

Р.С. Турманидзе, д-р техн. наук, Т.Т. Мосашвили, Тбилиси, Грузия

АНАЛИЗ НОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ С ИЗМЕНЯЕМЫМИ ГЕОМЕТРИЧЕСКИМИ ПАРАМЕТРАМИ И РЕЗУЛЬТАТЫ ИХ ИСПЫТАНИЯ

У доповіді буде показана динаміка вдосконалювання конструкції повітряних гвинтів зі змінюваними параметрами за останній п'ятнадцять років у Грузинському Технічному Університеті. Проаналізовано всі позитивні й негативні моменти кожної конструкції й обґрунтовані переваги останньої конструкції заснованої на принципі тросів і гідросистеми.

В докладе будет показана динамика совершенствования конструкции воздушных винтов с изменяемыми параметрами за последний пятнадцать лет в Грузинском Техническом Университете. Проанализированы все положительные и отрицательные моменты каждой конструкции и обоснованы преимущества последней конструкции основанной на принципе тросов и гидросистемы.

R.S. TURMANIDZE, T.T. MOSASHVILI

THE ANALYSIS OF AIR SCREWS NEW DESIGNS WITH CHANGEABLE GEOMETRICAL PARAMETERS AND RESULTS OF THEIR TEST

In this paper the dynamics of updating designs of rotors with variable parameters developed during last fifteen years at the Georgian Technical University are presented. All the positive and negative appearances of each design have been analyzed and advantages of the last design based on the principles of ropes and hydro-system have been validated.

Одним из многообещающих направлений в разработке оптимальных воздушных винтов является создание воздушных винтов с изменяемыми геометрическими параметрами (ВИГ), а именно диаметра винта и крутки лопастей.

В настоящее время, в основном применяются винты фиксированного (ВФШ) и изменяемого шага (ВИШ), которые являются результатом неоптимального компромисса между требованиями режимов зависания и высокой маршевой скоростью полета. Эти винты не решают проблему оптимизации всех этапов полета, взлет – горизонтальный полет – посадка. Было ясно, что необходимо создание ВИГ для оптимизации всех этапов полета.

ВИГ является эффективным, как для вертолетов, так и самолетов. Однако есть основания полагать, что ВИГ будет особенно эффективным для винтовых самолетов вертикального взлета и посадки (СВВП), поскольку этот летательный аппарат действует, как в режиме вертикального взлета, так и в режиме горизонтального полета. ВИГ может дать возможность существенно увеличить взлетный вес или повысить скорость горизонтального полета обеспечением максимального диаметра и минимальной крутки в режиме висения, и наоборот, минимального диаметра и максимальной крутки при горизонтальном полете [1, 5].

Несмотря на множество работ известных фирм, и ученых разных стран, проблема ВИГ еще не решена. Существуют патенты, не нашедшие реального воплощения, главным образом из-за сложности и недостаточной надежности технических решений.

Следует учесть, что все эти фирмы занимались изменением, какого - либо одного параметра, например, фирма «Сикорский» занималась изменением только диаметра винта, а корпорация «Боинг» - изменением только крутки лопастей.

Грузинский технический университет (ГТУ) предложил сочетание изменения диаметра и крутки во время полета.

По линии международного научно-технического центра (МНТЦ) группа специалистов ГТУ работала над проектом G-060-2 «Винт изменяемой геометрии (ВИГ) и средства его управления (узлы, приводящие в действие)».

Первоначально на этапе анализа, на основе расчленения объекта исследования был спроектирован и изготовлен макет винта с изменяемым диаметром, потом макет винта с изменяемой круткой лопастей. После лабораторных испытаний их основных узлов на этапе синтеза был создан винт с одновременно изменяемыми диаметром и круткой лопастей, а также стенд для его испытания [3].

Проведенные стендовые испытания модели ВИГ показали, что при высоких числах оборотов возникают значительные центробежные силы, действующие на ходовой винт. Ходовой винт – самый нагруженный элемент конструкции несущего винта и является слабым звеном. Снижение вредного воздействия этих сил и стало весьма актуальной проблемой. Соответственно по линии МНТЦ группа специалистов ГТУ работала над проектом G-916 «Управляемый винт изменяемой геометрии с компенсацией действия центробежных сил». Коллабораторами были Жан Жакк Филипп старший научный сотрудник, почетный советник научного центра Франции «ОНЕРА», занимающегося исследованиями и разработками вертолетов и СВВП и господин Лео Дадоне.

