

КОНКУРСНАЯ РАБОТА

**в номинации: «За успехи в создании систем и агрегатов для
авиастроения»**

РАЗРАБОТКА, СОЗДАНИЕ И ИСПЫТАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РУЛЕВОГО И НЕСУЩЕГО ВИНТОВ ВЕРТОЛЕТА АНСАТ

От ФАУ «ЦАГИ»:

Миргазов Руслан Миннхатович
Крымский Владимир Сергеевич
Анимица Владимир Антонович
Егоров Сергей Витальевич
Ланцов Алексей Юрьевич
Никольский Александр Александрович

От АО «Казанский вертолетный завод»:

Гарипов Алексей Олегович
Неделько Дмитрий Валерьевич
Салдаев Михаил Александрович
Пантюхин Константин Николаевич
Еремин Владимир Анатольевич

Введение

Вертолет АНСАТ является единственным серийно выпускающимся отечественным вертолетом легкого класса, который применяется для решения широкого круга задач: доставки грузов, перевозки пассажиров, проведения поисково-спасательных операций, оказания экстренной медицинской помощи, обучения летчиков.

Для повышения безопасности полетов и эффективности применения вертолета АНСАТ в первую очередь необходимо улучшение его ЛТХ за счет аэродинамического совершенствования агрегатов винтовой системы. С этой целью по заказу АО «Казанский вертолетный завод» в ФАУ «ЦАГИ» были разработаны перспективные аэродинамические компоновки лопастей рулевого винта (ЛРВ) и несущего винта (ЛНВ) вертолета АНСАТ. ЛНВ и ЛРВ новых компоновок существенно отличались от серийных ЛРВ и ЛНВ набором профилей ЦАГИ-3, ЦАГИ-4, наличием нелинейной крутки, увеличенной хордой и специальной концевой частью. АО «Казанский вертолетный завод» на базе перспективных компоновок ЦАГИ спроектировал и изготовил комплекты перспективных ЛНВ и ЛРВ. Для подтверждения улучшения аэродинамических характеристик НВ и РВ АНСАТ с перспективными аэродинамическими компоновками лопастей, АО «Казанский вертолетный завод» разработал, изготовил и передал в ЦАГИ для испытаний перспективные и контрольные серийные несущие и рулевые винты. В данной работе представлены результаты разработки, создания, сравнительных аэродинамических испытаний двух компоновок рулевого винта (РВ), и двух компоновок несущего винта (НВ).

1 Разработка, создание и прочностные испытания перспективных НВ и РВ

По заказу АО «Казанский вертолетный завод» в ФАУ «ЦАГИ» были разработаны перспективные аэродинамические компоновки ЛРВ и ЛНВ вертолета АНСАТ. ЛРВ и ЛНВ новой компоновки существенно отличались от серийных ЛРВ и ЛНВ набором профилей ЦАГИ-3, ЦАГИ-4, наличием нелинейной кривки, увеличенной хордой и специальной концевой частью. На основе разработанной в ФАУ «ЦАГИ» аэродинамической компоновки коллективом ОКБ АО «Казанский вертолетный завод» разработаны упруго-массовые компоновки лопастей НВ и РВ. В конструкцию лопастей включены нагревательные наклейки, входящие в противообледенительную систему. По результатам отработки технологии изготовления лопастей были изготовлены образцы для испытаний, проведены расчеты статической прочности и, испытания на статическую прочность.

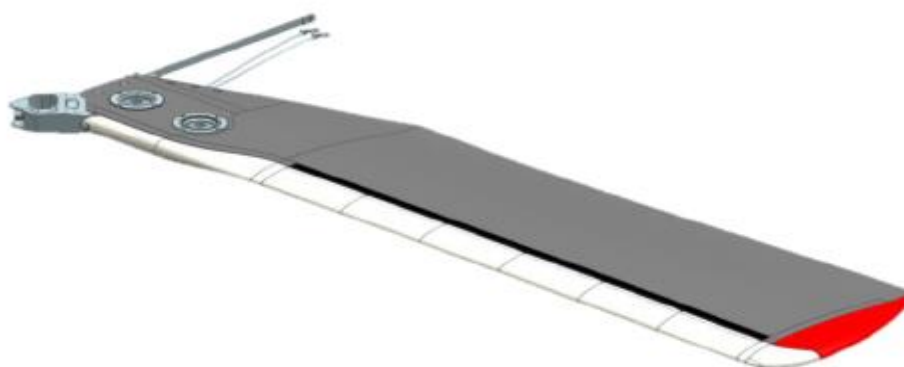


Рисунок 1 – Общий вид перспективных лопастей НВ и РВ

На основании разработанных специалистами ОКБ АО «Казанский вертолетный завод» упруго-массовых характеристик лопасти РВ, выполнены расчеты частотных характеристик для 2-х вариантов крепления лопасти к втулке:

жесткого и шарнирного. Результаты расчета частот собственных колебаний ЛРВ представлены на рисунках 2 и 3.

