

УДК 629.735.33

## **Анализ расчетно-экспериментальных исследований по системам индивидуального управления лопастями винта вертолета**

**Анимица В.А.\*, Борисов Е.А.\*, Крицкий Б.С.\*\*\*, Миргазов Р.М\*\*\*\*.**

*Центральный аэрогидродинамический институт имени Н.Е. Жуковского,*

*ЦАГИ имени Н.Е. Жуковского, ул. Жуковского, 1,*

*Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

*\*e-mail: [spintest@tsagi.ru](mailto:spintest@tsagi.ru)*

*\*\*e-mail: [boris.kritsky@tsagi.ru](mailto:boris.kritsky@tsagi.ru)*

*\*\*\*e-mail: [ruslan.mirgazov@tsagi.ru](mailto:ruslan.mirgazov@tsagi.ru)*

### **Аннотация**

Дается обзор методов индивидуального управления лопастями несущего винта вертолета. Показаны особенности управления низкими и высокими гармониками в целях улучшения аэродинамических характеристик, уменьшения вибраций и шума вертолета.

**Ключевые слова:** винты вертолета, привода, гармоники, вибрации, индивидуальное управление лопастями.

### **Введение**

В последнее время важным фактором, определяющим эффективность применения вертолетов, является скорость полета, поэтому вопрос ее увеличения

является весьма актуальным, и ему уделяется большое внимание ведущими вертолетостроительными фирмами. Характеристики обычного несущего винта с увеличением скорости полета ухудшаются вследствие влияния сжимаемости, появления срыва на отстающих лопастях, увеличения нагрузок в системе управления лопастей и роста уровней вибрации.

Одним из направлений работ по увеличению скорости полета является индивидуальное управление лопастями (ИУЛ) несущего винта (НВ), которое заключается в применении дополнительного управления углами установки лопастей, накладываемого на обычное управление с помощью автомата перекоса. Проводимые в настоящее время за рубежом исследования по ИУЛ направлены на уменьшение вибраций и шума несущего винта, улучшение аэродинамических характеристик несущей системы и поиск путей отказа от традиционного автомата перекоса.

Индивидуальное управление лопастями несущего винта вертолета условно можно разделить на две составляющие: управление низкими гармониками и управление высокими гармониками. Цель управления низкими гармониками заключается в улучшении аэродинамических характеристик несущего винта за счет уменьшения областей срыва на отстающих лопастях винта и приближения углов атаки сечений лопастей к оптимальным по профильному качеству. Цель управления высокими гармониками – в уменьшении вибраций и шума несущего винта на режимах полета вертолета с большой горизонтальной скоростью.

Расчетные и экспериментальные работы, посвящённые вопросам улучшения аэродинамических характеристик несущего винта путем ИУЛ НВ, начаты во второй половине 20 века. Первые системы ИУЛ НВ представляли собой автомат перекоса с механической системой индивидуального управления лопастями. Основными недостатками таких систем была их сложность, громоздкость и ограничения амплитуд и частот управления по высоким гармоникам. Позднее в конструкции ИУЛ стали использоваться гидроприводы, а в настоящее время широкое применение получили пьезоэлектрические приводы (ПЭП) различного конструктивного исполнения. Разнообразие конструкций ПЭП позволяет встраивать их в конструкцию лопастей, в тяги управления лопастями.

Рассмотрим основные направления работ по ИУЛ НВ, проводимых в настоящее время за рубежом.

### **1. Управление высокими гармониками через неподвижную тарелку автомата перекоса**

Такая система управления была испытана на вертолете ОН-6А [1]. Основное достоинство такой системы заключается в технической простоте исполнения, в этом случае исполнительный механизм располагается под неподвижной частью тарелки автомата перекоса несущего винта. Недостаток такой системы заключается в невозможности обеспечения управления по произвольному закону.

### **2. Индивидуальное управление лопастями НВ посредством приводов, встроенных в конструкцию подвижных тяг автомата перекоса**

Системы управления несущего винта с пьезоприводами вместо жестких поводков лопастей прошли испытания на вертолетах СН-53G (рисунок 1,а) и Во-105 (рисунок 1,б).

Результаты летных испытаний вертолета СН-53G показали снижение вибраций на 90 %, уменьшение шума на 3 дБ, снижение потребляемой мощности несущего винта на 5 %, а также уменьшение нагрузок в системе управления общим и циклическим шагами на 30 %.

В целях безопасности, на вертолете Во-105 диапазон изменения шага лопастей посредством приводов был ограничен 1,1 градусами. Несмотря на эти ограничения, в летных испытаниях было получено существенное снижение шума и вибраций в горизонтальном полете.



*a)*



*б)*

Рисунок 1 – а) Вертолет СН-53G с серво-гидравлическим приводом;  
б) Вертолет Во-105 с приводами в тросах управления лопастями

Преимущество таких систем состоит в отсутствии ограничений по используемым гармоникам в законах управления. Основным недостатком заключается в технической сложности подвода гидроснабжения на поводки вращающихся лопастей.

### **3. Применение активных закрылков, закрепленных на задней кромке лопасти с интегрированными в её конструкцию приводами.**

В этом направлении ведутся исследования практически всеми основными зарубежными вертолетостроительными фирмами и исследовательскими центрами. Рассмотрим некоторые реализованные и выполняемые в настоящее время программы – ADASYS, SMART, ATB и NINJA.

В 2005 г. фирмой Eurocopter совместно с EADS проведены успешные летные испытания летающей лаборатории на базе вертолета BK-117 (рисунок 2) с «адаптивной динамической системой» управления несущим винтом ADASYS [2]. Четырехлопастный НВ вертолета был оснащен активными управляющими закрылками с пьезоприводами, которые в испытаниях работали как в пассивном, так и в активном режимах. Попутно были получены акустические и другие данные, а также параметры, необходимые для системы гашения вибраций. В летном эксперименте при умеренных углах отклонения закрылка на скоростях горизонтального полета 60 и 100 узлов получено существенное снижение вибраций.



Рисунок 2 – BK-117 (программа ADASYS)

Фирмой BOIENG изготовлен и испытан несущий винт с индивидуальным управлением лопастями по программе SMART (рисунок 3). Экспериментальный НВ с интегрированным в конструкцию лопасти пьезоприводом и управляемым закрылком был изготовлен на основе несущего винта вертолета MD900. По результатам стендовых испытаний достигнуто снижение вибрации на 80% и снижение шума (при прохождении вертолета над регистратором) на 10 дБ.

