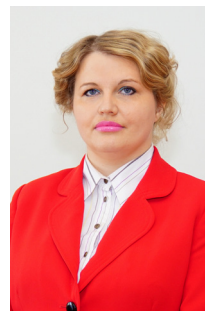




Лихачев Е.А.
Likhachev E.A.

*старший преподаватель
кафедры информационно-измерительной
техники, факультет авионики,
энергетики и инфокоммуникаций
ФГБОУ ВО «Уфимский государственный
авиационный технический университет,
г. Уфа,
Российская Федерация*



Зайцева А.А.
Zajtseva A.A.

*доцент, кандидат технических наук
кафедры информационно-измерительной
техники, факультет авионики,
энергетики и инфокоммуникаций
ФГБОУ ВО «Уфимский государственный
авиационный технический университет,
г. Уфа,
Российская Федерация*

УДК 621.317.791

DOI: 10.17122/1999-5458-2019-15-1-100-105

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ САУ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

Развитие и совершенствование вертолетной техники невозможно без широкого применения систем автоматического управления. Объясняется это, с одной стороны, сложностью рабочих процессов, протекающих в двигателе и вертолете в целом как объекте управления, а с другой – необходимостью оптимизации этих процессов для получения приемлемых удельных характеристик (удельные расход топлива и тяга, заданная надежность, эргономичность и др.), определяющих совершенство вертолета.

Системы автоматического управления (САУ) двигателями должны удовлетворять ряду требований, важнейшими из которых являются:

- обеспечение необходимого качества регулирования по основным параметрам рабочего процесса;
- выдерживание оптимальных сочетаний параметров рабочего процесса, при которых получают приемлемые удельные характеристики; защита двигателя от недопустимых рабочих режимов;
- обеспечение требуемой надежности двигателя и согласование характеристик двигателя с характеристиками вертолета.

Эти требования, хотя и противоречивы, но должны быть удовлетворены комплексно.

В данной статье рассматривается САУ силовой установки вертолета «ROTORFLY». На данном типе воздушного судна устанавливается поршневой горизонтально-оппозитный поршневой двигатель внутреннего сгорания «Rotax». С учётом специфики работы силовой установки, возникает необходимость стабилизации частоты вращения несущего винта (НВ) на различных высотах полета.

Ключевые слова: САУ, вертолет, силовая установка, несущий винт, нечёткие множества, частота вращения несущего винта, мощность, датчик оборотов двигателя; датчик оборотов несущего винта; датчик крутящего момента; система управления с фаззи-модулем.

A MATHEMATICAL MODEL OF THE ACS FREQUENCY OF ROTATION OF THE ROTOR OF THE HELICOPTER

The development and improvement of helicopter technology is impossible without the widespread use of automatic control systems. This is explained, on the one hand, by the complexity of the working processes occurring in the engine and the helicopter as a whole as a control object, and on the other – the need to optimize these processes to obtain acceptable specific characteristics (specific fuel consumption and thrust, specified reliability, ergonomics, etc.), determining the perfection of the helicopter.

Automatic control systems (ACS) engines must meet a number of requirements, the most important of which are:

- ensuring the necessary quality of regulation on the main parameters of the working process;
- maintaining optimal combinations of parameters of the working process, at which acceptable specific characteristics are obtained; protection of the engine from unacceptable operating conditions;
- ensuring the required reliability of the engine and matching the characteristics of the engine with the characteristics of the helicopter.

These requirements, although contradictory, must be met in a comprehensive manner.

This article examines the ACS of the power plant of the helicopter "ROTORFLY". This type of aircraft is equipped with a horizontal-opposed piston internal combustion engine "Rotax". Given the specifics of the power plant, there is a need to stabilize the rotor speed at different altitudes.

Key words: guns, helicopter, power plant, rotor fuzzy sets, the frequency of rotation of the rotor, the power, of the engine speed sensor; speed sensor rotor; the torque sensor; the control system with a fuzzy module

Проектирование систем автоматического управления авиационными двигателями основано на синтезе структуры и параметров систем и способах технической реализации схем с учетом свойств реальных элементов. Техническая реализация связана с анализом датчиков информации, решающих и других элементов с указанием способов формирования этих элементов для получения необходимых статических и динамических характеристик.

