

*Р. С. ТУРМАНИДЗЕ*, д-р техн. наук, Тбилиси, Грузия

## **НОВАЯ КОНСТРУКЦИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА С ИЗМЕНЯЕМЫМИ ГЕОМЕТРИЧЕСКИМИ ПАРАМЕТРАМИ НА ОСНОВЕ ТРОСОВ И ГИДРОСИСТЕМЫ**

In the Report the updating dynamics of design of the rotors with variable parameters during last 15 years at Georgian Technical University will be shown. All the positive and negative moments of each design have been analyzed and advantages of the last design based on the principle of ropes and hydro-system have been substantiated.

A promotional clip will be submitted that visually shows the work principle of the rotor itself and the stand for its tests in dynamics, the assembling process of individual complex units both in the view of animation film and practical implementation in metal.

Известно, что по принципу создания силы тяги двигателя, применяемые на летательных аппаратах делятся на винтовые и реактивные. Винтовые двигатели создают потребную, для полета летательных аппаратов, силу тяги за счет движителя – воздушного винта.

В создании теории воздушных винтов большой вклад внесли ученые разных стран: Г. Глауэрт; С. Гиллер; С.К. Джевицкий, Ф. Эриксон; Н.Е. Жуковский;

Ч. Каман; Т. Карман; И. Сикорский; Г.Х. Сабинин; А. Юнг; Б.Н. Юрьев и др.

Воздушный винт работает с высокой эффективностью до скоростей полета, соответствующих числу маха  $M=0,5\div 0,6$ . При дальнейшем увеличении скорости полета, явление сжимаемости воздуха на концах лопастей винта приводит к значительной потере его эффективности, что и привело к развитию реактивных двигателей.

Широкое применение воздушные винты нашли в вертолетной авиации, что повлекло к интенсивному и широкомасштабному развитию несущих винтов.

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.

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)».

В работе также принимали участие специалисты Тбилисского авиационного акционерного общества «Тбиливиаамшени» и Тбилисского специального конструкторско-технологического бюро станкостроения. Результаты работ могут иметь применение не только в авиации, но и в ветроэнергетике, гидроэнергетике, судостроении (гребные винты) и автомобилестроении (охлаждение двигателей).

Коллаборатором проекта был Лео Дадоне, руководитель многих опытно – конструкторских работ по вертолетостроению, старший научный сотрудник, руководитель группы конструкторов, корпорации «Боинг–Роторкрафт» (США).

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 (Рис.1; Рис.2; Рис.3).

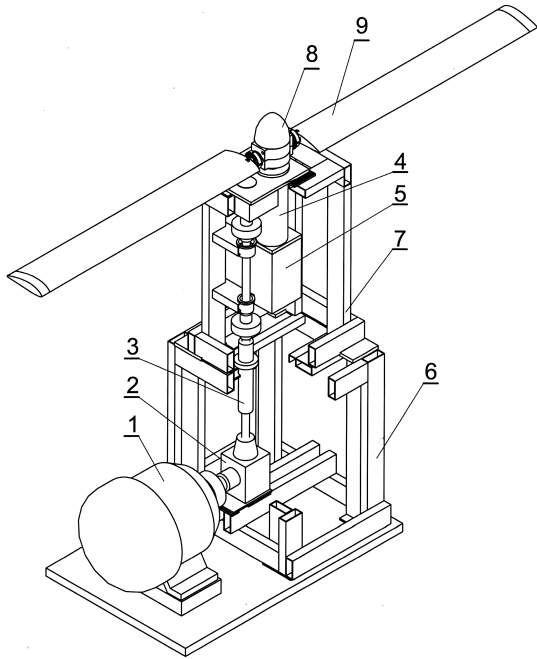


Рисунок 1 – Стенд для испытаний ВИГ: 1-Электродвигатель; 2-Редуктор; 3-Трансмиссия; 4-Втулка; 5-Редуктор; 6-Нижняя рама; 7-Верхняя рама; 8-Втулка; 9-Лопасть.