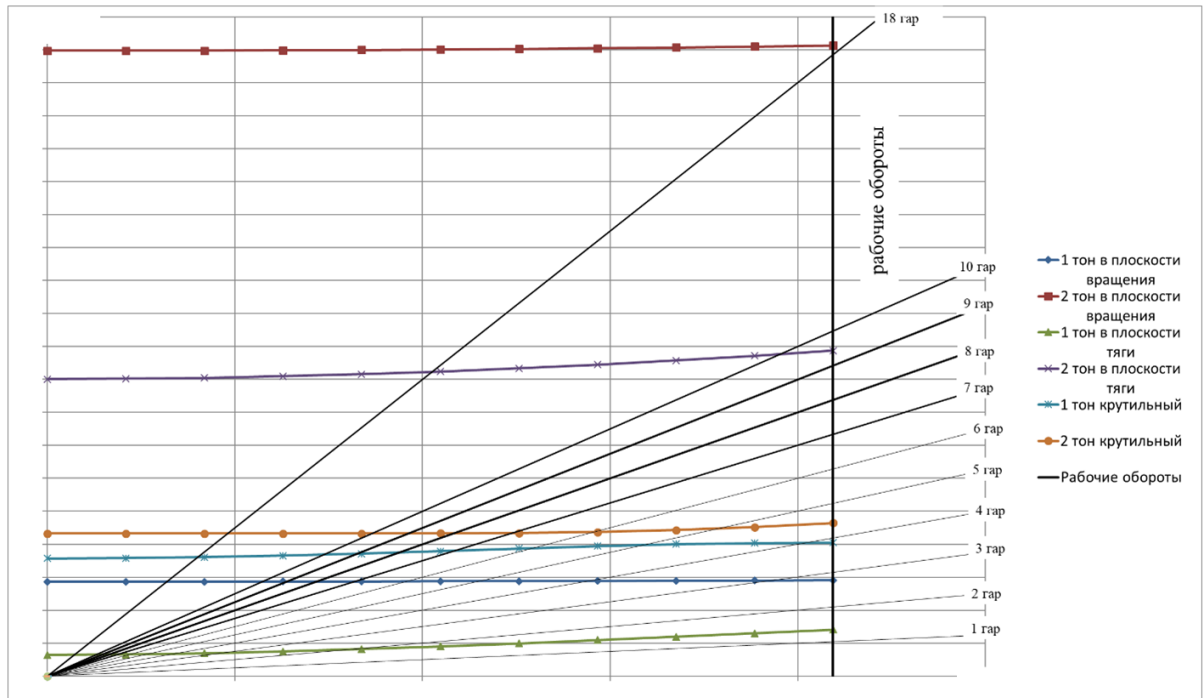


Рисунок 2 – Резонансная диаграмма перспективной лопасти РВ (жесткое крепление)

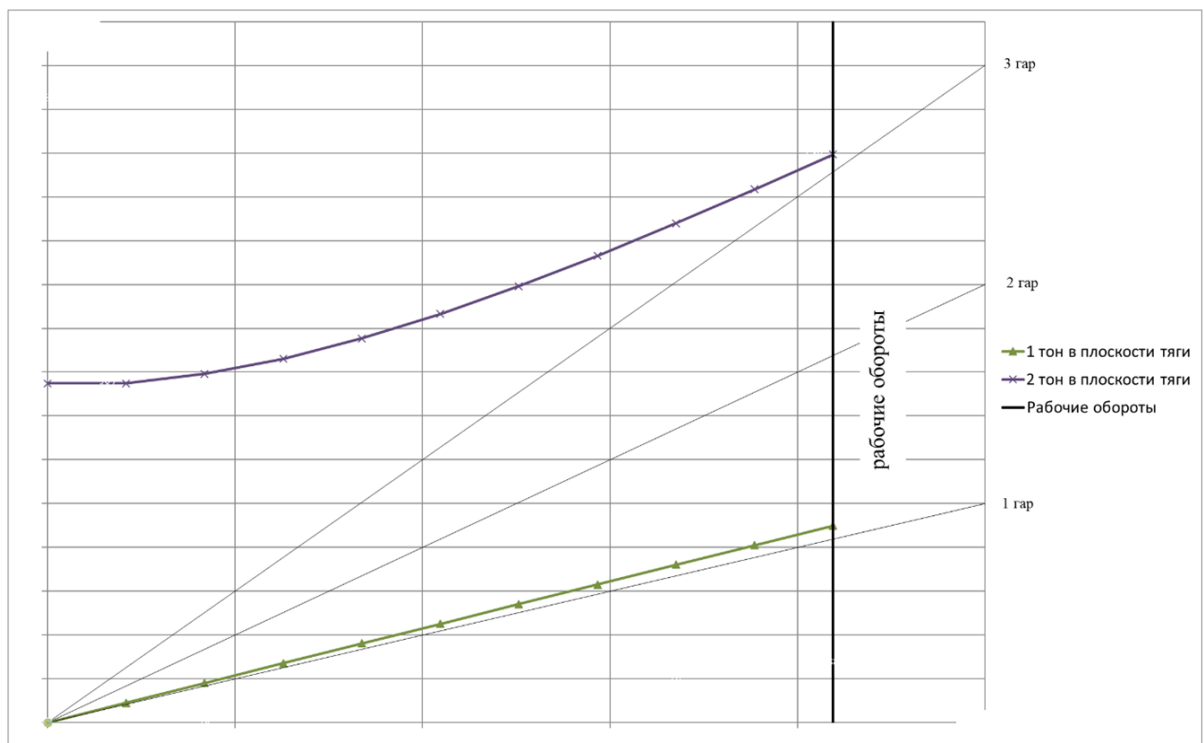


Рисунок 3 – Резонансная диаграмма перспективной лопасти РВ (шарнирное крепление)

В результате выполненных расчетов резонансных диаграмм перспективного РВ в вариантах жесткого и шарнирного крепления лопасти к втулке РВ установлено, что в рабочем диапазоне частот вращения РВ резонансы отсутствуют.

Далее были проведены расчеты статической прочности перспективного РВ. Расчетные значения запасов прочности расчетной модели перспективной лопасти РВ представлены на рисунках 4 и 5.