Целью проекта G-916 была разработка системы компенсации центробежных сил. Технический подход состоял в проведении модельного эксперимента, в котором стенд стационарно закреплен на месте. При вращении винта в режиме вентилятора были осуществлены измерения тяги в зависимости от изменения частоты вращения и диаметра винта. Это имитирует условия режима висения летательного аппарата. Из возможных принципов компенсации (механического, электрического, гидравлического) был выбран гидравлический, как наиболее гибкий в управлении [2, 4].

На конструкцию этого варианта ВИГ-а получен Европатент Application No/Patent No 08737551.5 - 2422 PCT/IB2008001041. В настоящее время патентуется в США. Все финансовые расходы патентования взяла на себя Евросоюз.

Безопасность динамических испытаний ВИГ-а была обеспечена безотказностью узлов ВИГ с системой компенсации. Для оценки безотказности был сконструирован и изготовлен стенд статических испытаний, на котором были экспериментально имитированы нагрузки, действующие при различных частотах вращения винта. Были определены линии упругости лопасти в зависимости от имитируемых частот вращения при сдвинутой и раздвинутой лопасти, а также зависимости усилий на рычаге управления стендом от имитируемых частот вращения.

Эксперименты, на стенде динамических испытаний, были проведены методом замера скорости воздушного потока крыльчатым анемометром, который для данной задачи характеризовался достаточной повторяемостью результатов измерений.

Установлено, что в случае увеличения диаметра винта в 1,4 раза и изменения крутки лопасти в пределах $16 \div 18^\circ$ обеспечивается повышение силы тяги примерно, в 1,6 раз.

Эффективность системы компенсации доказана многократным безотказным сдвижением-раздвижением лопасти винта во всем диапазоне изменения частот вращения. Это обусловило синхронность функционирования ВИГ-а.

Результаты работ по обоим проектам доложены и одобрены на авторитетных международных научно-технических конференциях, запатентованы и опубликованы в научных статьях. В Грузии и Румынии издана монография на русском и английском языках.

Коллабораторами проектов было предложено, что для дальнейшего увеличения эффективности использования ВИГ-а, особенно для маленьких самолетов, целесообразно упрощение механизма изменения диаметра и увеличение диапазона изменения крутки лопастей до $30 \div 35^\circ$.

Исполнителями проекта было предложено несколько конструктивных вариантов для решения этой задачи. МНТЦ на основании поддержки коллабораторов профинансировал это предложение.

Из предложенных конструктивных вариантов на основе консультации с коллабораторами, а также с другими компетентными специалистами работающих в области авиации, был выбран более оптимальный и в условиях Грузии наиболее реализуемый вариант. Сущность этого варианта заключается в том, что втулка и лопасти освобождены от всяких лишних деталей и узлов и остался только трос, концы которого закреплены на движущихся частях лопастей. Сама лопасть, с целью свободного осуществления крутки, состоит из гибких элементов, которые закреплены между нервюрами (Рис.1).

При увеличении оборотов воздушного винта, за счет возникших центробежных сил, движущиеся части лопастей раздвигаются и диаметр винта увеличивается. Для уменьшения диаметра, поршень и шток гидроцилиндра перемещаются в нужном направлении и с помощью тросов диаметр винта уменьшается.

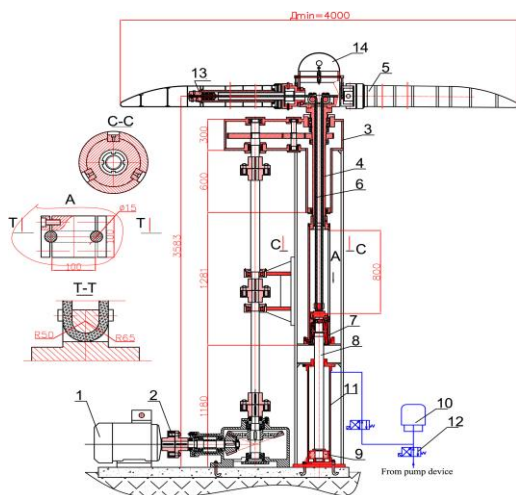


Рисунок 1 – Стенд динамических испытаний

При увеличении или уменьшении диаметра с помощью специальных механизмов каждая нервюра, в каждый момент, занимает заранее рассчитанное угловое положение вокруг неподвижного лонжерона, чем обеспечивается максимальная крутка лопастей при минимальном диаметре и наоборот, минимальная крутка при максимальном диаметре винта. Этими же механизмами крутки сохраняется стабильность формы лопастей при вращении винта т.е. при действии на лопасти значительных центробежных и подъемных сил.