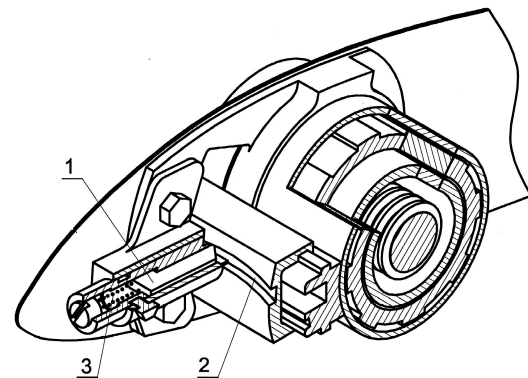


Рисунок 2 – Сочетание кончика нервюры с криволинейной направляющей:  
1-Кончик нервюры; 2-Криволинейная направляющая; 3-Пружина

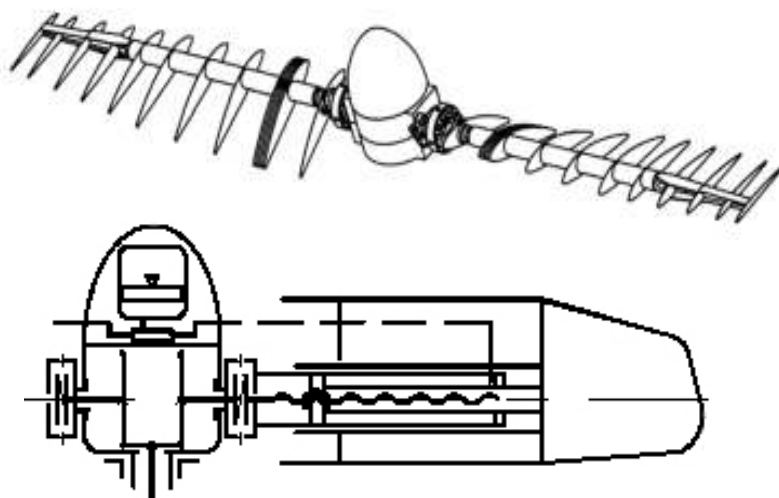


Рисунок 3 – Кинематическая схема ротора

Исследования механизмов приведения в действие винтов изменяемого диаметра и изменяемой крутки выполнялись в основном параллельно. Проектирование и изготовление стенда для испытаний на вращение так же выполнялись параллельно с работой над несущим винтом.

Разработаны основания теории проектирования ВИГ в виде классификации и процедурной модели проектирования ВИГ.

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 (Рис.4; Рис.5).

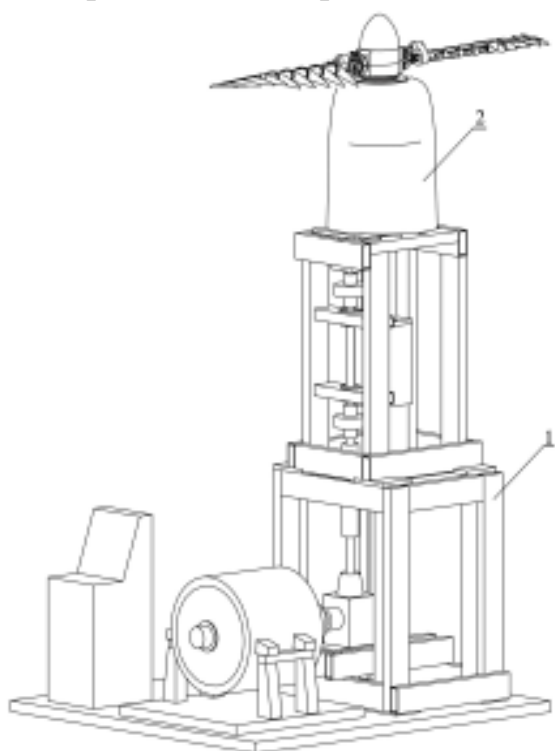


Рисунок 4 – Схема стенда динамических испытаний ВИГ



Рисунок 5 – Стенд динамических испытаний ВИГ

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.