Несущий винт предназначен для создания на всех режимах полета тяги, необходимой для поддержания вертолета в воздухе и для придания ему поступательного движения, т.е. для создания подъемной силы и горизонтальной составляющей тяги, а также для осуществления продольного и поперечного управления вертолетом.

Продольное и поперечное управление вертолетом осуществляется за счет изменения положения плоскости несущего винта действием органов управления. При этом тяга винта меняет свое направление, а следовательно, меняют свою величину и направление ее составляющие: подъемная сила и горизонтальная тяга.

Режим работы несущего винта вертолета определяется положением несущего винта относительно воздушного потока, при этом различают два основных режима работы: осевого обтекания и косого.

Режим осевого обтекания — такой режим работы несущего винта, при котором невозмущенный воздушный поток набегаёт на винт параллельно оси и перпендикулярно плоскости вращения. Этот режим возникает при висении, вертикальном подъёме (спуске) вертолета, при работе несущего винта на стоянке.

Коэффициент режима работы несущего винта. Отношение скорости потока, лежащего в плоскости вращения, к окружной скорости конца лопасти представляет собой коэффициент, характеризующий режим работы несущего винта:

$$\mu = \frac{V \cos A}{\omega R}.$$

При горизонтальном полете $\cos A \approx 1$ угол атаки несущего винта невелик, и можно принять: $\mu = V/\omega R$.

Величина ω показывает степень эффекта косого обтекания и зависит от скорости

полета. При вертикальном полете или висении (режим осевого обтекания) $\omega=0$. В горизонтальном полете на максимальной скорости у современных вертолетов может достигать величины 0,35—0,40.

Постановка задачи регулирования частоты вращения несущего винта вертолета включает в себя требования эргономичности, безопасности и низкой стоимости. В условиях быстро развивающегося научно-технического прогресса становится актуальной задача гибкости и адаптивности систем. Сроки разработки систем в современных условиях рынка значительно сократились. В

связи с этим становится привлекательным использование нечеткой логики.

Классические методы управления хорошо работают при полностью детерминированном объекте управления и детерминированной среде, а для систем с неполной информацией и высокой сложностью объекта управления оптимальными являются нечеткие методы управления.

Формулируем постановку задачи управления частотой вращения несущих винтов с использованием нечеткого регулятора.

Таблица 1. Постановка задачи управления, результат и эффективность фазы управления

Постановка задачи	Результат	Эффективность
Эволюции вертолета сопровождаются изменением частоты вращения НВ. Коррекция частоты вращения должна производиться в возможно короткое время	Улучшение эффективности управления частотой вращения НВ	Улучшение эргономичности управления
При эволюциях вертолета должны быть учтены многие факторы, связанные с высотой, скоростью полета и перегрузками	Фазы управления позволяют устранить зависимость частоты вращения НВ от высоты, скорости полета и перегрузок	Безопасность
Традиционные системы требуют длительного времени на разработку и поддержку	Разработка и поддержка фазы системы не требует много времени	Низкая стоимость

Система управления имеет в своем составе ручку общего шага (РОШ), которой изменяют общий шаг винтов; датчик РОШ, который преобразует угол поворота РОШ в электрический сигнал; датчик дроссельной заслонки, который преобразует угол поворота дроссельной заслонки в электрический

сигнал обратной связи; шагового двигателя, который отклоняет дроссельную заслонку на угол, заданный САУ; датчик оборотов двигателя; датчик оборотов несущего винта; датчик крутящего момента; систему управления с фаззи-модулем.



