

## ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С ВОЗДУШНЫМ ВИНТОМ ДЛЯ РЕГИОНАЛЬНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Боровиков Д.А.<sup>1</sup>, Равикович Ю.А., Агульник А.Б.

Московский авиационный институт, МАИ, г. Москва,<sup>1</sup> BorovikovDA@mai.ru

*Ключевые слова:* гибридная силовая установка, летательные аппараты местных авиалиний, оптимизация технических параметров.

Постоянное ужесточение требований, предъявляемых к пассажирским и транспортным летательным аппаратам (ЛА), приводит к необходимости создания силовых установок нового типа. Развитие технологий, связанных с генерацией и хранением электрической энергии делает гибридные силовые установки (ГСУ) одним из наиболее перспективных направлений развития современной авиации [1]. Соответствующее технико-экономическое обоснование выполнено исследователями в России [2].

Основные задачи, связанные с начальными этапами проектирования ГСУ – это определение их области применения и ограничений на их технические параметры [3]. Область применения ГСУ может быть определена исходя из условий невозможности применения для выполнения полетной задачи электрической силовой установкой и существования ГСУ, имеющей более высокую топливную эффективность чем газотурбинный двигатель (ГТД), множество таких полетных задач описывается неравенством 1. Уравнение 2 позволяет также оценить и выполнить сравнение расхода топлива ГСУ и ГТД. При оценке области применения и сравнении расхода топлива принимается допущение об однорежимности работы силовой установки, а сравнение проводится только для крейсерского режима полета.

$$\mathbb{S} = \left\{ \frac{\eta_v \eta_{эд} k \Delta M N_{ya}}{M_{\Sigma} g} - \frac{V N_{ya}}{N_{yэд}} \leq S \leq \frac{\eta_v \eta_{эд} k N_{ya}}{g} - \frac{V N_{ya}}{N_{yэд}} \right\}$$

$$G_T = \frac{C_{уд} S}{V} \left( \frac{M_{\Pi} g}{k \eta_v} + \frac{\Delta M}{\left( \frac{1}{N_{yэд}} + \frac{S}{N_{ya} V} \right)} \left( \frac{g}{k \eta_v N_{yэд}} \left( 1 + \frac{S}{V} \right) - \frac{\eta_{эд}}{V} \right) \right)$$

Где  $\Delta M$  – прирост массы ЛА, кг;  $N_{эд} N_{эд}$  – мощность электродвигателя, Вт;  $t$  – время работы электродвигателя, с;  $N_{yэд} N_{yэд}$  – удельная мощность электродвигателя, Вт/кг;  $N_{ya}$  – удельная энергоемкость АКБ, Вт ч/кг;  $k$  – коэффициент аэродинамического качества ЛА;  $g$  – ускорение свободного падения, м/с<sup>2</sup>;  $\eta_{эд} \eta_{эд}$  – КПД электрической машины;  $\eta_v$  – КПД воздушного винта;  $V$  – скорость полета, м/с;  $\mathbb{S}$  – множество полетных циклов;  $S$  – дальность полета в полетном цикле, м;  $C_{уд}$  – удельный расход топлива ГТД, кг/Вт/ч;  $M_{\Pi}$  – масса ЛА с ГТД, кг;  $G_T G_T$  – расход топлива за полетный цикл, кг.

Результат расчета области применения ГСУ для ЛА местных авиалиний с параметрами Cessna 208В изображено на рис.1.

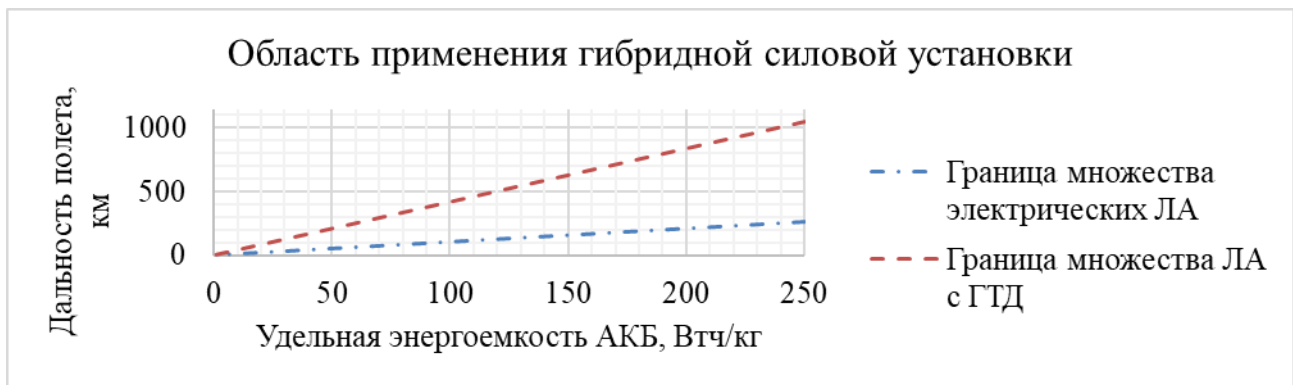


Рисунок 1 – Область применения ГСУ для ЛА с параметрами Cessna 208B

Ограничения на технические параметры ГСУ при решении задачи оптимизации можно получить из условий существования летательного аппарата. Для удобства они могут быть выражены через мощность электрической машины в каждой точке траектории в соответствии с неравенством 3. Тогда мощность электрической машины равна максимальной мощности за полетный цикл, а емкость батареи равна максимальному значению интеграла мощности вдоль траектории. В результате можно свести задачу оптимизации к поиску функции мощности от времени 4, удовлетворяющей неравенству 3 и соответствующей выбранному критерию оптимальности, например, расходу топлива за полетный цикл.