Втягивание подвижной части лопасти связано с преодолением значительных центробежных сил. Величина этих сил растет в квадрате от скорости вращения. Снижение центробежных сил возможно путем кратковременного сброса скорости вращения во время изменения диаметра, что является наиболее экономным направлением. Сброс оборотов позволит снизить потребляемую мощность, в связи с чем мы можем уменьшить вес конструкции ротора, а также избежать поиска дополнительных мер компенсации центробежных сил. Однако, снижение скорости вращения ограничено фактором безопасности полета и является частичной мерой компенсации центробежных сил. Были рассмотрены различные принципиальные схемы компенсации центробежных сил, вплоть до использования балластных грузов и механических пружин, но самым оптимальным надо считать применение гидропневмоаккумулирующей системы. Поэтому для дальнейшего снижения нагрузок, предложена система компенсации содержащая гидроцилиндр и гидропневмоаккумулятор, имея целью свободное размещение гидроцилиндра и других деталей за пределами лопасти. Был произведен расчет гидравлической системы.

Результаты проекта G-916 состояли в следующем: приоритетным направлением прикладных исследований было опытное доказательство возможности хотя бы частичной разгрузки механизма изменения диаметра винта от действия центробежных сил. В системе компенсации центробежных сил была использована аккумуляция энергии действия центробежных сил в гидропневмоаккумуляторе во время раздвижения лопастей, с последующим его использованием для частичной разгрузки механизма изменения диаметра винта при сдвигении лопастей. Было разработано несколько конструктивных вариантов системы, из которых с учетом мнений коллабораторов был выбран и изготовлен оптимальный. Была доказана синхронность функционирования ВИГ-а.

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 (Рис. 6; Рис. 7) 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 (Рис. 8), который для данной задачи характеризовался достаточной повторяемостью результатов измерений.

Исследовано распределение индуктивных скоростей воздушного потока вдоль размаха лопасти винта (Рис. 8 и 9) и определена зависимость тяги ВИГ от частоты вращения при минимальном и максимальном диаметрах винта.

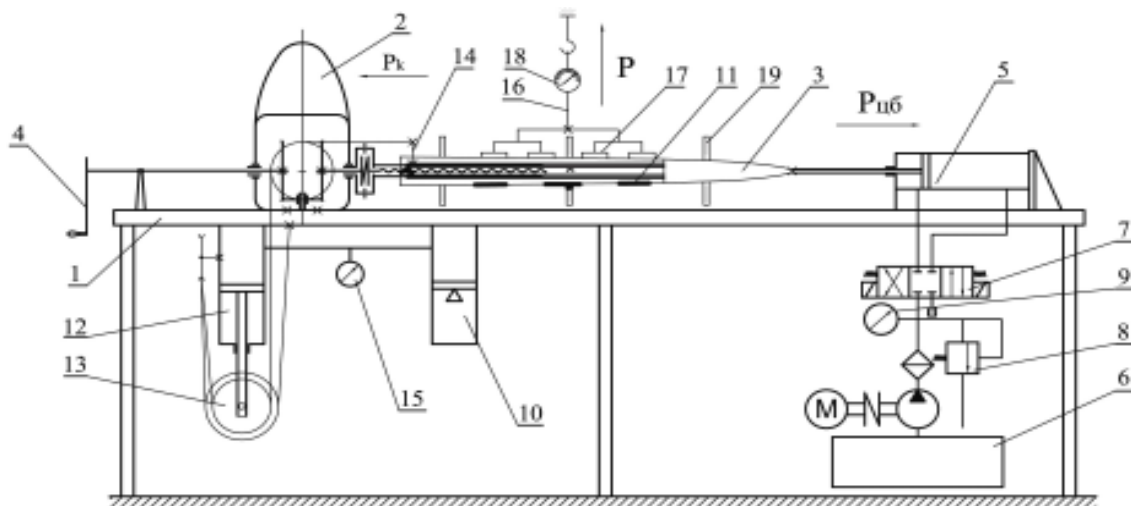


Рисунок 6 – Схема стенда статических испытаний ВИГ:

- 1-Рама, 2-Втулка, 3-Лопасть, 4-Рукоятка, 5-Гидроцилиндр, 6-Гидростанция, 7-Гидрораспределитель, 8-Обратный клапан, 9-Манометр, 10-Гидроаккумулятор, 11-Лонжерон, 12-Гидроцилиндр, 13-Полиспаст, 14-Кронштейн, 15-Манометр, 16-Стержень, 17-Накладка, 18-Динамометр, 19-Линейка.

Установлено, что в случае увеличения диаметра винта в 1,4 раза и изменения кривизны лопасти в пределах  $16 \div 180$  обеспечивается повышение силы тяги примерно, в 1,6 раз (Рис. 9).

Эффективность системы компенсации доказана многократным безотказным сдвижением - раздвижением лопасти винта во всем диапазоне

изменения частот вращения. Это обусловило синхронность функционирования ВИГ-а.



Рисунок 7 – Стенд статических испытаний ВИГ

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.

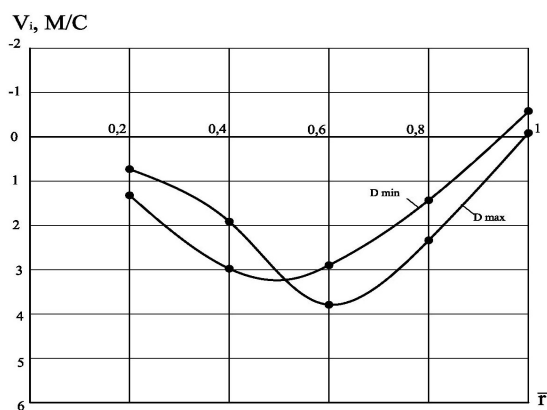


Рисунок 8 – Схема распределения индуктивных скоростей вдоль размаха лопасти для разных диаметров воздушного винта.

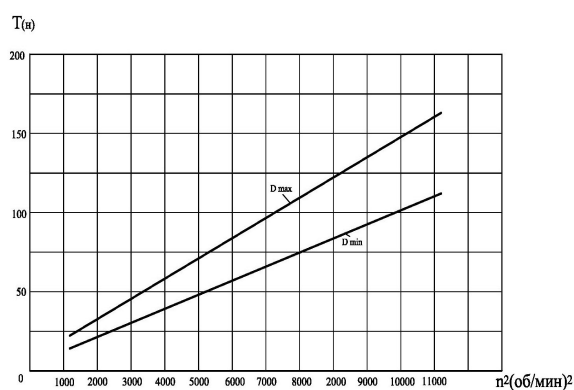


Рисунок 9 – Схема зависимости тяги ВИГ-а от частоты вращения винта для случая угла установки лопасти  $\varphi_{0,75}=15^{\circ}$ .

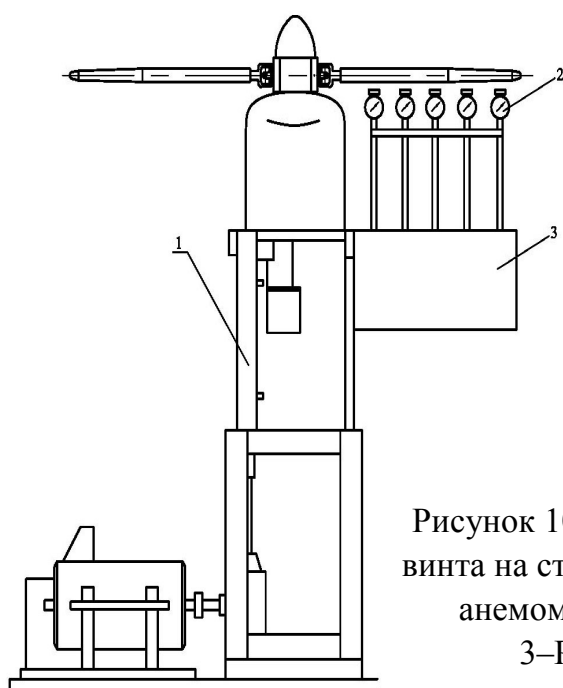
Коллабораторами проектов было предложено, что для дальнейшего увеличения эффективности использования ВИГ-а, особенно для маленьких самолетов, целесообразно упрощение механизма изменения диаметра и увеличение диапазона изменения крутки лопастей до  $30\div 35^{\circ}$ .

