев оценки эффективности проектных решений;
- совершенствование методов термогазодинамического расчета МГТД и его эксплуатационных характеристик;
- уточнение методов расчета массы топлива, потребного на полет, и массы силовой установки;
- выявление наиболее влияющих факторов на рациональные значения параметров;
- разработка методов учета влияния малоразмерности ГТД;
- совершенство методов учета параметров системы охлаждения;
- разработка мер по гарантированному учету требований по назначенному ресурсу двигателя;
- теоретические методы обоснования типа, схемы и конструктивных особенностей силовых установок;
- поисковые исследования перспективных силовых установок.

Такой подход к получению и накоплению новых закономерностей и новых научных знаний способствует максимально быстрому реагированию на конъюнктуру рынка и получению высоких экологических и эксплуатационных двигателей в минимальные сроки и при минимальных затратах на разработки.

Получение новых технических решений при начальном проектировании МГТД всегда бази-

руется на полученных в результате создания научно-технического задела новых научно-технических результатах по базовому рабочему циклу, отдельным узлам, элементам, системам и газогенератору. В числе рекомендаций следует выделить [5]:

- выбор параметров рабочего процесса МГТД, подлежащих оптимизации;
- перевод других параметров рабочего процесса МГТД в разряд прогнозируемых, что существенно упрощает решение оптимизационных задач;
- обоснование выбора расчетного режима и разработка механизма учета расхода топлива на других нерасчетных режимах;
- выбор значений параметров рабочего процесса в условиях неопределенности исходной информации, которая, с одной стороны, связана с неоднозначностью оценки эффективности системы МГТД – ЛА (многокритериальность), с другой стороны – с прогнозным характером значительной части исходных данных.

Неполная определенность исходной информации проявляется у МГТД в большей степени, чем у полноразмерных ГТД. На начальном этапе проектирования МГТД точные значения большинства исходных данных не известны, но известны или могут быть определены вероятные диапазоны их изменения.

В силу указанных особенностей существенно возрастает роль всесторонне обоснованной концепции проектирования авиационного МГТД. Концептуальное проектирование – сложный многоэтапный процесс, осуществляемый, в основном, методами компьютерного моделирования, опирающимся на методологию, рассматриваемую в данной работе. Особенность концептуального проектирования состоит в том, что его объектом является двигатель, отличающийся существенной новизной, по комплексу свойств и показателей превосходящий действующие образцы данного назначения. Результатом концептуального проектирования является «виртуальный двигатель», в техническом облике которого реализуются новые закономерности и новые знания о рабочем процессе технологии, конструкции, обеспечивающие двигателю конкурентоспособность.

Задачей начального концептуального проектирования является формирование основных требований к двигателю в соответствии с назначением летательного аппарата. Опыт показывает, что эти требования в процессе проектирования в той или иной мере корректируются в со-

ответствии с результатами исследований и новыми знаниями, полученными на последующих этапах.

Например, для вертолетов в настоящее время созданы и разрабатываются почти два десятка разновидностей ГТД. В процессе независимой разработки этих двигателей различными фирмами практическая оптимизация ГТД достигалась последовательными приближениями в результате совместных проработок альтернативных вариантов ГТД и ЛА. Располагаемые на сегодня статистические данные позволили проанализировать главные закономерности выбора значимых параметров в осуществленных проектах вертолетных ГТД, основываясь на полученных теоретических областях рациональных параметров ГТД СТ.

Сравнение теоретических областей ($1,01Y_{\text{opt}}$) рациональных значений параметров по критериям себестоимость перевозок, a , стоимость часа эксплуатации A и суммарной массы силовой установки и топлива на полет $M_{\text{СУ}+m}$ и статистических данных для весьма распространенного класса вертолетных ГТД, имеющих расход воздуха $G_{\text{В пр}} \leq 5$ кг/с, показано на рис. 1.

