

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ГАЗОВЫХ СКОНДЕНСИРОВАННЫХ ТОПЛИВ В ТРАНСПОРТНОЙ АВИАЦИИ

М.Л. Яновская



В.В. Разносчиков



М.Л. Яновская, младший научный сотрудник, канд. техн. наук, ЦИАМ им. П.И. Баранова
maria_yanovskaya@mail.ru

В.В. Разносчиков, старший научный сотрудник, ЦИАМ им. П.И. Баранова, канд. техн. наук, доцент
raznoschikov@mail.ru

В статье приведены результаты системного анализа летно-технических характеристик и эмиссии углекислого газа при переводе транспортной авиации с нефтяного на альтернативные виды топлива. Инструментом анализа является имитационная модель системы «летательный аппарат — силовая установка — топливо», объектом исследования — транспортный самолет среднего класса. Даны рекомендации о целесообразности перевода транспортной авиации на авиационное сконденсированное топливо нового состава топлива.

Ключевые слова: авиационное сконденсированное топливо (АСКТ), эмиссия углекислого газа, двигатели транспортной авиации.

Эффективность авиационной техники зависит не только от технического совершенства силовой установки (СУ) и летательного аппарата (ЛА), но и от того, на каком топливе осуществляется эксплуатация. Особенно это актуально при переходе на новые, в т.ч. альтернативные, виды топлив, когда ставятся новые задачи перед конструкторами перспективных СУ и ЛА. Эти задачи носят многоплановый характер, а переход на новый тип топлива становится комплексной технико-экономической проблемой. В связи с этим важно достоверно и быстро дать оценку перспективным проектам СУ и ЛА на новых видах топлива. Наиболее эффективным подходом для решения этой проблемы является анализ системы «Летательный аппарат — Силовая установка — Топливо» (ЛА-СУ-Т). Системный анализ базируется на трех основных этапах, суть которых состоит в том, что необходимо разработать имитационную математическую модель (ИММ) системы «ЛА-СУ-Т», сформулировать критерий

(критерии) решения задачи анализа системы, т.е. поставить задачу исследования и, далее, решить поставленную задачу [1]. Системный анализ базируется на современных подходах CALS-технологий, применение которых позволяет существенно сократить объемы научно-проектных работ, так как описания многих составных частей ЛА и СУ, проектировавшихся ранее, хранятся в унифицированных форматах данных сетевых серверов, доступных пользователю технологий CALS [2]. Существенно облегчается решение проблем интеграции ЛА и СУ в различного рода системы, адаптации к меняющимся условиям эксплуатации, специализации проектных организаций и т.п. Успех на мировом рынке авиационной техники немислим вне технологий CALS.

Наравне с водородом и метаном, в качестве альтернативного (не нефтяного) сырья для авиационного топлива рассматривается широко распространенный в природе попутный нефтяной газ (ПНГ) [3]. Специфика добычи попутного газа

заключается в том, что он является побочным продуктом нефтедобычи. Ввиду неподготовленности инфраструктуры для сбора, подготовки, транспортировки и переработки ПНГ, а также отсутствия потребителя, в настоящее время попутный нефтяной газ в нашей стране просто сжигается. ПНГ представляет собой смесь газов и парообразных углеводородных и неуглеводородных компонентов, выделяющихся из нефтяных скважин и из пластовой нефти при её сепарации (рис. 1).

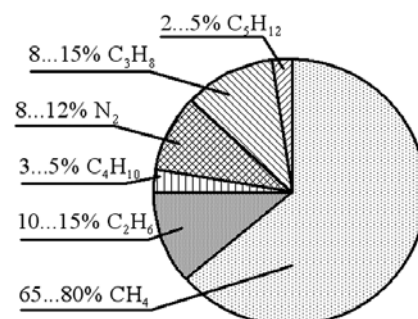


Рис. 1. Диаграмма состава попутного нефтяного газа



Рис. 2. Внешний вид самолета Ил-76ТД» и двигателя Д-30КП-2

Таблица 1

Топливо Показатель	АСКТ	ТС-1
плотность, кг/м ³	647,0	775,0
массовая теплота сгорания, МДж/кг	45,3	42,8
объемная теплота сгорания, МДж/м ³	29309,1	33170,0

Таблица 2

Основные характеристики самолета	Масса, т
максимальная взлетная масса	190,0
максимальная масса полезной нагрузки	50,0
снаряженная масса планера	88,0

Переработка с максимальной утилизацией ПНГ позволяет получить следующие виды газомоторного топлива:

- компримированный природный газ (КПГ);
- сжиженный природный газ (СПГ);
- сжиженный углеводородный газ (СУГ) для автомобильного транспорта;
- широкая фракция легких углеводородов (ШФЛУ);
- авиационное сконденсированное (газовое) топливо (АСКТ).