На эту конструкцию получен Грузинский патент и готовятся документы для Европейского патента, на финансирование которого имеется согласие руководителей Евросоюза.

Проведен подробный анализ существующих литературных данных, осуществлены необходимые аэродинамические и прочностные расчеты, составлены технологические карты изготовления всех ответственных деталей, параллельно были изготовлены детали и узлы, осуществлена модернизация стендов для статических и динамических исследований соответственно новой конструкции винта, проведены предварительные испытания лопастей на стенде статических испытаний и подготовлен стенд динамических испытаний для проведения подробных экспериментов (Рис. 2).

По разработанной методике в предыдущем проекте измерены скорость воздушных потоков в разных сечениях лопастей по схеме показанной на рис. 3 и с помощью известных зависимостей определены характер распределения подъемных сил вдоль лопастей при разных диаметрах ротора и величины крутки лопастей (рис. 4 и 5).

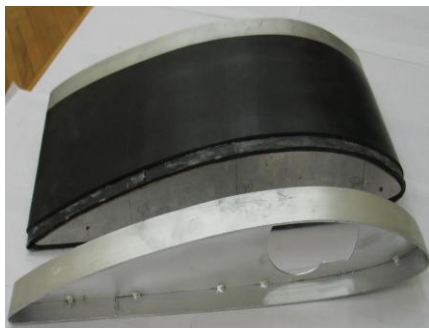
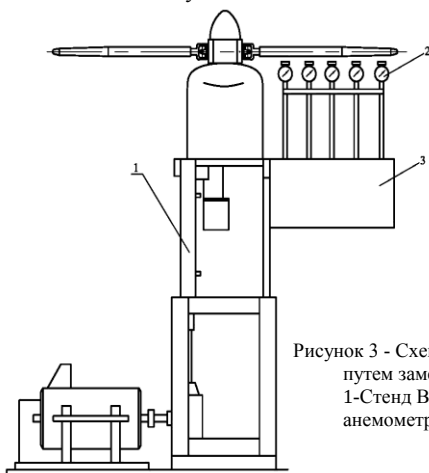


Рисунок 2 – Лопасть с гибкими элементами и нервюра



Анемометр крыльчатый АСО-3

Рисунок 3 - Схема установки для измерения тяги винта на стенде путем замера скоростей с помощью анемометров.
1-Стенд ВИГ, 2-Анемометры, 3-Рама для установки анемометров.

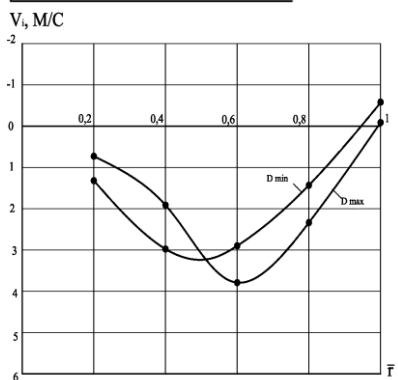


Рисунок 4 – Схема распределения индуктивных скоростей вдоль размаха лопасти для разных диаметров воздушного винта

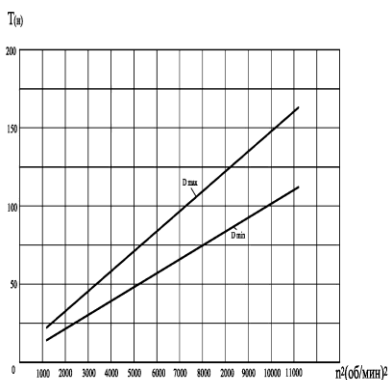


Рисунок 5 – Схема зависимости тяги ВИГ-а от частоты вращения винта для случая угла установки лопасти $\varphi_{0,75}=15^0$

Изучены также влияние угла установки лопасти на величину и характера распределения подъемной силы вдоль лопасти. Результаты некоторых экспериментов представлены на рисунках 6, 7, 8, 9.

