

Исследование взаимосвязи массы и энергетической эффективности авиационных стартер-генераторов с воздушным охлаждением

// Research of interrelation of mass and energy efficiency of aircraft starter-generators with air-cooling //

Власов А.И., к.т.н.,
ОАО «Электропривод», г. Киров

В статье рассмотрен вопрос взаимосвязи массовых и энергетических показателей авиационного стартер-генератора с учетом понятий «полетной массы» и «полетного КПД». Ключевые слова: стартер-генератор, полетная масса, полетный КПД, время полета, скорость полета.

In this article the question of interrelation of mass and energy factors of aircraft starter-generator is considered taking into account «airborne weight» and «flight efficiency» conceptions. Keywords: starter-generator, airborne weight, flight efficiency, time of flight, airspeed.

В авиационной технике существенное влияние на летно-технические характеристики летательного аппарата (ЛА) оказывают массовые показатели конструкции планера и его бортового оборудования. Уменьшение массы конструкции обеспечивает возможность увеличения полезной нагрузки или запасов топлива (последнее позволяет увеличить дальность полета). Если запасы топлива и полезную нагрузку не увеличивать, то уменьшение взлетной массы ЛА приводит при том же авиадвигателе (АВД) к увеличению тяговооруженности, а значит к улучшению таких летных данных, как скороподъемность, маневренность, максимальная высота, максимальная скорость полета [1].

Требования к обеспечению минимальной массы авиационного оборудования на всем протяжении развития авиации сохраняет актуальность и реализуется выполнением оборудования ЛА практически без запасов по своим техническим параметрам [2].

Эффективность уменьшения массы оборудования пассажирского самолета на 1 кг выражается в снижении

взлетной массы самолета на 7-10 кг [3].

Для реализации такой экономии на практике каждому виду оборудования, системе устанавливаются лимиты, ограничивающие собственную массу указанных систем и оборудования [1].

Проблема обеспечения наименьшей массы авиационных электрических машин, в том числе и основных источников электроэнергии на борту самолета, генераторов и стартер-генераторов (СГ), должна решаться во взаимосвязи с их энергетическими показателями. Снижение массы СГ при одновременном снижении его КПД может привести к отрицательным результатам вследствие дополнительного расхода топлива и уменьшения подъемной силы ЛА [4].

Пути снижения собственной массы СГ вытекают из анализа формулы [5]

$$G = \frac{0,08 \cdot P_{ном} \cdot k_E \cdot \gamma \cdot k_\gamma \cdot k_D^2 \cdot k_K \cdot p}{\alpha_i \cdot k_\phi \cdot k_{об} \cdot A \cdot B_\delta \cdot f} \quad (1)$$

где α_i – расчетный коэффициент полюсного перекрытия;

k_ϕ – коэффициент формы поля;
 $k_{об}$ – обмоточный коэффициент;
 A – линейная нагрузка;

B_δ – индукция воздушного зазора;

$P_{ном}$ – номинальная мощность;

f – частота тока;

p – число пар полюсов;

γ – средняя плотность активных материалов на статоре и роторе;

k_γ – коэффициент плотности, характеризующий заполнение электрической машины активными материалами на длине якоря l_a ;

k_K – конструктивный коэффициент;

k_D – конструктивный коэффициент, характеризующий отношение наружного диаметра статора к внутреннему;

k_E – коэффициент ЭДС.

В связи с тем, что практически все авиационные электрические машины проектируются с предельными значениями электромагнитных нагрузок, высокой частотой вращения и реализацией оптимальных конструктивных исполнений, резерв уменьшения собственной массы таких электрических машин невелик. Как правило, уменьшение собственной массы авиационных электрических машин связано с применением новых конструктивных материалов с низкими значениями удельной массы. Так, например, в настоящее время ведутся работы по возможности применения в качестве некоторых конструктивных элементов пластмасс, в частности облегченных (например, вспенивающихся), имеющих удельную массу примерно 1300 кг/м³ [6].

Вместе с тем известно, что собственная масса электрической машины G составляет лишь некоторую долю всех связанных с ней массовых затрат на ЛА. На каждый килограмм установ-

ливаемой на ЛА нагрузки приходится какая-то часть массы конструкции фюзеляжа, несущих поверхностей, органов управления, силовой установки и т.д. [1].

