

Анализ эффективности транспортных самолетов на альтернативных видах топлива

В. В. РАЗНОСЧИКОВ, канд. тех. наук, доцент, Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова



Имитационная модель «летательный аппарат — силовая установка — топливо» позволяет рассчитать объемы эмиссии углекислого газа и проанализировать транспортную эффективность самолета на разных видах топлива. По результатам этого исследования делаются выводы о целесообразности перевода транспортной авиации на альтернативное топливо: сжиженный природный газ (СПГ), синтетическое жидкое топливо из газа (СЖТ), авиационное газовое сконденсированное топливо (АСКТ).

В связи с ростом пассажирских и грузовых воздушных перевозок и увеличением потребления авиационного керосина исключительно важное значение приобретает повышение топливной эффективности воздушных судов. По данным Межправительственной группы экспертов по изменению климата, мировой ежегодный рост воздушных перевозок в течение 1990–2015 гг. составит 5 %, потребления топлива — 3 %, а топливная эффективность новых воздушных судов, поступающих в эксплуатацию, улучшится на 1 % в год.

Повышенные требования к уменьшению выбросов CO₂ в первую очередь могут быть выполнены на более совершенной авиационной технике. Эффективность традиционных схем современных авиадвигателей и планера летательного аппарата (ЛА) приближается к своему максимальному пределу. Кардинально улучшить их характеристики и снизить выбросы CO₂ невозможно без разработки альтернативных схем двигателей, новых компоновок планера. Также необходимым условием является использование новых видов топлива.

Альтернативные виды авиатоплива

Мировое потребление энергоресурсов непрерывно возрастает, и прежде всего встает вопрос о диверсификации ресурсов нефти, из которой производится около 99 % моторных топлив, на другие (природный газ, уголь, биомасса) виды сырья.

За рубежом созданы опытно-промышленные образцы синтетического реактивного топлива из природного газа, угля и биомассы, соответствующие требованиям спецификации ASTM D7566-09 на синтетическое жидкое топливо. В 2007 г. в Ванкувере на Генеральной ассамблее IATA авиакомпании приняли решение в ближайшие 10 лет добиться того, чтобы доля использования СЖТ на авиалиниях достигла 10 %. ВВС США планируют к 2014 г. сертифицировать СЖТ для всего парка летательных аппаратов (ЛА), а к 2016 г. — удовлетворить потребности ВВС в топливе за счет смесей топлива JP-8 с синтетическим топливом 50:50. Крупнейшая в Европе компания Airbus планирует к 2020 г. 30 % самолетов эксплуатировать на СЖТ.

В России также созданы опытные образцы углеводородных авиатоплив из биомассы и природного газа [1; 2] и определены их свойства. Наравне с водородом и метаном в качестве альтернативного сырья для авиационного топлива рассматривается широко распространенный в мире попутный нефтяной газ (ПНГ) [2]. ПНГ представляет собой смесь газов и паров углеводородных и неуглеводородных компонентов, выделяющихся из нефтяных скважин и из пластовой нефти при ее сепарации. В настоящее время в нашей стране отсутствует как инфраструктура для сбора, подготовки, транспортировки и переработки ПНГ, так и потребитель, поэтому ПНГ просто сжигается в факелах. Исследования, проведенные с целью определения возможности применения авиа-

ционного газового сконденсированного топлива (АСКТ) на самолетах транспортной авиации, показали, что АСКТ оптимального состава состоит из н-пентана (н-C₅H₁₂) — 0,58, н-гексана (н-C₆H₁₄) — 0,04, изо-гексана (изо-C₆H₁₄) — 0,19, н-гептана (н-C₇H₁₆) — 0,19 [3].

Имитационная модель как инструмент анализа

Проанализировать влияние альтернативных топлив на показатели эффективности нового или модернизируемого ЛА можно, например, с помощью имитационной модели (ИМ), основанной на математических моделях (ММ) ЛА, силовой установки (СУ) и топлива (Т).

К необходимости применения имитационной модели приводят отчетливо выраженная многодисциплинарность системы «ЛА — СУ — Т» и необходимость учета факторов, зависящих от применяемого топлива и влияющих на технический облик, летно-технические и экологические характеристики системы «ЛА — СУ — Т» (рис. 1).