Предшествующие исследования авторов [4], проведенные с целью определения возможности применения авиационного газового сконденсированного топлива (АСКТ) на самолетах транспортной авиации, показали, что АСКТ оптимального состава в массовых долях состоит из н-пентана ($n-C_5H_{12}$) — 0,58; н-гексана ($n-C_6H_{14}$) — 0,04; изо-гексана (изо- C_6H_{14}) — 0,19; н-гептана ($n-C_7H_{16}$) — 0,19.

При определении оптимального состава АСКТ варьировались как долевой состав топлива, так и параметры двигателя и самолета.

Для перевода авиации на альтернативные газовые топлива необходимо оценить эффективность самолетов на АСКТ. Методологически целесообразно выполнить исследование летно-технических характеристик (ЛТХ) широко применяемого транспортного самолета, например, Ил-76ТД с двигателями Д-30КП-2 (рис. 2) на АСКТ указанного состава и, для сравнения, на керосине ТС-1.

Основные физико-химические свойства этих топлив приведены в табл. 1.

Траектория полета самолета Ил-76ТД принята в соответствии с рекомендациями по практической аэродинамике [5]. Профиль полета представляет собой совокупность сегментов набора высоты (по закону максимума отношения верти-

кальной скорости к секунднему расходу топлива), крейсерского горизонтального полета на высоте $H = 6$ км с числом $M = 0,6$, а также снижения и посадки (по требованиям ИКАО). Основные массовые характеристики самолета Ил-76ТД представлены в табл. 2.

ЛТХ самолета зависят, главным образом, от компоновки и аэродинамических характеристик планера и параметров СУ, поэтому разрабатываемая имитационная математическая модель (ИММ) системы «ЛА–СУ–Т» должна позволять рассчитывать не только тягово-экономические и габаритно-массовые характеристики СУ, но и геометрические, аэродинамические, объемно-массовые характеристики и траекторные параметры движения ЛА по типовым программам (профилям) полета, а также влияние на них свойств нового альтернативного топлива [4, 6].

В состав ИММ системы «ЛА–СУ–Т» включены:

- ММ ЛА для расчета геометрических, аэродинамических, объемно-массовых и летно-технических характеристик ЛА;
- ММ СУ для «завязки» и расчета характеристик двигателей различных схем, включающих высотно-скоростные характеристики (ВСХ), дроссельные (ДХ) и габаритно-массовые (ГМХ);
- ММ топлива для расчета его свойств;
- блок расчета критериев эффективности (КЭ) системы «ЛА–СУ–Т».

Для расчета ЛТХ самолета Ил-76ТД были использованы более 1500 исходных данных для ИММ, которые заимствованы из технической документации на вышеупомянутые самолет и двигатель [5].

Таблица 3

Вариант	Максимальная взлетная масса $m_{пв}$, т	Максимальная масса топлива m_T , т	Максимальная масса полезной нагрузки $m_{пн}$, т	Снаряженная масса самолета $m_{пл}$, т
1	190,0	51,0	50,0	89,0
2	190,0	75,34	25,66	89,0
3	164,3	75,34	0,0	89,0

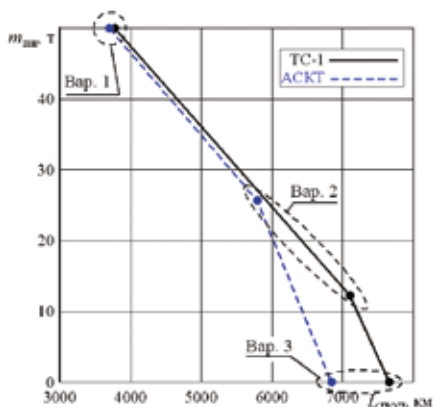


Рис. 3. Зависимость максимальной массы полезной нагрузки от дальности полета Ил-76ТД

