

УДК 621.452.33
Код ГРНТИ 55.42.45

doi 10.54708/19926502_2026_30111175

Методика оценки мощности турбовинтового двигателя в составе гибридной силовой установки параллельной схемы мощностью до 800 кВт

Ю.А. Равикович, В.В. Серков*

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия

Аннотация. В работе приведена методика оценки мощности турбовинтового двигателя в составе гибридной силовой установки параллельной схемы мощностью до 800 кВт. Аналитически рассчитана зависимость удельного расхода топлива ТВД от коэффициента дросселирования. Приведена зависимость удельной массы от уровня мощности для существующих ТВД. Произведен демонстрационный расчет мощности ТВД в составе ГСУ для самолета М-101Т «Гжель». На основании методики приведены рекомендации по использованию ГСУ на самолетах со взлетной мощностью силовой установки до 800 кВт.

Ключевые слова: Гибридная силовая установка параллельной схемы, турбовинтовой двигатель, коэффициент дросселирования, удельный расход топлива, удельная масса.

*serkovvv@mai.ru

Введение

В настоящее время гибридные силовые установки (ГСУ) для авиации активно изучаются во многих странах. Использование в качестве источника энергии не только углеводородного топлива, но и электричества открывает новые возможности для развития воздушных судов (ВС) различного типа и назначения. Отсутствие широкого опыта в проектировании и эксплуатации ГСУ требует большого количества исследований, направленных на анализ оптимального соотношения использования тепловой и электрической машины (ЭМ) на борту ВС [1, 2]. В данной статье авторами предлагается методика по оценке мощности турбовинтового двигателя (ТВД) в составе ГСУ взлетной мощностью до 800 кВт для одномоторного летательного аппарата (ЛА) самолетного типа.

Сравнение традиционной и гибридной СУ

На каждом отдельно взятом участке полетного цикла ВС требуется разный уровень мощности силовой установки (СУ). При стандартном подходе к проектированию традиционной СУ на базе ТВД, ее мощность должна быть:

$$N_{\text{ТВД}} = N_{\text{ЛА взлет}}, \quad (1)$$

где $N_{\text{ТВД}}$ – мощность, создаваемая ТВД в режиме работы «Взлетный»; $N_{\text{ЛА взлет}}$ – мощность, необходимая для взлета ЛА (здесь и далее единица измерения мощности – кВт).

В остальных режимах полета, таких как «Крейсерский», ВС требуется гораздо меньше мощности СУ, поэтому, как правило, их дросселируют. Высокий уровень дросселирования СУ означает, что на режимах полета, требующих меньшей мощности, чем «Номинальный», СУ оказывается переразмеренной, а двигатель вынужден работать в нерасчетном режиме.

Увеличение мощности СУ на взлете за счет сторонних устройств, таких как ракетные ускорители или катапульта, ранее уже использовались в авиации, но нашли применение только в военной технике и для специфических задач. В настоящее время для увеличения взлетной мощности легких гражданских ВС, таких как самолеты местных воздушных линий (МВЛ), повсеместно использующих в качестве СУ один или два ТВД, рассматривается возможность использования электрической тяги.

СУ, использующая для создания тяги (мощности) два (или более) источника энергии, получила название гибридная. В авиационной сфере это, как правило, тепловая и электрическая машины (ЭМ).

Схема ГСУ, в которой мощность для создания тяги ВС может создаваться одновременно тепловой и электрической машиной, получила название параллельная.

Таким образом, при использовании ГСУ параллельной схемы мощность ТВД может быть меньше, чем требуется ЛА для взлета, при условии, что недостающая часть мощности будет обеспечена ЭМ:

$$N_{\text{ТВД}} + N_{\text{ЭМ}} = N_{\text{ЛА взлет}}, \quad (2)$$

где $N_{\text{ЭМ}}$ – мощность, создаваемая ЭМ.

При создании ГСУ одним из важнейших вопросов является баланс мощностей, создаваемых тепловой и электрической машиной. Ниже будет приведена методика выбора мощности ТВД в составе ГСУ для обеспечения требуемой мощности на всех режимах полета ВС.

Система уравнений мощности ГСУ

Главным недостатком гибридной или электрической силовой установки (ЭСУ) является низкая энергоемкость аккумуляторных батарей (АКБ) по сравнению с углеводородным топливом. Поэтому расчет будет вестись, исходя из условия обеспечения наиболее длительных режимов полета только за счет ТВД на углеводородном топливе, без использования электротяги. В то время как ЭМ в двигательном режиме будет работать только кратковременно в режимах полета, требующих повышенной мощности ГСУ.

Наиболее продолжительный режим полета для пассажирских и транспортных ЛА – это «Крейсерский». Режимом наибольшей потребной мощности является «Взлетный».

На основании вышеизложенных тезисов и формулы (2) составим начальную систему уравнений мощности ГСУ:

$$N_{\text{ном}} \times k_{\text{дрос_крейсер}} = N_{\text{ЛА крейсер}} \quad (3)$$

$$N_{\text{ном}} \times k_{\text{дрос_взлет}} + N_{\text{ЭМ}} = N_{\text{ЛА взлет}} \quad (4)$$

где $N_{\text{ном}}$ – номинальная мощность, создаваемая ТВД; $k_{\text{дрос_крейсер}}$ – коэффициент дросселирования ТВД в режиме работы «Крейсерский»; $k_{\text{дрос_взлет}}$ – коэффициент дросселирования ТВД в режиме работы «Взлетный»; $N_{\text{ЛА крейсер}}$ – мощность, необходимая для совершения крейсерского полета ЛА; $N_{\text{ЭМ}}$ – мощность ЭМ.