При работе СГ потребляет некоторую часть полезной мощности АД, что приводит к снижению подъемной силы АД и требует дополнительных расходов горючего и смазки [7].

Таким образом, при оценке массы СГ требуется учитывать не только собственную конструктивную массу G , но и дополнительную массу компонентов, необходимых для его функционирования. Сумма собственной массы СГ и дополнительной массы называется «полетной массой» $G_{пол}$. Понятие «полетной массы» впервые предложено основоположником отечественной авиационной электротехники академиком В.С. Кулебакиным [8,9].

С увеличением мощности СГ (генераторов) и продолжительности полета $G_{пол}$ возрастает, поэтому наибольшей $G_{пол}$ обладают мощные бортовые СГ (генераторы).

Как видно из таблицы 1, даже при сравнительно небольшой продолжительности полета t (2 ч) «полетная масса» в 3-4 и более раз превышает собственную массу генератора [7].

«Полетную массу» $G_{пол}$ непосредственно СГ можно определить, согласно [7], из выражения

$$G_{пол} = G + G_{мон} \quad (2)$$

где $G_{мон}$ – «топливная» составляющая $G_{пол}$, которая равна [10, 4, 1]

$$G_{мон} = G_F + G_{TR} = m_{Т.М.} \cdot \frac{P_{ном}}{\eta} \cdot t + m_{Т.О.} \cdot P_R \cdot t \quad (3)$$

G_F – масса топлива, учитывающая уменьшение подъемной силы АД вследствие затраты им механической мощности на вращение СГ;

G_{TR} – масса топлива, учитывающая увеличение массы СГ вследствие дополнительного расхода топлива на охлаждение (отведение потерь);

P_R – дополнительная потеря мощности АД на охлаждение.

Таким образом, при проектировании авиационного СГ следует учитывать «конструктивную» G и «топливную» $G_{мон}$ составляющие «полетной массы» $G_{пол}$, а также назначение ЛА.

Уменьшение габаритных размеров СГ связано с необходимостью освобождения пространства внутри ЛА, которое ограничено. Увеличение габаритных размеров СГ может привести к увеличению отдельных частей ЛА, что вызовет повышение его аэродинамического сопротивления и, как следствие, расхода топлива [10].

Для уменьшения «полетной массы» $G_{пол}$ наиболее важным является снижение потерь СГ, а также массы топлива G_{TR} , используемого для отвода единицы мощности потерь.

Как правило, все авиационные СГ имеют интенсивное охлаждение: воздушное конвективное, жидкостное конвективное или жидкостное испарительное. Существенным недостатком всех систем охлаждения является

повышение лобового сопротивления ЛА, которое вызывается искажением аэродинамической формы ЛА из-за установки заборного патрубка, потерь мощности при протекании воздуха через охлаждающую систему СГ или воздушно-масляных теплообменников [4,1].

Потеря мощности вследствие протекания хладагента через каналы охлаждения СГ при принудительном охлаждении динамическим напором встречного воздуха определяется как

$$P_R = \frac{P_{ном} \cdot v^2}{c_p \cdot \Delta T} \cdot \left(\frac{1-\eta}{\eta} \right) \quad (4)$$

где $P_{ном}$ – номинальная мощность СГ, кВт;

η – КПД стартер-генератора;

c_p – удельная теплоемкость хладагента при постоянном давлении, кВт·с/°С·кг;

ΔT – превышение температуры охлаждающего хладагента, °С;

v – скорость полета ЛА, м/с.

Из формулы (4) следует, что дополнительные потери мощности АД, вызванные охлаждением СГ, прямо пропорциональны квадрату скорости ЛА и сумме потерь в СГ и обратно пропорциональны превышению температуры хладагента в СГ, а так же его КПД.

Потери мощности АД на охлаждение СГ должны быть учтены при определении КПД. КПД СГ с учетом потерь в АД на его охлаждение называют «полетным КПД» [4, 9] СГ и определяют по формуле

$$\eta_{II} = \frac{\eta}{1 + \frac{v^2 \cdot (1-\eta)}{c_p \cdot \Delta T}} \quad (5)$$

Уравнение (5) дает прямую зависимость значения η_{II} СГ от его КПД и скорости полета ЛА. На рис. 1 показаны зависимости $\eta_{II} = f(v)$ по значению КПД СГ. Значения η_{II} рассчитаны при превышении температуры охлаждающего хладагента $\Delta T = 40^\circ\text{C}$ и удельной теплоемкости воздуха при постоянном давлении $c_p = 1 \text{ кВт}\cdot\text{с}/^\circ\text{C}\cdot\text{кг}$.

