

МЕТОД РАСЧЁТА В ПЕРВОМ ПРИБЛИЖЕНИИ ВЗЛЁТНОЙ МАССЫ ЛЁГКОГО САМОЛЁТА С ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

© 2024

А. В. Сычёв ведущий инженер, Передовая инженерная школа МАИ; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); saavia@mail.ru

И. В. Арбузов кандидат технических наук, старший научный сотрудник, доцент; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); i_arbusov@mail.ru

Ю. А. Равикович доктор технических наук, профессор, проректор по научной работе; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); yurav@mai.ru

Рассматривается метод расчёта в первом приближении взлётной массы лёгкого самолёта с гибридной силовой установкой на базе поршневого и электрического двигателей. Дан краткий обзор организаций, занимающихся тематикой гибридных силовых установок. Показано влияние степени гибридизации силовой установки на взлётную массу самолёта. Под степенью гибридизации силовой установки понимается относительная величина, характеризующая распределение суммарной мощности всех двигателей, установленных на летательном аппарате, между поршневыми и электрическими двигателями. Представлены основные параметры, необходимые для определения взлётной массы самолёта в первом приближении. Взлётная масса самолёта в первом приближении определяется из уравнения её существования. Приводятся статистические данные самолётов с разными типами силовых установок, на основе которых проводятся расчёты. В первом приближении относительная масса гибридной силовой установки определяется путём анализа статистических данных лёгких самолётов с поршневыми и электрическими двигателями, по которым построены соответствующие графики. Сделаны выводы о наличии оптимального диапазона характеристик лёгкого самолёта с гибридной силовой установкой.

Гибридная силовая установка; лёгкий самолёт; поршневой двигатель; электрический двигатель

Цитирование: Сычёв А.В., Арбузов И.В., Равикович Ю.А. Метод расчёта в первом приближении взлётной массы лёгкого самолёта с гибридной силовой установкой // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 62-73. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-62-73

Введение

В настоящее время во многих странах ведутся работы по разработке гибридной силовой установки (ГСУ) для летательных аппаратов. Такие силовые установки представляют собой комбинацию поршневых и электрических двигателей (ПД и ЭД). Это связано с их экономической и экологической эффективностью [1 – 5].

В России разработками ГСУ занимаются ОДК, ОАК, ЦИАМ, ЦАГИ, МАИ и ряд других государственных и частных организаций [1 – 6]. За рубежом подобную работу ведут NASA, Rolls-Royce, Airbus, Штудгартский университет и другие [1 – 6]. Этими организациями были созданы, как экспериментальные стендовые образцы, так и лётные экземпляры гибридных силовых установок на базе поршневых и газотурбинных двигателей в составе с электрическими машинами. Работы по ГСУ на базе ПД ранее освещались в статьях [4; 5; 7].

Важно отметить, что разработка и создание ГСУ отдельно от самолёта является неверным решением, так как проектные параметры ГСУ напрямую зависят от

проектных параметров самого летательного аппарата. Такой подход – приспособление ранее созданного ГСУ ко вновь проектируемому летательному аппарату (ЛА) в лучшем случае не даст эффективных результатов, а в худшем, в соответствии с уравнением существования, – вообще не позволит формировать ЛА с заданными требованиями. Поэтому формирование облика ГСУ должна быть составной частью формирования облика ЛА в целом.

При проектировании подобных аппаратов из-за отсутствия статистических данных по относительным массам частей аппаратов возникает проблема в определении их взлётной массы. В данной работе предложен метод расчёта относительных масс частей самолёта, учитывающий степень гибридизации его силовой установки. Следует отметить, что от величины этого параметра существенно зависит взлётная масса самолёта, так как при этом влияние на массу оказывает не только собственная масса силовой установки, но и запас энергии для их питания (массы топлива и аккумуляторных батарей), который в последующем определяет облик ГСУ и ЛА в целом.

В данной работе под степенью гибридизации силовой установки понимается относительная величина, характеризующая распределение суммарной мощности всех двигателей, установленных на ЛА, между поршневыми и электрическими двигателями (ниже – коэффициенты гибридизации $k_{\text{пд}}$ и $k_{\text{эд}}$).

Исходные данные для расчёта взлётной массы лёгкого самолёта с ГСУ формируются на основе требований нормативных документов: технического задания (ТЗ), АП-23, АП-33 [8] и т.д.

В табл. 1 представлены основные параметры, необходимые для определения взлётной массы самолёта в первом приближении.