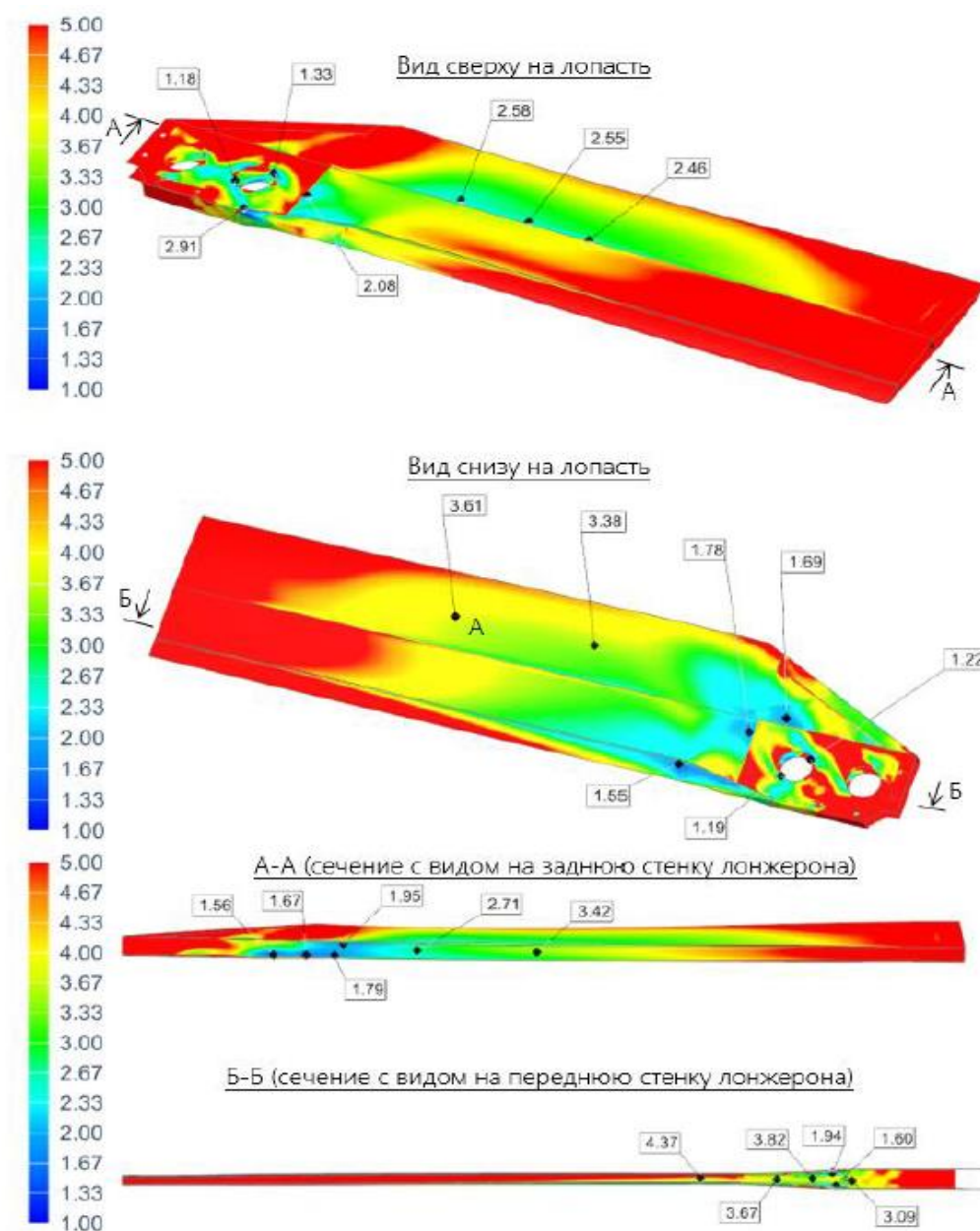


Рисунок 4 – Распределение коэффициентов запаса прочности конструкции перспективной лопасти РВ (расчетный случай – максимальные полетные нагрузки)

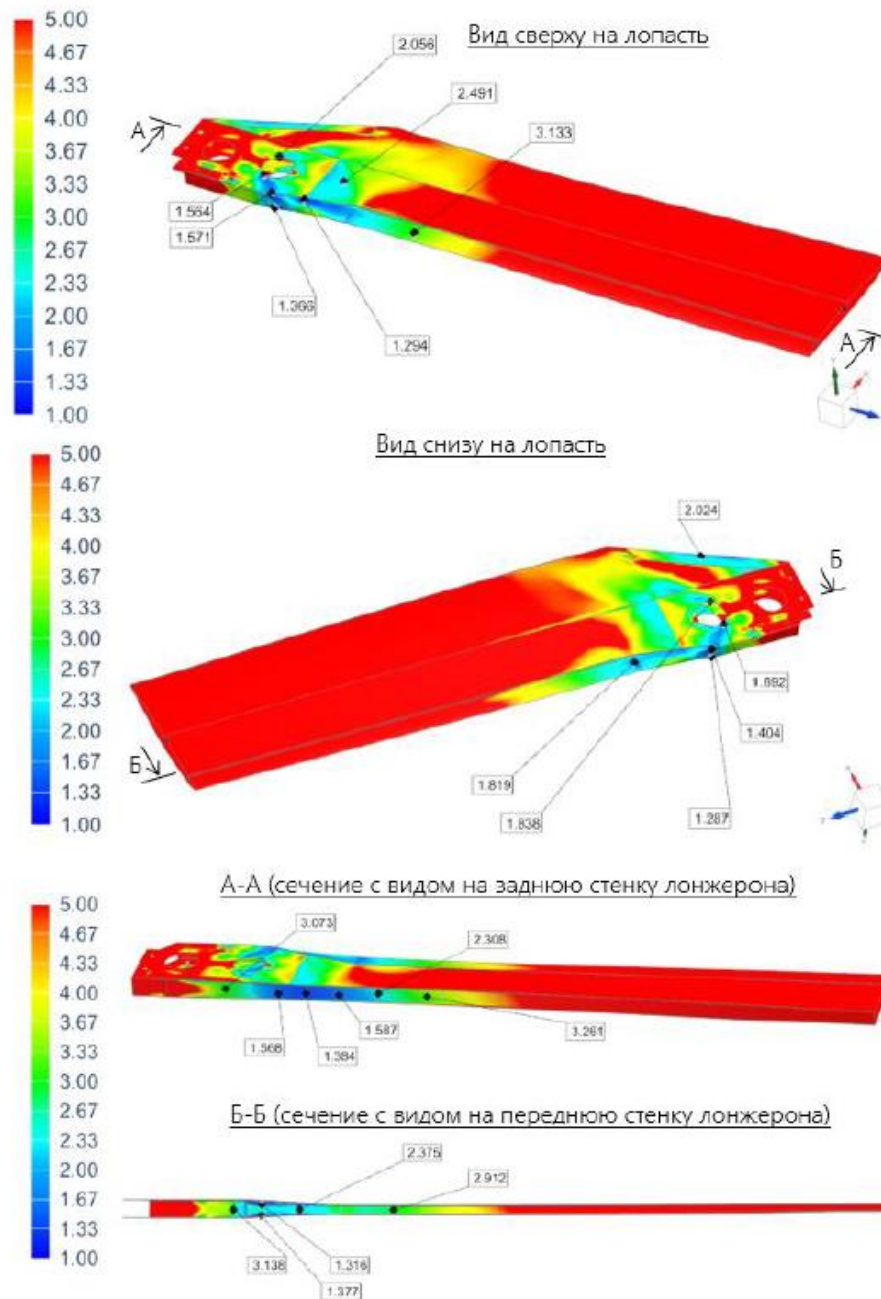


Рисунок 5 – Распределение коэффициентов запаса прочности конструкции перспективной лопасти РВ (расчетный случай – максимальная центробежная сила)

По результатам выполненных расчетов установлено, что статическая прочность перспективного РВ в рассматриваемых расчетных случаях достаточна.

Далее были проведены статические испытания образца перспективного РВ.

Стенд для испытаний представляет собой конструкцию, смонтированную на силовом полу зала лаборатории прочности, позволяющую установить образец

рулевого винта согласно схеме, представленной на рисунке 6. Общий вид образца, установленного в стенде, представлен на рисунке 7.