Рисунок 1. Структурная схема системы автоматического управления частоты вращения несущего винта

САУ построена по электродистанционному принципу и имеет двухуровневую иерархическую структуру. Структурная схема САУ состоит из датчиков частоты вращения двигателя, несущего винта, датчика крутящего момента, датчиков положения РОШ, дроссельных заслонок, датчика статического атмосферного давления, установленного внутри блока управления и приводов дроссельных заслонок, и привода муфты сцепления. Управление приводами осуществляет контроллер нечеткой логики посредством прошитой в него программы с фаззи-правилами. Кроме того, предусмотрен вывод информации на внешние устройства о высоте полета, крутящем моменте и частотах вращения по стандартному интерфейсу I2C.

Полное математическое описание статики и динамики двигателя и ее системы автоматического регулирования является достаточно сложной задачей, решение которой выходит за пределы задач динамики полета вертолета. При решении этих задач, как правило, используются упрощенные уравнения. Эти уравнения, в целом, должны обеспечивать учет особенностей работы системы автоматического регулирования, приемистости и ограничения мощности при изменении условий полета.

Рассмотрим упрощенную систему уравнений, которые обеспечивают решение рассматриваемой задачи. При этом принято, что автоматическое регулирование частоты вращения коленвала двигателя обеспечивается статической системой. Эти уравнения можно представить в следующем виде:

$$\frac{dN_{дв}}{dt} = \frac{1}{T_{дв}} (-(N_{дв} - N_{двбал}) - k_{\omega} \Delta\omega + f(\varphi_{ош})),$$

где $N_{двбал}$ – мощность двигателя на исходном установившемся режиме;

$T_{дв}$ – постоянная времени, характеризующая суммарное эквивалентное запаздывание в переходных процессах двигателя и системы автоматического регулирования частоты вращения;

k_{ω} – передаточное число, характеризующее влияние изменения частоты вращения несущих винтов на мощность двигателя;

$\Delta\omega = \omega - \omega_0$ – рассогласование по частоте вращения несущего винта;

ω_0 – частота вращения несущего винта, соответствующая исходной настройке регу-

лятора частоты вращения коленвала двигателя;

ω – текущее значение частоты вращения несущего винта;

$f(\varphi_{ош})$ – коррекция от рычага общего шага, которая обеспечивает сведение до минимума статической ошибки системы автоматического регулирования частоты вращения коленвала двигателя при увеличении мощности двигателя.

В процессе математического моделирования уравнений необходимо отдельно учитывать у двигателей ограничения по максимальной (взлетной) мощности и по минимальной мощности на режиме полетного малого газа:

$$N_{дв \min \text{ в } \text{с}} \leq N_{дв} \leq N_{\text{взл}}.$$

Ограничения в пределах взлетной мощности и мощности на режиме полетного малого газа вычисляются на основе климатических характеристик двигателей $N_{дв \text{ в } \text{с}} = f(H, t_H)$, $N_{\text{дв } \min} = f(H, t_H, n)$ в зависимости от барометрической высоты и температуры наружного воздуха.

Здесь n – относительная величина частоты вращения коленвала двигателя и несущих винтов (отношение текущей величины частоты вращения к номинальной).

Должны быть также учтены характеристики приемистости двигателя в виде ограничения скорости изменения мощности. Эти ограничения в упрощенной постановке могут быть представлены в следующем виде:

$$\left| \frac{dN_{дв}}{dt} \right| \leq \left| \left(\frac{dN_{дв}}{dt} \right)_{\max} \right| = f(N_{дв}).$$

Также немаловажное значение при математическом моделировании имеет такое явление как перетяжеление несущих винтов.

Под перетяжелением несущих винтов понимают нерасчетное уменьшение их тяги при увеличении общего шага, сопровождающееся уменьшением числа оборотов несущих винтов вследствие несоответствия мощности, подводимой к винтам, и мощности, потребной на их вращение.

Перетяжеление несущих винтов на вертолете может наступить по двум причинам. В первом случае перетяжеление наступает, если рычаг «шаг-газ» отклоняется вверх в темпе, не соответствующем приемистости двигателей. При этом рост мощности двигателей отстает от увеличения мощности,

потребной для вращения винтов, а под действием неуравновешенных моментов сопротивления вращению число оборотов винтов уменьшается, что приводит к падению тяги.