Таблица 1. Перечень исходных данных для определения взлётной массы

№	Наименование параметра	Единица измерения	Обозначение	Значение	Примечание
1	Расчётная дальность полёта самолёта, км	км	L_p		<i>Из ТЗ</i>
2	Масса целевой нагрузки	кг	$m_{\text{цн}}$		<i>Из ТЗ</i>
3	Масса снаряжения	кг	$m_{\text{сн}}$		<i>Из ТЗ</i>
4	Доля мощности ГСУ, приходящаяся на ЭД		$k_{\text{эд}}$	0...1	<i>Оптимизируемый параметр</i>
5	Аэродинамическое качество		K		<i>Из ТЗ</i>

Последовательность определения параметров самолёта в процессе проектирования диктуется их взаимозависимостью. Взлётная масса самолёта в первом приближении определяется из уравнения её существования по следующей формуле [9]:

$$m_{01} = \frac{m_{\text{цн}} + m_{\text{сн}}}{1 - (\bar{m}_k + \bar{m}_{\text{оу}} + \bar{m}_{\text{гсу}} + \bar{m}_t + \bar{m}_{\text{аб}})}, \quad (1)$$

где $m_{\text{цн}}$ – масса целевой нагрузки (задаётся в ТЗ), кг; $m_{\text{сн}}$ – масса снаряжения (задаётся в ТЗ), кг; \bar{m}_k – относительная масса конструкции; $\bar{m}_{\text{оу}}$ – относительная масса оборудования и управления; $\bar{m}_{\text{гсу}}$ – относительная масса ГСУ; \bar{m}_t – относительная масса топлива; $\bar{m}_{\text{аб}}$ – относительная масса аккумуляторной батареи (АБ).

Здесь относительные массы частей самолёта представляют долю их массы от общей взлётной массы летательного аппарата:

$$\bar{m}_k = \frac{m_k}{m_0}; \quad \bar{m}_{oy} = \frac{m_{oy}}{m_0}; \quad \bar{m}_{гсу} = \frac{m_{гсу}}{m_0}; \quad \bar{m}_T = \frac{m_T}{m_0}; \quad \bar{m}_{аб} = \frac{m_{аб}}{m_0}, \quad (2)$$

где m_k – масса конструкции; m_{oy} – масса оборудования и управления; $m_{гсу}$ – масса ГСУ; m_T – масса топлива; $m_{аб}$ – масса аккумуляторной батареи.

Масса ГСУ выражается как баланс масс её составных частей:

$$m_{гсу} = n_{пд} (m_{1пд} + \Delta m_{1пд}) + n_{эд} (m_{1эд} + \Delta m_{1эд}) + n_{вв} m_{1вв} = m_{пд} + \Delta m_{пд} + m_{эд} + \Delta m_{эд} + m_{вв}, \quad (3)$$

где $n_{пд}, n_{эд}$ – количество поршневых и электрических двигателей, соответственно; $m_{1пд}, m_{1эд}$ – соответственно, массы одного ПД и одного ЭД; $\Delta m_{1пд}, \Delta m_{1эд}$ – соответственно, массы агрегатов одного ПД и одного ЭД (редукторы, контроллеры и пр.); $n_{вв}$ – количество воздушных винтов, установленных на самолёте; $m_{1вв}$ – масса одного воздушного винта; $m_{пд}, m_{эд}$ – массы всех ПД и всех ЭД, соответственно; $\Delta m_{пд}, \Delta m_{эд}$ – массы агрегатов всех ПД и всех ЭД, соответственно; $m_{вв}$ – масса всех воздушных винтов и их втулок, установленных на самолёте.

Относительную массу силовой установки с учётом уравнений (2) и (3) можно представить в следующем виде:

$$\bar{m}_{гсу} = \frac{m_{гсу}}{m_0} = \frac{m_{пд} + m_{пд} + m_{эд} + m_{эд} + m_{вв}}{m_0} = \bar{m}_{псу} + \bar{m}_{эсу} + \bar{m}_{вв}, \quad (4)$$

где $\bar{m}_{псу}$ – относительная масса части силовой установки с поршневым двигателем; $\bar{m}_{эсу}$ – относительная масса части силовой установки с электрическим двигателем; $\bar{m}_{вв}$ – относительная масса воздушных винтов и их втулок.

Относительные массы ГСУ, топлива и АБ зависят от степени гибридации силовой установки, которую можно выразить через коэффициент распределения мощности ГСУ между электрическими и поршневыми двигателями.

Уравнение баланса мощностей ГСУ в абсолютном виде представляется как суммарная мощность ЭД и ПД:

$$N_{гсу} = N_{эд} + N_{пд}, \quad (5)$$

где $N_{эд}$ – мощность электродвигателя, Вт; $N_{пд}$ – мощность поршневого двигателя, Вт.

Разделив левые и правые части данного уравнения на $N_{гсу}$, получаем уравнение баланса мощностей в относительном виде:

$$1 = k_{эд} + k_{пд}, \quad (6)$$

где $k_{эд}$ – доля мощности ГСУ, приходящаяся на электродвигатель; $k_{пд}$ – доля мощности ГСУ, приходящаяся на поршневой двигатель.

