

Описание конкурсной работы в номинации №4 «За создание новой технологии»

Наименование работы: «Комплекс расчётных и экспериментальных работ по обоснованию лётно-технических характеристик перспективных образцов отечественной вертолётной техники»

В период 2020 г. профессорско-преподавательским составом кафедры «Проектирование вертолётов» МАИ с привлечением специалистов из других подразделений института по заданию АО «Национальный центр вертолётостроения им. М.Л.Миля и Н.И.Камова» были выполнены теоретические, расчётные и экспериментальные исследования в области аэродинамики вертолётной схемы, направленные на создание математических и физических моделей элементов конструкции вертолетов Ми-17, Ми-28, Ми-38, Ми-171А3, Ка-226Т с целью улучшения их лётно-технических характеристик.

1. Исследование влияния несущего винта на рулевой винт одновинтового вертолётной схемы на режимах неуправляемого вращения (Тема №56140-01020).
2. Расчётные исследования аэродинамических характеристик соосных несущих винтов вертолётной схемы Ка-226Т с различными вариантами законцовок лопастей (Тема № 56270-01020).
3. Разработка линейной лопастной вихревой теории Х-образного рулевого винта на режимах осевого и косоугольного обтекания (Тема № 56150-01020).
4. Проектирование и изготовление модели вертолётной схемы Ми-171А3. Исследование её характеристик в аэродинамической трубе Т-1 МАИ. (Тема № 56670-01020).

Конкурсная работа:

Тема №56140-01020

Проведено численное моделирование аэродинамических характеристик комбинации несущего и рулевого винтов, а также изолированного рулевого винта при горизонтальном полёте вертолётной схемы с малыми скоростями со скольжением ($\alpha_n = 0^\circ$; $\beta_n = -180..180^\circ$; $V = 6,25; 7,5; 8,75; 10$ м/с).

Получены и проанализированы форма нелинейного вихревого следа за винтами, структура потока в области расположения РВ. Рассчитаны аэродинамические характеристики винтов. Получены и проанализированы балансирующие значения углов установки лопастей РВ для случая его изолированной работы и для комбинации несущего и рулевого винтов, обеспечивающие путевую балансировку вертолётной схемы.

Обнаружены области сочетаний малых скоростей полета $V = 6,25..7,5$ и углов скольжения $\beta_n = 20..40^\circ$ в которых индуктивное воздействие со стороны вихревого следа несущего винта приводит к вводу рулевого винта в режимы «вихревого кольца», сопровождающиеся пульсациями тяги и крутящего момента винта, ростом мощности, потребной на вращения рулевого винта, а также ростом потребных балансирующих углов установки его лопастей.

Установлены особенности путевой балансировки одновинтового вертолета, которые могут приводить к возникновению неуправляемого вращения вертолѐта. Полученные материалы могут быть использованы для уточнения рекомендаций летчику при попадании в критические режимы неуправляемого вращения.

Тема № 56270-01020

Разработана методика расчѐта распределѐнных и суммарных аэродинамических характеристик соосного несущего винта с законцовками различной формы на режимах висения в потоках вязкого сжимаемого газа.

Получена структура вихревого следа, позволяющая определять физическую картину обтекания лопастей, отражающую особенности работы лопастей соосного винта. Получены суммарные и распределѐнные характеристики лопастей несущего винта на режиме висения, позволяющие оценить эффект от применения законцовок различной формы.

Выявлено положительное влияние отгиба законцовки вниз от плоскости вращения концевой части лопасти на относительный КПД винта на осевых режимах обтекания. В результате проведенных расчѐтов установлено, что отгиб вниз исследуемых законцовок различной формы в плане на угол 20^0 , начинающихся с относительного радиуса $\bar{r} = 0.95$, при числе $M_0 = 0.63$, приводит к увеличению относительного КПД на 2...2,5%.

Применение сужающейся законцовки с переменным углом стреловидности по передней кромке и отогнутой вниз от плоскости вращения на эквивалентный угол 20^0 позволяет, по сравнению с традиционной прямоугольной неотгнутой законцовкой, увеличить относительный КПД несущего винта на висении на 3%...5% при числе $M_0=0.63$.

Выработаны рекомендации по выбору геометрических параметров лопастей с целью улучшения относительного КПД несущего винта на осевых режимах обтекания. Определены варианты законцовок для проведения расчѐтных исследований влияния их формы на аэродинамические характеристики НВ вертолѐта Ка-226.

Тема № 56150-01020

Разработанный метод расчѐта аэродинамических характеристик двухрядного Х-образного рулевого винта на режимах осевого и косоого обтекания основан на использовании сочетания дисковых и лопастных вихревых моделей с жестким вихревым следом. Дисковая модель используется для вычисления углов наклона вихревых колонн верхнего и нижнего модулей, а также при определении скорости сноса свободных вихрей и вихревой пелены в лопастной модели.

При расчѐте аэродинамических характеристик модулей методом численного интегрирования используется лопастная модель с жѐстким вихревым следом и круговые продувки аэродинамических профилей, полученные по данным испытаний в аэродинамической трубе при различных числах Маха. Предполагается, что лопасти винта абсолютно жѐсткие на изгиб и кручение, имеют совмещенный горизонтальный шарнир, относительно которого определяется маховое движение лопастей в

плоскости тяги. Винт имеет общий и дифференциальный шаг, что позволяет менять угол установки лопастей на каждом из модулей в отдельности. Циклический шаг отсутствует.

Алгоритмы и программы прошли тестовые испытания и подтвердили работоспособность в широком диапазоне режимов работы рулевого винта. Запланированные параметрические расчеты выполнены в полном объеме.