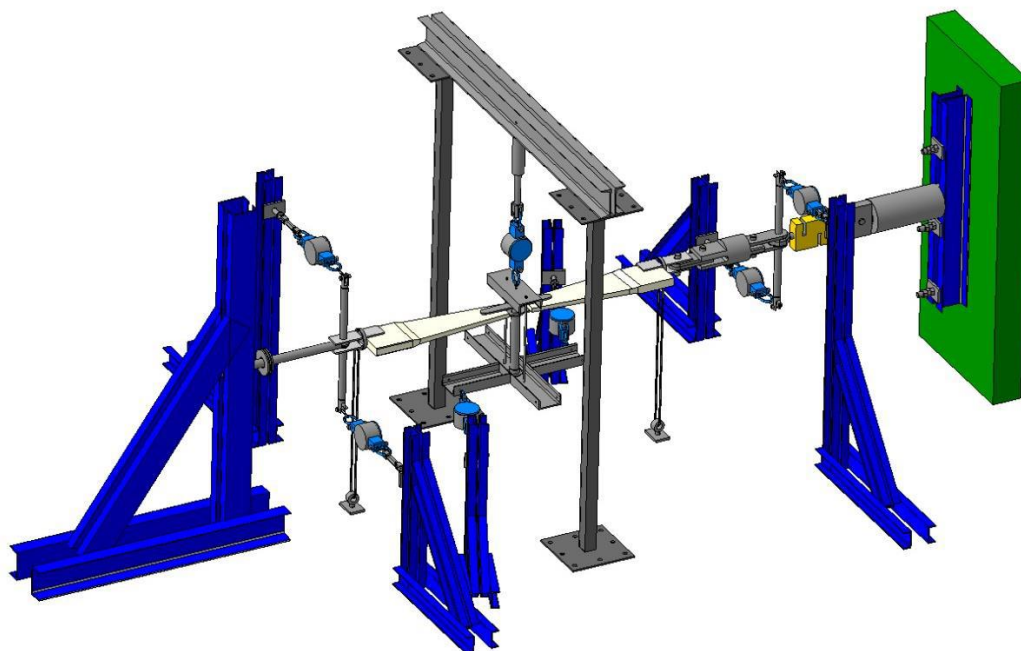


Рисунок 6 – Общий вид стенда для статических испытаний РВ



Рисунок 7 – Общий вид образца испытаний в стенде для испытаний на статическую прочность

Перед испытаниями на объекте испытаний была установлена система тензодатчиков, проведена градуировка измерительных каналов. Монтаж объекта испытаний на испытательный стенд был выполнен в соответствии с требованиями методики Программы испытаний.

В ходе испытаний объект испытаний выдержал без разрушения последовательно 67% и 100% расчетной нагрузки в рассматриваемых критических случаях нагружения, что подтверждает достаточную прочность конструкции перспективного РВ.

Аналогичные испытания проведены для перспективных лопастей НВ, которые показали достаточную прочность для проведения аэродинамических испытаний.

2 Аэродинамические испытания перспективного РВ

После проведения прочностных испытаний перспективный РВ был передан в ФАУ «ЦАГИ» для дальнейших аэродинамических испытаний. При испытаниях использовалось следующее экспериментальное оборудование:

1. Аэродинамическая труба (АДТ) Т-104.
2. Информационно-измерительный комплекс АДТ Т-104.
3. Гоночная площадка НИЦ КИиРВКЛА.
4. Экспериментальная установка ВП-17.
5. Экспериментальная установка ВП-19.
6. Информационно-измерительные комплексы и системы управления экспериментальными установками ВП-17, ВП-19.
7. Системы управления и приводов электродвигателей установок ВП-17, ВП-19.
8. Информационно-измерительный комплекс для регистрации измеряемых параметров ВП-17 и ВП-19.

На рисунках 8 и 9 показаны общие виды экспериментальных установок ВП-17 и ВП-19.



Рисунок 8 – Общий вид экспериментальной установки ВП-17 на гоночной площадке НИЦ КИиРВКЛА ЦАГИ



Рисунок 9 – Общий вид экспериментальной установки ВП-19 на гоночной площадке НИЦ КИиРВКЛА ЦАГИ

В качестве объектов испытаний использовались:

1. Натурный серийный РВ вертолета АНСАТ (рисунок 10), состоящий из втулки на совмещенном горизонтальном шарнире и 2-х серийных лопастей РВ.

Параметры серийного РВ:

- диаметр, $D_{рв}$	2,1 м
- хорда лопасти, b	0,223 м
- количество лопастей, k	2
- коэффициент заполнения РВ, σ	0,135
- форма лопасти в плане	прямоугольная
- профили лопастей серии	NACA 23012



Рисунок 10 – Натурный серийный РВ вертолета АНСАТ

2. Перспективный РВ вертолета АНСАТ (рисунок 11), состоящий из втулки на совмещенном горизонтальном шарнире и 2-х лопастей усовершенствованной аэродинамической компоновки.

Параметры перспективного РВ:

- диаметр, $D_{РВ}$	2,2 м
- хорда лопасти, b	0,241 м
- количество лопастей, k	2
- коэффициент заполнения РВ, σ	0,140
- форма лопасти в плане	прямоугольная
- профили лопастей серии	ЦАГИ-4



Рисунок 11 – Перспективный РВ

Далее были проведены сравнительные испытания двух РВ АНСАТ в АДТ Т-104 на установке ВП-17. Общий вид экспериментальной установки ВП-17 в АДТ Т-104 показан на рисунке 12.

Экспериментальная установка ВП-17 была установлена на аэродинамические весы АВ-104 АДТ Т-104 так, чтобы РВ находился в ядре воздушного потока при всех значениях углов скольжения. Углы скольжения экспериментальной установки изменялись при повороте всей кабины весов АВ-104 относительно вертикальной оси.



Рисунок 12 – Общий вид экспериментальной установки ВП-17 в АДТ Т-104

В процессе испытаний серийного и перспективного РВ определены их аэродинамические характеристики и условия нагружения.

Далее по следующим формулам рассчитывались коэффициенты аэродинамических характеристик РВ:

$$C_T = \frac{2T}{\rho(\omega R)^2 \pi R^2}; \quad (1)$$

$$m_k = \frac{2M_k}{\rho(\omega R)^2 \pi R^3}; \quad (2)$$

$$\eta_0 = \frac{C_T^{3/2}}{2m_k}; \quad (3)$$

$$\sigma = \frac{kb}{\pi R}, \quad (4)$$

где: T – сила тяги винта; ρ – плотность воздуха; ω – угловая скорость вращения винта; R – радиус винта; M_k – крутящий момент винта; η_o – относительный КПД рулевого винта на режиме висения, k – количество лопастей винта; b – хорда лопасти.