Уравнение (5) и зависимости на рис. 1 имеют практическое значение, так как они дают возможность непосредственно выявить влияние КПД СГ на величину потерь мощности АД и определить значение «полетного

Таблица 1. «Полетная масса» серийных авиационных генераторов.

Тип авиационного генератора	Собственная (конструктивная) масса генератора G , кг	«Полетная масса» авиационного генератора $G_{пол}$, кг			Отношение «полетной массы» к собственной массе генератора $G_{пол}/G$		
		при $t=2$ ч	при $t=5$ ч	при $t=10$ ч	при $t=2$ ч	при $t=5$ ч	при $t=10$ ч
ГС-350	7,3	10,5	11,2	12,2	1,4	1,5	1,7
ГС-650	11,5	17,0	18,1	19,9	1,5	1,6	1,7
ГС-1000	14,4	22,8	24,4	27,1	1,6	1,7	1,9
ГСК-1500	12,5	25,2	27,7	31,8	2,0	2,2	2,5
ГСП-3000	11,2	35,4	40,0	47,9	3,2	3,6	4,3
ГСП-6000	18,0	64,7	73,8	89,2	3,6	4,1	5,0
ГСП-9000	24,0	96,7	111,0	135,0	4,0	4,6	5,6
ГСП-12000	28,6	120,6	138,6	168,6	4,2	4,9	5,9

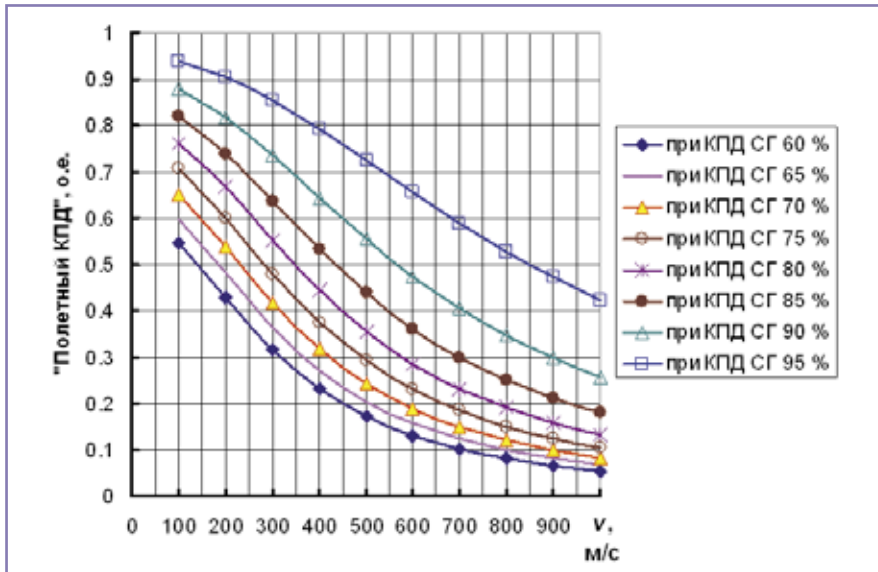


Рис. 1. Зависимость полетного КПД от скорости полета.

КПД» η_{II} СГ. При подъеме на высоту массовое количество воздуха снижается, следовательно, уменьшаются и потери мощности АД [5].

Для преодоления силы внутреннего лобового сопротивления R от торможения воздушной струи в вентиляционной системе СГ расходуется дополнительная мощность $P_R = R \cdot v$ (где R – величина силы внутреннего лобового сопротивления) и, следовательно, дополнительное топливо, масса которого равна [4]

$$G_{TR} = m_{T.O.} \cdot P_R \cdot t = m_{T.O.} \cdot P_R \cdot \frac{L}{v}, \text{ кг} \quad (6)$$

где $t=L/v$ – продолжительность полета, ч,

L – длина пути, км,

v – скорость полета, км/ч,

$m_{T.O.}$ – масса топлива, используемого для отвода единицы мощности потерь, выделяемых СГ за 1 ч полета, кг/кВт·ч.