Тогда коэффициент гибридации электрических двигателей через мощности разнотипных двигателей определяется следующим выражением:

$$k_{\text{эд}} = \frac{N_{\text{эд}}}{N_{\text{гсу}}} = \frac{N_{\text{гсу}} - N_{\text{пд}}}{N_{\text{гсу}}} = 1 - \frac{N_{\text{пд}}}{N_{\text{гсу}}} = 1 - k_{\text{пд}}. \quad (7)$$

Уравнение (7) определяет тип силовой установки проектируемого самолёта:

$$k_{\text{эд}} = \begin{cases} 0 & \text{при } N_{\text{эд}} = 0 & \rightarrow \text{самолёт с ПД;} \\ 0 \dots 1 & \text{при } 0 < N_{\text{эд}} < N_{\text{гсу}} & \rightarrow \text{самолёт с ГСУ;} \\ 1 & \text{при } N_{\text{эд}} = N_{\text{гсу}} & \rightarrow \text{самолёт с ЭД.} \end{cases} \quad (8)$$

В первом приближении относительную массу ГСУ можно определить путём анализа статистических данных лёгких самолётов с поршневыми и электрическими двигателями [10 – 19]. В табл. 2 представлены статистические данные существующих лёгких самолётов. Мощность электрических и поршневых силовых установок в таблице обозначена $N_{\text{сy}}$.

Таблица 2. Статистические данные по лёгким самолётам с поршневыми и электрическими двигателями

Наименование самолёта	$N_{\text{сy}}$, Вт	m_0 , кг	$m_{\text{цн+сн}}$, кг	\bar{m}_k	$\bar{m}_{\text{сy}}$	\bar{m}_r	$\bar{m}_{\text{аб}}$	$\bar{m}_{\text{оy}}$	L_p , км
Самолёты с поршневыми двигателями									
Аэропракт-20-1	36775	428	160	0,43	0,10	0,06	–	0,05	400
Аэропракт-20-2	58840	516	160	0,39	0,11	0,13	–	0,06	1200
СП-30	73550	533	160	0,57	0,11	0,08	–	0,01	330
X-32 «Бекас»	73550	551	160	0,41	0,11	0,12	–	0,06	938
Pipistrel Virus	73550	543	160	0,42	0,11	0,13	–	0,04	1450
Zodiak CH-601 XL	58840	616	160	0,49	0,10	0,11	–	0,04	925
Zenit STOL CH-701	73550	517	160	0,39	0,11	0,11	–	0,08	599
Птенец-2	73550	491	160	0,43	0,12	0,12	–	0,01	660
Самолёты с электрическими двигателями									
YI E430	40 000	470	160	0,45	0,04	–	0,21	0,01	227
Electra One	18000	300	80	0,26	0,02	–	0,43	0,02	400
Cri-Cri Electro	22000	170	75	0,38	0,03	–	0,14	0,01	55
Pipistrel Velis Electro	57600	600	160	0,50	0,03	–	0,17	0,03	170
AerbusE-FAN	58840	550	80	0,50	0,04	–	0,30	0,01	160

Из анализа статистических данных лёгких самолётов видно, что средние значения относительной массы силовых установок составляют (рис. 1):

$\bar{m}_{\text{гсу}} = 0,11$ – для самолётов с поршневым двигателем ($k_{\text{эд}} = 0$);

$\bar{m}_{\text{эд}} = 0,03$ – для самолётов с электрическим двигателем ($k_{\text{эд}} = 1$).

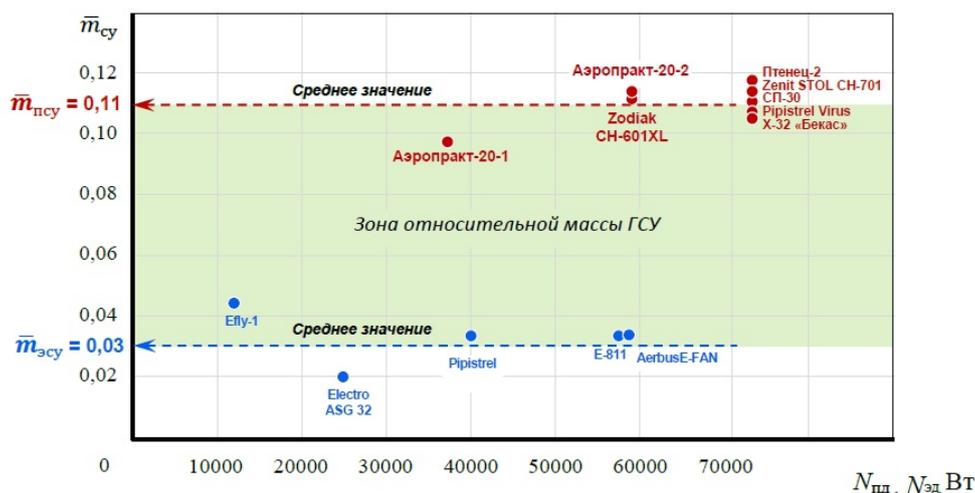


Рис. 1. Статистические данные зависимости относительной массы силовой установки самолёта от мощности поршневых двигателей

Если принять, что зависимость относительной массы ГСУ ($\bar{m}_{гсу}$) от степени её гибридности ($k_{эд}$) линейна, то с учётом средних значений статистических данных получим следующее уравнение прямой:

$$\bar{m}_{гсу} = k_m (0,11 - 0,08 k_{эд}), \quad (9)$$

где k_m – коэффициент учёта утяжеления массы ГСУ за счёт усложнения её конструкции.