На рисунке 13 представлено сравнение относительного КПД РВ η_o серийного и перспективного РВ на режиме висения в зависимости от относительного коэффициента силы тяги РВ C_T/σ .

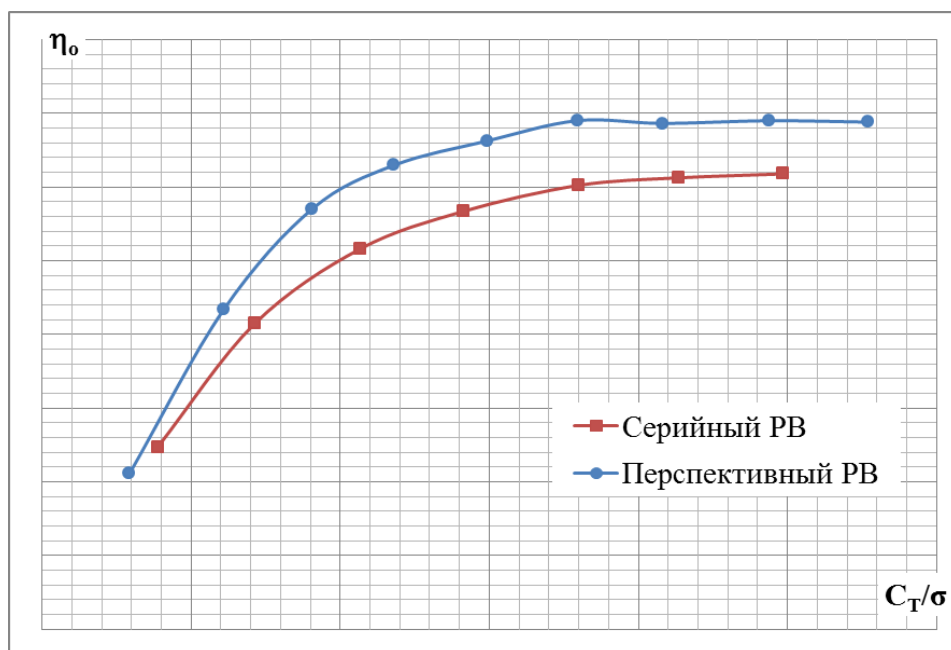


Рисунок 13 – Сравнение зависимостей относительного КПД η_o на режиме висения серийного и перспективного РВ от величин коэффициентов силы тяги РВ

Разница в относительном КПД и максимальном C_T/σ показывает существенное аэродинамическое превосходство перспективного РВ над серийным на режиме висения.

На рисунка 14–16 показаны зависимости относительного коэффициента силы тяги РВ C_T/σ от относительного коэффициента крутящего момента РВ m_k/σ при различных скоростях потока в АДТ Т-104.

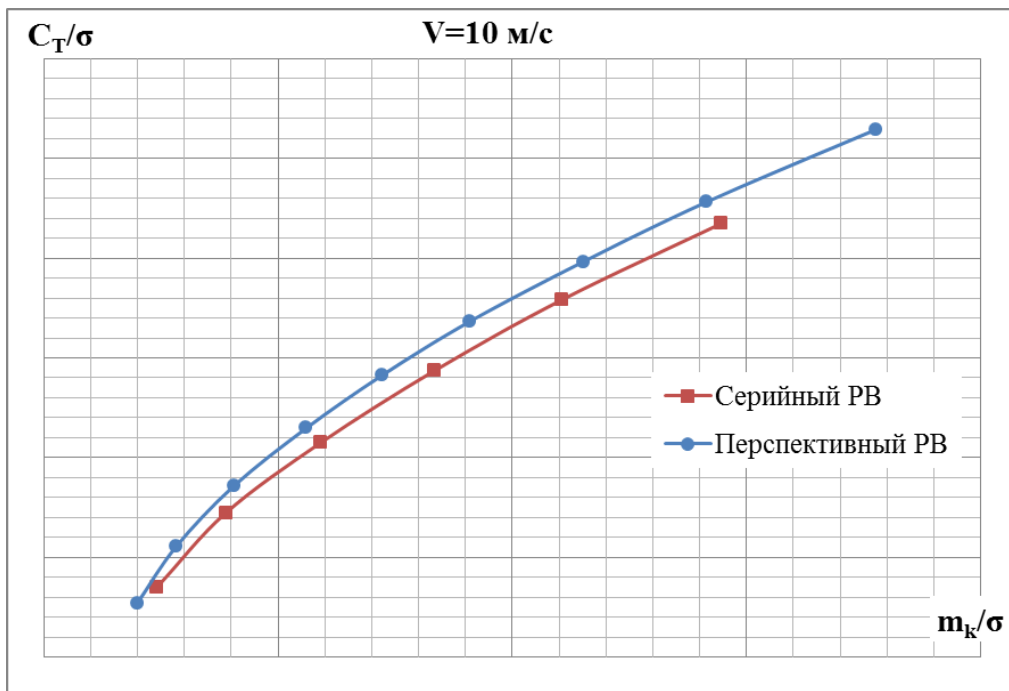


Рисунок 14 – Сравнение зависимостей C_T/σ от m_k/σ для серийного и перспективного РВ при скорости потока АДТ Т-104 $V=10$ м/с