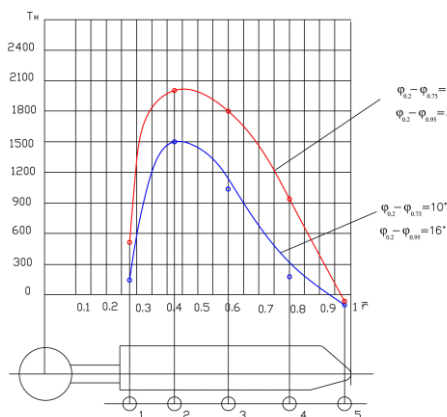


Рисунок 6 – График зависимости тяги ВИГ от изменения крутки лопастей для минимального диаметра $D_{\min}$ винта, частоты вращения $n=300$ об/мин и угла установки $\varphi = 5^0$

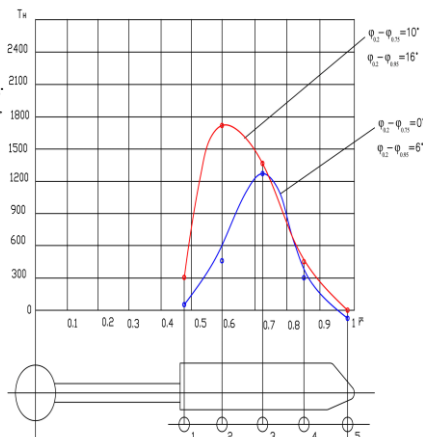


Рисунок 7 – График зависимости тяги ВИГ от изменения крутки лопастей для максимального диаметра $D_{\max}$ винта, частоты вращения $n=200$ об/мин и угла установки $\varphi = 5^0$

Подготовлен рекламный ролик показывающий последовательность процесса сборки отдельных ответственных узлов, а также принципа их работы, как в анимационном режиме, так и на реальной конструкции ротора и стенда для динамических испытаний.

В настоящее время проводятся конкретные расчеты эффективности использования разработанных конструкции для ветроэнергетических установок, дирижаблей большой грузоподъемности и гребных винтов судостроений. Следует отметить, что результаты предварительных расчетов весьма оптимистические.

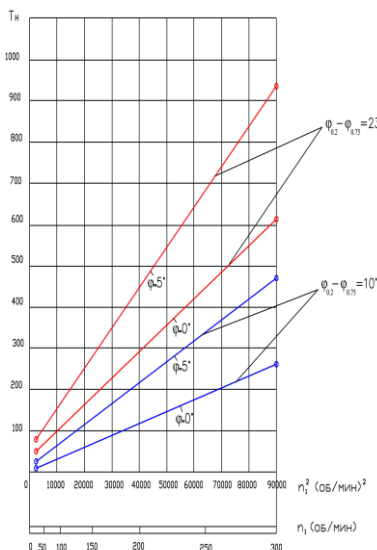


Рисунок 8 – График зависимости тяги
ВИГ от частоты вращения винта, для
минимального диаметра $D_{\min}$

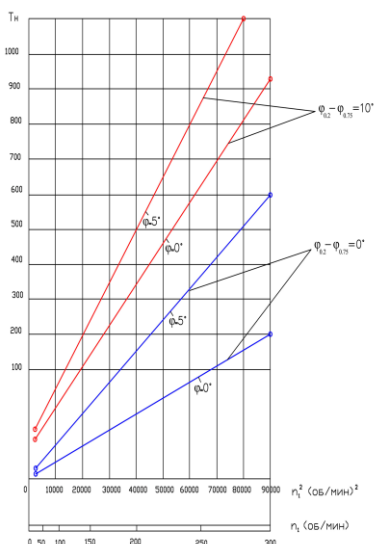


Рисунок 9 – График зависимости тяги
ВИГ от частоты вращения винта, для
максимального диаметра $D_{\max}$