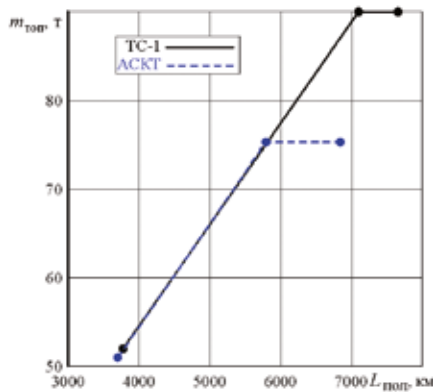


Рис. 4. Зависимость массы топлива от дальности полета Ил-76ТД

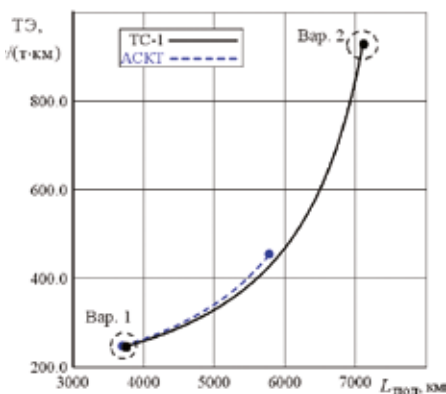


Рис. 5. Зависимость транспортной эффективности от дальности полета Ил-76ТД

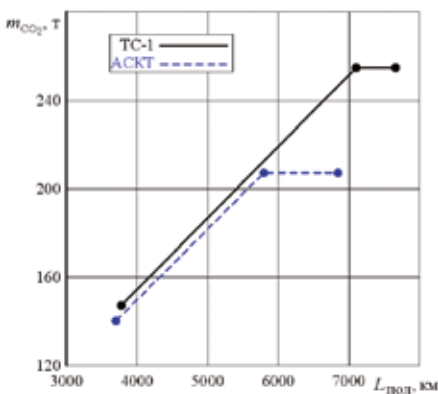


Рис. 6. Зависимость массы эмитированного CO2 от дальности полета Ил-76ТД

Для сохранения гидравлических потерь и кавитационного запаса в топливной системе на АСКТ на уровне потерь и кавитационного запаса на топливе ТС-1 требуется увеличить диаметры трубопроводов и мощности подкачивающих насосов, что, в свою очередь, приведет к увеличению массы топливной системы. Величина этой массы может быть определена после детальной проработки конструкции топливной системы. Однако опыт проектирования топливных систем транспортных самолетов на отечественном широкофракционном топливе Т-2 и зарубежном аналоге — топливе Jp-4 — дает основание полагать, что увеличение массы топливной системы из за увеличения давления насыщенных паров топлива будет несущественным.

В настоящей работе принято, что взлетная масса ЛА состоит из снаряженной массы планера, массы топлива и массы полезной нагрузки. Расчет дальности полета самолета проводился для трех вариантов полезной нагрузки. Вариант 1 соответствует максимальной полезной нагрузке при максимальной взлетной массе, вариант 2 — максимальной взлет-

ной массе при максимальной заправке топливом, вариант 3 — «перегоночный» — характеризуется максимальной заправкой топливом и отсутствием полезной нагрузки.

Определим предельные зависимости массы полезной нагрузки от дальности полета самолета на АСКТ и, для сравнения, на топливе ТС-1 (рис. 3). Примем увеличение снаряженной массы планера за счет роста массы топливной системы на 1 т. За счет увеличения снаряженной массы планера с 88 до 89 т уменьшается масса заправленного топлива: с 52 т ТС-1 до 51 т АСКТ. В варианте 2 при использовании АСКТ увеличение снаряженной массы планера на 1 т приводит к уменьшению массы полезной нагрузки с 26,66 т для ТС-1 до 25,66 т для АСКТ. Максимальные массы элементов самолета Ил-76ТД на АСКТ представлены в табл. 3.

В варианте 1 меньшая масса АСКТ, несмотря на большую, по сравнению с топливом ТС-1, массовую теплоту сгорания, приводит к уменьшению дальности полета на 1,8% при фиксированной массе полезной нагрузки (рис. 3). Вариант 2 характеризуется максимальной

заправкой топливом, но меньшая объемная теплота сгорания АСКТ приводит к снижению дальности полета на 18,4% (рис. 3), по сравнению с полетом на ТС-1. Вариант 3 — «перегоночный» — на АСКТ приводит к снижению дальности полета на 10,7%, по сравнению с полетом на ТС-1.