Исполнителями проекта было предложено несколько конструктивных вариантов для решения этой задачи.

МНТЦ на основании поддержки коллабораторов профинансировал это предложение и первым коллаборатором нового проекта МНТЦ G-1600 является господин Джузеппе Паньяно - начальник координации научно исследовательских новшеств, менеджер по защите интеллектуальной собственности фирмы «Агуста Вестланд» Италия, а вторым коллаборатором - господин Лео Дадоне.

Из за того, что господин Джузеппе Паньяно переведен на административную работу в г. Брюсселе после чего он не имеет право быть коллаборатором, в настоящее время ведутся переговоры с профессором Миланского технического университета господином Марко Борри для замены господина Дж. Паньяно. Принципиальное соглашение уже имеется.

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 (Рис.10). Сама лопасть, с целью свободного осуществления крутки, состоит из гибких элементов, которые закреплены между нервюрами (Рис.10; Рис.11 и 12).



Анемометр крыльчатый АСО-3

Рисунок 10 – Схема установки для измерения тяги винта на стенде путем замера скоростей с помощью анемометров. 1-Стенд ВИГ, 2-Анемометры, 3-Рама для установки анемометров.



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.

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.



Рисунок 11 – Лопасть с гибкими элементами

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.

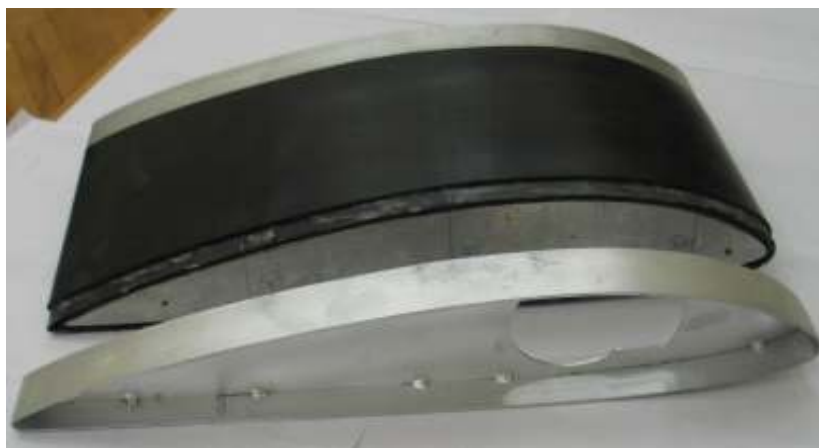


Рисунок 12 – Гибкий элемент лопасти и нервюры

В течении первого года, согласно рабочего плана 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 стенов 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. 13).



Рисунок 13 – Стенд динамических испытаний

По разработанной методике в предыдущем проекте будет определяться скорость воздушных потоков в разных сечениях лопастей и с помощью известных зависимостей определяется характер распределения подъемных сил вдоль лопастей при разных диаметрах ротора и величины крутки лопастей.

Последовательность работы новой конструкции в соответствии с основными этапами имитации полета осуществляется следующим образом (Рис. 14).