Принимая во внимание (4) и (5) можно записать

$$G_{TR} = m_{T.O.} \cdot \frac{P_{ном} \cdot v^2}{c_p \cdot \Delta T} \cdot \left(\frac{1-\eta}{\eta} \right) \cdot t = m_{T.O.} \cdot \frac{P_{ном} \cdot v}{c_p \cdot \Delta T} \cdot \left(\frac{1-\eta}{\eta} \right) \cdot L, \text{ кг} \quad (7)$$

или через «полетный КПД»

$$G_{TR} = m_{T.O.} \cdot \frac{P_{ном} \cdot v^2}{c_p \cdot \Delta T + v^2} \cdot \left(\frac{1-\eta_{II}}{\eta_{II}} \right) \cdot t = m_{T.O.} \cdot \frac{P_{ном} \cdot v}{c_p \cdot \Delta T + v} \cdot \left(\frac{1-\eta_{II}}{\eta_{II}} \right) \cdot L, \text{ кг} \quad (8)$$

Уравнения (7) и (8) показывают, что величина КПД СГ или «полетно-

го КПД» η_{II} оказывает существенное влияние на дополнительный расход топлива и, следовательно, на полетную массу ЛА. Если повысить КПД СГ, то дополнительный расход топлива уменьшается, однако при этом возрастает масса СГ.

Представляет интерес определение допустимого повышения КПД СГ исходя из равенства дополнительной массы СГ при повышении его КПД и соответствующего уменьшения дополнительного расхода топлива. Данное условие выполняется в случае минимальной $G_{пол}$ СГ.

Исследование влияния КПД и «полетного КПД» η_{II} на «полетную массу» $G_{пол}$ магнитоэлектрического СГ проведено на числовом примере. В качестве числового примера рассмотрен авиационный магнитоэлектрический СГ мощностью 200 кВт·А [5].

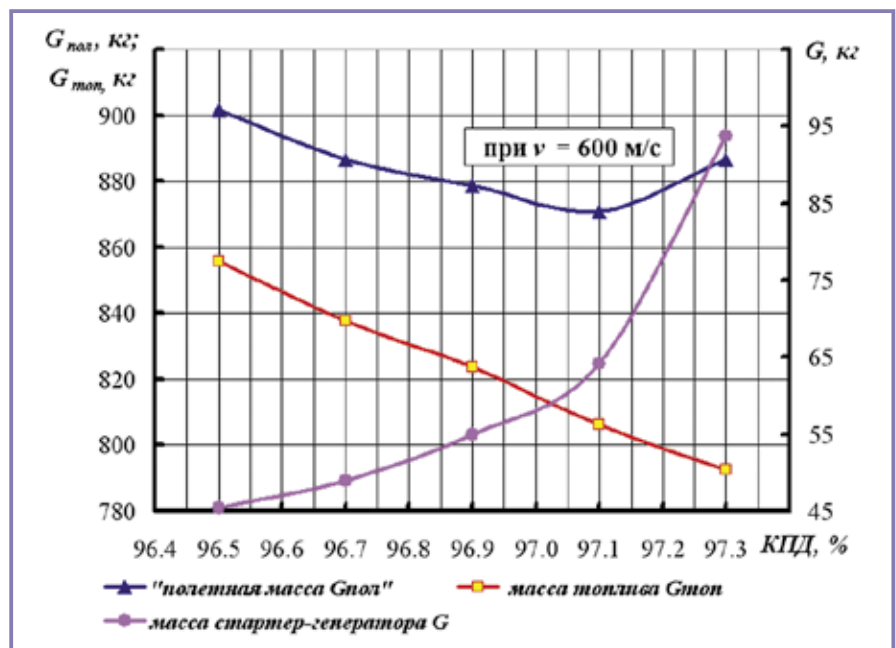


Рис. 2. Зависимость полетной массы стартер-генератора от КПД.

Таблица 2. Основные технические характеристики СГ.