Для расчёта взлётной массы в первом приближении можно принять:

$$k_m = \begin{cases} 1 & \text{при } k_{эд} = 0 & \text{самолёт с ПД;} \\ 1,05 \dots 1,10 & \text{при } 0 < k_{эд} < 1 & \text{самолёт с ГСУ;} \\ 1 & \text{при } k_{эд} = 1 & \text{самолёт с ЭД.} \end{cases} \quad (10)$$

Если принять среднее значение коэффициента $k_m = 1,075$, а уравнение функциональной зависимости в виде параболы, то уравнение (8) можно записать в следующем виде:

$$k_m = -0,3k_{эд}^2 + 0,3k_{эд} + 1. \quad (11)$$

После преобразования уравнение (9) с учётом уравнения (11) примет окончательный вид:

$$m_{гсу} = 0,024k_{эд}^3 - 0,057k_{эд}^2 - 0,047k_{эд} + 0,11. \quad (12)$$

Уравнение (11) позволяет определить в первом приближении относительную массу гибридной силовой установки в зависимости от коэффициента $k_{эд}$.

Для определения относительных масс топлива \bar{m}_T и аккумуляторных батарей $\bar{m}_{аб}$ необходимо установить режимы работы ГСУ, то есть продолжительности работы ЭД и ПД в составе ГСУ. Для вычисления этих параметров предлагается использовать тот же подход, что и для определения относительной массы ГСУ, учитывающий влияние коэффициента $k_{эд}$.

Рассмотрим статистику зависимости относительных масс топлива и АБ от дальности полёта самолётов (рис. 2).

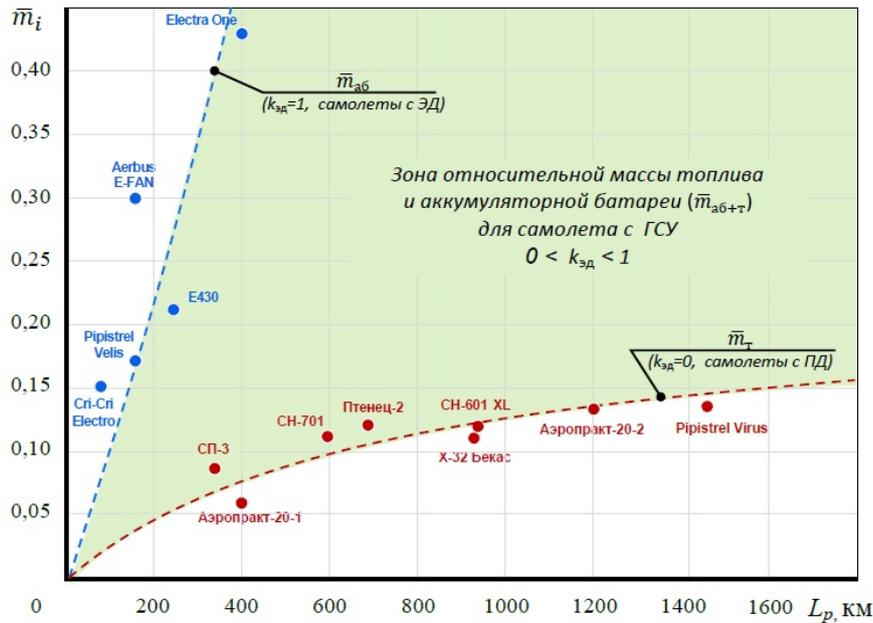


Рис. 2. Статистические данные зависимости относительных масс топлива и аккумуляторных батарей самолёта от дальности полёта самолёта

Из анализа статистических данных лёгких самолётов видно, что значения относительной массы топлива (для самолётов с ПД) и аккумуляторных батарей (для самолётов с ЭД) от дальности полёта зависят по-разному, а именно:

$$\bar{m}_{аб} = 0,0011L_p \text{ — средняя линия для самолётов с ЭД;} \quad (13)$$

$$\bar{m}_T = 0,0058L_p^{0,44} \text{ — средняя линия для самолётов с ПД.} \quad (14)$$

Средняя линия относительной массы АБ с увеличением дальности полёта резко увеличивается. Это свидетельствует об ограниченных возможностях в технологии изготовления современных АБ, связанных с их низкой энергоёмкостью, что не позволяет в настоящее время реализовать существование электросамолётов с большими дальностями и продолжительностями полёта.

Очевидно, суммарная относительная масса топлива и аккумуляторных батарей ($\bar{m}_{T+аб} = \bar{m}_T + \bar{m}_{аб}$) для самолёта с ГСУ будет располагаться между этими линиями тренда, а местоположение линии тренда будет определяться степенью гибридации $k_{эд}$. Если принять, что положение точек данной зависимости для ГСУ распределяется пропорционально степени её гибридации $k_{эд}$, то с учётом уравнения (6) получим:

$$\bar{m}_{\text{т+аб}} = k_{\text{пд}} \bar{m}_{\text{т}} + k_{\text{эд}} \bar{m}_{\text{аб}} = (1 - k_{\text{эд}}) \bar{m}_{\text{т}} + k_{\text{эд}} \bar{m}_{\text{аб}}. \quad (15)$$

Тогда из уравнения (15) с учётом уравнений (13) и (14) можно получить следующее уравнение:

$$\bar{m}_{\text{т+аб}} = (1 - k_{\text{эд}}) 0,0058 L_p^{0,44} + k_{\text{эд}} 0,0011 L_p. \quad (16)$$

Уравнение (16) позволяет определить в первом приближении суммарную относительную массу топлива и аккумуляторных батарей (соответственно, запаса химической и электрической энергии) на борту самолёта в зависимости от коэффициента $k_{\text{эд}}$ и дальности полёта L_p .