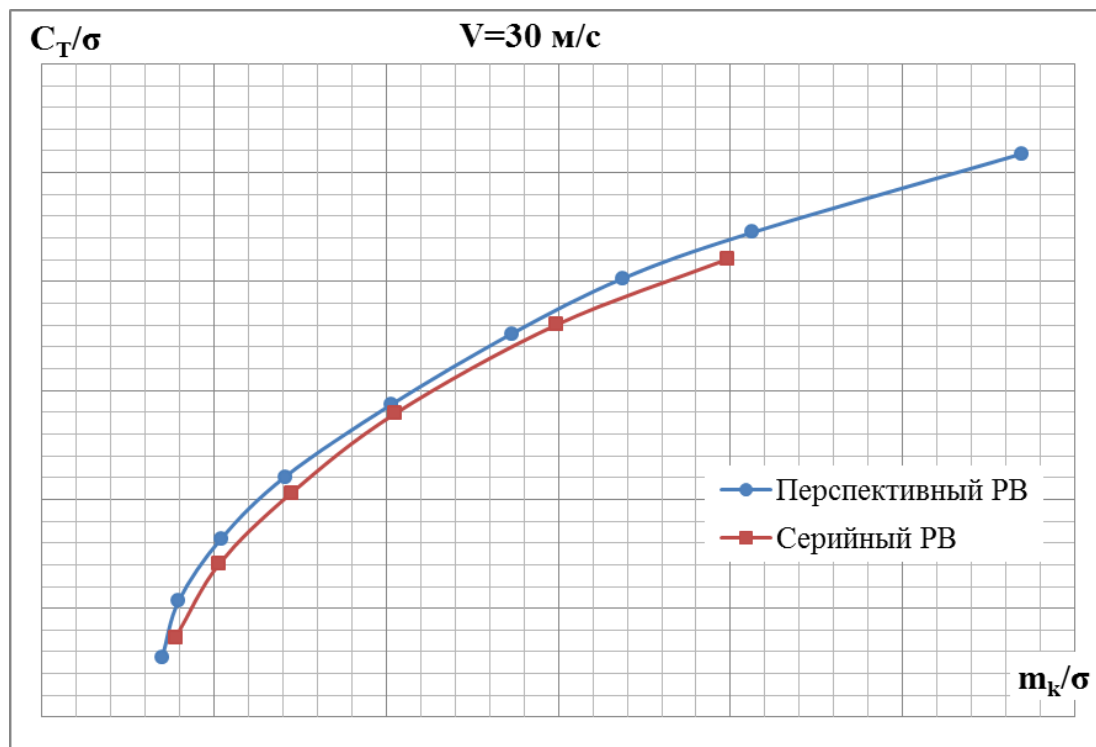


Рисунок 15 – Сравнение зависимостей C_T/σ от m_k/σ для серийного и перспективного РВ при скорости потока АДТ Т-104 $V=30$ м/с

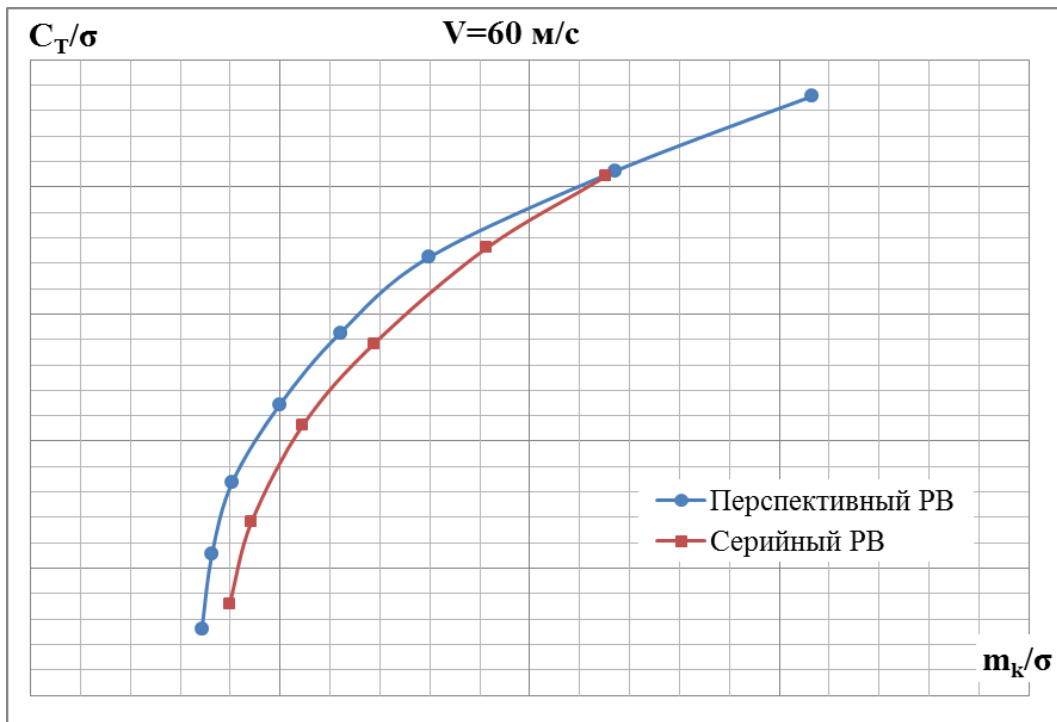


Рисунок 16 – Сравнение зависимостей C_T/σ от m_k/σ для серийного и перспективного РВ при скорости потока АДТ Т-104 $V=60$ м/с

На рисунке 17 показаны зависимости относительного коэффициента силы тяги РВ C_T/σ от относительного коэффициента крутящего момента РВ m_k/σ при различных углах скольжения β и скорости потока в АДТ Т-104 $V=80$ м/с.