Французским агентством ONERA и германским DLR разработана «Концепция активной лопасти» (ABC), которая представляет собой модель в масштабе 38 % НВ вертолета с активным управлением лопастями (рисунок 4), масштабированная по числу Маха. Каждая лопасть НВ снабжена закрылком, который отклоняется посредством ПЭП. Диаметр несущего винта  $R=4,2$  м. Максимальная хорда лопасти  $b=140$  мм. Размеры закрылка – длина  $l=0,1 R$  и ширина  $c = 0,15 b$  хорды. Испытания НВ осуществлялись в АДТ S1 «Модан» в декабре 2005 г.

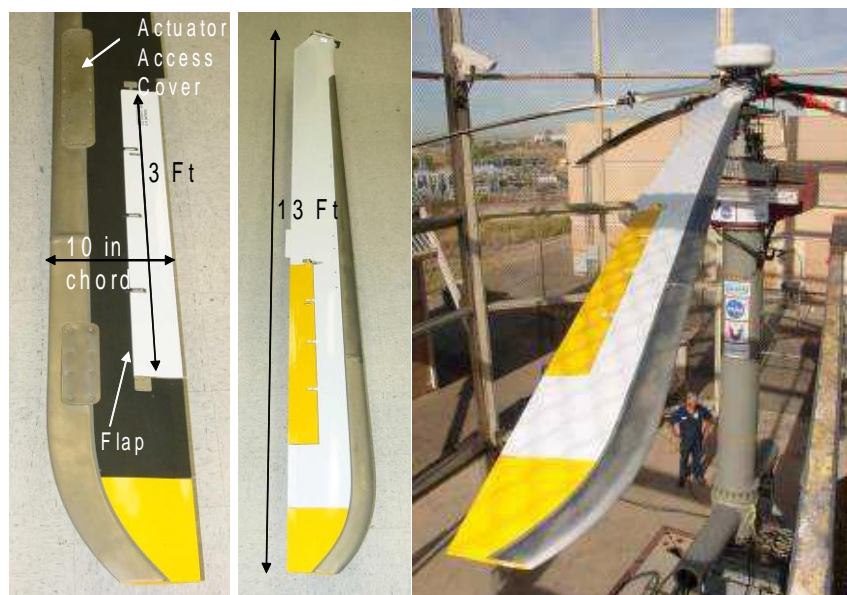


Рисунок 3 – Несущий винт с интегрированным пьезоэлектрическим приводом и управляемым от него закрылком (SMART)

Японской фирмой «Митсубиси» совместно с агентством JAXA и NASA ведется разработка НИОКР NINJA [3], целью которой является испытание в 2016 году в АДТ сечением 24,4\*12,2 м (центр НАСА им. Эймса) активного НВ (рисунок 5), снабженного закрылками и датчиками давления на лопастях. Полученные экспериментальные данные планируется применить для прогнозирования аэродинамических, акустических и аэроупругих характеристик перспективных НВ с активными закрылками. Эти работы были начаты с подписания соглашения между NASA и JAXA в 2009 г.

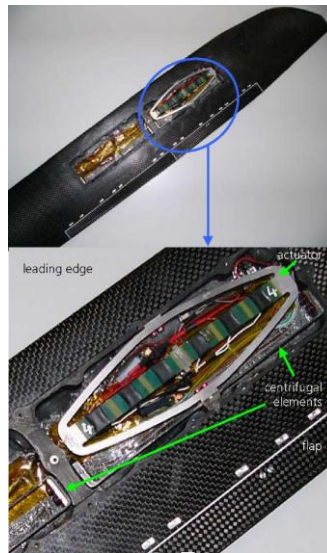


Рисунок 4 – Лопасть АВС винта с закрылком, управляемым встроенным ПЭП

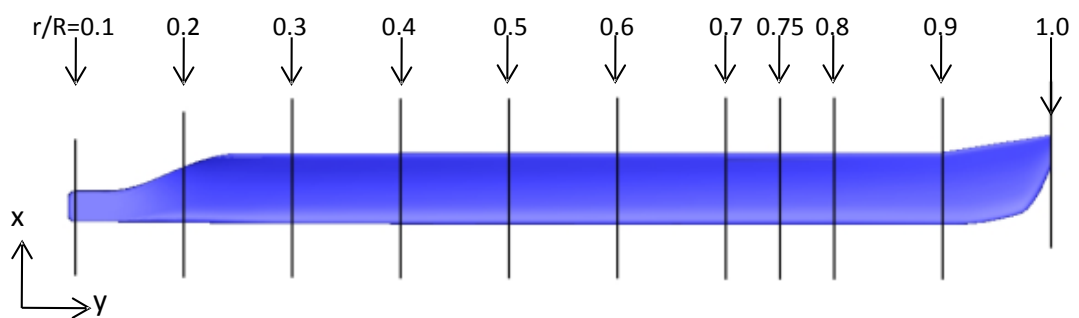


Рисунок 5 – Лопасть несущего винта NINJA

Достоинство ИУЛ с помощью активных закрылков, закрепленных на задней кромке лопасти с интегрированными в её конструкцию приводами – высокая точность управления. Недостаток – техническая сложность, дополнительные дискретные массы на лопастях.

**4. Применение лопастей изменяемой крутки с приводами, находящимися внутри лопастей или встроенными в их обшивку или лонжерон.**



NASA совместно с армией США разработана программа «Несущий винт с активной круткой» (ATR). Система управления круткой НВ представляет собою систему 24 пьезопроводов, вживленных под углом  $45^\circ$  в гибкую обшивку лопасти из композитного материала. Основной целью программы являлась борьба с вибрациями, а также борьба с шумом. В 2000 г. и 2002 г. уменьшенная модель НВ с активной круткой, подобная по числам Маха и Фруда, была испытана в трансзвуковой АДТ Лэнгли (рисунок 6). Испытания принесли весьма обнадеживающие результаты по снижению уровня вибраций, а также уровня шума, создаваемого НВ, и показали, что данный метод управления имеет огромный нереализованный потенциал.