Подробнее остановимся на коэффициенте дросселирования ($k_{\text{дрос}}$):

$$k_{\text{дрос}(i)} = \frac{N(i)}{N_{\text{ном}}} \quad (5)$$

где i – режим работы ТВД; N_i – мощность ТВД на i -ом режиме работы; $N_{\text{ном}}$ – мощность ТВД в номинальном режиме работы.

Исходя из формулы (5), коэффициент дросселирования $k_{\text{дрос}}$ равняется отношению i -ой мощности ТВД к мощности, развиваемой этим ТВД на номинальном режиме работы.

Существующие ТВД обладают стандартным набором режимов работы, каждый из которых характеризуется определенным коэффициентом дросселирования [3–5]. Типовые режимы работы ТВД приведены в Табл. 1.

Таблица 1. Типовые режимы работы ТВД.

Режим работы	Мощность, в зависимости от $k_{\text{дрос}}$	Время непрерывной работы
Взлетный	$1,1N_{\text{ном}}$	5 минут
Номинальный $N_{\text{ном}}$	$N_{\text{ном}}$	60 минут
Максимальный продолжительный	$0,9N_{\text{ном}}$	неограниченно
Крейсерский I	$0,8N_{\text{ном}}$	
...	...	
Крейсерский i	$0,4N_{\text{ном}}$	20 минут
Малый газ	–	

В Табл. 1 представлен столбец времени непрерывной работы, что является конструктивным ограничением каждого ТВД. Таким образом, режимы, время работы в которых ограничено, не могут быть рассмотрены в качестве режимов работы ТВД в составе ГСУ во время крейсерского полета.

Ниже на Рис. 1 представлена дроссельная характеристика ТВД [6] в виде зависимости удельного расхода топлива (УРТ) (C_e) от частоты вращения ротора газогенератора ($n_{тк}$).

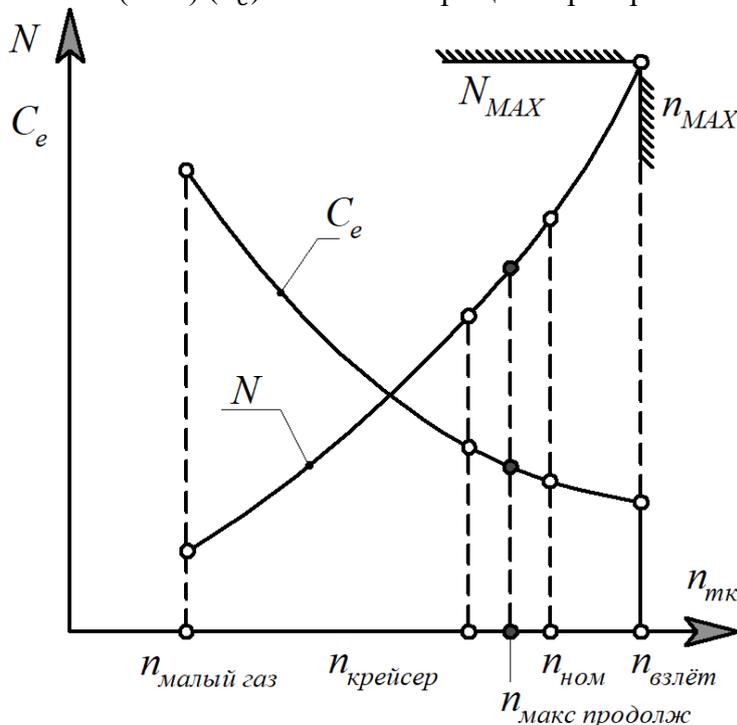


Рисунок 1. Дроссельная характеристика ТВД.

Из Рис. 1 видно, что величина удельного расхода топлива (УРТ) (C_e) с ростом оборотов турбокомпрессора ($n_{тк}$) все время уменьшается, вначале интенсивно, а затем более медленно, что означает, что у ТВД нет характерной точки наименьшего расхода топлива. Использование ТВД более экономично на высоких режимах работы, например таких как «Взлетный», «Номинальный», «Максимальный продолжительный».

Исходя из вышесказанного, можно сделать вывод, что режим работы ТВД «Максимальный продолжительный» является оптимальным при полете ЛА в режиме крейсерского полета.

Коэффициент дросселирования ($k_{дрос}$) на режиме «Максимальный продолжительный» согласно таблице 1 в общем случае для ТВД составляет 0,9.

Запишем систему уравнений (3), (4), используя коэффициента дросселирования ($k_{дрос}$):

$$N_{ном} \times 0,9 = N_{ЛА \text{ крейсер}} \quad (6)$$

$$N_{ном} \times 1,1 + N_{ЭМ} = N_{ЛА \text{ взлет}} \quad (7)$$

Тогда формулы расчета мощности ТВД и ЭМ в составе ГСУ параллельной схемы можно записать как

$$N_{ном} = \frac{N_{ЛА \text{ крейсер}}}{0,9}, \quad (8)$$

$$N_{ЭМ} = N_{ЛА \text{ взлет}} - N_{ном} \times 1,1. \quad (9)$$

Мощность ТВД и ЭМ в составе ГСУ, рассчитанные по формулам (8) и (9), будут достаточны для выполнения полетного цикла ЛА и обеспечат необходимый уровень мощности ЛА с ГСУ при условии, что взлетная масса данного ЛА не превысит массу ЛА с традиционной СУ.