Данный случай перетяжеления принципиально возможен на любом из режимов полета, но наиболее опасен при взлете и посадке и на малых высотах, потому что при уменьшении тяги винтов происходит резкое снижение («просадка») вертолета. К перетяжелению несущих винтов может привести и поспешность в отделении вертолета от земли. Если рычаг «шаг-газ» при отрыве поднимается за время менее 5—7 сек, то вертолет может не отделиться от земли, так как мощность, подводимая к винту, будет недостаточна. А если и произойдет отрыв вертолета за счет увеличения углов атаки элементов лопастей и кратковременного увеличения тяги, то в дальнейшем под воздействием увеличившихся

моментов сопротивления вращению достигнутое число оборотов уменьшается, и вертолет начинает энергично снижаться.

При невмешательстве пилота в управление произойдет грубый удар о землю, увеличивающий нагрузки на конструкцию вертолета.

Перетяжеление несущих винтов возможно и в том случае, если пилот поднимает рычаг «шаг-газ» с нормальным темпом, но на чрезмерно большую величину. Увеличение общего шага при полностью открытых дроссельных заслонках приводит к уменьшению числа оборотов винтов, и мощность двигателей уменьшается. Величина общего шага, соответствующего полному открытию дроссельных заслонок, может быть определена по характеристике системы «шаг-газ» (рис. 2).

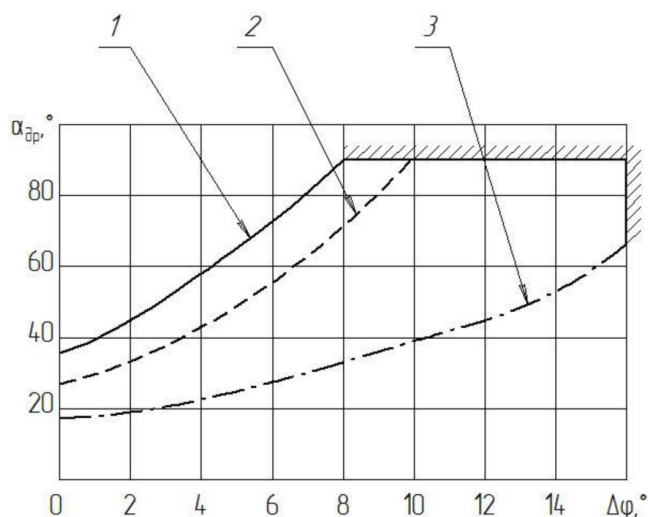


Рисунок 2. Характеристика системы «шаг-газ»:

1 — максимальная коррекция, 2 — взлетные обороты, 3 — минимальная коррекция

На графике видно, что при максимальной коррекции дроссельные заслонки полностью открываются при увеличении минимального общего шага на 8°. Большее изменение шага приведет к перетяжелению несущих винтов.

Если корректор установить в положение 2 (рис. 2), то в этом случае взлетный режим достигается при увеличении общего шага примерно на 10° от минимального. Попытка увеличить общий шаг еще больше приведет к уменьшению оборотов несущих винтов. Наиболее характерны такие случаи при взлетно-посадочных операциях и полетах на малых высотах. Например, при эксплуатации вертолета на площадках с размерами меньше

минимально допустимых на взлете пилот может непроизвольно «перетянуть» рычаг «шаг-газ» для получения более крутой траектории подъема. На посадке при чрезмерно крутой траектории и значительной вертикальной скорости снижения запаса мощности для гашения скорости может не хватить, а попытка продолжать увеличивать общий шаг также вызовет уменьшение оборотов винтов. Подобные случаи особенно вероятны при малых запасах мощности, например, при эксплуатации вертолетов с весом, близким к максимально допустимому для данных атмосферных условий, при вертикальных

режимах полета, полетах на малых скоростях, на больших высотах.