Имитационное моделирование представляет собой метод проведения на ЭВМ численных экспериментов с математическими моделями, описывающими поведение сложной системы в течение заданного или формируемого периода времени. Поведение компонентов сложной системы и их взаимодействие в ИМ, как правило, описывается набором алгоритмов, реализуемых на некотором языке моделирования. Имитируя различные реальные ситуации на модели, исследователь получает возможность решать такие задачи, как оценка эффективности системы, сравнение вариантов структурных схем, определение степени влияния параметров системы и начальных условий на показатель эффективности и т. п. [4].

Переход на новое топливо может не только изменить летно-технические характеристики (ЛТХ), но и существен-

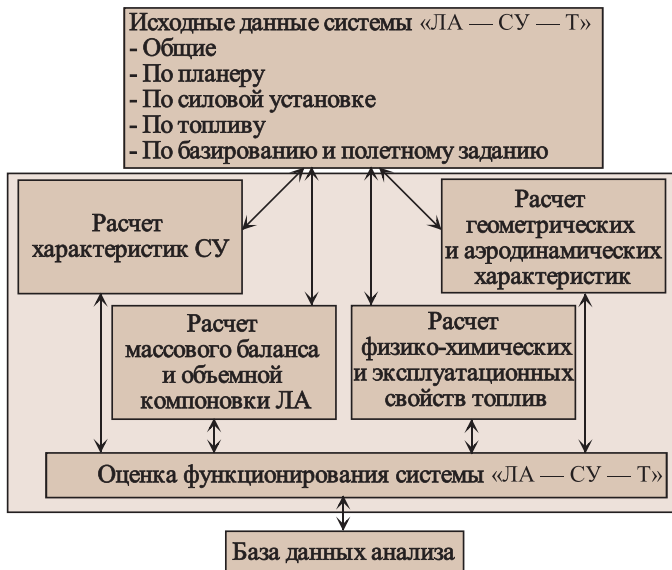


Рис. 1. Блок-схема ИМ системы «ЛА — СУ — Т»

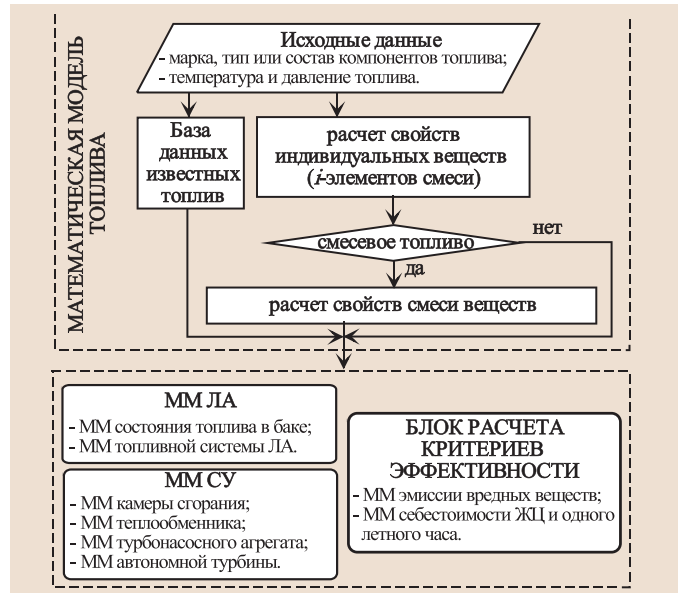


Рис. 2. Блок-схема ММ топлив и ее связь с ММ ЛА и ММ СУ

но повлиять на процесс эксплуатации самолета и его экологические характеристики. На предварительном этапе оценки возможности использования топлива достаточно учесть его элементный состав, плотность ρ , низшую массовую теплоту сгорания H_u и давление насыщенных паров $p_{н.п.}$

Так как топливные емкости ЛА имеют фиксированный объем, плотность топлива определяет его массу и, соответственно, влияет на ЛТХ. Последние, в свою очередь, наиболее сильно зависят от аэродинамических и объемно-массовых параметров ЛА и тягово-экономических характеристик СУ.