Снижение дальности полета самолета в вариантах 2 и 3, прежде всего, связано с меньшей массой топлива, размещенного в топливных баках (рис. 4). Однако это обстоятельство позволяет иметь большую максимальную массу полезной нагрузки в варианте 2 (рис. 3) и, тем самым, несмотря на уменьшение дальности полета, улучшить транспортную эффективность (ТЭ), которая представляет собой отношение расхода топлива в граммах, к произведению массы полезной нагрузки на дальность полета (т·км) (рис. 5).

Линия графика на рис. 5 от варианта 2 до варианта 3 не приведена, т.к. при отсутствии полезной нагрузки транспортная эффективность самолета теряет физический смысл.

Выбросы CO₂ зависят от расхода топлива и от количества углерода в его составе. Самолет, эксплуатируемый на АСКТ, в вариантах 1, 2 и 3 выбрасывает меньшее количество эмитированного CO₂ (рис. 6).

В варианте 1 уменьшение выбросов CO₂ связано с меньшим содержанием углерода в АСКТ по сравнению с ТС-1. Существенное снижение выбросов CO₂ в вариантах 2 и 3 связано с меньшим количеством топлива на борту самолета.

Для каждого рассматриваемого варианта определен коэффициент технического уровня [7]:

$$K_{ту} = 1 + \frac{1}{(1 + \Delta m_0)} \times (\Delta TЭ / TЭ^{кер} - \Delta m_{CO_2} / m_{CO_2}^{кер} + \Delta m_{пн} / m_{пн}^{кер} - 2\Delta V / V^{кер} + \Delta L / L^{кер} - \Delta m_0 / m_0^{кер}),$$

где $\Delta TЭ$, $TЭ^{кер}$ — разность значений транспортной эффективности самолета на АСКТ и на ТС-1, а также транспортная эффективность самолета на керосине ТС-1 соответственно;

Δm_{CO_2} , $m_{CO_2}^{кер}$ — разность значений масс эмитированного CO₂ при полете самолета на АСКТ и на ТС-1, а также масса эмитированного CO₂ при полете самолета на ТС-1;

$\Delta m_{пн}$, $m_{пн}^{кер}$ — разность значений масс полезной нагрузки самолета на АСКТ и на

Таблица 4

Вариант	Коэффициент технического уровня
1	1,10
2	3,05
3	1,89

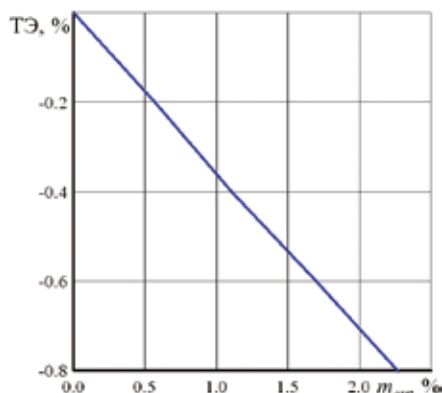


Рис. 7. Зависимость изменения транспортной эффективности Ил-76ТД на АСКТ от изменения массы снаряженного самолета. Вариант 1

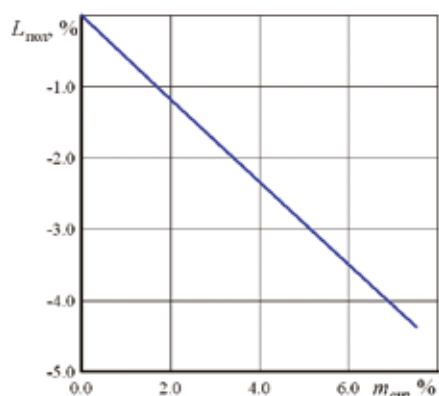


Рис. 8. Зависимость изменения дальности полета Ил-76ТД на АСКТ от изменения массы снаряженного самолета. Вариант 1

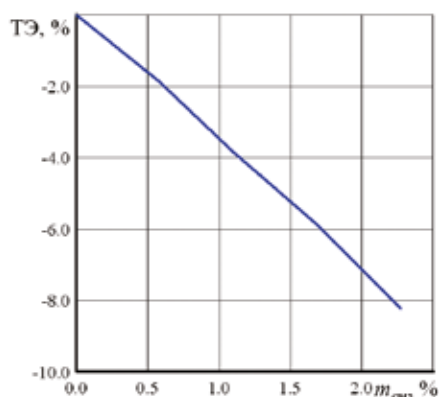


Рис. 9. Зависимость изменения транспортной эффективности Ил-76ТД на АСКТ от изменения массы снаряженного самолета. Вариант 2