Условие неизменности массы ЛА

Замена традиционной СУ на ГСУ сопровождается добавлением набора электрических компонентов. Для выполнения условия неизменности массы ЛА необходимо скомпенсировать увеличившуюся массу за счет:

- уменьшенного массового расхода топлива при работе ТВД в составе ГСУ на более оптимальном режиме;
- уменьшенной массы ТВД в составе ГСУ.

Таким образом, масса полученной ГСУ не должна превысить массу традиционной СУ с учетом уменьшенной массы расходуемого топлива за n -часов полета:

$$m_{\text{ГСУ}} \leq m_{\text{ТВД1}} + \Delta m_{\text{топл}}, \quad (10)$$

где $\Delta m_{\text{топл}} = (m_{\text{топл1}} - m_{\text{топл2}})$ – изменение массы израсходованного топлива; 1 – индекс, относящийся к традиционной СУ; 2 – индекс относящийся к ГСУ.

Для оценки влияния указанных величин на массу ЛА, рассмотрим каждую из них более подробно.

Масса ГСУ

При оценке массы электрической части ГСУ [7] учитываются массы ЭМ, блока управления ЭМ (БУ ЭМ), системы передачи энергии (СПЭ) и аккумуляторной батареи повышенной мощности (АКБ). Тогда масса ГСУ может быть представлена следующим образом:

$$m_{\text{ГСУ}} = m_{\text{ТВД2}} + m_{\text{ЭМ}} + m_{\text{БУ ЭМ}} + m_{\text{СПЭ}} + m_{\text{АКБ}}, \quad (11)$$

где $m_{\text{ТВД2}}$ – масса ТВД в составе ГСУ; $m_{\text{ЭМ}}$ – масса ЭМ; $m_{\text{БУ ЭМ}}$ – масса БУ ЭМ; $m_{\text{СПЭ}}$ – масса СПЭ; $m_{\text{АКБ}}$ – масса АКБ повышенной мощности.

В формуле (11) масса ГСУ ($m_{\text{ГСУ}}$) не включает в себя ряд вспомогательных систем любой авиационной СУ, так как они будут присутствовать как в традиционной СУ, так и в ГСУ и не окажут влияния на изменение массы.

Запишем массу каждого компонента ГСУ из формулы (11) как произведение мощности на удельную массу, а мощность ТВД выразим с помощью коэффициента дросселирования ($k_{\text{дрос}}$):

$$m_{\text{ГСУ}} = N_{\text{ном}} \times k_{\text{дрос_взлет}} \times C_{\text{ТВД2}} + N_{\text{ЭМ}} \times (C_{\text{уд ЭМ}} + C_{\text{уд БУ}} + C_{\text{уд СПЭ}} + (C_{\text{уд АКБ}} \times t_{\text{АКБ}})), \quad (12)$$

где $C_{\text{ТВД2}}$ – удельная масса ТВД в составе ГСУ; $C_{\text{уд ЭМ}}$ – удельная масса ЭМ; $C_{\text{уд БУ}}$ – удельная масса БУ ЭМ; $C_{\text{уд СПЭ}}$ – удельная масса СПЭ; $C_{\text{уд АКБ}}$ – удельная масса АКБ; $t_{\text{АКБ}}$ – время работы АКБ.

Удельная масса ТВД

Удельная ТВД ($C_{\text{ТВД}}$) зависит от уровня мощности двигателя и его конструктивного и технологического совершенства. На рисунке 2, представлены данные по удельной массе ($C_{\text{ТВД}}$) в зависимости от мощности на режиме работы «Взлетный» для линейки коммерчески успешного ТВД РТ6А фирмы Pratt and Whitney в разных модификациях от 400 до 800 кВт [8].

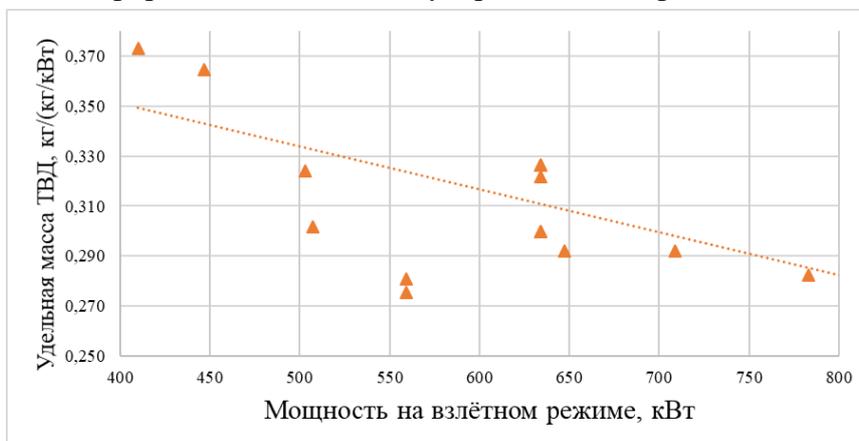


Рисунок 2. График зависимости удельной массы от мощности на режиме работы «Взлетный» для двигателя PW RT6A в разных модификациях.