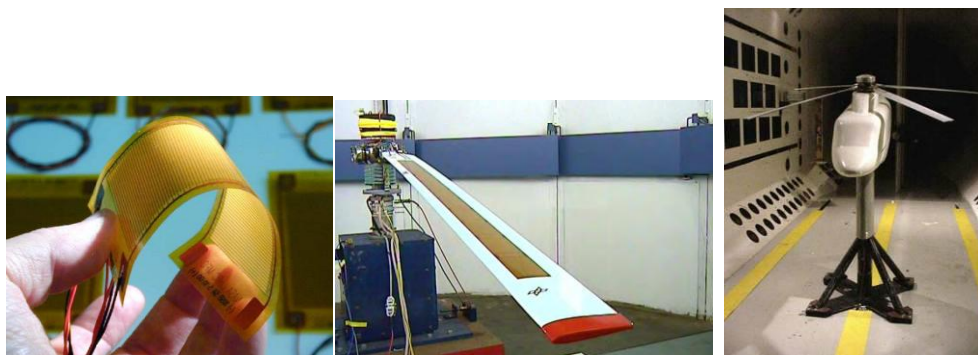


Рисунок 6 – Лопасть с управляемой круткой (ATR)

Европейские агентства DLR и ONERA [4] совместно реализуют проект несущего винта с активным управлением круткой лопастей (АТВ). Цель проекта АТВ – создание НВ с системой активного управления круткой (АУК) на основе ПЭП, встроенных в конструкцию лопастей для минимизации шума и вибраций.

Проект АТВ реализует две концепции – АУК в чистом виде и управление АУК посредством сдвижного элемента.

*Первая концепция АУК*, предусматривает управление круткой лопасти в целом, с использованием активных композитных материалов (КМ) с внедрением ПЭП-материала в структуру волокна. ПЭП ориентированы под углом в 45 градусов к оси лопасти в структуре КМ. При активировании они осуществляют сжатие в комбинации со скручиванием материала. Демонстратор технологии находится в стадии сборки и отладки.

*Вторая концепция* предусматривает наличие в задней кромке лопасти прорезей (рисунок 7), внутри которых перемещается приводной элемент, движущийся вдоль радиуса НВ между внешней и внутренней обшивками (такое устройство получило название TWISCA). Это движение инициирует изменение крутки. В настоящее время испытаны принципиальные модели с приводом от малоразмерных ПЭП. Успех опытов говорит о перспективности концепции в целом.

Проект был поделен на две фазы. В ходе первой фазы определялись геометрические параметры лопасти, жесткость и прочность конструкций. В ходе нескольких итераций были определены взаимосвязи АУК с аэродинамикой, динамикой, акустическими параметрами НВ. В конце этой фазы на основе НВ легкого вертолета Во-105 будут построены демонстраторы технологии для каждого из двух вариантов технического решения АУК. После этого оба демонстратора пройдут испытания в АДТ и на вертолетных стендах. По результатам испытаний будет выбрана концепция, показавшая лучшие характеристики. В ходе второй фазы будет построен уменьшенный НВ диаметром 4,2 м для испытаний в АДТ. Каждая фаза займет по 2 года.

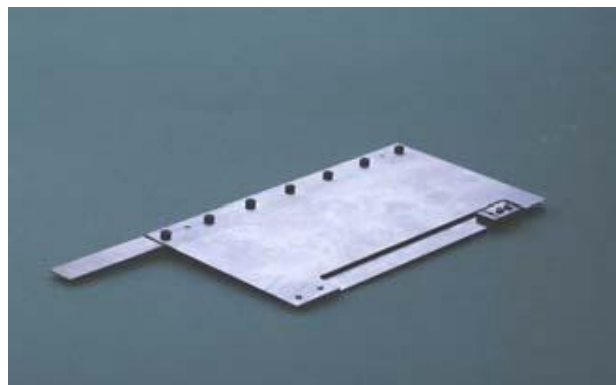
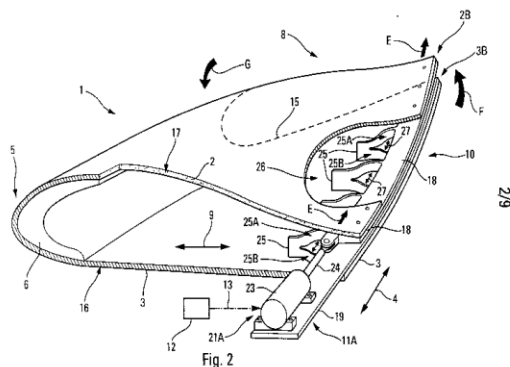


Рисунок 7 – Концепция TWISCA и её мини-демонстратор

Достоинство несущего винта с лопастями изменяемой крутки – полное отсутствие механических связей в конструкции винта. Недостаток – недоведенность концепции, неизвестные возможности по ресурсу, отсутствие процедур технического обслуживания.

### **5. Индивидуальное управление лопастями несущего винта через двухдисковую тарелку автомата перекоса.**

Научный центр DLR разрабатывает многоканальную систему управления автоматом перекоса (МЕТА) с приводами, расположенными на невращающихся элементах (рисунок 8), принципы работы которой заключается в следующем.

Каждая тарелка автомата перекоса (АП) имеет три управляющих привода и управляет лопастями числом до трех.

При числе лопастей НВ более 3, применяется две тарелки АП.

К каждой тарелке АП подведено три приводящих элемента.

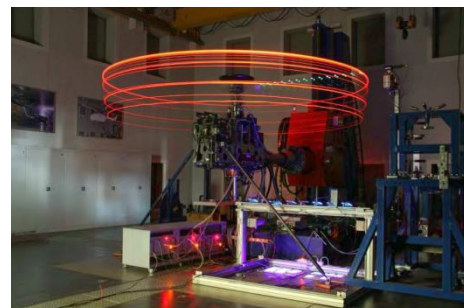
Преимущества системы МЕТА заключаются в полной реализации ИУЛ, в отсутствии необходимости перепроектирования конструкции лопастей, в отсутствии компонентов системы во вращающихся частях, в применении надежных и отработанных технологий.