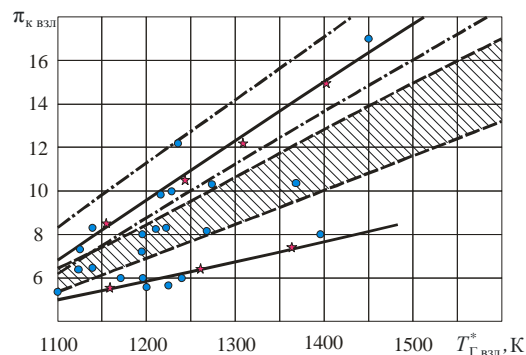


Рис. 1. Сопоставление на взлетном режиме параметров созданных ГТД и теоретических областей их рациональных параметров по критериям a , A , $M_{\text{СУ}+m}$:
— — $M_{\text{СУ}+m}$; - - - - a ; - · - · - A

Границы $1,01a_{\text{min}}$ и $1,01A_{\text{min}}$ соответствуют характерному диапазону дальности полета вертолета $L_{\text{П}} = 150 \dots 300$ км. В пределах этого диапазона дальности полета штриховкой выделена зона устойчивых оптимальных решений.

Сопоставление приведенной на рис. 1 зоны рациональных параметров с параметрами созданных ГТД СТ показывает, что около 80% из них ей соответствуют.

На рис. 2 сопоставлены области рациональных параметров с параметрами перспективных вертолетных ГТД. Видно, что около 80% разра-

батываемых двигателей укладываются в область $1,01 M_{CY} + m_{min}$, а параметры 67% – в зону $1,01A_{min}$ и $1,01 M_{CY} + m_{min}$.

Значения π_K , выбранные в пределах этой зоны, рациональны для этого диапазона дальностей полета и одновременно для обоих экономических критериев.

Таким образом, полученные новые закономерности по областям рациональных параметров МГТД для вертолетов в случае детерминированной исходной информации удовлетворительно согласуются с существующими экспериментальными данными по таким ГТД, полученным в процессе разработки, создания, доводки и модификации.

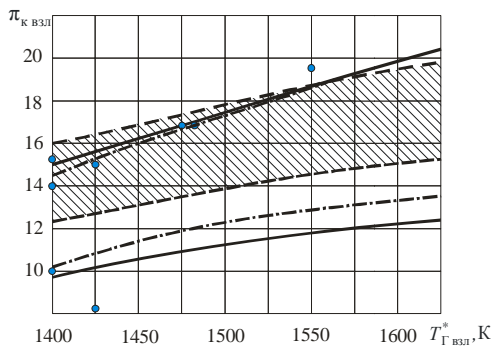


Рис. 2. Сопоставление на взлетном режиме параметров перспективных вертолетных ГТД и теоретических областей их оптимальных параметров по критериям A , a , C_{T-KM} : — — M_{CY+m} ; - - - - a ; - · - · - A

Выбор температуры $T_{Г}^*$ и критерия оценки вертолета заметно отражается на оптимальных

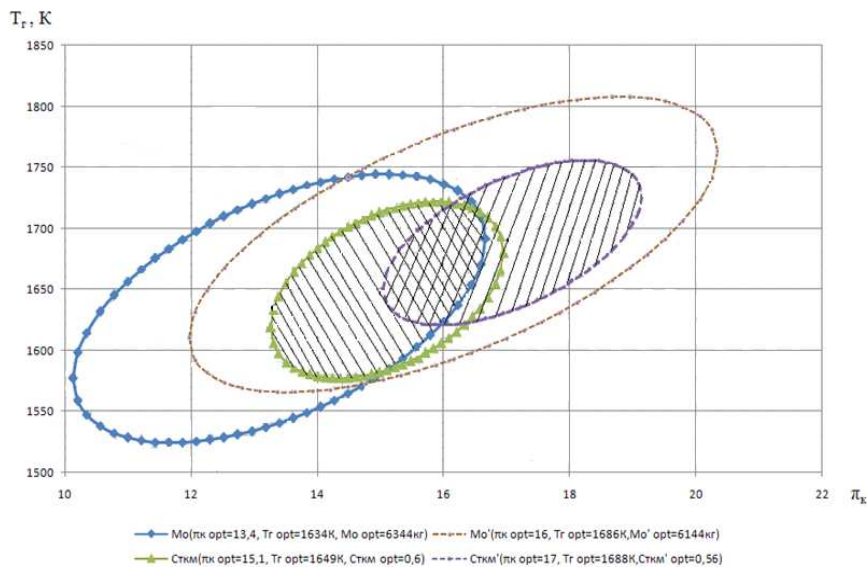


Рис. 4. Влияние малоразмерности на формирование зоны компромиссных решений

значениях параметров рабочего процесса ГТД СТ, благодаря изменению массы СУ в зависимости от выбираемых значений параметров ГТД СТ. На рис. 3 показаны закономерности связи $\pi_{K opt} = f(T_{Г в з л}^*, Y_i)$, полученные при $\pi_c = const$, $\eta_{пол ЛМ} = var$ и соответствующих методах охлаждения турбин вертолетных ГТД для класса вертолетных двигателей с $N_e=1000...2000$ кВт для дальности полета $L_{п} = 650$ км.