Из графика, представленного на Рис. 2, видно, что зависимость удельной массы ($C_{ТВД}$) от мощности имеет линейный характер и находится в пределах от 0,285 до 0,370 кг/кВт.

Удельная масса электрической части ГСУ

В данной методике удельные характеристики электрической части ГСУ представлены в Табл. 2 [9, 10].

Таблица 2. Характеристики электрической части ГСУ.

Параметр	Единица измерения	Параметр
Удельная масса АКБ	кг/(кВт × ч)	5
Удельная масса ЭМ	кг/кВт	0,083
Удельная масса БУ ОЭМ	кг/кВт	0,05
Удельная масса СПЭ	кг/кВт	0,025

Аналитический расчет массового расхода топлива

В данном разделе будет рассмотрен способ уменьшения удельного расхода топлива (УРТ) ТВД в составе ГСУ за счет особенностей дроссельной характеристики данного типа двигателей.

Рассмотрим, насколько отличается удельный и массовый расход топлива ТВД в составе ГСУ и в составе традиционной СУ.

УРТ (C_e) на «Взлетном» режиме работы ТВД зависит от класса мощности. Анализ существующего уровня данного показателя для ТВД мощностью в пределах от 500 до 850 кВт представлен на Рис. 3 и показывает, что среднее значение УРТ составляет $0,355 \frac{\text{кг}}{\text{кВт} \times \text{ч}}$ на режиме работы «Взлетный».

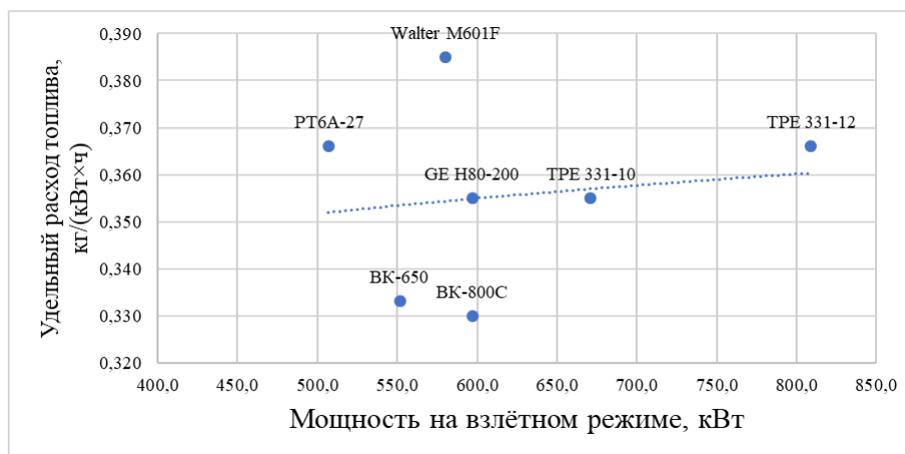


Рисунок 3. Уровень УРТ существующих ТВД.

Для оценки уровня УРТ (C_e) в зависимости от коэффициента дросселирования ТВД ($k_{\text{дрос}}$) обратимся к данным по расходу топлива ТВД [11]. Данные представлены в Табл. 3.

Таблица 3. Дроссельные характеристики ТВД [11].

Режим работы	Мощность, в зависимости от $k_{\text{дрос}}$	Массовый расход топлива, кг/ч	УРТ, $\frac{\text{кг}}{\text{кВт} \times \text{ч}}$
Взлетный	$1,1 N_{\text{ном}}$	676	0,328
Номинальный	$N_{\text{ном}}$	598	0,319
0,85 номинального	$0,85 N_{\text{ном}}$	541	0,339
0,7 номинального	$0,7 N_{\text{ном}}$	485	0,369
0,6 номинального	$0,6 N_{\text{ном}}$	448	0,398

Для наглядности данные Табл. 3 представлены в виде графика на Рис. 4. Характер графика совпадает с теоретическим, представленным на Рис. 1.

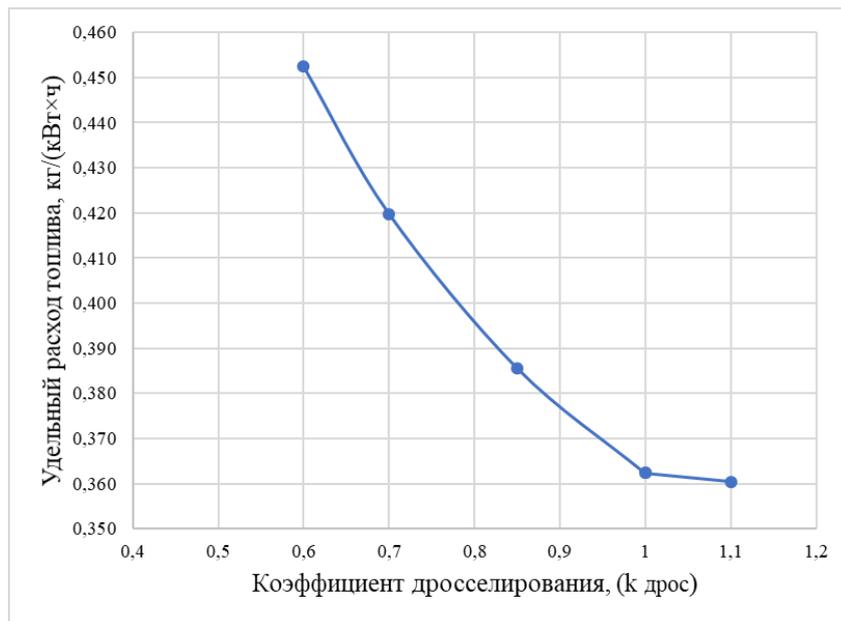


Рисунок 4. Зависимость УРТ (C_e) от мощности ТВД.