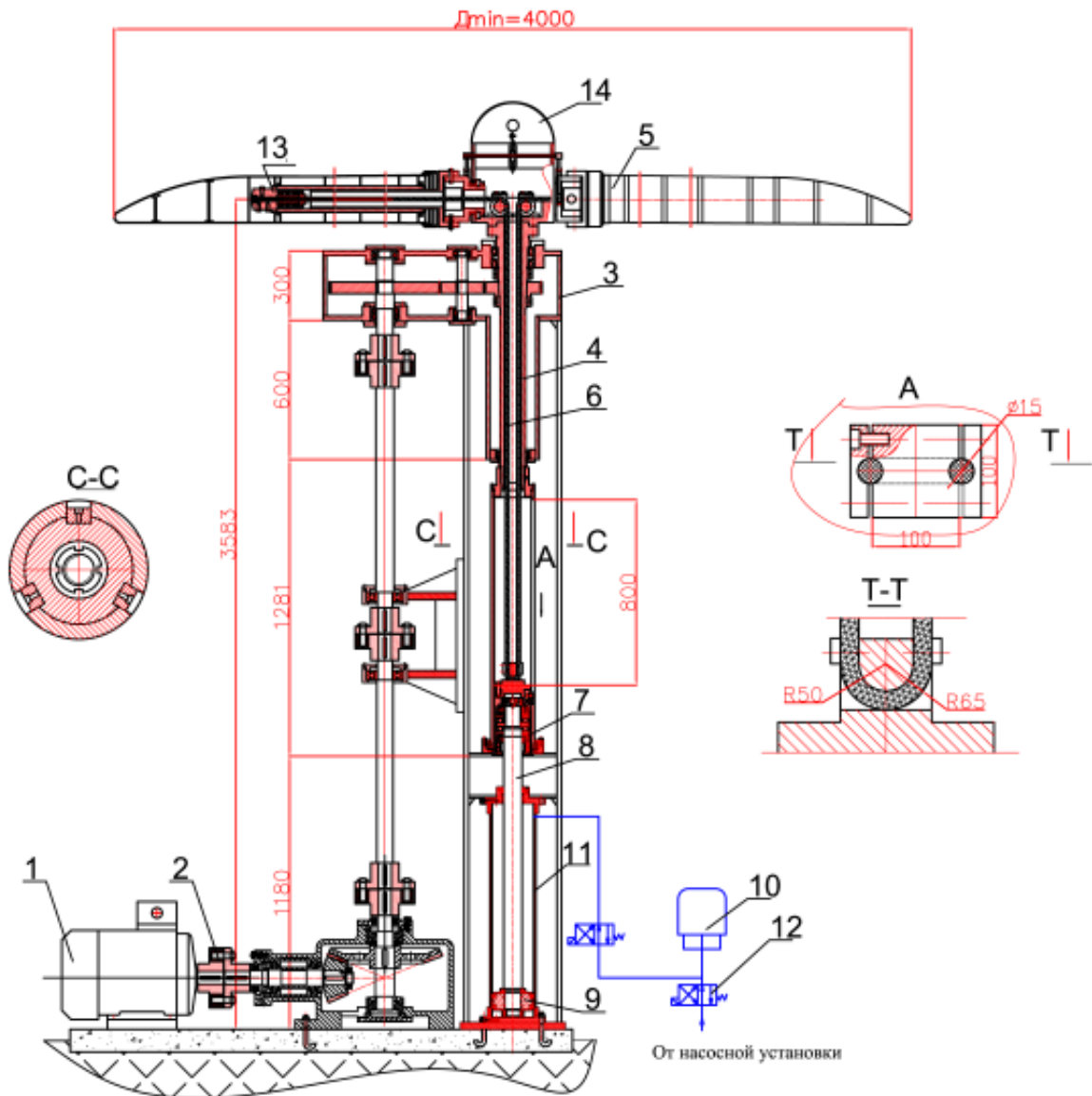


Рисунок 14 – Схема станда:

- 1-Электродвигатель постоянного тока, 2-Конический редуктор,  
 3- Цилиндрический редуктор, 4-Шпиндель цилиндрического редуктора,  
 5-Лопасть с гибкими элементами, 6-Трос, 7-Узел подшипников с корпусом,  
 8-Шток, 9-Поршень, 10-Гидропневмоаккумулятор, 11-Гидроцилиндр,  
 12-Гидрораспределитель, 13-Узел крепления троса, 14-Втулка.