Из этих зависимостей видно, что для таких критериев оценки вертолета, как полетный расход топлива C_{T-KM} и a при $T_{Г}^* = const$ различие значений $\pi_{K opt}$ может достигать 40...60 %.

На рис. 4 можно видеть, что учет влияния малоразмерности приводит к смещению областей оптимальных параметров по критериям взлетная масса M_0 и полетный расход топлива C_{T-KM} в сторону меньших значений $\pi_{K HB}$ и $T_{Г HB}^*$.

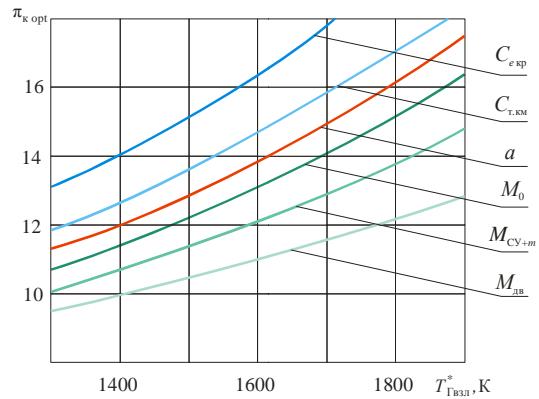


Рис. 3. Взаимосвязь между оптимальными значениями параметров рабочего процесса при различных критериях оценки эффективности

Также видно, что увеличение T_{Γ}^* приводит к постоянному росту значений $\pi_{K\ opt}$. При этом наиболее крутая зависимость относится к критерию $C_{T-км}$.

Соответственно меняются размер и положение зоны компромиссных решений. Они смещаются в сторону меньших значений по $\pi_{K\ нв}$ (с 14,5...19 до 13,2...17) и по $T_{\Gamma\ нв}^*$ (с 1620...1755 до 1575...1720 К).

При этом $\pi_{K\ opt}$ по критерию M_0 уменьшается с 16 до 13,2, а $T_{\Gamma\ opt}^*$ – с 1675 К до 1630 К). По критерию $C_{T-км}$ $\pi_{K\ opt}$ уменьшается с 17 до 15,1. Значения целевых функций при этом ухудшаются: $M_{0\ opt}$ на 3,25%, $C_{T-км\ opt}$ на 7 %.

Проведение предварительных исследований на начальном этапе проектирования малоразмерных ГТД существенно обогащается знанием и применением рассмотренных закономерностей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Научный вклад в создание авиационных двигателей / Под общ. ред. В. А. Скибина, В. И. Солониной. М.: Машиностроение, 2000. 725 с.
2. ЦИАМ 2001-2005. Основные результаты научно-технической деятельности / Под общ. ред. В. А. Скибина, В. И. Солониной. М.: ЦИАМ, 2005. 472 с.
3. Вертолетные газотурбинные двигатели / Под общ. ред. В. А. Григорьева и Б. А. Пономарева. М.: Машиностроение, 2007. 491 с.
4. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Кн. 3. Основные проблемы / В. В. Кулагин [и др.]. М.: Машиностроение, 2005. 464 с.
5. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД / В. Г. Маслов и др.]. Самарск. гос. аэрокосм. ун-т, Самара, 1996. 147 с.

ОБ АВТОРЕ

Григорьев Владимир Алексеевич, проф. каф. теории двигателей летательных аппаратов, проректор по общим вопросам Самарск. гос. аэрокосмическ. ун-та им. акад. С. П. Королева (нац. иссл. ун-т). Дипл. инженер-механик по авиац. двигателям (КуАИ, 1970). Д-р техн. наук (СГАУ, 1998 г.). Иссл. в обл. оптимизации рабочего процесса ВРД, автоматизации науч. иссл. и испытаний ВРД.