а) АП МЕТА



б) электрогидравлический привод



в) 4-х лопастный винт МЕТА

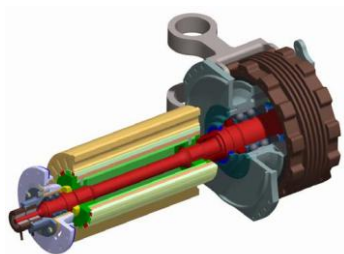
Рисунок 8 – Несущий винт с системой ИУЛ МЕТА

Применение двух отдельных тарелок АП с индивидуальными законами управления, заложенными в технологию МЕТА, приводит к разделению плоскостей вращения управляемых ими лопастей. Вследствие этого ожидается значительное снижение шума, достигается в полной мере эффект ИУЛ, управление общим шагом осуществляется для каждой лопасти индивидуально.

Для экспериментальной проверки технологии МЕТА была создана система двух концентрических тарелок АП, управляющих попарно лопастями 4-лопастного НВ. При этом нижние и верхние точки крепления управляющих поводков всех лопастей НВ находятся на одном радиусе и на одинаковом расстоянии от плоскости вращения НВ.

## **6. Индивидуальное управление лопастями при помощи электроприводов, встроенных в осевые шарниры втулки несущего винта.**

Научным центром ZF (Luftfahrttechnik GmbH) предложена единая электрическая система управления общим, циклическими шагами, а также предназначенная для ИУЛ. Суть системы состоит в том, что вместо механического автомата перекоса применяются синхронные электродвигатели с редуктором, встроенные в конструкцию осевых шарниров втулки НВ (рисунок 9).



а) схема синхронного редукторного электропривода



б) стенд для испытания электропривода



в) втулка НВ с встроенным осевой шарнир двигателем и редуктором

Рисунок 9 – Электрическая система управления углом установки лопасти

Основные преимущества такой системы заключаются в отсутствии ограничений на используемые гармоники управления, отсутствие автомата перекоса и гидроприводов с гидросистемой, что повышает весовую отдачу конструкции вертолета.

В последнее время ведущие мировые вертолетные фирмы и научные центры широким фронтом ведут исследования по тематике ИУЛ НВ. Такое разнообразие

поисковых исследований объясняется не только желанием найти наиболее рациональные технические решения с точки зрения снижения вибраций, шума и улучшения аэродинамических характеристик НВ, но и получить относительно дешёвую, менее сложную, эксплуатационно пригодную и с приемлемым ресурсом систему ИУЛ.

## **7. Исследования ЦАГИ по индивидуальному управлению лопастями**

В ЦАГИ исследования по индивидуальному управлению лопастями несущего винта были начаты в 70-80гг. прошлого века Земским Б.А., Липатовым В.Р., Баскиным В.Э. и другими сотрудниками. Ими создан механический сумматор первой и второй гармоник дополнительного управления лопастями, с помощью которого были начаты экспериментальные исследования. К сожалению, в 80гг. эти работы были прекращены.

В 2011 году по заказу НИЦ компании «Вертолеты России» работы по ИУЛ НВ были возобновлены по следующим направлениям:

- 1) индивидуальное управление лопастями несущего винта с помощью существующего механического сумматора гармоник;
- 2) управления обтеканием профилей сечений лопастей несущих винтов;
- 3) управление круткой лопасти и закрылком с помощью встроенного в конструкцию лопасти пьезоэлектрического привода.

В ходе работ по первому направлению был восстановлен механический сумматор гармоник и с его помощью начаты экспериментальные исследования индивидуального управления лопастями винта. В частности, испытан

секционированный винт (рисунок 10) с индивидуально управляемыми комлевыми секциями лопасти по второй гармонике:

$$\varphi_i = \varphi_{\text{общ}} + C_2 \cos(2\psi_i),$$

и бигармоническому закону:

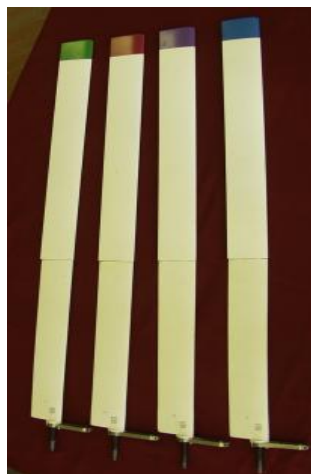
$$\varphi_i = \varphi_{\text{общ}} + S_1 \sin(\psi_i) + C_2 \cos(2\psi_i),$$

где  $S_1$  и  $C_2$  – амплитуды первой и второй гармоник,  $\psi_i$  – азимут  $i$ -той лопасти,

$\varphi_{\text{общ}}$  – угол общего шага лопасти.



а) втулка НВ



б) комплект секционированных лопастей



в) винт в АТД Т-105 ЦАГИ

Рисунок 10 – Экспериментальная установка для исследования модели секционированного несущего винта

Модель несущего винта имела следующие параметры: диаметр несущего винта  $D=2,472$  м; форма лопасти в плане – прямоугольная; геометрическая крутка лопасти  $\Delta\varphi_{\Sigma}=0$ ; количество лопастей  $n_{\text{л}}=4$ ; профиль лопасти – NACA 23015;

величина хорды сечения лопасти  $b=0,075\text{м}$ ; относительный радиус конца комлевой части лопасти  $\bar{r}=0,5$ ; коэффициент заполнения  $\sigma=0,0778$ .

На рисунке 11 представлены результаты экспериментальных исследований секционированного НВ, управляемого по бигармоническому закону  $\varphi_i = \varphi_{\text{общ}} + S_1 \sin(\psi_i) + C_2 \cos(2\psi_i)$  для относительной скорости  $V/\omega R=0,5$  и угла атаки НВ  $\alpha=-15^\circ$ . Как видно из рисунка, обычный НВ на таком режиме не может создавать пропульсивную силу. Винт с управлением по бигармоническому закону создает дополнительную пропульсивную силу и увеличивает его аэродинамическое качество  $K$ .