Наименование характеристики, параметра и единица измерения	Значение параметра
Номинальная мощность, кВт	200
Номинальное напряжение, В	230/400
Частота генерирования, Гц	800
Частота вращения СГ, об/мин, не менее	16000
Тип постоянного магнита	КС37А
Материал статора	49К2ФА, толщина листа 0,15 мм
Вид охлаждения	продув встречным воздухом
Продолжительность полета, ч	10

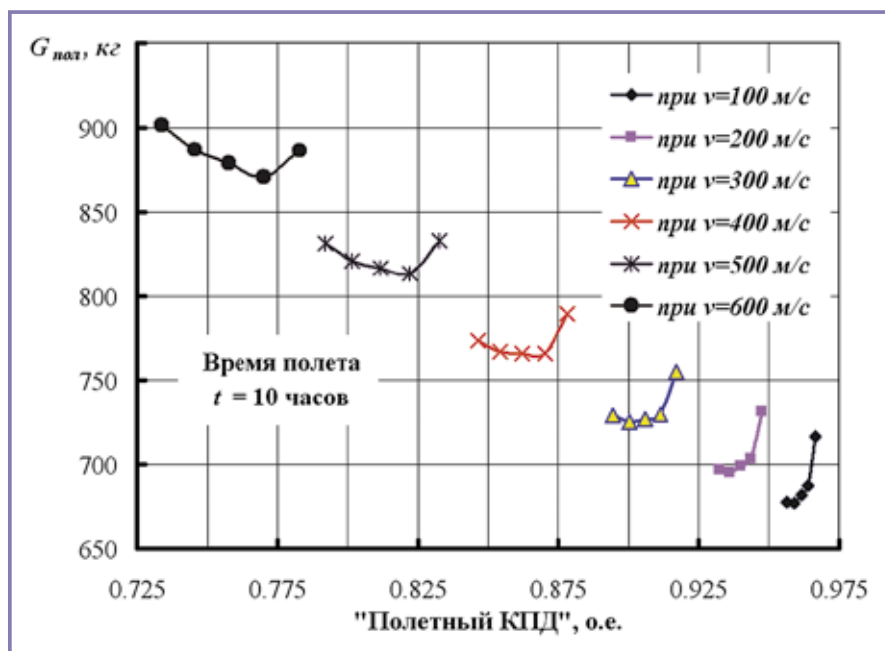


Рис. 3. Зависимость полетной массы от полетного КПД стартер-генератора.

Основные технические характеристики СГ приведены в таблице 2.

На рис. 2 показана зависимость $G_{пол}$ СГ от его КПД. Как видно из рис. 2, минимум «полетной массы» $G_{пол}$ не соответствует ни минимальной массе, ни максимальному КПД СГ.

Минимальная масса СГ имеет место при минимальном КПД и максимальном расходе топлива. При этом «полетная масса» $G_{пол}$ СГ имеет максимальное значение. При увеличении массы СГ на 18,7 кг КПД СГ увеличился на 0,6 %, при этом масса топлива уменьшилась на 49,5 кг, а «полетная масса» $G_{пол}$ уменьшилась на 30,8 кг и имеет минимальное значение.

Таким образом, в данном СГ имеет смысл увеличить КПД на 0,6 %, повысив его массу на 18,7 кг. Дальнейшее увеличение КПД СГ за счет роста массы приводит к увеличению $G_{пол}$ и, следовательно, нецелесообразно [5].

На рис. 3 показана зависимость «полетной массы» $G_{пол}$ СГ от $\eta_{П}$ при различных скоростях полета v .

Из анализа рис. 3 следует, что с увеличением скорости полета v ЛА «полетная масса» $G_{пол}$ СГ растет, а «полетный КПД» $\eta_{П}$ уменьшается. Кроме того, минимум $G_{пол}$ СГ с ростом скорости полета v смещается в область максимальных значений $\eta_{П}$ при данной v . Отсюда следует, что для ЛА, имеющих высокую скорость полета v , целесообразно повышать

КПД СГ за счет увеличения массы, тогда как для ЛА с низкими скоростями полета v целесообразно уменьшать массу СГ при снижении его КПД. Данное заключение означает, что СГ одинаковой мощности, спроектированные на минимум «полетной массы» $G_{пол}$ для высокоскоростных ЛА, имеют большую массу, чем СГ для низкоскоростных ЛА [5].

Таким образом, при проектировании авиационных СГ необходимо принимать во внимание значения скорости полета v самолетов.

Уравнения (7) и (8) показывают,

что время полета t также оказывает существенное влияние на дополнительный расход топлива и $G_{пол}$.