Следует отметить, что уравнение (15) получено из статистических зависимостей и может использоваться применительно к проектированию самолётов с ГСУ для достигнутого к настоящему времени уровня технологии изготовления АБ и ПД.

Относительную массу конструкции самолёта с ГСУ можно определить путём анализа и осреднения статистических данных лёгких самолётов с поршневыми и электрическими двигателями (табл. 2). Из статистических данных лёгких самолётов видно, что средние значения относительной массы конструкции составляют (рис. 3):

$\bar{m}_{\text{к эд}} = 0,44$ – для самолётов с электрическим двигателем ($k_{\text{эд}} = 1$);

$\bar{m}_{\text{к пд}} = 0,42$ – для самолётов с поршневым двигателем ($k_{\text{эд}} = 0$).

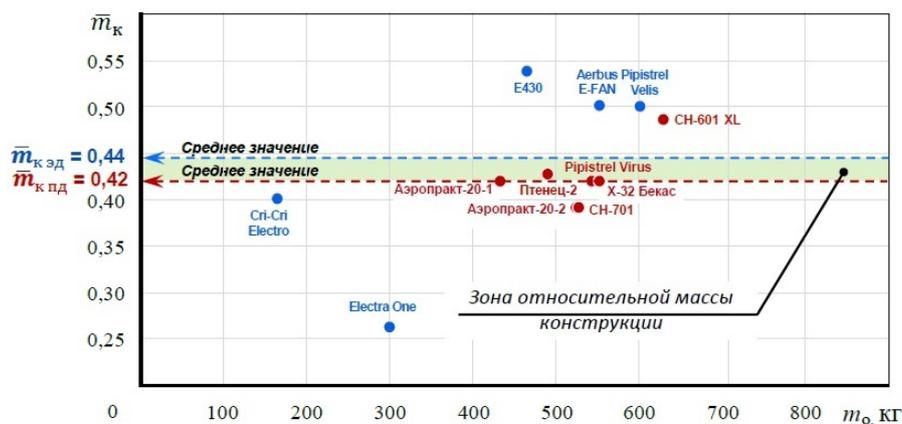


Рис. 3. Статистические данные зависимости относительной массы конструкции самолётов от взлётной массы самолёта

Если принять, что зависимость относительной массы конструкции $\bar{m}_{\text{к}}$ от степени её гибридации $k_{\text{эд}}$ линейна, то с учётом средних значений статистических данных получим следующее уравнение прямой:

$$\bar{m}_{\text{к}} = 0,42 + 0,02 k_{\text{эд}}. \quad (17)$$

Аналогичным образом можно определить относительную массу систем и оборудования самолёта с ГСУ – путём анализа и осреднения статистических данных лёгких самолётов с поршневыми и электрическими двигателями (рис. 4).

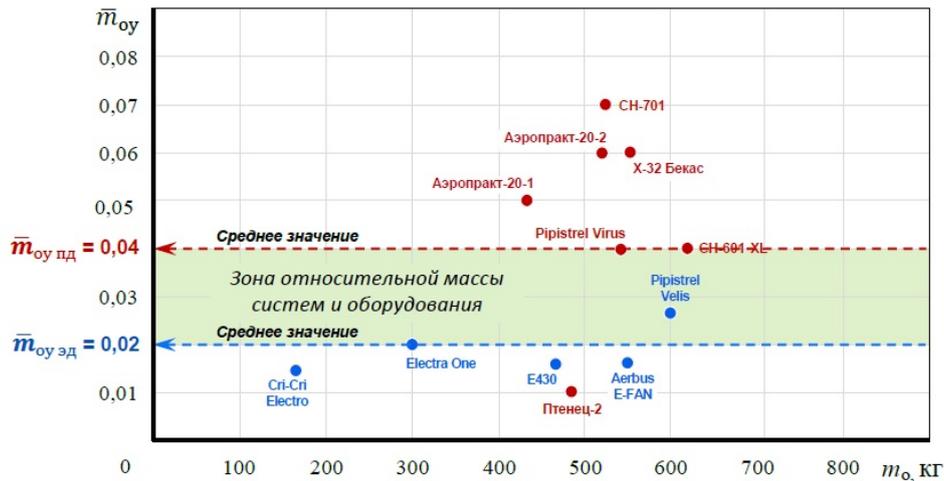


Рис. 4. Статистические данные зависимости относительной массы систем и оборудования самолёта от взлётной массы самолёта

Если принять, что зависимость относительной массы оборудования и управления \bar{m}_{oy} от степени её гибридации $k_{эд}$ линейная, то с учётом средних значений статистических данных получим следующее уравнение прямой:

$$\bar{m}_{oy} = 0,04 - 0,02 k_{эд} \quad (18)$$

Предложенная методика позволяет в первом приближении оценить взлётную массу лёгкого самолёта с учётом степени гибридации силовой установки.