$$N_{эд} = \left\{ \forall t : t_c \leq t \leq t_\phi, \frac{\rho V^3}{2\eta_B \eta_{эд}} F(C_x + C_y \tan \alpha_{min}) + \frac{v dP_x}{2\eta_B \eta_{эд} \cos \alpha_{min} dt} - \frac{N_{ГТД}}{\eta_{эд}} \leq N_{эд} \leq \right.$$

$$\left. \frac{\rho V^3}{2\eta_B \eta_{эд}} F(C_x + C_y \tan \alpha_{max}) + \frac{v dP_x}{2\eta_B \eta_{эд} \cos \alpha_{max} dt} - \frac{N_{ГТД}}{\eta_{эд}}, N_{эд}(t_1) \left( \frac{\eta_{эд}}{N_{уэд}} - \frac{\eta_B \eta_{эд} \sin \alpha_{max}}{gV} \right) + \frac{\int N_{эд} dt(t_2)}{N_{уа}} \right.$$

$$\left. M_p(N_{эд}(t_1)) \leq \frac{1}{g} \left( \frac{N_{ГТД} \eta_B \sin \alpha_{max}}{v} + \frac{\rho V^2}{2} F(C_y \cos \alpha_{max} - C_x \sin \alpha_{max}) + k(H_3 - H) - \frac{dP_y}{dt} - (M_n + M_T)g \right) \right\}$$

$$N_{эд}^* \in N_{эд}; G_T(N_{эд}^*) = \min_{N_{эд} \in N_{эд}} G_T(N_{эд})$$

где  $\dot{P}_x$  – горизонтальная проекция производной импульса ЛА, кг\*м/с;  $N_{ГТД} N_{ГТД}$  – мощность ГТД, Вт;  $\rho$  – плотность воздуха, кг/м<sup>3</sup>;  $F$  – площадь миделя ЛА, м<sup>2</sup>;  $C_x$  – коэффициент силы аэродинамического сопротивления;  $C_y$  – коэффициент подъемной силы;  $\alpha$  – угол атаки ЛА;  $\dot{P}_y$  – вертикальная проекция производной импульса ЛА, кг\*м/с;  $M$  – масса ЛА, кг;  $k$  ( $\Delta H$ ) – жесткость шасси, Н/м;  $H_3$  – высота поверхности земли, м;  $H$  – высота полета, м;  $N_{эд}^*$  – оптимальная функция управления;  $N_{эд}$  – множество функций управления электродвигателем.

В данной работе задача оптимизации была решена с применением имитационной математической модели силовой установки в системе ЛА, построенной с использованием метода связанных графов, в результате были получены параметры батареи и электромотора, позволяющие обеспечить полет ЛА при снижении количества израсходованного за полетный цикл топлива до 30%.

При использовании в качестве единственного критерия оптимальности расхода топлива масса аккумуляторной батареи оказывается сопоставима с массой полезной нагрузки летательного аппарата, что указывает на необходимость использования при решении задачи оптимизации ГСУ эксплуатационных и экономических критериев.

Предложенные способы определения ограничений на множество обликов ГСУ и способ определения области применения ГСУ могут быть использованы при выборе типа и параметров силовой установки с воздушным винтом для летательных аппаратов местных

авиалиний. Разработанная имитационная математическая модель позволяет оценить тактико-технические характеристики ЛА с ГСУ при выполнении различных полетных задач и может быть использована при решении задачи оптимизации ГСУ в системе ЛА.

### **Список литературы**

1. Hepperle M. Electric Flight – Potential and Limitations, NATO report, German Aerospace Center. 2012.
2. Карпов А.Е., Ключков В.В. Выбор направления инновационного развития российского авиастроения (на примере магистральных самолетов) // Друкеровский вестник. 2019. № 4(30). С. 106-125.
3. Боровиков Д.А. Определение области рационального применения и постановка задачи оптимизации гибридных двигателей на базе ТВД для региональных самолетов // Вестник РГАТА им. П.А. Соловьева. 2021. № 4(59). С. 15-22.

### **Сведения об авторах**

Боровиков Д.А., к.т.н., ведущий инженер НИО-201.

Равикович Ю.А., д.т.н., профессор, и.о. проректора по научной работе.

Агульник А.Б., д.т.н., с.н.с., заведующий кафедрой 201.

## **DESIGN AND OPTIMIZATION OF TURBOPROP HYBRID PROPULSION FOR REGIONAL AIRCRAFT**

Borovikov D.A.<sup>1</sup>, Agulnik A.B., Ravikovich U.A.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia,

<sup>1</sup> BorovikovDA@mai.ru

*Keywords: hybrid propulsion, regional aircraft, technical parameters optimization.*

The work is devoted to definition of hybrid propulsion area of application; optimization parameters constraints; design of hybrid propulsion aircraft mathematical model and optimization of technical parameters for preselected flight missions.