

## **АВТОМАТИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО СИНТЕЗА НА ЭТАПЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТА**

**Проскурин В.Д.**

**Оренбургский государственный университет, г. Оренбург**

На этапе предварительного проектирования вертолета решаются многовариантные задачи выбора основной концепции, обоснования и формирования аэродинамической схемы, разработки компоновочных решений, расчета параметров основных агрегатов. Важность принимаемых на этом этапе проектных решений требует увеличения числа рассматриваемых вариантов с детализацией проектов до уровня параметрического синтеза. Разработка и применение систем автоматизированного проектирования предоставляет возможность просчитывать большое количество вариантов с изменением варьируемых параметров и находить оптимальные решения по выбранным критериям. В большинстве случаев проектирование с применением САПР выполняется в диалоговом режиме, что позволяет активно использовать творческий потенциал, эвристические способности и опыт проектировщика, а также осуществлять вычислительные исследования для решения основных задач проектирования, а именно [1]:

- выбор рациональных схемных решений и оптимизация параметров для большого числа вариантов проекта;
- обоснование целесообразности использования новых проектных решений, реализация которых потребует дополнительных затрат в организации производства;
- определение и обоснование летно-технических требований к проектируемому вертолету;
- подготовка информации для оценки конкурентоспособности проектируемого вертолета по сравнению с современными представителями соответствующего типа и назначения.

К задачам параметрического синтеза при предварительном проектировании вертолетов относятся расчет массы вертолета и его агрегатов, определение потребной мощности двигательной установки, расчет массы топлива, необходимого на выполнение полета на заданную дальность, расчет геометрических и аэродинамических характеристик несущего и рулевого винтов. Результаты параметрического синтеза используются для анализа и оценки летно-технических характеристик вертолета.

В образовательном процессе по направлению подготовки «Авиастроение» решение задач параметрического синтеза является частью курсовой работы по дисциплине «Проектирование вертолетов». Автоматизированный расчет параметров вертолета выполняется с применением комплекса компьютерных программ, реализованных в системе Mathcad. Работа в этой системе имеет ряд моментов, оказывающих положительное влияние на формирование практических навыков проектирования в диалоговом режиме с возможностью поиска оптимального проектного решения с минимальными

затратами времени. При необходимости обучающиеся имеют возможность корректировки алгоритмов расчета в соответствии с выбранной аэродинамической схемой вертолета. В процессе выполнения расчетов обучающиеся осваивают основные принципы проектирования: итерационный принцип решения проектных задач, принцип декомпозиции объекта проектирования с различной детализацией и принцип контролируемости промежуточных и окончательных результатов.

Итерационный принцип проектирования реализуется в виде метода последовательных приближений, алгоритмы которого включены в программы для расчета крейсерской скорости вертолета и некоторых других параметров. Итерационный принцип применяется в процессе подбора модели двигателей, когда сначала рассчитывается требуемая мощность двигательной установки, а затем выполняется уточненный расчет параметров вертолета по мощности выбранного двигателя.

По принципу декомпозиции сложная задача параметрического синтеза разделена на множество более простых, для решения которых предназначены составные части программ отдельные программы комплекса.

Контролируемость процесса проектирования обеспечивается выводом промежуточных результатов как с целью принятия решения об изменении исходных данных и варьируемых параметров, так и для поиска ошибок в расчете.

Одним из направлений вертолетостроения является разработка вертолета модульной конструкции. Степень детализации при разделении конструкции на отдельные унифицированные модули зависит от решаемых задач. В состав модуля несущей системы вертолета одновинтовой схемы с рулевым винтом входят несущий винт, главный редуктор, бустерная система управления, двигательная установка, агрегаты трансмиссии для вращения рулевого винта, а также элементы силового каркаса фюзеляжа и хвостовая балка, являющиеся основной базой модуля. В качестве критерия оптимальности модуля несущей системы целесообразно принять коэффициент массовой отдачи – отношению массы всей нагрузки на модуль, включая массу планера вертолета, к собственной массе модуля. Масса нагрузки определяется как разность между силой тяги  $T$  несущего винта и весом модуля  $G$ , деленная на ускорение свободного падения. Для расчета силы тяги и массы модуля разработана программа параметрического синтеза модуля, основанная на известной методике расчета массы агрегатов вертолета [2].

Сила тяги несущего винта  $T$  при заданной мощности  $N$  двигательной установки возрастает с увеличением радиуса лопастей  $R$ , или с уменьшением удельной на ометаемую площадь  $p$ . По импульсной теории несущего винта

$$T = (2.78 \cdot R \cdot N \cdot \xi \cdot \eta_0 \sqrt{\Delta})^{\frac{2}{3}} = N \cdot \xi \cdot \eta_0 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot \kappa \cdot \rho}{p}}.$$

При увеличении радиуса лопастей возрастает масса несущего винта, увеличиваются масса главного редуктора, длина и масса хвостовой балки с трансмиссионным валом, масса гидроусилителей бустерной системы управления, что приводит к повышению массы всего модуля и снижению его массовой отдачи. Уменьшение радиуса лопастей приводит к снижению силы тяги. Масса несущего винта  $m_{нв}$ , состоящего из лопастей и втулки, рассчитывается по формуле [2]

$$m_{л} = \frac{k_{л} \cdot \sigma \cdot R^{2,7} \cdot \lambda_{ср}^{0,7}}{\lambda_{л}^{0,7}} + k_{ем} \cdot k_{лон} \cdot z_{л} \cdot N_{цб}^{1,35}.$$