В начале, при пуске главного двигателя 1 через конический редуктор 2 и цилиндрический редуктор 3 вращение передается на корпус втулки 14 и кинематически связанным втулкой с остальными элементами системы управления. При включении системы вращения лопастей 5 и повышения числа оборотов возникают центробежные силы и лопасти автоматически начинают раздвигаться. При раскрытии, движущиеся части лопастей, втягивают за собой трос 6, корпус подшипников 7 и шток 8 с поршнем 9.

В результате масло, помещенное в гидроцилиндре под давлением перетекает в гидропневмоаккумулятор 10. Система спроектирована таким образом, что при достижении заранее рассчитанной величины оборота ротора, поршень перемещается в крайне верхнее положение, лопасти дойдя до крайнего положения по движению лонжерона центробежной силой фиксируют максимальный диаметр ВИГ-а.

После достижения максимального диаметра ротора и необходимого значения количества оборотов, аккумулятор 10 отклоняется от гидроцилиндра 11 гидрораспределителем 12 и подключается к гидростанции для стабилизации давления, которое необходимо для осуществления сдвигания лопастей. После этого осуществляется подготовка параметров ротора для эффективного и экономичного уменьшения диаметра ротора до минимального значения и увеличения крутки лопастей до их максимальных значений.

Для этого включается гидрораспределитель 12 и масло с соответствующим давлением от аккумулятора 10 подается через трубопровод, гидрораспределитель 12 и в рабочую полость цилиндра 11. В результате шток 8 с поршнем 9 перемещается вниз втягивая за собой корпус подшипника 7 и трос 6 осуществляет уменьшение длины лопастей. Сдвигание лопастей заканчивается после опускания поршня 9 до нижнего крайнего положения.

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.

### *Заключение*

1. Для определения эффективности использования ВИГ-а, взамен винтов с фиксированными геометрическими параметрами, проведены аэродинамические расчеты и установлены оптимальные пределы изменения диаметра винта и соответствующий диапазон изменения крутки лопастей.

2. Сконструирована и изготовлена конструкция ВИГ-а с упрощенным механизмом изменения диаметра на основе тросов, гидросистемы и с расширенным диапазоном крутки лопастей.

3. С целью экспериментального воспроизводства действия подъемных и центробежных сил на узлы ВИГ модернизирован существующий стенд статических испытаний.

4. Существующий стенд динамических испытаний модернизирован с добавлением необходимых узлов для изменения диаметра и крутки лопастей ВИГ-а новой конструкции, при разных оборотах.

5. Разработана методика модельных испытаний на модернизированном стенде динамических испытаний.

6. Подготовлена методика по определению силы тяги измерением скорости воздушного потока при разных частотах вращения ВИГ с изменением основных параметров: диаметра, шага и крутки.

**Список литературы:** 1. Свишев, Тяга винта, Авиация: Энциклопедия. /Гл.ред. Г.П. М.: БРЭ, 1994 г., 736 с. 2. *Анимица В.А., Головкин В.А., Крайнов М.В., Новак В.Н., Тарасов Н.Н., Щеглова 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. 3. *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. 4. *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. 5. *R.S. Turmanidze, L.Dadone, S.N.Khutsishvili*, Design and Experimental Investigation of Variable-Geometry Rotor Concepts PA Presented at: Adaptive Structures and Material Systems Symposium, International Mechanical Engineering Congress and Exposition November 11-16, 2001, New York, N. 6. *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. 7. *T.Prabhakar, F.Gandhi, J. Steiner, D. McLaughlin*. Centrifugal Force Actuated Variable Span Morphing Helicopter Rotor. AHS Forum Penn State Papers May 1-3, 2007, pages 15. 8. *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.