В табл. 3, и на рис. 5, 6 представлены результаты исследования влияния степени гибридации силовой установки $k_{эд}$ и расчётной дальности полёта самолёта L_p на его взлётную массу в первом приближении.

Таблица 3. Результаты расчёта взлётной массы самолёта (m_{01} , кг)

Дальность полёта (L_p , км)	Степень гибридации силовой установки ($k_{эд}$)										
	ПД	ГСУ									ЭД
		0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	
5	376	372	369	365	357	352	346	340	335	329	325
10	379	376	372	370	361	355	349	343	338	333	328
100	406	410	412	412	413	413	413	412	412	411	411
200	423	438	453	460	480	494	508	523	539	556	573
300	436	465	497	513	567	608	656	708	773	851	947
400	448	494	548	578	690	784	914	1096	1368	1818	2712
500	458	523	606	656	874	1111	1524	2424	5926	–	–
600	469	556	678	762	1185	1860	4444	-	-	-	-
700	479	590	769	899	1839	6667	-	-	-	-	-
800	488	630	884	1096	4103	-	-	-	-	-	-
900	497	672	1039	1404	-	-	-	-	-	-	-
1000	505	721	1250	1951	-	-	-	-	-	-	-

Примечание:

	– облик самолёта формируется (ЛА существует)
	– облик самолёта не формируется (ЛА не существует)

Из результатов расчёта можно сделать следующие выводы:

1. С увеличением дальности полёта L_p и коэффициента $k_{эд}$ резко увеличивается взлётная масса самолёта, что объясняется существенным увеличением массы аккумуляторных батарей при увеличении доли электроэнергии по сравнению с химической энергией топлива.

2. Достигнутый уровень энергоэффективности современных АБ при расчётной дальности полёта самолёта более 450 км не позволяет реализовать двухместный ($m_{цн+сн}=160$ кг) полностью электрический самолёт.

3. С точки зрения массы для двухместного варианта и дальности полёта до 100 км выгодно проектировать самолёт с электрической или гибридной силовой установкой. При этом в зависимости от дальности полёта ($L_p = 5 \dots 100$ км) выигрыш в массе может составить до 45 кг. Во всех других случаях ($L_p > 100$ км) целесообразно строить самолёт с поршневым двигателем.

4. При разработке следует учитывать экономическую эффективность, так как стоимость эксплуатации электрического самолёта значительно ниже стоимости эксплуатации самолёта с поршневым двигателем. Очевидно, по стоимости эксплуатации самым дорогим будет самолёт с гибридной силовой установкой, требующий экономических затрат для эксплуатации двух разнотипных двигателей.

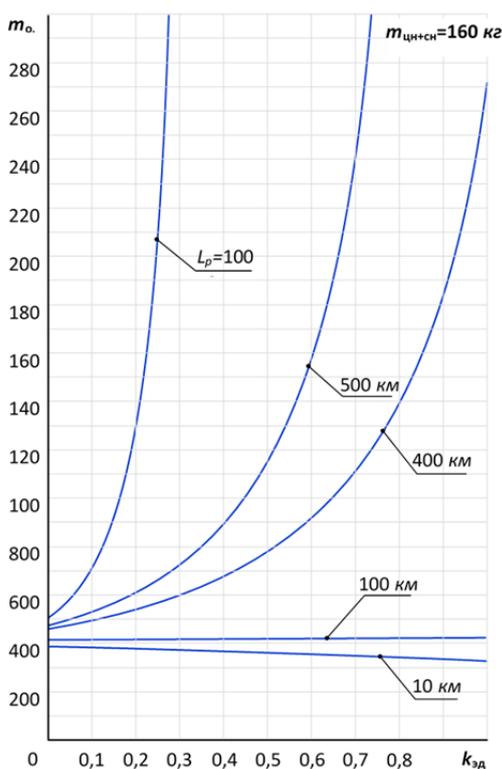


Рис. 5. Зависимость взлётной массы первого приближения самолёта с ГСУ от степени гибридации силовой установки и дальности полёта

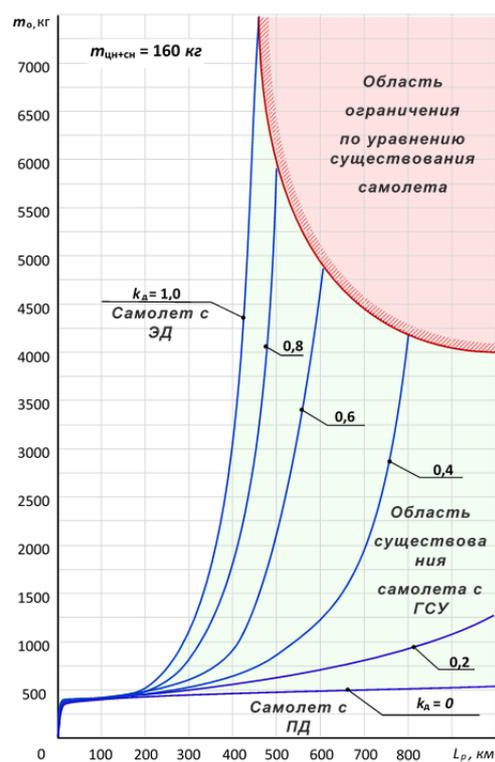


Рис. 6. Зависимость взлётной массы первого приближения самолёта с ГСУ от степени гибридации силовой установки и дальности полёта с указанием области ограничения по уравнению существования самолёта