Бустерная система включает все элементы управления, воспринимающие нагрузки от лопастей: автомат перекоса с тягами, гидроусилители с их креплением на редукторе, тяги от гидроусилителей до автомата перекоса, гидросистему с мощностью, достаточной для питания гидроусилителей. Масса бустерной системы  $m_{бу}$  равна:

$$m_{бу} = k_{бу} \cdot z_{л} \cdot b^2 \cdot R.$$

Из приведенных формул следует, что масса несущего винта и бустерной системы зависит от радиуса  $R$ , коэффициента заполнения  $\sigma$ , ширины лопастей  $b$ , количества лопастей  $z_{л}$ . Кроме этого увеличение коэффициента заполнения  $\sigma$  повышает потребный крутящий момент. Оптимизация геометрических параметров несущего винта являются следующим этапом проектирования. Некоторые результаты расчетов при мощности условной двигательной установки, равной 1000 кВт, представлены на рисунках.

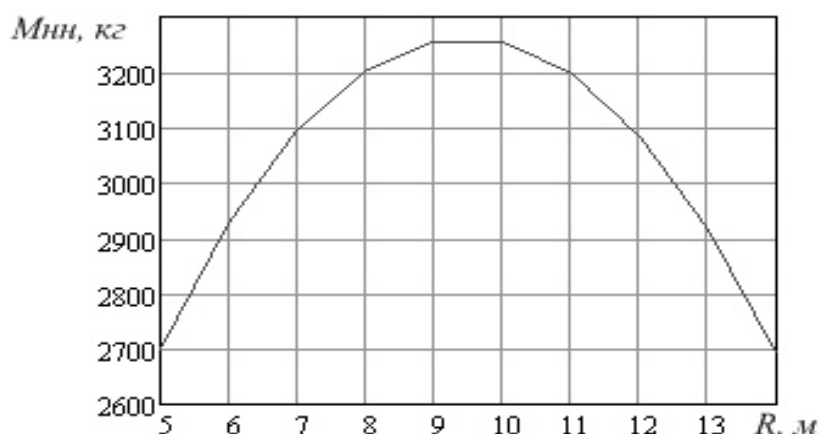


Рисунок 1 – Зависимость грузоподъемности модуля несущей системы от радиуса винта при мощности 1000 кВт

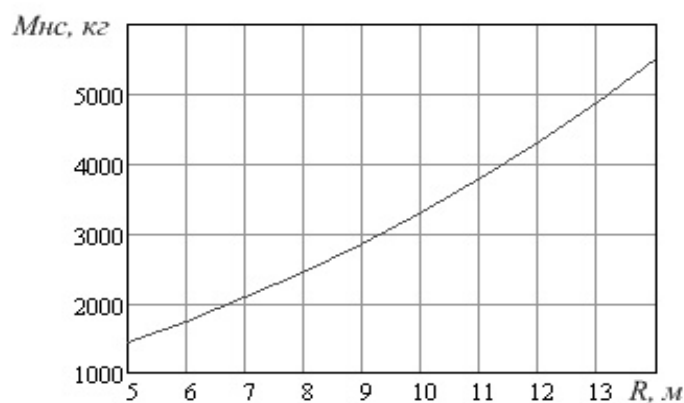


Рисунок 2 – Зависимость массы модуля несущей системы от радиуса винта при мощности 1000 кВт

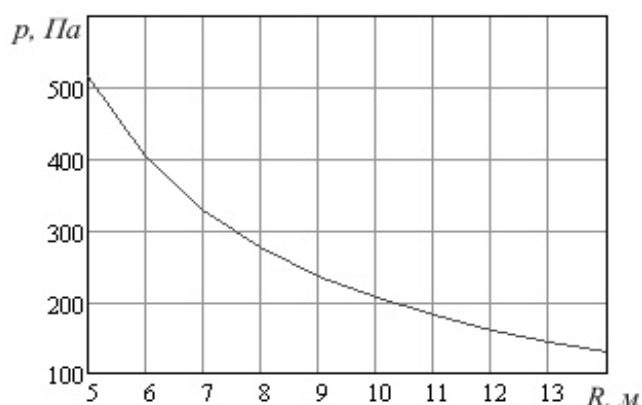


Рисунок 3 – Зависимость удельной нагрузки на несущий винт при мощности 1000 кВт

Представленная методика применяется при выполнении курсового и дипломного проектирования по направлению подготовки Авиационное и обеспечивает углубленное понимание взаимосвязей параметров вертолета и приобретение практических навыков выполнения проекторочных расчетов с поиском оптимального решения задачи.

#### Список литературы

1. Опыт разработки систем автоматизации предварительного проектирования самолетов и вертолетов. В.Е. Денисов, В.А. Каргопольцев, Л.М. Шкадов, А.Ю. Удэюху. В кн. Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники. — М.: Физматлит, 2005. - 648 с. - ISBN 5-9221-0623-6.
2. Машиностроение. Энциклопедия / Ред. совет: К.В. Фролов (пред.) и др. — М.: Машиностроение. Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов. Кн. 2 / А.М. Матвеевко, А.И. Акимов, М.Г. Акопов и др.; Под. общ. ред. А.М. Матвеевко. -752 с.; ил. ISBN 5-217-03121-2/