Рис. 4 и 5 поясняют зависимость «полетной массы» $G_{пол}$ СГ от времени полета ЛА при постоянных массе и КПД СГ.

Из анализа зависимостей на рис. 4 видно, что увеличение времени полета в 10 раз приводит к росту $G_{пол}$ СГ в среднем в 7,8 раза, причем увеличение $G_{пол}$ носит линейный характер при данной скорости полета v .

Зависимости на рис. 5 показывают, что увеличение скорости полета v также приводит к росту «полетной массы» $G_{пол}$, но рост $G_{пол}$ носит нелинейный характер, причем с увеличением времени полета нелинейность возрастает. Так при $t = 2$ ч и увеличении скорости полета v от 100 м/с до 600 м/с «полетная масса» $G_{пол}$ возрастает в 1,26 раза, а при $t = 20$ ч в 1,34 раза, что, примерно, на 6 % больше [5].

Таким образом, при определении оптимальных массогабаритных и энергетических показателей авиационных СГ необходимо учитывать назначение ЛА (время и скорость полета).

В приведенных рассуждениях и выводах формул не учтены изменения массы сопряженных устройств в связи с изменением массы СГ и массы топлива, потери от искажения аэродинамической формы ЛА, вызванные наличием патрубков, и т. д. Однако полученные выводы дают возможность

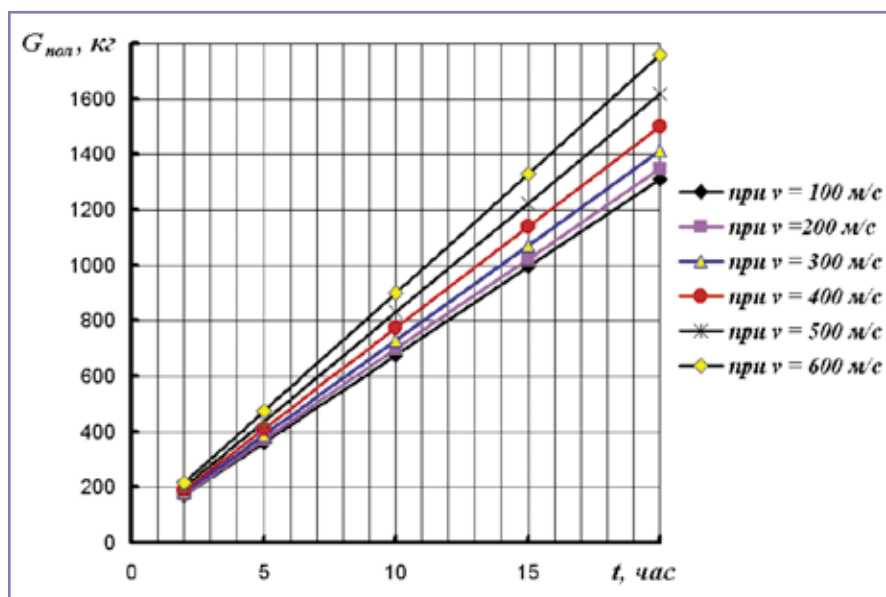


Рис. 4. Зависимость «полетной массы» от продолжительности полета при различной скорости полета.

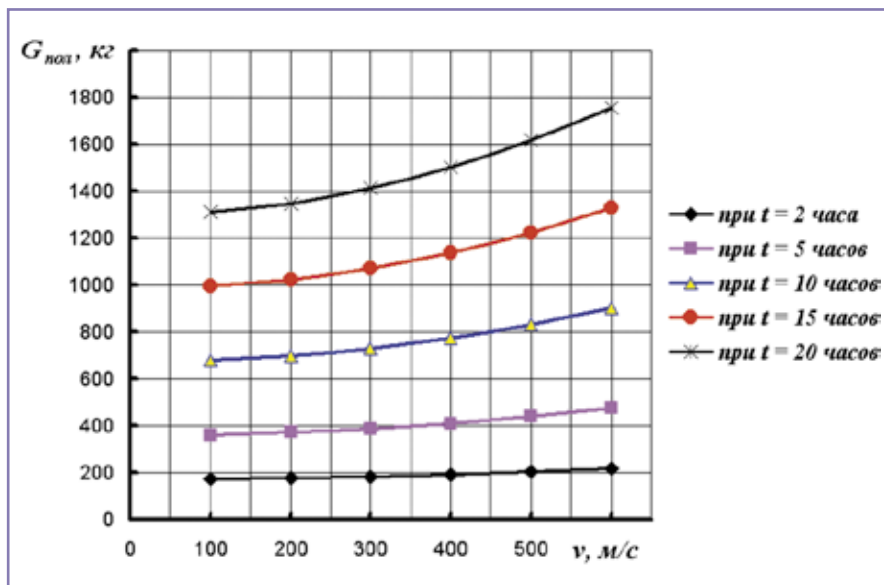


Рис. 5. Зависимость «полетной массы» от скорости полета при различной продолжительности полета.