На рисунке 12 изображены зависимости качества  $K$  и пропульсивного КПД  $\eta_{\text{проп}}$  от величины  $C_y/\sigma$  для секционированного винта с управлением по второй гармонике  $\varphi_i = \varphi_k + C_2 \cos(2\psi_i)$ . Видно, что НВ с управлением по второй гармонике на режиме  $V/\omega R=0,409$ ,  $\alpha=-12^\circ$ ,  $C_y/\sigma=0,14$  увеличивает пропульсивный КПД на  $\sim 20\%$ . (рис. 12.б)



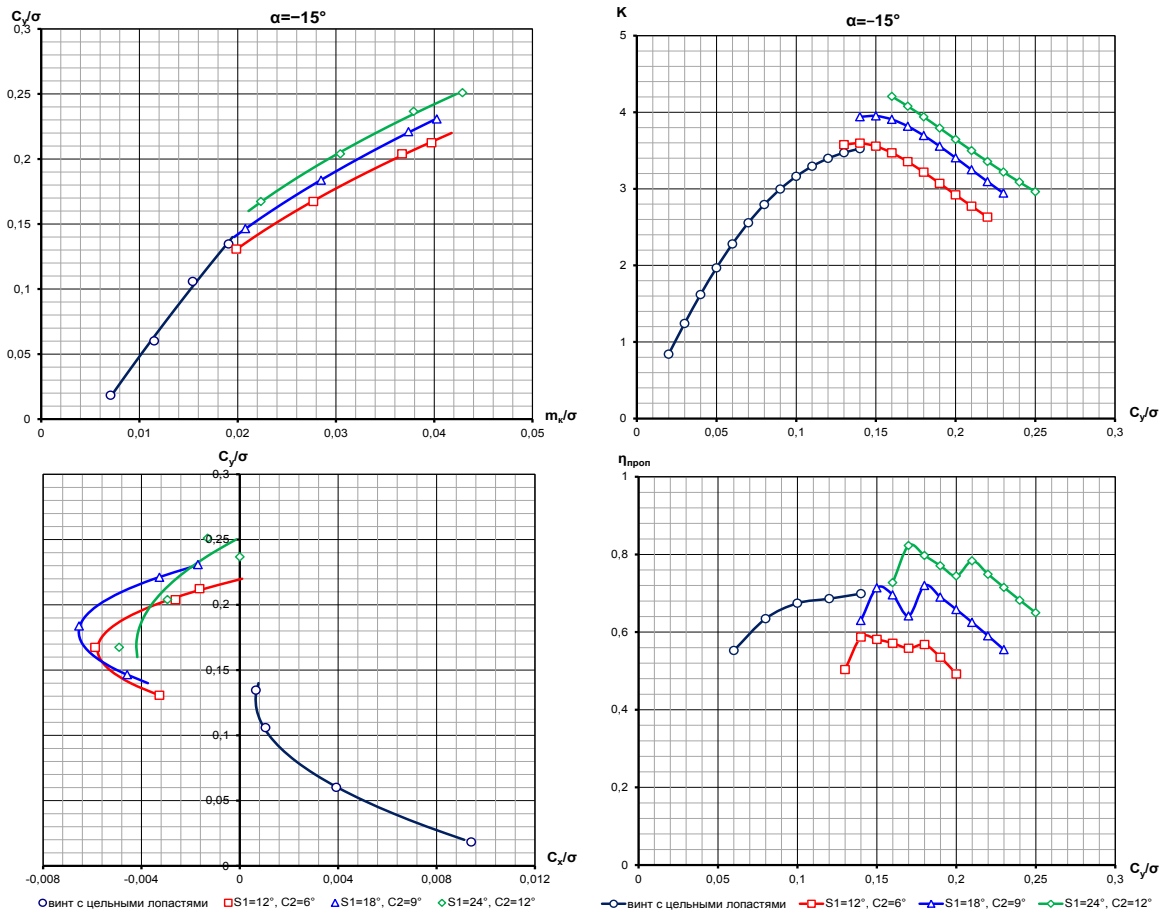


Рисунок 11 – Секционированный винт с управлением по бигармоническому закону ( $V/\omega R=0,5$ )

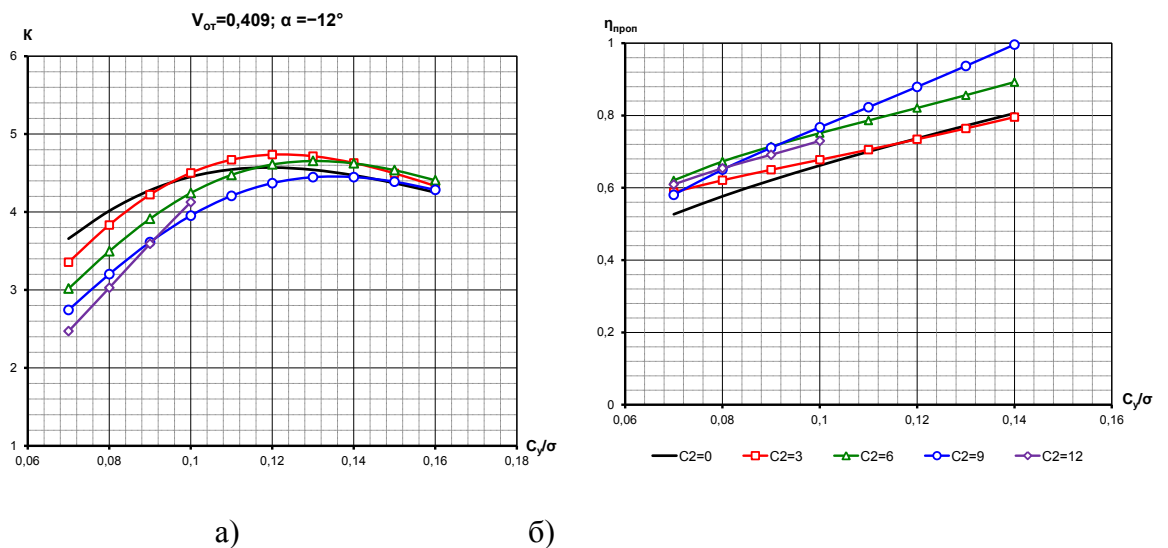


Рисунок 12 – Секционированный винт с управлением по второй гармонике

$$(V/\omega R=0,409)$$

На начальном этапе работы проведены расчётные исследования несущего винта с управляемой круткой комлевой части секционированных лопастей по различным законам для скорости  $\bar{V}=0,5$ . При управлении крутка распределялось скачкообразно от комля лопасти до  $0,5R$ . Радиус винта был принят  $R=10$  м, количество лопастей –  $Kл = 5$ , лопасть не закрученная.