Таким образом, разработанная методика позволяет в первом приближении оценить взлётную массу самолёта с гибридной силовой установкой. В дальнейшем при проектировании самолёта эти данные возможно использовать для расчёта его взлётной массы во втором приближении. В расчётах второго приближения нужно учитывать значение аэродинамического качества, которое по статистике для рассматриваемых в данной статье самолётов имеет значение от 12 до 17 единиц.

Библиографический список

1. Болховитинов В.Ф. Пути развития летательных аппаратов. М.: Оборонгиз, 1962. 131 с.
2. Isyanov A., Mirzoyan A., Ryabov P., Ezrokhi Yu., Kalensky S. Studies of distributed and hybrid propulsion systems for advanced air vehicles using mission and environmental criteria // 14th ONERA–TsAGI Seminar (October, 29-30, 2015, Onera Châtillon (Salle Contensou), France). France: ONERA, 2015. P. 10-12.
3. Рябов П.А., Каленский С.М. Концепции перспективных гибридных маршевых двигателей летательных аппаратов на газовых и криогенных топливах // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22, № 1. С. 87-99.
4. Сычёв А.В., Коломин И.В., Зинник Д.С. Испытательный стенд для гибридной силовой установки с поршневым двигателем и электрическим мотор-генератором // Тезисы 22-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика» (20-24 ноября 2023, Москва). М.: Издательство «Перо», 2023. С. 105-106.
5. Сычёв А.В., Равикович Ю.А., Борисов Д.А. Стендовые испытания электрической винтомоторной группы как первый этап в создании гибридной силовой установки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 99-107. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-99-107
6. Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Рахманкулов Д.Я., Сунцов П.С., Овдиенко М.А., Гелиев А.В., Киселев И.О., Власов А.В. Традиционные, гибридные и электрические силовые установки самолётов местных воздушных линий // Авиационные двигатели. 2022. № 1 (14). С. 19-32. DOI: 10.54349/26586061_2022_1_19
7. Сычёв А.В., Балясный К.В., Борисов Д.А. Гибридная силовая установка с использованием электрического двигателя и двигателя внутреннего сгорания с общим приводом на воздушный винт // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29, № 4. С. 172-185. DOI: 10.34759/vst-2022-4-172-185
8. Авиационные правила. Часть 23. Нормы лётной годности гражданских лёгких самолётов. М.: Авииздат, 2014. 194 с.
9. Ravikovich Yu., Ponyaev L., Kuprikov M. Innovation design analysis of the optimal aerodynamic adaptive smart structures for disk-body solar Hybrid Electric aircraft and airship concepts // IOP Conference Series Materials Science and Engineering. 2021. V. 1024. DOI: 10.1088/1757-899X/1024/1/012078
10. Сычёв А.В., Балясный К.В., Равикович Ю.А. Синхронизация работы поршневого и электрического двигателя в авиационной гибридной силовой установке параллельной схемы // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2023. Т. 27, № 3 (101). С. 99-107. DOI: 10.54708/19926502_2023_27310199
11. Самолёт Аэропракт-20 (А-20). <http://www.airwar.ru/enc/la/a20.html>
12. Характеристики самолёта СП30. https://taganrog-avia.ru/aircraft/Spektr/sp-aero_ru/sved.htm
13. Самолёт Бекас Х-32. <https://www.skykrasnodar.com/bekas>
14. Самолёт Virus. <http://www.airwar.ru/enc/la/virus.html>

15. Самолёт Zodiac CH-601 XL. <http://www.airwar.ru/enc/la/ch601.html>
16. Лёгкий многоцелевой самолёт STOL CH-701. <http://www.airwar.ru/enc/la/ch701.html>
17. Самолёт Птенец-2. <https://vzletim.ru/aviapark/h2.php>
18. Pipistrel. Velis electro. <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/velis-electro/>
19. Airbus. Hybrid and electric flight. <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/hybrid-and-electric-flight>

METHOD OF FIRST-APPROXIMATION CALCULATION OF TAKE-OFF WEIGHT OF A LIGHT AIRCRAFT WITH A HYBRID PROPULSION SYSTEM

© 2024

- A. V. Sychev** Leading Engineer of MAI Advanced Engineering School; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; saavia@mail.ru
- I. V. Arbuzov** Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher, Associate Professor; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; i_arbusov@mail.ru
- Yu. A. Ravikovich** Doctor of Science (Engineering), Professor, Vice-Rector for Research; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; yurav@mai.ru

The article discusses a method for calculating, as a first approximation, the take-off weight of a light aircraft with a hybrid power plant based on piston and electric engines. A brief overview of organizations dealing with hybrid power plants is given. The influence of the degree of hybridization of the power plant on the take-off weight of the aircraft is shown. The degree of hybridization of a power plant is understood as a relative value characterizing the distribution of the total power of all engines installed on the aircraft between piston and electric engines. The main parameters necessary to determine the take-off weight of an aircraft to a first approximation are presented. The take-off weight of the aircraft is determined to a first approximation from the equation of its existence. Statistical data of aircraft with different types of power plants are provided on the basis of which calculations are carried out. As a first approximation, the relative mass of the hybrid power plant is determined by analyzing the statistical data of light aircraft with piston and electric engines, from which the corresponding graphs are constructed. After the calculations, conclusions were drawn about the optimal range of characteristics of a light aircraft with a hybrid power plant.