Влияние топлива на рабочий процесс и параметры СУ (тягу P и удельный расход топлива $C_{уд.}$) обусловлено в основном теплотой сгорания топлива и теплофизическими свойствами продуктов его сгорания в воздухе. При этом топливо в значительной мере определяет облик двигателя и особенности его конструкции. Эффективность СУ существенно зависит от эксергетических возможностей топлива, т. е. от возможности увеличить работу цикла двигателя.

Применяемая ИМ должна позволять рассчитывать как тягово-экономические и габаритно-массовые характеристики СУ, так и геометрические, аэродинамические, объемно-массовые характеристики и траекторные параметры движения ЛА по типовым программам (профилям) полета, а также определять влияние на них свойств используемого топлива [3].

В состав ИМ системы «ЛА — СУ — Т» входят:

- ММ ЛА для расчета геометрических, аэродинамических, объемно-мас-

совых и летно-технических характеристик ЛА;

- ММ СУ для «завязки» и расчета высотного-скоростных (ВСХ), дроссельных (ДХ) и габаритно-массовых (ГМХ) характеристик двигателей различных схем;

- ММ топлива для расчета его свойств;

- блок расчета критериев эффективности (КЭ) системы «ЛА — СУ — Т».

Интегрированные в состав ИМ математические модели новых видов топлива, экономические и экологические показатели значительно расширяют возможности исследования влияния «топливных» факторов на параметры и эффективность системы «ЛА — СУ — Т». В частности, появляется возможность проводить расчетно-теоретические исследования по обоснованию состава новых перспективных топлив, оптимизированных как по «самолетным» критериям (транспортная эффективность, дальность полета, взлетная масса), так и по критериям стоимости жизненного цикла ЛА, стоимости одного летного часа, эмиссии вредных веществ и др.

Таким образом, в ИМ имеет место сопряжение «самолетных», «двигательных» и «топливных» аспектов проектирования. При необходимости можно организовать взаимодействие с пакетами многопараметрической оптимизации, которые позволяют оптимизировать любые самолетные, двигательные и топливные параметры и их характеристики с целью формирования оптимального технического облика системы «ЛА — СУ — Т» по выбранным КЭ.

ММ топлива (рис. 2), построенная по результатам анализа и обобщения наиболее достоверных опубликованных

методик расчета свойств веществ, позволяет производить расчет теплофизических (теплоты сгорания H_u , плотности, давления насыщенных паров, энтальпии, теплоемкости, теплоты испарения, силы поверхностного натяжения) и транспортных (вязкости, теплопроводности и др.) свойств как индивидуальных веществ (водород H_2 , алканы C_nH_{2n+2} и т. п.), так и видов топлива (керосины, СЖТ, АСКТ, сжиженный природный газ (СПГ) и др.).

При расчете дальности полета и других ЛТХ самолета интегрируется система дифференциальных уравнений 1-го порядка, описывающих движение центра масс ЛА в траекторной системе координат. Исходными данными для расчета ЛТХ служат полученные на предыдущих этапах расчета аэродинамические и объемно-массовые характеристики ЛА, высотного-скоростные и габаритно-массовые характеристики СУ.

Расчет КЭ системы «ЛА — СУ — Т» осуществляется после решения задач динамики полета для ряда полетных заданий с использованием инженерных методик расчета стоимости жизненного цикла и одного летного часа (с учетом известной или прогнозируемой стоимости топлива).

Кроме этого, рассчитываются такие показатели, как транспортная эффективность ЛА, эмиссия CO_2 за полет и т. д.

