

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПОЛЕТНОГО ЦИКЛА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С КОМБИНИРОВАННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

Алексенцев А.А.

Самарский университет, г. Самара, artemalexentsev@yandex.ru

Ключевые слова: комбинированная силовая установка, газотурбинный двигатель, беспилотный летательный аппарат, полетный цикл, воздушный винт изменяемого шага, турбогенератор.

Создание БПЛА большой продолжительности полета и вертикального или укороченного взлета требует согласования энергетических возможностей силовой установки с полетным циклом. Для аппаратов массой от 1500 кг и дальностью до 1000 км полностью электрическая схема приводит к росту массы аккумуляторной батареи, а газотурбинные двигатели не всегда обеспечивают гибкое распределение мощности между подъемными и маршевыми движителями. Поэтому актуальна комбинированная силовая установка, включающая тепловой двигатель, генератор, аккумуляторную батарею, электроприводы подъемных винтов и маршевый воздушный винт.

В работах по оптимизации газотурбинных двигателей в системе летательного аппарата показано, что параметры рабочего процесса и законы управления необходимо выбирать с учетом всего полетного цикла, а не только одной расчетной точки [1, 2]. Для гибридных авиационных силовых установок дополнительно требуется учитывать отбор мощности на генератор, заряд аккумуляторной батареи и изменение потребной мощности движителей на этапах взлета, крейсерского полета и посадки [3].

Описание работы и методы

В качестве исходного объекта рассмотрен полетный цикл БПЛА массой до 1500 кг и расчетной дальностью до 1000 км. Базовая схема включает роторно-поршневой двигатель мощностью 300 л.с., восемь подъемных воздушных винтов диаметром 3 м, маршевый воздушный винт диаметром 1,9 м и генератор, приводимый роторно-поршневым двигателем на крейсерском режиме для заряда аккумуляторной батареи. Такой пример отражает типовую особенность комбинированной силовой установки: на разных участках полета меняется соотношение механической, электрической и запасаемой энергии.

Методика расчета включает декомпозицию миссии на участки: запуск и подготовка, вертикальный взлет или висение, переходный режим, набор высоты, крейсерский полет, снижение и посадка. Для каждого участка задаются высота, скорость, длительность, масса ЛА с учетом расхода топлива, потребная тяга или мощность движителей, режим работы теплового двигателя, мощность генератора, мощность электроприводов и изменение энергии аккумуляторной батареи. Энергетический баланс участка связывает потребную мощность движителей с располагаемой мощностью двигателя, электрической мощностью генератора и КПД преобразования энергии.

На основе анализа базового БПЛА цикл был обобщен для силовой установки с газотурбинным двигателем и движителем в виде воздушного винта изменяемого шага. В данной схеме ГТД рассматривается как источник мощности для маршевого винта и одновременно как привод генератора. Винт изменяемого шага обеспечивает согласование частоты вращения, угла установки лопастей и потребной тяги на разных скоростях, а генератор поддерживает энергетическое состояние аккумуляторной батареи и питание подъемных электродвигателей.

В результате расчетов на заданных режимах полетного цикла определяется потребная мощность. Затем варьируются параметры ГТД: степень повышения давления

компрессора, температура газа перед турбиной, расход воздуха, частота вращения ротора, мощность на валу, удельный расход топлива и допустимый отбор мощности на генератор. После этого выполняется согласование ГТД с маршевым винтом изменяемого шага и генератором с учетом ограничений по температуре газа, запасу устойчивой работы компрессора, мощности на валу, массе силовой установки и энергетическому балансу аккумуляторной батареи.

В результате применения методики получены рациональные параметры ГТД для БПЛА рассматриваемого класса. Показано, что оптимизация должна выполняться по совокупности режимов, поскольку избыток мощности на взлете, глубина разряда аккумуляторной батареи и мощность генератора на крейсерском участке существенно влияют на выбор расчетной точки двигателя. Для аппарата с дальностью до 1000 км наиболее значимыми критериями являются удельный расход топлива на крейсере, возможность компенсации энергозатрат подъемных электродвигателей за счет генератора и работоспособность винта изменяемого шага в широком диапазоне скоростей.

Заключение

Предложенная методика связывает расчет рабочего процесса газотурбинного двигателя с энергетическим балансом полетного цикла БПЛА с комбинированной силовой установкой. Разбор исходного варианта с роторно-поршневым двигателем, восемью подъемными винтами и маршевым винтом показал необходимость учета перераспределения энергии между механическим приводом, генератором, аккумуляторной батареей и электроприводами. Обобщение методики на схему с газотурбинного двигателя и воздушным винтом изменяемого шага позволяет выполнять структурно-параметрический выбор двигателя на ранних стадиях проектирования.

Практическая значимость работы заключается в возможности определения оптимальных параметров газотурбинного двигателя для БПЛА массой до 1500 кг и дальностью до 1000 км с учетом реального полетного цикла, а не только номинальной мощности двигателя. Дальнейшее развитие методики связано с уточнением характеристик винта изменяемого шага, учета характеристик аккумуляторной батареи и алгоритмов управления генератором на переходных режимах.

Список литературы

1. Ткаченко А.Ю., Кузьмичев В.С., Крупенич И.Н. Aircraft Flight Modeling during the Optimization of Gas Turbine Engine Working Process // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2018. – Vol. 302, Issue 1.
2. Vimalachandran T.A., Tkachenko A.Y., Rybakov V.N. Parametric Performance of Ultra-light Gas Turbine Power Plant for Heavy Lift Multicopters Flight Systems Using AS-TRA-Russian Aviation Engine Optimization Software // MATEC Web of Conferences. – 2018. – Vol. 220.
3. Филинов Е.П., Радомский В.К. Метод оптимизации параметров рабочего процесса гибридной авиационной силовой установки с учётом полётного цикла // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2025. – Т. 24, № 3. – С. 41–52.

Сведения об авторах

Алексенцев Артем Алексеевич – аспирант; область научных интересов: газотурбинные двигатели, комбинированные силовые установки, расчет полетного цикла беспилотных летательных аппаратов.

METHOD FOR CALCULATING THE FLIGHT CYCLE OF AIRCRAFT WITH A HYBRID PROPULSION SYSTEM.

Aleksentsev A.A.
Samara University.

The paper presents a method for calculating the flight cycle of a UAV with a hybrid power plant. The reference cycle is based on an aircraft with a mass of up to 1500 kg and a range of up to 1000 km, equipped with a 300 hp engine, a generator, a battery, eight 3 m lift propellers and a cruise propeller. The method is adapted to a gas-turbine-based configuration with a generator and a variable-pitch propeller. Rational gas turbine parameters for this UAV class are determined.