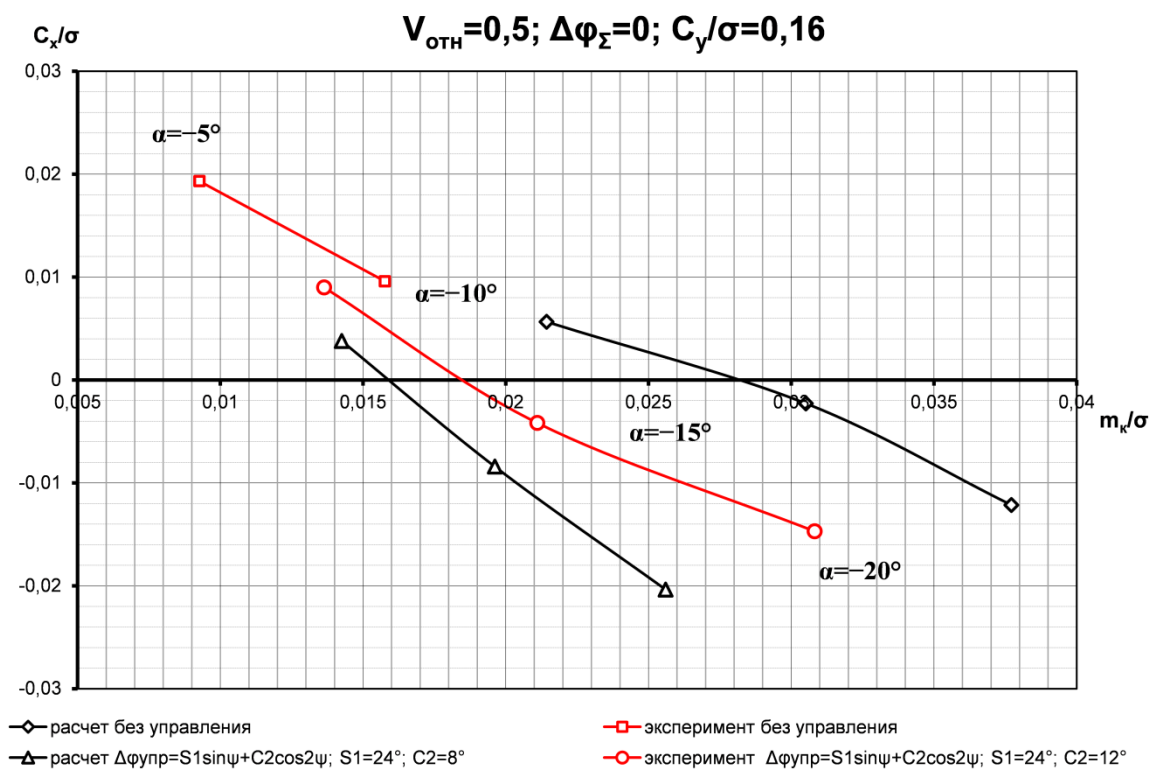


Рисунок 13 – Сравнение расчетных и экспериментальных исследований секционированного несущего винта

На рисунке 13 представлены расчетные данные  $C_x/\sigma = f(m_k/\sigma)$  для НВ с бигармоническим законом управления  $\Delta\varphi_{упр}=S_1\sin(\psi_i)+C_2\cos(2\psi_i)$  при  $S_1=24^\circ, C_2=8^\circ$ ,

полученные при коэффициенте подъемной силы, отнесенном к заполнению  $C_y/\sigma=0,16$ , и относительной скорости  $\bar{V}=0,5$ .

Так же на график нанесены экспериментальные кривые секционированного НВ с цельными (несекционированными) лопастями  $R=1,25$  м и НВ, дополнительно управляемого по бигармоническому закону.

Из приведенных графиков следует, что ИУЛ секционированного НВ по второй гармонике улучшает его пропульсивные аэродинамические характеристики на больших скоростях полета, а ИУЛ по бигармоническому закону создает дополнительную пропульсивную силу и увеличивает аэродинамическое качество НВ.

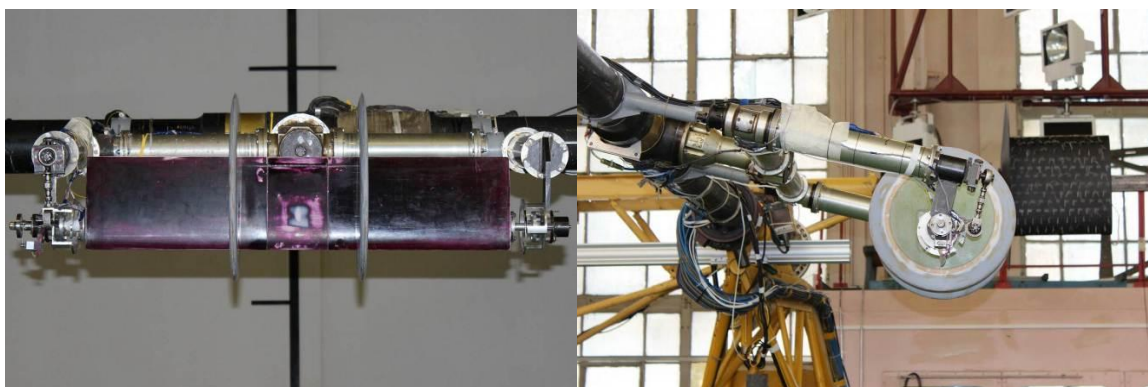


Рисунок 14 – Несущая поверхность с интерцептором, управляемым от пьезоэлектрического привода

По второму направлению предполагается проведение испытаний различных устройства управления обтеканием профилей сечений лопастей несущих винтов, таких как интерцептор, триммерная пластина, закрылок и т.п. Для этого создана и испытана в АТД Т-105 ЦАГИ несущая поверхность с выдвижным интерцептором, управляемым с помощью пьезоэлектрического привода (рисунок 14). Проведенные

работы по созданию и испытанию несущей поверхности с управляемым интерцептором позволили впервые в ЦАГИ приобрести опыт работы с пьезоэлектрическими приводами.

Несущая поверхность с управляемым интерцептором представляет собой крыло прямоугольной формы в плане с размахом  $L=1$  м и хордой  $b=0,2$  м. В центре крыла расположен взвешенный на тензометрических весах отсек, по его бокам расположены две шайбы. Взвешенный отсек имеет следующие параметры: длина отсека  $L_{от}=0,128$  м; хорда –  $b_{от}=0,2$  м; профиль отсека НАСА 23012.