Для оценки влияния коэффициента дросселирования ($k_{\text{дрос}}$) введем коэффициент УРТ:

$$k_{\text{УРТ}(i)} = \frac{C_{e(i)}}{C_{e \text{ взлет}(i)}}, \quad (13)$$

где i – режим работы ТВД; $C_{e(i)}$ – УРТ в i -ом режиме работы ТВД.

Рекомендации по выбору коэффициента УРТ $k_{\text{УРТ}}$ в зависимости от принятого коэффициента дросселирования $k_{\text{дрос}}$ представлены в Табл. 4.

Таблица 4. Рекомендованные значения коэффициента УРТ.

Коэффициент дросселирования $k_{\text{дрос}}$	Коэффициент УРТ $k_{\text{УРТ}}$
1,1	1,00
1	1,01
0,85	1,07
0,7	1,16
0,6	1,26

Они же представлены на Рис. 5 в виде графика.

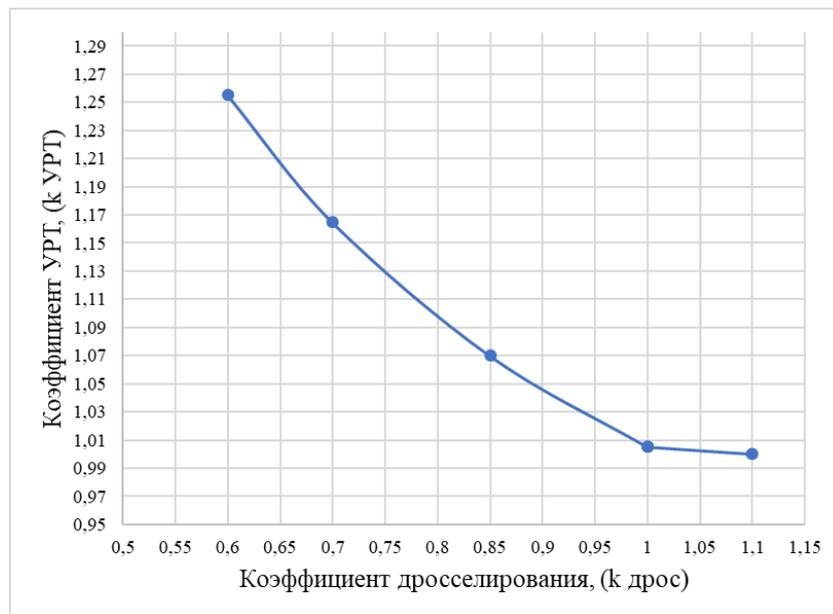


Рисунок 5. График зависимости коэффициента УРТ ($k_{урт}$) от коэффициента дросселирования ТВД.

Тогда удельный расход топлива ТВД может быть найден по следующей формуле:

$$C_{e(i)} = C_e \times k_{урт(i)} = 0,355 \times k_{урт(i)}. \quad (14)$$

Так как параметр УРТ (C_e) представляет собой отношение массового расхода топлива к мощности двигателя, то масса израсходованного топлива:

$$m_{топл(i)} = (C_e \times k_{урт(i)}) \times N_{ТВД} \times t_{полет(i)}, \quad (15)$$

где $t_{полет}$ – время полета в i -ом режиме.

Сравним насколько отличается топливная эффективность традиционной СУ от ГСУ. Для этого смоделируем ситуацию, при которой абсолютно идентичный ЛА совершает крейсерский полет при одинаковых условиях в течение определенного времени. Запишем массу израсходованного топлива такого ЛА

$$m_{топл1} = (C_e \times k_{урт1}) \times N_{ТВД1} \times t_{полет}, \quad (16)$$

$$m_{топл2} = (C_e \times k_{урт2}) \times N_{ТВД2} \times t_{полет}, \quad (17)$$

где 1 – индекс, обозначающий традиционную СУ; 2 – индекс, обозначающий ГСУ.