Результаты расчётов сопоставлены с имеющимися экспериментальными данными модельных и лётных испытаний рулевых винтов вертолётов Ми-28 и Ми-38 на режимах осевого и косоугольного обтекания. Валидация разработанных моделей подтверждается удовлетворительным совпадением расчётных и экспериментальных данных.

Тема № 56670-01020

Вариативная продувочная модель выполнена в масштабе 1:20 по отношению к реальным размерам вертолёта Ми-171А3 и представляет собой сборно-разборную конструкцию, состоящую из металлического каркаса, изготовленного из дюралюминиевого профиля прямоугольной формы, и корпуса, изготовленного из жидкого фотополимера методом стереолитографии на 3D-принтере Viper si2TM.

Проектирование продувочной модели выполнено на основе разработанной Заказчиком виртуальной 3D-модели поверхности вертолёта, разработанной в системе NX. Изготовление деталей и узлов системы подвески модели выполнено на станках с ЧПУ, а элементов корпуса модели – с применением аддитивных технологий.

Корпус вариативной модели состоит съёмных элементов: носовой части (НЧ), хвостовой балки (ХБ), киля (КИ) и стабилизатора (СТ), 2 вариантов хвостовой части (ХЧ1, ХЧ2), 1 варианта спонсонов (СП1), 2 вариантов шасси (Ш1, Ш2), 2 вариантов системы аварийного приведения (САП1, САП2), 2 вариантов ПЗУ (ПЗУ1, ПЗУ2).

На верхней поверхности металлического каркаса расположен дистанционно управляемый электродвигатель, на валу которого закреплена модель втулки несущего винта совместно с автоматом перекоса и виброгасителем колебаний, а также датчик оборотов. Внутри каркаса размещены аккумуляторные батареи.

Результаты работ по изготовлению модели были обсуждены на научно-техническом семинаре, который состоялся в МАИ 26 июля 2019 г. с участием представителей Исполнителя, Заказчика и заинтересованных организаций.

Испытания модели были проведены в аэродинамической трубе Т-1 МАИ при величине скорости потока $V = 47$ м/с, обеспечивающей условия получения автомодельности исследуемых аэродинамических характеристик по числу Рейнольдса.

Аэродинамические характеристики получены в вариантах комплектации модели, приведенных в Техническом задании, в следующих диапазонах углов:

- атаки фюзеляжа $-30^\circ \leq \alpha_\phi \leq 30^\circ$ с интервалом через 5° , при $\beta_\phi = 0$;

- скольжения фюзеляжа $-30^\circ \leq \beta_\phi \leq 60^\circ$ с интервалом через 5° , при $\alpha_\phi = 0$. Коэффициенты аэродинамических сил и моментов $C_x, C_y, C_z, m_x, m_y, m_z$ представлены в связанной с моделью системе координат и скоростных осях, приведенных к условному центру масс модели.

Исследовано влияние скорости вращения втулки на силовые и моментные аэродинамические характеристики модели. Установлено, что этот фактор не оказывает существенного влияния на исследованные аэродинамические характеристики.

Сравнение аэродинамических характеристик модели вертолѐта Ми-171 А3 с аналогичными характеристиками модели вертолѐта Ми-171 А2, полученными ранее, показало:

- 1) минимальное аэродинамическое сопротивление обеих моделей в полном варианте комплектации практически одинаково;
- 2) на модели вертолѐта Ми-171 А3 минимум аэродинамического сопротивления смещен в сторону положительных углов атаки;
- 3) коэффициент подъёмной силы модели вертолѐта Ми-171 А3 в диапазоне рабочих углов атаки имеет отрицательные значения, которые по абсолютной величине несколько больше, чем на модели вертолѐта Ми-171 А2;
- 4) при выбранных параметрах стабилизатора модель вертолѐта Ми-171 А3 обладает большей статической устойчивостью по углу атаки, чем модель вертолѐта Ми-171 А2.

Полученные аэродинамические характеристики модели корпуса позволили уточнить предполагаемые балансировочные и лѐтно-технические характеристики вертолѐта и подтвердить заданные в техническом задании требования по дальности и продолжительности полѐта вертолѐта в транспортном и оффшорном вариантах.

Участники работы:

1. Игнаткин Юрий Михайлович – доцент, к.т.н.
2. Артамонов Борис Лейзерович – и.о. зав. кафедрой, доцент, с.н.с., к.т.н.
3. Макеев Павел Вячеславович – доцент, к.т.н.
4. Шомов Александр Иванович – доцент, к.т.н.
5. Константинов Сергей Геннадьевич – доцент, к.т.н.
6. Завалов Олег Анатольевич – вед. инженер, к.т.н.
7. Кузнецов Александр Валерьевич – зав. аэродинамической лабораторией.

Сведения о соискателе

Кафедра 102 «Проектирование вертолѐтов» МАИ готовит инженеров по специальности «Вертолѐтостроение» для профессиональной деятельности в областях проектирования, производства, испытаний и научных исследований вертолѐтов, винтокрылов, автожиров, преобразуемых летательных аппаратов вертикального взлѐта и посадки с винтовыми несуще-

тянущими системами, а также воздушных винтов, используемых в различных областях техники.

В настоящее время кафедра является единственной в мире, ведущей комплексную подготовку специалистов в области вертолётостроения. Выпускники кафедры могут работать в НИИ, ОКБ и на предприятиях, занятых созданием опытных и серийных вертолётов и других типов летательных аппаратов.