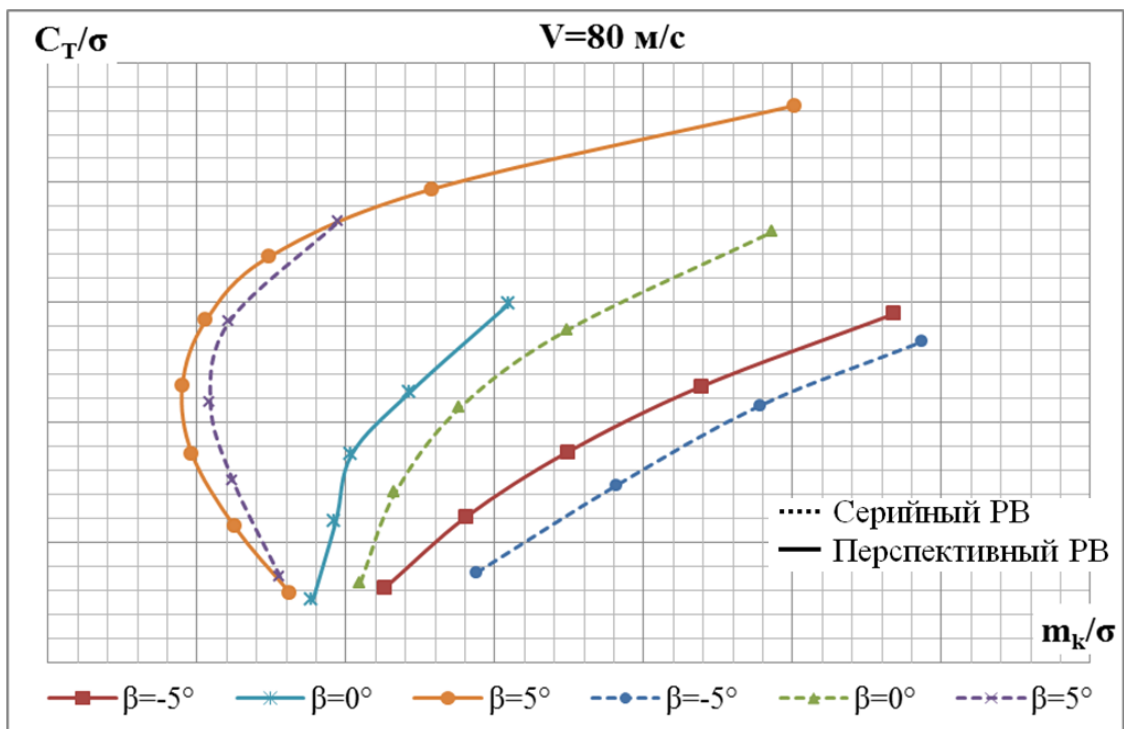


Рисунок 17 – Сравнение зависимостей C_T/σ от m_k/σ для серийного и перспективного РВ при скорости потока АДТ Т-104 $V=80$ м/с, при различных значениях углов скольжения вертолета

Результаты сравнительных испытаний показывают существенное аэродинамическое превосходство перспективного РВ над серийным на всех режимах полета.

Далее, с целью определения границы безопасных угловых скоростей вращения вертолета АНСАТ вокруг вертикальной оси были проведены испытания серийного и перспективного РВ на установке ВП-19.

На рисунке 18 показаны зависимости относительного коэффициента силы тяги перспективного РВ C_T/σ от угловой скорости вращения установки ВП-19 Ω_y при различных углах шага РВ.

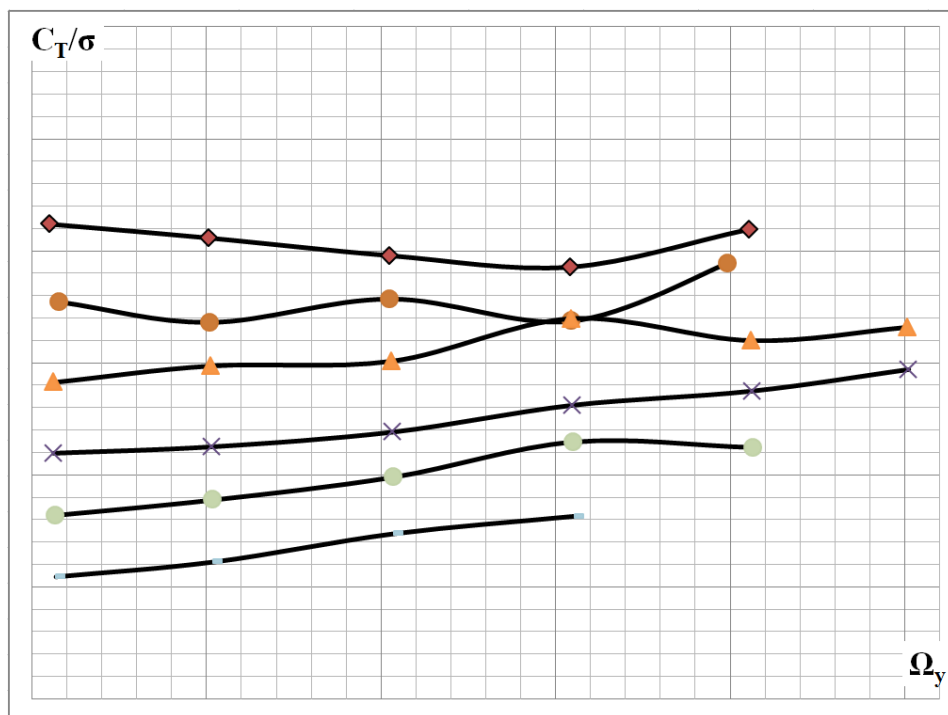


Рисунок 18 – Зависимости C_T/σ перспективного РВ от угловой скорости вращения установки ВП-19 Ω_y при различных углах шага РВ

Результаты испытаний на установке ВП-19 подтвердили значительное повышение запасов путевого управления вертолета АНСАТ за счет применения перспективного РВ, что должно привести к повышению безопасности полетов вертолета.

3 Аэродинамические испытания перспективного НВ

ЦАГИ выполнил цикл сравнительных аэродинамических испытаний серийного и перспективного НВ на натурной вертолетной установке ВП-10 на гоночной площадке и в АДТ Т-101.

На рисунке 3 показан общий вид экспериментальной установки ВП-10.



Рисунок 19 – Общий вид экспериментальной установки ВП-10 с перспективным несущим винтом вертолета АНСАТ на гоночной площадке ЦАГИ

Основные параметры серийного и перспективного НВ представлены в следующей таблице:

	Серийный НВ	Перспективный НВ
диаметр, D	11,5 м	11,5 м
хорда лопасти, b	0,32 м	0,35 м
количество лопастей	4	4
заполнение винта, σ	0,0709	0,0775
форма лопасти в плане	прямоугольная	прямоугольная со стреловидной законцовкой
профили лопасти	NACA 230	серии ЦАГИ 3+

Основные результаты выполненных сравнительных испытаний серийного и перспективного НВ в АДТ Т-101 приведены ниже:

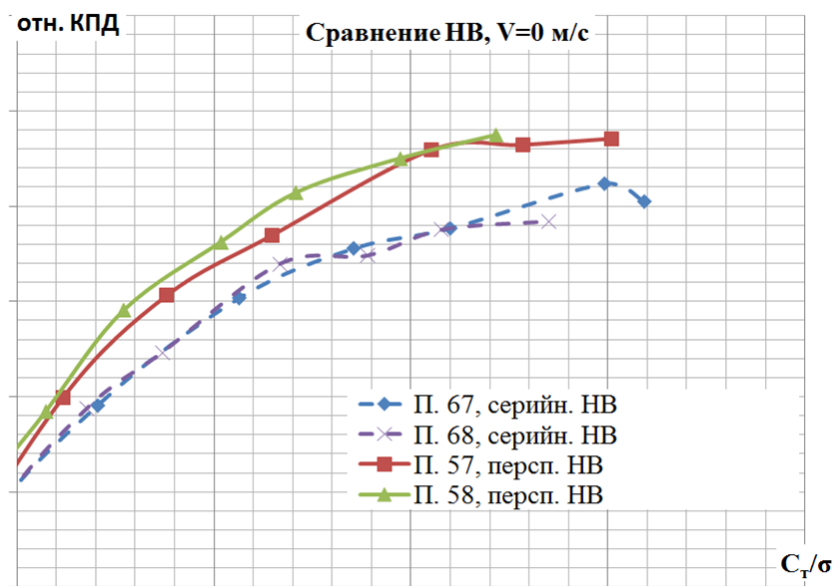


Рисунок 20 – Сравнение относительных КПД серийного и перспективного НВ на режимах висения