Вычтем уравнение (1.16) из уравнения (1.17) и найдем изменение массы топлива, при переходе от традиционной СУ к ГСУ:

$$\Delta m_{топл} = m_{топл1} - m_{топл2}, \quad (18)$$

Подставим в формулу (18) формулу (16) и (17) и упростим

$$\Delta m_{топл} = (C_e \times t_{полет}) \times (N_{ТВД1} \times k_{урт1} - N_{ТВД2} \times k_{урт2}). \quad (19)$$

В формуле (19) мощность ТВД в составе традиционной СУ ($N_{ТВД1}$) и ГСУ ($N_{ТВД2}$) представим с помощью формул (1), (3) и формул (6), (7):

$$N_{ТВД1} = N_{ЛА\ взлет} = (N_{ном} \times k_{дрос_взлет} + N_{ЭМ}), \quad (20)$$

$$N_{ТВД2} = N_{ЛА\ крейсер} = (N_{ном} \times k_{дрос_крейсер}). \quad (21)$$

Запишем итоговую формулу изменения массы израсходованного топлива, подставив в формулу (19) выражения из формул (20), (21):

$$\Delta m_{топл} = (C_e \times t_{полет}) \times ((N_{ном} \times k_{дрос_взлет} + N_{ЭМ}) \times k_{урт1} - (N_{ном} \times k_{дрос_взлет}) \times k_{урт2}). \quad (22)$$

Итоговое неравенство неизменности массы ЛА

Перепишем неравенство (10) с учетом формул (12) и (22):

$$(N_{\text{ном}} \times k_{\text{дрос_взлет}} \times C_{\text{ТВД2}}) + (N_{\text{ЭМ}} \times (C_{\text{уд ЭМ}} + C_{\text{уд БУ}} + C_{\text{уд СПЭ}} + (C_{\text{уд АКБ}} \times t_{\text{АКБ}})) \leq \\ \leq ((N_{\text{ном}} \times k_{\text{дрос_взлет}} + N_{\text{ЭМ}}) \times C_{\text{ТВД1}}) + (C_e \times t_{\text{полет}}) \times ((N_{\text{ном}} \times k_{\text{дрос_взлет}} + N_{\text{ЭМ}}) \times \\ \times k_{\text{УРТ1}} - (N_{\text{ном}} \times k_{\text{дрос_взлет}}) \times k_{\text{УРТ2}}). \quad (23)$$

Полученное неравенство (23) может быть использовано для проверки корректности выбранной мощности ТВД в составе ГСУ.

Демонстрационный расчет

Проведем расчет по описанной методике и получим мощность ТВД для ЛА с ГСУ. В качестве примера возьмем самолет МВЛ, разрабатывавшийся в ОКБ Мясищева М-101Т «Гжель» с СУ, представленной ТВД Walter M-601F32.

Пусть необходимо разработать ГСУ на базе ТВД для этого ЛА, оставив его уровень тяговооруженности и взлетную массу не выше ЛА с традиционной СУ. Характеристики данного ЛА представлены в Табл. 5.

Таблица 5. Характеристики самолета М-101Т с ТВД.

Параметр	Значение
Мощность, необходимая для взлета ЛА	580 кВт
Мощность, необходимая для крейсерского полета ЛА	430 кВт
Время крейсерского полета ЛА	3 часа
Время непрерывной работы штатного ТВД на режиме «Взлетный»	5 мин

Согласно формуле (8) номинальная мощность ТВД в составе ГСУ для крейсерского полета составит:

$$N_{\text{ном}} = \frac{N_{\text{ЛА крейсер}}}{0,9} = \frac{430 \text{ кВт}}{0,9} = 477,8 \text{ кВт}.$$

Согласно формуле (9) мощность ЭМ, необходимая для взлета, составит:

$$N_{\text{ЭМ}} = N_{\text{ЛА взлет}} - N_{\text{ном}} \times 1,1 = 580 \text{ кВт} - 477,8 \text{ кВт} \times 1,1 = 54,2 \text{ кВт}.$$

Проверим выполнение условия неизменности массы ЛА используя неравенство (23). Подставляемые значения для удобства сведены в Табл. 6.

Таблица 6. Данные для расчета.

Значение	Название	Источник
Параметры для традиционной СУ		
$N_{\text{ТВД1}} = 580 \text{ кВт}$	Мощность, создаваемая ТВД в режиме «Взлетный»	Из Табл. 5 (исходные данные для расчета)
$C_{\text{ТВД1}} = 0,32 \text{ кг/кВт}$	Удельная масса ТВД	Выбирается по графику на Рис. 2
$k_{\text{дрос1}} = \frac{430}{580} = 0,74$	Коэффициент дросселирования ТВД	Вычисляется по формуле (5)
$k_{\text{УРТ1}} = 1,13$	Коэффициент УРТ	Выбирается по графику на Рис. 5
$C_{e1} = (C_e \times k_{\text{УРТ1}}) = \\ = 0,355 \frac{\text{кг}}{\text{кВт} \times \text{ч}} \times 1,13 = \\ = 0,4 \frac{\text{кг}}{\text{кВт} \times \text{ч}}$	Удельный расход топлива ТВД	Считается по формуле (14)