Отметим, что ИМ имеет открытую архитектуру, что позволяет вместо рассчитанных «внутренних» характеристик СУ и ЛА использовать «внешние» данные и характеристики, полученные экспериментально или расчетом по другим программам. Благодаря такой архитектуре используемая технология

Таблица 1. Основные физико-химические свойства видов топлива

Показатель \ Топливо	ТС-1	СПГ	СЖТГ	АСКТ
Массовая доля водорода	0,141	0,251	0,152	0,165
Плотность, кг/м ³	775,0	424,0	738,0	642,0
Массовая теплота сгорания, МДж/кг	42,9	50,1	44,1	45,2
Объемная теплота сгорания, МДж/м ³	33247,5	24242,4	32545,8	29309,1

Таблица 2. Основные массовые характеристики самолета

Основные характеристики самолета	Величина, т
Максимальная взлетная масса	190,0
Максимальная масса полезной нагрузки	50,0
Снаряженная масса планера	92,0

системного анализа является платформой для дальнейшего развития исследований в области ЛА, СУ и топлив нового поколения.

Задача исследования

Для перевода авиации на альтернативные виды топлива необходимо оценить ряд характеристик, в том числе экологические. Методологически целесообразно выполнить исследование летно-технических и экологических характеристик на примере широко эксплуатируемого транспортного самолета Ил-76ТД с двигателями Д-30КП-2 и ремоторизованного само-

лета Ил-76ТД-90 с двигателями ПС-90А-76 (рис. 3) на различных топливах: авиакеросине ТС-1, СПГ, СЖТГ и АСКТ.

Основные физико-химические свойства этих видов топлива приведены в табл. 1. Траектория полета самолета принята в соответствии с рекомендациями по практической аэродинамике [5].

Профиль полета представляет собой совокупность сегментов набора высоты, 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, представленные в табл. 2, одинаковы.

Особенности размещения топлива на борту ЛА

Для размещения криогенного сжиженного природного газа на самолете над фюзеляжем устанавливается внешний топливный бак, который увеличивает лобовое сопротивление и массу планера (крыльевые топливные баки при этом отсутствуют). СПГ находится на борту самолета при криогенной температуре 111К. Поскольку рассматривается задача оптимизации ЛА и СУ при условии постоянства взлетной массы (табл. 2), вопросы выбора параметров криогенного топливного бака (КТБ) носят конкретный характер. Например, отдельно от самолета оптимизировался диаметр топливного бака с целью максимизации массы СПГ, находящегося в баке, при заданных значениях длины КТБ, массы 1 кв. м, теплоизоляции и конструкции КТБ (масса 1 кв. м равна 20 кг), а также при известной сумме масс криогенной топливной системы, КТБ и СПГ [6].

По требованиям экологии и безопасности полетов СПГ не должно стравливаться из бака в течение всего полета (метан является парниковым газом). Это обеспечивается путем стабилизации температуры и, соответственно, давления топлива в баке в допустимых



Рис. 3. Самолет Ил-76ТД с двигателями Д-30КП-2 (вверху) и Ил-76ТД-90 с двигателями ПС-90А-76 (внизу)

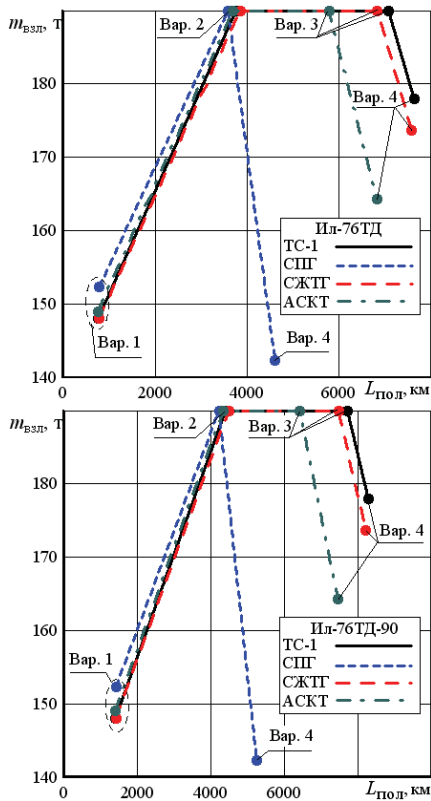


Рис. 4. Зависимость допустимой взлетной массы самолетов Ил-76ТД и Ил-76ТД-90 от дальности полета

пределах. При использовании же керосина ТС-1, СЖТГ и АСКТ все топливо размещается в кессонных баках крыла в жидком виде при стандартных атмосферных условиях.