Заключение

1. Разработанная конструкция ротора с гибкими элементами позволяет регулировать крутку лопастей в заданном диапазоне (до $28^0 \div 30^0$).
2. Максимальные значения скоростей воздушного потока в плоскости вращения винта при низких значениях крутки соответствуют радиусу $\bar{r} = 0.7$, после увеличения значения крутки лопастей значение максимальных скоростей незначительно перемещаются в сторону центра винта, что уменьшает радиус максимальных нагрузок и соответственно повышает КПД винта за счет уменьшения потребляемой мощности.
3. Созданная конструкция позволяет произвести крутку лопастей практически по всей длине лопасти при соблюдении оптимальных размеров гибких элементов.
4. Существует зависимость тяги от изменения крутки лопастей ВИГ, которая дает возможность установить оптимальное значение крутки для получения нужной подъемной силы.
5. Использование роторов новой конструкции на самолетах СВВП может увеличить грузоподъемность примерно 1,6 раз или заметно увеличить

дальность полета за счет уменьшения расхода топлива. Среднее приближенное значение коэффициента увеличения дальности равняется 1.4, а конкретное значение будет определяться в каждом конкретном случае в зависимости от режимов полета.

Список использованных источников: 1. Анимича В.А., Головкин В.А., Крайнов М.В., Новак В.Н., Тарасов Н.Н., Шеглова В.М. Расчетно-экспериментальные исследования полей индуктивных скоростей за несущим винтом на аэродинамические характеристики рулевого винта на малых скоростях полета вертолета при боковом ветре. ЦАГИ. Москва. VI форум Российского вертолетного общества. Февраль 2004 г. 2. Турманидзе Р.С., Дадоне Л., Санадзе Г.О., Повышение летно-технических характеристик летательных аппаратов путем применения винта изменяемой геометрии». Материалы V форума Российского вертолетного общества. Москва 2002. с VI 39-VI 48. 3. R.S.Turmanidze, L.Dadone, J.J. Philippe, B.Demaret, Investigation, Development and Tests Results of the Variable Geometry Rotor. 33rd European Rotorcraft Forum. Kazan, 10–14 September 2007, Pages 11. 4. Dadone L.; Liu J.; Acree C. Proprotor Design Issues for High Speed Tiltrotors. Boeing Defense & Space Group, Helicopter Division. NASA Ames Research Center. Presented at the 50 th Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, DC, May 1994. p.21. 5. J. C. Walchko, J. Kim, K. Wang, E.C. Smith, Hybrid Feed forward-Feedback Control for Active Helicopter Vibration Suppression. The Pennsylvania State University, University Park, PA 16802. AHS Forum Penn State Papers May 1-3, 2007.

Поступила в редколлегию 18.05.2011

Bibliography (transliterated): 1. Animica V.A., Golovkin V.A., Krajnov M.V., Novak V.N., Tarasov N.N., Weglova V.M. Raschetno-jeksperimental'nye issledovanija polej induktivnyh skorostej za nesuwim vintom na ajerodinamicheskie harakteristiki rulevogo vinta na malyh skorostjah poleta vertoleteta pri bokovom vetre. CAGI. Moskva. VI forum Rossijskogo vertoletnogo obwestva. Fevral' 2004 g. 2. Turmanidze R.S., Dadone L., Sanadze G.O., Povysenie letno-tehnicheskikh harakteristik letatel'nyh apparatov putem primenenija vinta izmenjaemoj geometrii». Materialy V foruma Rossijskogo vertoletnogo obwestva. Moskva 2002. s VI 39-VI 48. 3. R.S.Turmanidze, L.Dadone, J.J. Philippe, B.Demaret, Investigation, Development and Tests Results of the Variable Geometry Rotor. 33rd European Rotorcraft Forum. Kazan, 10–14 September 2007, Pages 11. 4. Dadone L.; Liu J.; Acree C. Proprotor Design Issues for High Speed Tiltrotors. Boeing Defense & Space Group, Helicopter Division. NASA Ames Research Center. Presented at the 50 th Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, DC, May 1994. p.21. 5. J. C. Walchko, J. Kim, K. Wang, E.C. Smith, Hybrid Feed forward-Feedback Control for Active Helicopter Vibration Suppression. The Pennsylvania State University, University Park, PA 16802. AHS Forum Penn State Papers May 1-3, 2007.