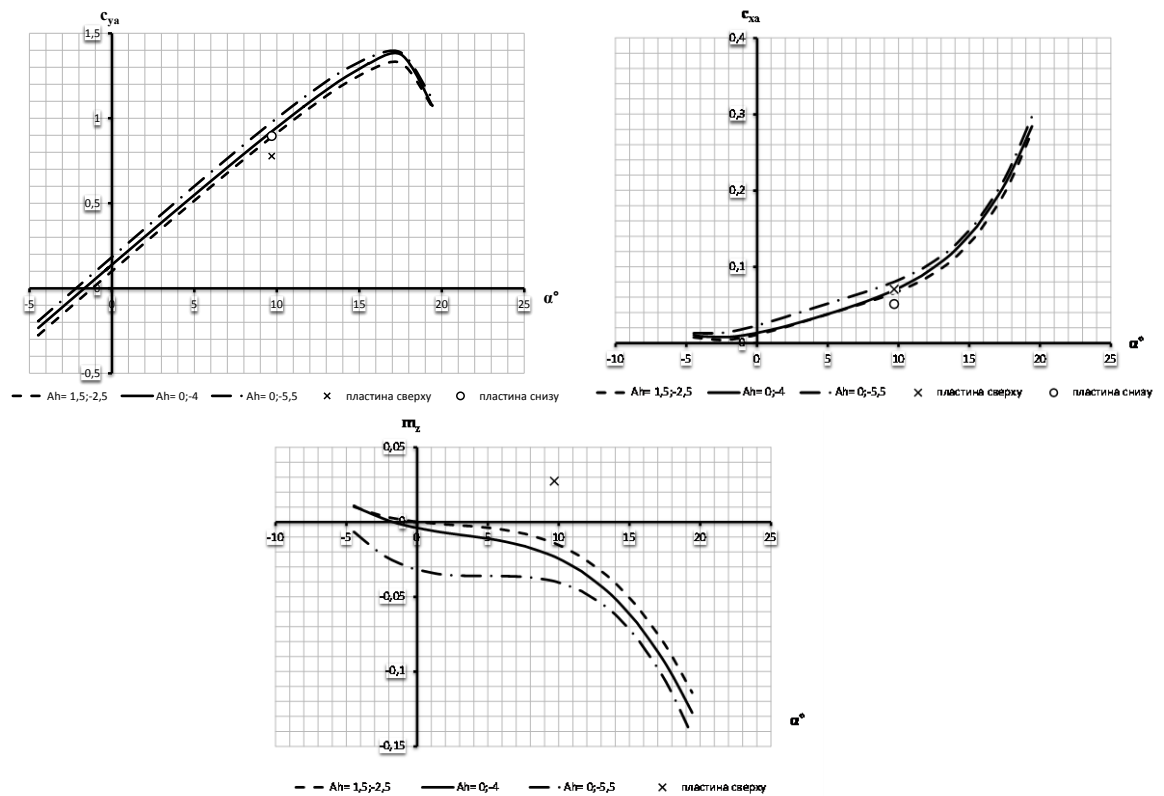


Рисунок 15 – Влияние интерцептора на аэродинамические характеристики профиля в стационарных условиях

На рисунке 15 представлены результаты стационарных продувок несущей поверхности для трех различных положений интерцептора при скорости потока

$V=25$  м/с относительно верхней и нижней поверхностей взвешенного отсека:  $A_h=0;-4$  мм,  $A_h=0;-5,5$  мм,  $A_h=+1,5;-2,5$  мм. Первая цифра означает высоту выхода интерцептора в мм относительно верхней поверхности, а вторая - относительно нижней поверхности, соответственно. Кроме того, на рисунке представлены результаты продувок для случая, когда интерцептор убран в отсек, а на верхнюю или нижнюю поверхности взвешенного отсека наклеена пластина высотой 4 мм.

Из приведенных зависимостей видно, что при выдвигании интерцептора вниз из положения  $A_h=0;-4$  в положение  $A_h=0;-5,5$  происходит изменение коэффициентов подъемной силы, силы сопротивления и момента на величину  $\Delta C_{ya}=0,054$ ,  $\Delta C_{xa}=0,01$ ,  $\Delta m_z=-0,01$  для  $\alpha=10^\circ$ . При выдвигании интерцептора из положения  $A_h=0;-4$  в положение  $A_h=1,5;-2,5$  получаем следующие изменения аэродинамических характеристик:  $\Delta C_{ya}=-0,032$ ,  $\Delta C_{xa}=-0,004$  и  $\Delta m_z=+0,016$  для  $\alpha=10^\circ$ .