Hybrid power plant; light aircraft; piston engine; electric motor

Citation: Sychev A.V., Arbuzov I.V., Ravikovich Yu.A. Method of first-approximation calculation of take-off weight of a light aircraft with a hybrid propulsion system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 62-73. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-62-73

References

1. Bolkhovitinov V.F. *Puti razvitiya letatel'nykh apparatov* [Ways of development of aircraft]. Moscow: Oborongiz Publ., 1962. 131 p.
2. Isyanov A., Mirzoyan A., Ryabov P., Ezrokhi Yu., Kalensky S. Studies of distributed and hybrid propulsion systems for advanced air vehicles using mission and environmental criteria. *14th ONERA – TsAGI Seminar (October, 29-30, 2015, Onera Châtillon (Salle Contensou), France)*. France: ONERA, 2015. P. 10-12.

3. Ryabov P.A., Kalenskii S.M. Concepts of perspective hybrid mid-flight engines on gas and cryogenic fuels for aircraft. *Aerospace MAI Journal*. 2015. V. 22, no. 1. P. 87-99. (In Russ.)
4. Sychev A.V., Kolomin I.V., Zinnik D.S. Ispytatel'nyy stend dlya gibridnoy silovoy ustanovki s porshnevym dvigatelem i elektricheskim motor-generatorom. *Tezisy 22-oy Mezhdunarodnoy konferentsii «Aviatsiya i Kosmonavtika» (November, 20-24, 2023, Moscow)*. Moscow: Pero Publ., 2023. P. 105-106. (In Russ.)
5. Sychev A.V., Ravikovich Yu.A., Borisov D.A. Bench tests of an electric engine-propeller group, as the first stage in the creation of a hybrid power plant. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 99-107. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-99-107
6. Varyukhin A.N., Zakharchenko V.S., Rakhmankulov D.Ya., Suntsov P.S., Ovdienko M.A., Geliev A.V., Kiselev I.O., Vlasov A.V. Traditional, hybrid and electric propulsion systems of commuter aircrafts. *Aviation Engines*. 2022. No. 1 (14). P. 19-32. (In Russ.). DOI: 10.54349/26586061_2022_1_19
7. Sychev A.V., Balyasnyi K.V., Borisov D.A. Hybrid power plant employing electric motor and an internal combustion engine with a common drive to the propeller. *Aerospace MAI Journal*. 2022. V. 29, no. 4. P. 172-185. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2022-4-172-185
8. Aviation regulations. Part 23. Airworthiness standards for civil light aircraft. Moscow: Aviaizdat Publ., 2014. 194 p. (In Russ.)
9. Ravikovich Yu., Ponyaev L., Kuprikov M. Innovation design analysis of the optimal aerodynamic adaptive smart structures for disk-body solar Hybrid Electric aircraft and airship concepts. *IOP Conference Series Materials Science and Engineering*. 2021. V. 1024. DOI: 10.1088/1757-899X/1024/1/012078
10. Sychev A.V., Ravikovich Yu.A., Balyasny K.V. Synchronization of the operation of a piston and electric engine in an aircraft hybrid power plant of a parallel circuit. *Vestnik UGATU*. 2023. V. 27, no. 3 (101). P. 99-107. (In Russ.). DOI: 10.54708/19926502_2023_27310199
11. *Samolet Aeroprakt-20 (A-20)* [A-20 aircraft]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/la/a20.html>
12. *Kharakteristiki samoleta SP30* [Characteristics of the SP30 aircraft]. Available at: https://taganrog-avia.ru/aircraft/Spektr/sp-aero_ru/sved.htm
13. *Samolet Bekas X-32* [Bekas X-32 aircraft]. Available at: <https://www.skykrasnodar.com/bekas>
14. *Samolet Virus* [Virus aircraft]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/la/virus.html>
15. *Samolet Zodiak CH-601* [ZodiakCH-601 XL aircraft]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/la/ch601.html>
16. *Legkiy mnogotsel'evoy samolet STOL CH-701* [STOL CH-701 light multi-purpose aircraft]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/la/ch701.html>
17. *Samolet «Ptenets-2»* [Ptenets-2 aircraft]. Available at: <https://vzletim.ru/aviapark/h2.php>
18. Pipistrel. Velis electro. Available at: <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/velis-electro/>
19. Airbus. Hybrid and electric flight. Available at: <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/hybrid-and-electric-flight>