ТС-1, масса полезной нагрузки самолета на ТС-1;

$\Delta V, V^{\text{кер}}$ — разность значений средней скорости полета самолета на АСКТ и на ТС-1, средняя скорость полета самолета на ТС-1;

$\Delta L, L^{\text{кер}}$ — разность значений дальности полета самолета на АСКТ и на ТС-1, дальность полета самолета на ТС-1;

$\Delta m_0, m_0^{\text{кер}}$ — разность значений сухой массы самолета на АСКТ и на ТС-1, сухая масса самолета на ТС-1.

Результаты расчетов критерия $K_{\text{ТУ}}$ приведены в табл. 4.

Расчеты критерия $K_{\text{ТУ}}$ самолета Ил-76ТД показывают, что во всех трех вариантах полета самолета имеется возможность существенно улучшить критерии совершенства за счет перехода с керосина на АСКТ.

Принятое увеличение массы топливной системы самолета при переходе с ТС-1 на АСКТ является ориентировочным, поэтому рассмотрим влияние изменения массы (в процентах) снаряженного самолета (за счет увеличения массы топливной системы) на изменение величин (в процентах) транспортной эффективности и дальности полета. Если в варианте 1 увеличить массу топливной системы на 2 тонны, что соответствует увеличению снаряженной массы самолета на 2,3%, то улучшение транспортной эффективности составит 0,8% (рис. 7), но дальность полета уменьшится на 4,4% (рис. 8). Вариант 2, как отмечено выше, характеризуется постоянством массы топлива на борту, поэтому увеличение массы топливной системы (при максимальной взлетной массе) приводит к уменьшению лишь полезной нагрузки. Дальность полета остается неизменной, а ТЭ ухудшится на 8,2% при увеличении снаряженной массы самолета на 2,3% (рис. 9).

Выводы

На основании результатов системного анализа транспортной эффективности самолета Ил-76ТД с двигателями Д-30КП-2 на новом виде топлива АСКТ, выпол-

ненного посредством имитационного математического моделирования, можно сделать следующие выводы.

1. Критерий технического уровня самолета на АСКТ для всех предельных вариантов полета выше по сравнению с таким же критерием для самолета на ТС-1.

2. Максимальная дальность полета самолета на АСКТ при полной заправке и допустимой массе полезной нагрузки уменьшается на 18,4%, а дальность полета при максимальной заправке без полезной нагрузки («перегоночный» полет) снижается на 10,7%, по сравнению с самолетом на ТС-1.

3. Увеличение снаряженной массы ЛА за счет большей массы топливной системы наиболее заметно влияет на транспортную эффективность при полной заправке самолета топливом. Так, увеличение снаряженной массы самолета на 1,0% в варианте 2 приводит к ухудшению транспортной эффективности на 3,5%, а в варианте 1 это ухудшение составит лишь 0,35%.

4. Из-за меньшего содержания углерода в составе АСКТ и меньшего расхода топлива за счет повышенной массовой теплоты сгорания выбросы CO_2 в атмосферу за полет снижаются на 4,7% по сравнению с ТС-1, что позволит снизить вредное влияние авиационного транспорта на окружающую среду.

Библиография

1. Антонов А.В. Системный анализ. М.: Высшая школа, 2006. 454 с.
2. Российская энциклопедия CALS. Авиационно-космическое машиностроение/ Под редакцией А.Г. Братухина М.: ОАО НИЦ АСК, 2008. 608 с.
3. Бакулин В.Н., Брещенко Е.М., Дубовкин Н.Ф., Фаворский О.Н. Газовые топлива и их компоненты. М.: МЭИ, 2009. 614 с.
4. Разносчиков В.В., Яновская М.Л. Оптимизация состава авиационного сконденсированного топлива для транспортных самолетов. // АвтоГазоЗаправочный Комплекс плюс Альтернативное топливо, № 4(52). 2010. С. 11–15.
5. Веб-ресурс Авиационного комплекса им. С.В. Ильюшина. <http://www.ilyushin.org/>
6. Разносчиков В.В., Зайцев В.П. Композиции АСКТ и новые ЛА // Авиаглобус, № 5 (121). 2009. С. 24–25.
7. Голубев И.С. Беспилотные летательные аппараты. М.: МАИ, 2010. 485 с.