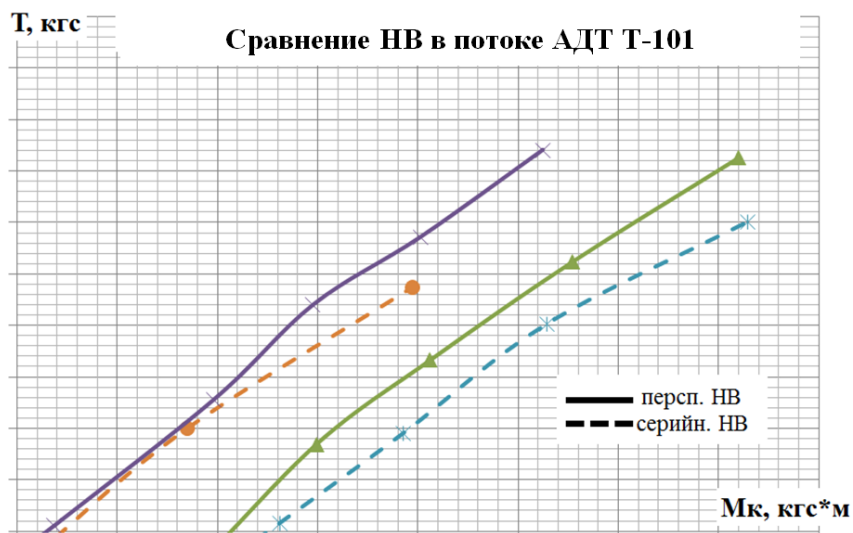


Рисунок 21 – Сравнение поляря серийного и перспективного НВ в потоке АДТ Т-101

В результате сравнительных испытаний серийного и перспективного НВ выявлено существенное превосходство перспективного НВ в основных аэродинамических характеристиках.

3 Выводы

На базе вертолетных профилей серии ЦАГИ-3, ЦАГИ-4 разработаны перспективные аэродинамические компоновки и на их основе – конструкции перспективных лопастей НВ и РВ вертолета АНСАТ.

Результаты расчетов статической прочности перспективного РВ показали его достаточную прочность, что было подтверждено испытаниями, в ходе которых объект испытаний выдержал без разрушения 67% и 100% расчетной нагрузки.

В результате выполненных расчетов резонансных диаграмм перспективного РВ в вариантах жесткого и шарнирного крепления лопасти к втулке РВ установлено, что в рабочем диапазоне частот вращения РВ резонансы отсутствуют, что в дальнейшем было подтверждено при испытаниях на гоночной площадке.

На первом этапе аэродинамических испытаний проведены испытания перспективного и серийного РВ на различных режимах: висения с различными величинами и направлениями ветра, горизонтального полета на различных скоростях и углах скольжения. По результатам проведенных испытаний максимальный относительный КПД перспективного РВ АНСАТ на режиме висения значительно превзошел серийный. Величина максимальной тяги перспективного РВ на режиме висения также значительно выше серийного РВ. На режимах горизонтального полета перспективный РВ показал существенное повышение максимальных значений сил тяги и значительное снижение потребной мощности при одинаковых значениях силы тяги РВ. Таким образом, результаты испытаний в аэродинамической трубе подтвердили существенное аэродинамическое превосходство перспективного РВ над серийным как на режимах висения, так и в горизонтальном полете.

На втором этапе аэродинамических испытаний проведены испытания перспективного и серийного РВ на режиме неуправляемого вращения вертолета вокруг вертикальной оси с целью определения границы безопасных режимов

полета при вращении вертолета. В результате испытаний было показано существенное аэродинамическое превосходство перспективного РВ над серийным на режимах вращения вертолета вокруг вертикальной оси. Результаты испытаний подтвердили значительное повышение запасов путевого управления модернизированного вертолета АНСАТ с перспективным РВ за счет применения в лопастях РВ перспективной аэродинамической компоновки.

На третьем этапе аэродинамических испытаний проведены испытания перспективного и серийного НВ на различных режимах: висения, горизонтального полета на различных скоростях и углах атаки. По результатам проведенных испытаний максимальный относительный КПД перспективного НВ АНСАТ на режиме висения значительно превзошел серийный. Величина максимальной тяги перспективного НВ на режиме висения также значительно выше серийного НВ. На режимах горизонтального полета перспективный НВ показал существенное повышение максимальных значений сил тяги и значительное снижение потребной мощности при одинаковых значениях силы тяги НВ. Таким образом, результаты испытаний в аэродинамической трубе подтвердили существенное аэродинамическое превосходство перспективного НВ над серийным как на режимах висения, так и в горизонтальном полете.

Внедрение перспективных аэродинамических компоновок несущего и рулевого винтов вертолета АНСАТ должно положительно сказаться на его технико-экономических характеристиках и повысить его конкурентоспособность и привлекательность для потенциальных покупателей - эксплуатантов.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. НТО «Испытания натурального НВ с лопастями усовершенствованной аэродинамической компоновки в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ для определения аэродинамических характеристик на режиме висения вне зоны влияния земли, набора высоты и поступательного установившегося полета, в том числе проверка работоспособности системы управления НВ и флаттерные испытания на гоночной площадке.
2. НТО «Испытания натурального РВ вертолета АНСАТ с лопастями усовершенствованной аэродинамической компоновки для определения аэродинамических, аэроакустических (на гоночной площадке НИО-5 ЦАГИ) характеристик и нагрузок на режимах висения, набора высоты и поступательного установившегося полёта».
3. НТО «Испытания натурального РВ вертолета АНСАТ с лопастями усовершенствованной аэродинамической компоновки для определения аэродинамических характеристик и нагрузок на режиме вращения вертолета».
4. Техническая справка №ТС-346,3950 РД-2019 Расчет резонансных диаграмм лопасти рулевого винта АНСАТ.
5. РР.94.1.АНС-М.346.3950.ГИ.1 Расчет статической прочности рулевого винта.
6. Отчет №2416 проведение статических испытаний образца рулевого винта вертолета АНСАТ.