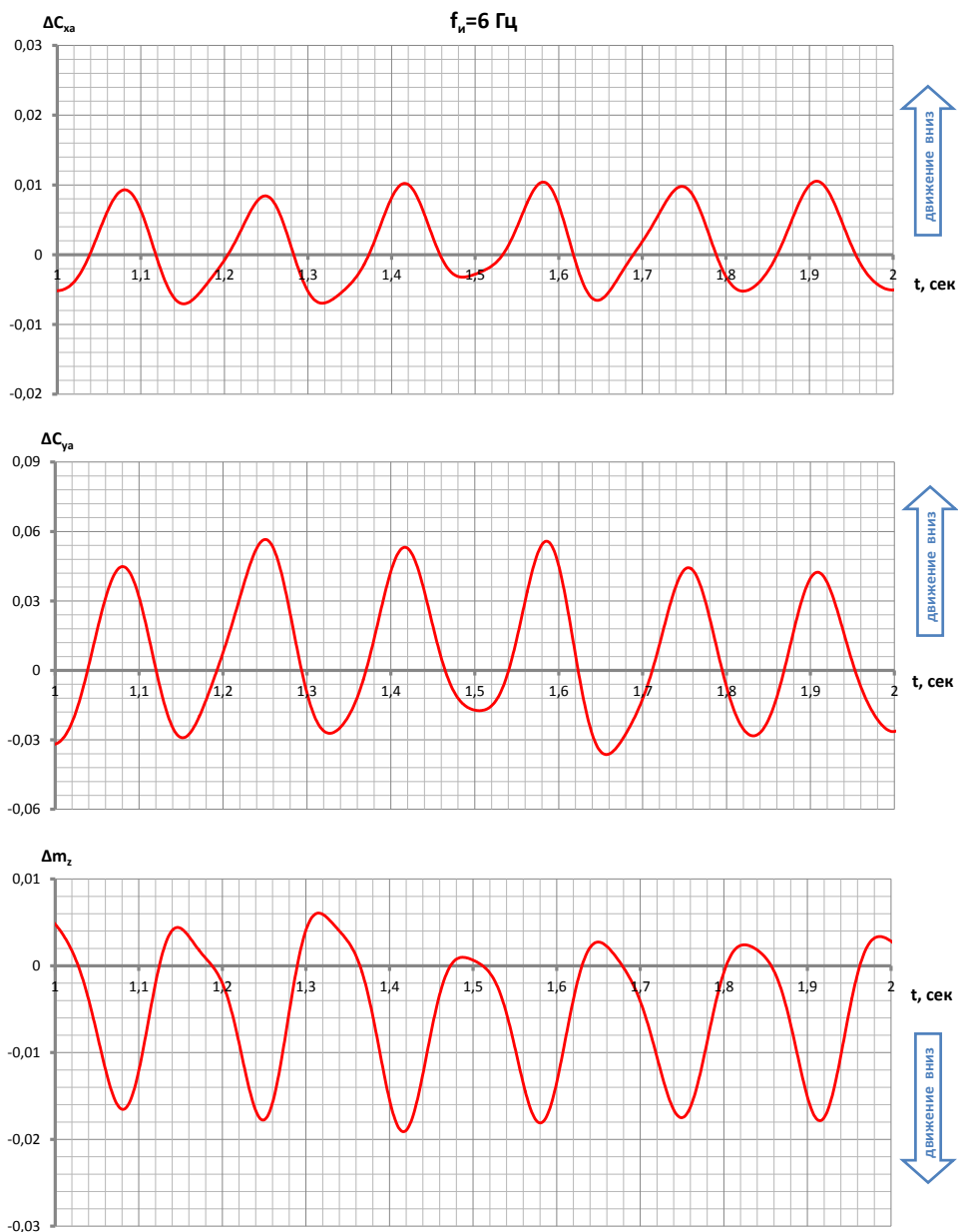


Рисунок 16 – Влияния интерцептора на аэродинамические характеристики

профиля в динамике ( $f_{и}=6$  Гц,  $\alpha \approx 7,7^\circ$ ,  $V=25$  м/с,  $C_{усп} \approx 0,7$ )

На рисунке 16 представлены результаты нестационарных (динамических) испытаний несущей поверхности с частотой колебания интерцептора равной 6 Гц при скорости потока  $V=25$  м/с. Стрелками на рисунках показано направление выдвигания интерцептора из нижней поверхности взвешенного отсека.

Полученные приращения коэффициентов аэродинамических сил профиля примерно равны аналогичным величинам, полученным в стационарных испытаниях. Например, для режима колебания интерцептора с частотой  $f_{\text{и}}=6$  Гц при угле атаки  $\alpha \approx 7,7^\circ$ , скорости потока  $V=25$  м/с и среднем коэффициенте  $C_{\text{уср}} \approx 0,7$  приращение коэффициента подъемной силы при выдвигании интерцептора вниз в среднем равно  $\Delta C_{\text{ya}} \approx +0,045$ , а в стационарных испытаниях получено приращение  $\Delta C_{\text{ya}}=0,054$ .

Таким образом, показана принципиальная возможность обеспечения непосредственного управления подъемной силой профиля сечения лопасти НВ с лопастными и более высокими частотами.

### Библиографический список

1 Wood et al.: On Developing and Flight Testing a Higher Harmonic Control System, JAHS, Vol. 30, no.1, pp. 3-20, 1985.

2 Trailing edge flaps for active rotor control. Aeroelastic Characteristics of the ADASYS Rotor System, Oliver Dieterich, Bernhard Enenkl, Dieter Roth, Dynamics Engineers EUROCOPTER Deutschland GmbH (ECD), Ottobrunn, Germany.

3 Overview of the Novel Intelligent JAXA Active Rotor Program. Shigeru Saito, Noboru Kobiki, Yasutada Tanabe, Wayne Johnson, Gloria K. Yamauchi, Larry A. Young. Presented at Heli Japan 2010, AHS International Meeting on Advanced Rotorcraft Technology and Safety Operations, Ohmiya, Japan, November 1–3, 2010.

4 OVERVIEW OF THE COMMON DLR/ONERA PROJECT “ACTIVE TWIST BLADE” (ATB). Johannes Riemenschneider, Stefan Keye, Peter Wierach,

Hugues Mercier des Rochettes. German Aerospace Center (DLR), French Aeronautics Center (ONERA). 30th European Rotorcraft Forum; 14.09.2004-16.09.2004; Marseilles, France.

5 Active-twist rotor control applications for uavs. Matthew L. Wilbur and W. Keats Wilkie, U.S. Army Research Laboratory, Vehicle Technology Directorate, Hampton, VA 23681.

6 Actuation concepts for morphing helicopter rotor blades. Boris Grohmann, Christoph Maucher, Peter Jancker, Mechatronics and Actuation, EADS Corporate Research Centre, Munchen, Germany.

7 Development of a Piezoelectric Servo-Flap Actuator for Helicopter Rotor Control by Eric Frederick Prechtel, Massachusetts Institute of Technology, May 1994.

8 Development and whirl tower test of the SMART active flap rotor, Friedrich K. Straub, Dennis K. Kennedy, Alan D. Stemple, V.R. Anand, and Terry S. Birchette. The Boeing Company, Mesa, Az 85215, 2004.

9 SMART ROTOR BLADES AND ROTOR CONTROL FOR WIND TURBINES. State of the Art. Knowledge Base Report for UpWind WP 1B3.

10 Aerodynamic Design Study of an Advanced Active Twist Rotor. Martin K. Sekula, Matthew L. Wilbur, William T. Yeager, U.S. Army Vehicle Technology Directorate, NASA Langley Research Center, Hampton, VA 2368.

11 ACTUATORS FOR SMART APPLICATIONS. Alexandre Paternoster, Andre de Boer Richard, Loendersloot Remko Akkerman. Proceedings of the ASME 2010



Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems  
SMASIS2010, September 28 - October 1, 2010, Philadelphia, Pennsylvania, USA.