Исходные данные для расчета

Для расчета ЛТХ самолетов использовались более 1500 исходных данных, взятых из технической документации на вышеупомянутые самолет и двигатель [5; 7]. Для сохранения уровня гидравлических потерь и кавитационного запаса в топливной системе на АСКТ, по сравнению с топливом ТС-1, требуется увеличить диаметры трубопроводов и мощность подкачивающих насосов, что приводит к увеличению массы топливной системы. Значение увеличенной массы может быть определено после детальной проработки конструкции топливной системы. Однако опыт проектирования топливных систем самолетов на отечественном широкофракционном топливе Т-2 и его зарубежном аналоге — топливе Jp-4 дает основание утверждать, что

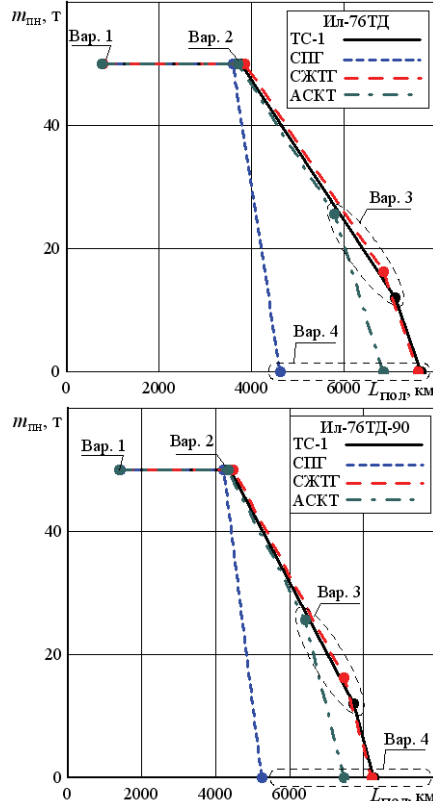


Рис. 5. Зависимость максимальной массы полезной нагрузки от дальности полета самолетов Ил-76ТД и Ил-76ТД-90

увеличение массы топливной системы из-за увеличения давления насыщенных паров топлива несущественно.

Расчет транспортной эффективности

В настоящем исследовании рассматриваем взлетную массу ЛА, являющуюся совокупностью снаряженной массы планера, массы топлива и массы полезной нагрузки. Расчет дальности полета самолета проводился для всего диапазона полезных нагрузок и заправок топливом.

Основными в данном случае являются четыре варианта:

- вариант 1: максимальная полезная нагрузка при условно малом количестве топлива (10 т);
- вариант 2: максимальная полезная нагрузка при максимальной взлетной массе;
- вариант 3: определялся максимальной заправкой топливом при максимальной взлетной массе;
- вариант 4: «перегоночный», характеризуется максимальной заправкой

Таблица 3. Зависимость индекса эмиссии CO₂ от вида топлива

Основные характеристики самолета	Величина, т
Максимальная взлетная масса	190,0
Максимальная масса полезной нагрузки	50,0
Снаряженная масса планера	92,0

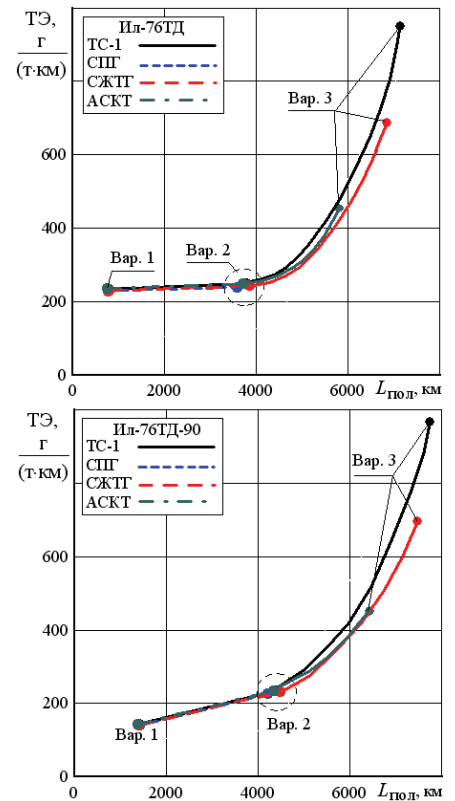


Рис. 6. Зависимость транспортной эффективности от дальности полета самолетов Ил-76ТД и Ил-76ТД-90

топливом и отсутствием полезной нагрузки (рис. 4).