установить границы рационального применения продува и способов расширения этих границ.

Системы воздушного охлаждения с использованием напора встречного потока воздуха мало пригодны для скоростных и высотных ЛА, и для обеспечения повышения высоты и скорости полета и необходимы интенсивные системы охлаждения авиационных СГ, например, масляные.

Выводы

1. Проведенные исследования показывают, что оптимальность массовых и энергетических показателей авиационных СГ определяется такими критериями, как «полетная масса» и «полетный КПД».

2. Оптимум «полетной массы» и «полетного КПД» зависит от назначения ЛА (продолжительности и скорости полета).

3. Полученные в статье выводы дают возможность установить грани-

цы рационального применения продува для охлаждения авиационных СГ, а также определить способы расширения этих границ.

Литература:

1. Проектирование авиационных систем кондиционирования воздуха: Учеб. пособие для студентов высших технических учебных заведений / Н.В. Антонова, Л.Д. Дубровин, Е.Е. Егоров и др.; под ред. Ю.М. Шустрова. М.: Машиностроение, 2006 – 384 с.
2. Федосеев А.Ф. Современное состояние и перспективы развития электрического оборудования самолетов//Автоматика и электромеханика. – М.: Изд-во «Наука», 1973.-С.61-72.
3. Матвеев А.М., Локшин М.А., Кузнецов В.Н. Выбор рациональных параметров гидравлических систем сверхзвуковых маневренных самолетов. – М.: Военное издательство, 1985. – Сер.№5. – 144с. ДСП.
4. Бертинов А.И. Авиационные электрические генераторы. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1959. – 594 с.
5. Власов А.И. Магнитоэлектрический стартер-генератор в системе электроснабжения само-

летов нового поколения: Дис. ...канд. техн. наук. – Чебоксары.: ЧГУ, 2010. – 263 с.

6. Веников Г.В., Клочков О.Г. Тенденции и перспективы развития бортовых электрических генераторов//Авиационная промышленность. – 1991.-№2.-С. 23– 29.

7. Данилов Г.И. Расчет и конструкция самолетных генераторов постоянного тока/ Г.И. Данилов, Д.И. Заславский, Р.А. Коссович, И.Г. Мерсон/Под общей ред. И.Г. Мерсона. – Л.: ЛКВВИА, 1952. 548 с.

8. Кулебакин В.С., Синдеев И.М. Электрификация самолетов, I, Системы электроснабжения. Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1952.

9. Винокуров В.А., Дедаев Ю.Н. Критерии веса и эффективности авиационных генераторов с различными системами охлаждения.//Автоматика и электромеханика. – М.: Наука, 1973. – С. 83-92.

10. Электрооборудование летательных аппаратов: учебник для вузов. В двух томах / под редакцией С.А. Грузкова. Том 1. Системы электроснабжения летательных аппаратов. – М.: Издательство МЭИ, 2005.-568 с.

Власов Андрей Иванович – родился в 1979 году. В 2002 году окончил Вятский государственный университет (ВятГУ) по специальности «Электромеханика». Кандидат технических наук. В 2010 году защитил диссертацию по теме: «Магнитоэлектрический стартер-генератор в системе электроснабжения самолетов нового поколения». В настоящее время работает начальником конструкторского бюро ОАО «Электропривод». Имеет 16 научных трудов.

Vlasov Andrey – was born in 1979. In 2002 he graduated from Vyatskiy State University (VyatGU), specialization is «Electromechanics». He is a candidate of Engineering. In 2010 he defended a thesis, the theme is: «Magnetoelectric starter- generator in the New generation plain power system». At present he is working as the Head of the Design Department in JSC «Electroprivod». He is the author of 16 scientific works.