Продолжение Табл. 6

Параметры для ГСУ		
$N_{ТВД2} = N_{ном} \times k_{дрос\ взлет} = 477,8 \text{ кВт} \times 1,1 = 525,8 \text{ кВт}$	Мощность, создаваемая ТВД в режиме «Взлетный»	Из Табл. 5 (исходные данные для расчета)
$C_{ТВД2} = 0,33 \text{ кг/кВт}$	Удельная масса ТВД	Выбирается по графику на Рис. 2
$k_{дрос2} = \frac{478}{526} = 0,90$	Коэффициент дросселирования ТВД	Вычисляется по формуле (5)
$k_{урт2} = 1,045$	Коэффициент УРТ	Выбирается по графику на Рис. 5
$C_{e2} = (C_e \times k_{урт2}) = 0,355 \frac{\text{кг}}{\text{кВт} \times \text{ч}} \times 1,045 = 0,37 \frac{\text{кг}}{\text{кВт} \times \text{ч}}$	Удельный расход топлива ТВД	Считается по формуле (14)
$N_{ЭМ} = 54,2 \text{ кВт}$	Мощность ЭМ	Считается по формуле (9)
$C_{уд\ ЭМ} = 0,083 \text{ кг/кВт}$	Удельная масса ЭМ	Из Табл. 2
$C_{уд\ БУ} = 0,05 \text{ кг/кВт}$	Удельная масса БУ ЭМ	
$C_{уд\ СПЭ} = 0,025 \text{ кг/кВт}$	Удельная масса СПЭ	
$C_{уд\ АКБ} = 5 \text{ кг/(кВт} \times \text{ч)}$	Удельная масса АКБ	
$t_{АКБ} = 5 \text{ мин} = \frac{1}{12} \text{ часа}$	Время работы АКБ	Из Табл. 5
Параметры для ЛА		
$t_{крейсер} = 3 \text{ часа}$	Время крейсерского полета	Из Табл. 5
$N_{ЛА\ крейсер} = 430 \text{ кВт}$	Мощность, необходимая для крейсерского полета ЛА	Из Табл. 5
$N_{ЛА\ взлет} = 580 \text{ кВт}$	Мощность, необходимая ЛА для взлета	Из Табл. 5

Результаты расчета сведены в Табл. 7.

Таблица 7. Результаты расчета по установке ГСУ на примере самолета М-101Т.

Название	Значение, кг	Характер изменения после установки ГСУ
Масса ТВД в составе традиционной СУ	185,5	–
Масса ТВД в составе ГСУ	173,6	Уменьшилась по сравнению с массой ТВД в составе традиционной СУ
Масса ЭМ	4,5	Новый элемент
Масса БУ	2,7	Новый элемент
Масса СПЭ	1,36	Новый элемент
Масса АКБ	22,6	Новый элемент
Общая масса ГСУ	204,8	Масса ГСУ оказалась больше массы традиционной СУ
Масса топлива для ГСУ	585,2	Уменьшилась по сравнению с массой топлива традиционной СУ за счет сниженного УРТ
Масса топлива для традиционной СУ	698	–
Изменение массы израсходованного топлива при установке ГСУ	112,8	УРТ ГСУ оказался ниже, чем УРТ традиционной СУ

Неравенство (23) при использовании данных демонстрационного расчета после всех алгебраических действий и округления примет вид:

$$204,8 \leq 298,4.$$

Следовательно, условие неизменности массы ЛА выполняется. Масса ГСУ оказалась больше массы традиционного ТВД, но за счет сниженного расхода топлива при 3-х часовом крейсерском полете масса ЛА с ГСУ оказалась на 93,6 кг ниже, чем масса идентичного ЛА с традиционной СУ. Результаты расчета получились очень оптимистичными. Это связано с тем, что для нахождения массы электрических компонентов использовались данные из статьи [7], которые на сегодняшний день недостижимы.

Из расчета видно, что чем больше масса электрической части ГСУ, тем более длительный крейсерский полет потребуется совершить ЛА, чтобы скомпенсировать массу ГСУ за счет уменьшенного удельного расхода топлива.

Таким образом, методика позволяет легко подобрать мощность ГСУ и найти минимальное плечо крейсерского полета, при котором установка ГСУ на ЛА не приведет к изменению взлетной массы ЛА или дальности полета.

Заключение

В работе предложена методика оценки мощности ТВД в составе гибридной силовой установки параллельной схемы мощностью до 800 кВт. В качестве проверки полученной мощности ТВД сформировано условие неизменности массы ЛА. Для оценки изменения расхода топлива ТВД при переходе от традиционной СУ к ГСУ предложен аналитический расчет удельного расхода топлива ТВД.

Выполнен демонстрационный расчет на примере самолета МВЛ М-101Т «Гжель». Полученное уменьшение массы израсходованного топлива на 112,8 кг (см. Табл. 7) демонстрирует улучшенную топливную эффективность ГСУ, примерно на 16% по сравнению с традиционной СУ с ТВД. Данное обстоятельство говорит о значительном снижении стоимости летного часа ЛА с ГСУ.

Представленные результаты исследований показывают целесообразность использования ГСУ в сегменте самолетов МВЛ мощностью до 800 кВт. Установка ГСУ позволит значительно сократить расход топлива при неизменных характеристиках ЛА.

Литература:

1. Бондаренко Д.А., Равикович Ю.А. Обоснование применимости гибридных силовых установок на летательных аппаратах различного типа и назначения // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 148–157. [Bondarenko D.A., Ravikovich Y.A. Hybrid power plants applicability substantiation on various types and purpose aircraft // Aerospace MAI Journal. 2023. Vol. 30. No. 2. P. 148–157 (in Russian)]. DOI: 10.34759/vst-2023-2-148-157.
1. Fouda M., Adler E.J., Bussemaker J. et al. Automated hybrid propulsion model construction for conceptual aircraft design and optimization / 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (4–9 September 2022; Stockholm, Sweden). ICAS, 2022.
2. Зрелов В.А., Маслов В.Г. Основные данные отечественных авиационных ГТД и их применение при учебном проектировании: учеб. пособие. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1999. 160 с. [Zrellov V.A., Maslov V.G. Basic data of domestic aviation GTE and their application in educational design: Instructional medium. Samara: State Aerospace University, 1999. 160 p. (in Russian)]. ISBN 5-7883-0056-8.
3. GE H Series Turboprop Engine [Booklet] / General Electric Company, GE Aviation, Business & General Aviation. 2017. 2 p.
4. Конструкция и эксплуатация двигателя М601F-22(32) самолета М101Т: учеб. пособие / Сост. С.М. Степанов. Ульяновск: УВАУ ГА, 2006. 115 с. [Design and operation of the M601F-22(32) engine of the M101T aircraft: instructional medium / Comp. by S.M. Stepanov. Ulyanovsk: Ulyanovsk Higher Aviation School of Civil Aviation, 2006. 115 p. (in Russian)]

5. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей: ч. 2. Учебник для ВУЗов ВВС / Под ред. Ю.Н. Нечаева. М.: Изд. ВВИА им. Проф. Н.Е. Жуковского, 2006 г. 448 с. [Nechaev Yu.N., Feydorov R.M., Kotlovskiy V.N., Polev A.S. Aeroengine theory: pt. 2. Textbook for Air Force higher education institutions / Ed. by Yu.N. Nechaev. Moscow: N.E. Zhukovsky Air Force Engineering Academy, 2006 448 p. (in Russian)]. УДК: 629.7.036.001.
6. Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Власов А.В. и др. Оценка эффективности различных типов силовых установок 9-местного самолета местных воздушных линий // Авиационные двигатели. 2025. № 1(26). С. 83–100 [Varyukhin A.N., Zakharchenko V.S., Vlasov A.V., et al. Efficiency analysis of different types of propulsion systems for 9-pax commuter aircraft // Aviation Engines. 2025. No. 1(26). P. 83–100 (in Russian)].
7. Авиационные двигатели семейства РТ6А-67. Карта данных сертификата типа. № FATA-01078E издание 01. Москва: Министерство транспорта Российской Федерации Федеральное Агентство воздушного транспорт (Росавиация), 2021. [Aviation Engine Family RT6A-67. Type Certificate Data Sheet. No FATA-01078E pub. 01. Moscow: Ministry of Transport of the Russian Federation Federal Air Transport Agency (Rosaviatsiya), 2021.]
8. Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Рахманкулов Д.Я. и др. Традиционные, гибридные и электрические силовые установки самолетов местных воздушных линий // Авиационные двигатели. 2022. № 1(14). С. 19–32 [Varyukhin A.N., Zakharchenko V.S., Rakhmankulov D.Ya., et al. Traditional, hybrid and electric propulsion systems of commuter aircrafts // Aviation Engines. 2022. No. 1(14). P. 19–32.]. DOI: 10.54349/26586061_2022_1_19.
9. Шевелев А.О., Шумягин Н.Н. Исследование характеристик гибридно-электрического ТРДД для регионального самолета // Авиационные двигатели. 2023 № 1. С. 57–64 [Shevelev A.O., Shumyagin N.N. Signature analysis of Hybrid-electric bypass turbojet for region plane // Aviation Engines. 2023 No. 1. P. 57–64]. DOI: 10.54349/26586061_2023_1_57.
10. Авиационный турбовинтовой двигатель АИ-24 II серии. Техническое описание. Москва: Министерство гражданской авиации, 2001. [Aviation turboprop engine AI-24 II series. Technical details. Moscow: Ministry of Civil Aviation, 2001].

Об авторах

РАВИКОВИЧ Юрий Александрович, доктор технических наук, профессор, и.о. проректора по инновационной деятельности, заведующий кафедрой «Конструкция и проектирование двигателей», Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия, yurav@mai.ru

СЕРКОВ Вадим Владимирович, инженер 2 категории научно-исследовательского отдела, аспирант, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия, serkovvv@mai.ru.

Metadata

Title: Methodology for assessing the power of a turboprop engine as part of a parallel hybrid power plant with a capacity of up to 800 kW.

Author 1: Yurii Aleksandrovich Ravikovich, Dr. of Technical Sciences, Professor, Acting Vice-Rector for Innovation, Head of the Department “Engine Design and Engineering”, Moscow Aviation Institute (National Research University), 4 Volokolamskoe shosse, 125993 Moscow, Russia, Author ID 520780, Researcher ID (WoS) AAO-2597-2020, Author ID (SCOPUS) 55946939200.

Author 2: Vadim Vladimirovich Serkov, Engineer of the Research Department, Moscow Aviation Institute (National Research University), 4 Volokolamskoe shosse, 125993 Moscow, Russia, ORCID ID 0000-0001-5112-2946.

Abstract: The paper presents a methodology for estimating the power of a turboprop engine as part of a parallel scheme hybrid power plant with a capacity of up to 800 kW. The specific fuel consumption on the throttling coefficient rating is analytically calculated. The dependence of the mass-to-power ratio on the power is given. A demonstration calculation of the power as part of the GSU for the M-101T

aircraft has been performed. Based on the methodology, recommendations are given for the use of hybrid power plant on aircraft with a take-off power plant capacity of up to 800 kW.

Keywords: parallel scheme hybrid power plant, turboprop engine, throttling coefficient, specific fuel consumption, mass-to-power ratio.