Следует отметить, что в варианте 2 ЛА на альтернативных топливах имеют несколько меньшую массу топлива на борту. Поэтому, несмотря на большую массовую теплоту сгорания, использование альтернативных топлив приводит к уменьшению дальности полета при фиксированной массе полезной нагрузки.

Рассматриваемые альтернативные топлива имеют меньшую плотность и объемную теплоту сгорания (табл. 1). Поэтому в варианте 3 при одинаковой взлетной массе снижение дальности полета прежде всего связано с меньшей массой топлива, размещенного в топливных баках (рис. 4). Но это позволяет взять на борт большую максимальную массу полезной нагрузки (рис. 5) и тем самым, несмотря на уменьшение дальности полета, улучшить транспортную эффективность (ТЭ) (рис. 6), определяемую следующим образом:

$$TЭ + G_T / (M_{пн} \times L), \quad (1)$$

где G_T — расход топлива (в граммах), $M_{пн}$ — масса полезной нагрузки (в тоннах), L — дальность полета, в км.

Для оценки массы эмитированной CO₂ используем следующее соотношение:

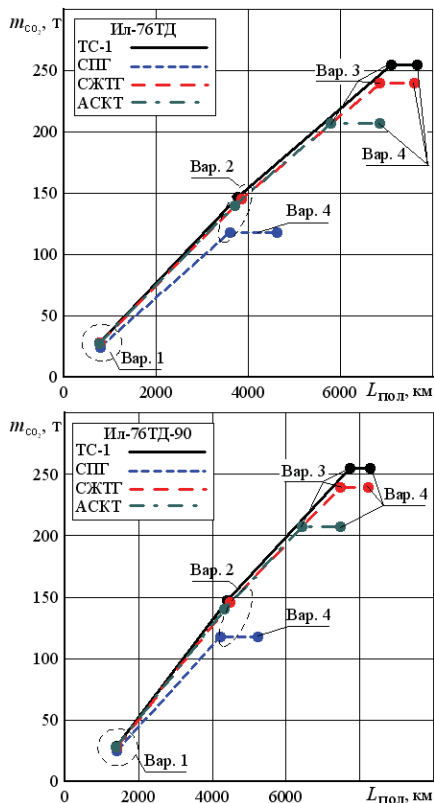


Рис. 7. Зависимость массы эмитированного CO₂ от дальности полета самолетов Ил-76ТД и Ил-76ТД-90

$$M_{CO_2} = [C] \times M_T + [O] \times [C] \times M_T, \quad (2)$$

где M_{CO_2} — масса CO₂; [C] — массовая доля углерода в керосине; M_T — масса топлива; [O] — количество кислорода ($\approx 2,66$ кг), необходимое для окисления 1 кг углерода.

При экологических оценках воздействия на окружающую среду используют индекс эмиссии вредных веществ в виде отношения количества вредных выбросов (в граммах) к расходу топлива (в килограммах). При условии полного окисления углерода в топливе индекс эмиссии CO₂ зависит от вида (марки) топлива (табл. 3).

Абсолютные выбросы CO₂ зависят от расхода топлива и количества углерода в его составе. Существенное снижение выбросов CO₂ (на 17 % в варианте 2) происходит только при работе на СПГ. Если самолет работает на АСКТ и СЖТГ, то объем эмитированного CO₂ меньше на 4 и 3 % соответственно (рис. 7).

Несмотря на небольшой вклад авиации в общую эмиссию CO₂, воздействие CO₂ на физико-химические процессы, происходящие в атмосфере, оказывается сильным, так как выбросы CO₂ происходят непосредственно в тех областях атмосферы, где формируются условия возникновения циклонов, антициклонов и определяется их активность [8]. В варианте 1 массовая теп-

лота сгорания АСКТ более высокая, чем теплота сгорания ТС-1, и при фиксированной массе полезной нагрузки СЖТГ позволяет увеличить дальность полета на 2,0 и 2,5 % соответственно за счет более экономичной работы двигателей (рис. 5).