При минимальной коррекции дроссельные заслонки прикрываются и откроются полностью на большем общем шаге (рис. 2). Но при работе двигателей на «тяжелых винтах» эффективная мощность уменьшается, и требуемая для полета тяга может быть не получена, что вызовет снижение вертолета. Подобные случаи могут наступить, когда число оборотов несущих винтов своевременно не увеличивают, например, при гашении скорости на посадке.

Выводы

В данной работе спроектирована САУ частоты вращения винта вертолета на основе контроллера нечеткой логики. Применение нечеткой логики позволяет, не имея математической модели процесса регулирования, обеспечить гибкую реакцию на изменение окружающих условий. Это дает возможность применения вышеуказанной модели на объектах с различными техническими характе-

ристиками. Адаптивная система обладает рядом преимуществ, таких как:

- меньший вес изделия;
- повышенная надежность (за счет малого количества элементов по сравнению с пропорционально-импульсно-дифференциальными (ПИД) регуляторами);
- возможность адаптивной настройки системы под особенности объекта управления без изменения структуры схемы.

Данная САУ отличается высокой технологичностью за счет большой степени использования микросхем. Использование бесконтактных и телеметрических датчиков делает систему удобной в обслуживании.

Математическое моделирование проектируемой системы произведено с помощью пакета прикладных программ Matlab. Рассмотрены частотные характеристики разомкнутой системы. Проведено исследование системы на устойчивость. По переходному процессу определены показатели качества системы.

Список литературы

1. Овчаренко В.Н., Феофилов Е.Б. Полет // Общероссийский научно-технический журнал. Идентификация параметров линеаризованной модели продольного движения соосного вертолета. – 2013. - № 11. – С. 46-52.
2. Матвеев А.М., Акимов А.И., Акопов М.Г., Алексеев Н.В. Самолеты и вертолеты. – Т. IV-21. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов. – Кн. 2. – М.: Машиностроение, 2004. – 753 с.
3. Леоненков А.В. Нечеткое моделирование в среде MATLAB и fuzzyTECH. – СПб.: БХВ-Петербург, 2005. – 736 с.
4. Шелухин О.И. Моделирование информационных систем. — М.: Горячая линия-Телеком, 2012. — 536 с.
5. Кулагин В.В. и др. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок : Учебник для студентов вузов / под ред. В.В. Кулагина. – М.: Машиностроение. – Кн. 1, 2, 2003. – 616 с., Кн. 3, 2005. – 464 с.
6. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического управления : учебное пособие. – 4-е изд., перераб. и доп. – СПб.: Профессия, 2004. — 752 с.; ил.

References

1. Ovcharenko V.N., Feofilov E.B. Polet. Obshherossiiskij nauchno-tehnicheskij zhurnal. Identifikacija parametrov linearizirovannoj modeli prodol'nogo dvizhenija soosnogo vertoleteta. – 2013. - № 11. – P. 46-52.
2. Matveenko A.M., Akimov A.I., Akopov M.G., Alekseev N.V. Samolety i vertolety. – Vol. IV-21. Projektirovanije, konstrukcii i sistemy samoletov i vertoletov. – Book 2. – M.: Mashinostrojenije, 2004. – 753 p.
3. Leonenkov A.V. Nechetkoje modelirovanije v srede MATLAB i fuzzyTECH, SPb.: BHV-Peterburg, 2005. – 736 p.
4. Sheluhin O.I. Modelirovanie informacionnyh sistem. — M.: Gorjachaja linija-Telekom, 2012. — 536 p.
5. Kulagin V.V. i dr. Teorija, raschet i projektirovanije aviacionnyh dvigatelej i energeticheskikh ustanovok : Uchebnik dlja studentov vuzov / pod red. V.V. Kulagina. – M.: Mashinostroenie. – Book 1, 2, 2003. – 616 p., Book 3, 2005. – 464 p.
6. Besekerskij V.A., Popov E.P. Teorija sistem avtomaticheskogo upravlenija : uchebnoe posobie. — 4-e izd., pererab. i dop. — SPb.: Professija, 2004. — 752 p.; il.