В варианте 2 самолеты на АСКТ и СЖТГ проигрывают самолетам на ТС-1 и СПГ в дальности полета на 3,0 % (рис. 5). Меньшая объемная теплота сгорания АСКТ и СЖТГ приводит к уменьшению дальности полета только при максимальной заправке самолета топливом (варианты 2 и 3). Однако при этом увеличивается масса полезной нагрузки за счет уменьшения массы топлива вследствие меньшей плотности при фиксированном объеме топливных баков (рис. 5). Дальность полета модернизированных под СПГ самолетов (варианты 1 и 2) уменьшается на 4 % по сравнению с самолетом на ТС-1 (рис. 4). Вариантов 3 и 4 у самолета на СПГ нет, так как в варианте 2 топливный бак уже полный, в то время как при использовании других видов топлива в баках самолета еще есть место.

ТЭ самолетов на рассматриваемых альтернативных топливах в вариантах 1 и 2 практически совпадает с ТЭ самолетов на ТС-1 (рис. 6). ТЭ самолетов на альтернативных топливах улучшается в 3-м варианте по отношению ко 2-му. Это связано с тем, что масса полезной нагрузки максимальна, и она фиксирована, а двигатели работают экономичнее. Линия графика для варианта 4 не приводится, так как при нулевой полезной нагрузке ТЭ самолетов стремится к бесконечности. Наибольшая ТЭ при использовании альтернативных топлив имеет место на режимах максимальных полезных нагрузок (вариант 3) при полных заправках топливом самолетов Ил-76ТД и Ил-76ТД-90 (рис. 6).

Проведенный анализ позволяет сделать следующие выводы:

- по сравнению с керосином ТС-1 альтернативные топлива АСКТ и СЖТГ содержат меньше углерода и расходуются меньше, при их использовании абсолютная эмиссия CO₂ в атмосферу снижается на 4 и 3 % соответственно;
- если силовые установки транспортных самолетов работают на СПГ, то абсолютная эмиссия CO₂ за полет на 17 % ниже, чем у установок, работающих на ТС-1;
- улучшение транспортной эффективности самолетов на альтернатив-



ных топливах происходит только в тех вариантах полетного задания, которые предполагают максимальную заправку топливом и максимальную массу полезной нагрузки при максимальной взлетной массе;

- для более существенного увеличения показателей эффективности транспортных самолетов необходимо проектировать силовую установку и самолет непосредственно под конкретное альтернативное топливо.

ЛИТЕРАТУРА

1. Федоров Е. П., Французова Н. А. и др. Разработка синтетического реактивного топлива из биосырья // Прямоточные ВРД и химмотология. Труды ЦИАМ. — 2010. — № 1340. — С. 107–116.
2. Бакулин В. Н., Брещенко Е. М., Дубовкин Н. Ф., Фаворский О. Н. Газовые топлива и их компоненты. — М.: МЭИ, 2009.
3. Разносчиков В. В., Яновская М. Л. Оптимизация состава авиационного сконденсированного топлива для транспортных самолетов // АвтоГазоЗаправочный Комплекс плюс Альтернативное топливо. — 2010. — № 4 (52). — С. 11–15.
4. Антонов А. В. Системный анализ. — М.: Высшая школа, 2006.
5. Авиационный комплекс им. С. В. Ильюшина. — URL: <http://www.ilyushin.org/> (дата обращения: 27.09.2011).
6. Братухин А. Г., Яновский Л. С., Разносчиков В. В. и др. Оценка эффективности пассажирских самолетов на сжиженном природном газе // Авиационная промышленность. — 2010. — № 1. — С. 8–16.
7. Пермский моторостроительный комплекс. — URL: <http://www.ukpmk.ru/> (дата обращения: 15.09.2011).
8. Николайкина Н. Е., Николайкин Н. И., Матягина А. М. Промышленная экология: Инженерная защита биосферы от воздействия воздушного транспорта. — М.: ИКЦ «Академнига», 2006.