

ОТВЕТЫ РАЗРАБОТЧИКОВ НА ПОСЛЕДНИЕ (НА ДАННОМ ЭТАПЕ) ВОПРОСЫ

- Мнение и вопросы экспертов

- Ответы разработчиков

1) Ответ по курсовой устойчивости лишь подтвердил наличие проблемы. Уж не знаю, насколько коэффициенты автоточности обеспечат преимуществом модельной устойчивости на большой машине. Пусть хоть расчетную диаграмму курсовых колебаний – затухающую! – покажут. Куча программ. Или там проектная неустойчивость с упором на быстродействующие цифровые системы стабилизации полета? (А.П. Рудометкин).

Ответ по курсовой устойчивости подтвердил не всё ещё наличие, а видение и решение проблемы.

2) Для оценки летающих моделей также нужна подробная информация. Есть опасения, что подобия по тяговооруженности модели не было достигнуто (А.Г. Арутюнов).

Подобие по тяговооруженности было соблюдено. Были исследованы и характеристики и при меньших тяговооруженностях.

3) По первичной оценке, для СВ-10 масса пустого занижена примерно на 30% (для СВ-5 и СВ-20 – на 40...60%). В результате проведенной оценки приведенные данные по полезной нагрузке и дальности представляются сильно завышенными. Для более точной оценки необходимы более полные данные, как то: геометрические характеристики (диаметр винтов, размах и хорды крыла, длина/высота/ширина фюзеляжа), массовые данные (масса пустого аппарата, топлива, груза) и др. (А.Г. Арутюнов).

У Вас первичная оценка, а у нас подробная проработка.

В общих чертах – см. наш ответ на обобщенные вопросы VII – VIII.

4) Дело не в нагрузке на винт, а отсутствии несилевых органов управления, например, автомата перекося или вспомогательных винтов. Аэродинамические рули неэффективны до эволютивной скорости, которая будет никак не ниже 100...150 км/ч. Кстати, указанная нагрузка на крыло не совпадает с указанной в презентации почти в 10 раз. О каком подобии летающей модели говорит автор? (А.В. Долотовский).

См. ответ на обобщенный вопрос (I).

По поводу разницы в 10! Раз: Уважаемый Долотовский, постарайтесь (все таки) без ошибок прочесть наши прежние комментарии на Ваши вопросы.

5) Аго =0.8, это мало даже для самолета классической схемы (А.В. Долотовский).

Аго 0.8-1.0 является достаточным даже для транспортного самолета, у которого на рампе застрял танк при его десантировании.

6) Тяговооруженность – 0.46, это уровень истребителей 2-ой мировой войны, т.е. очень высокий. В сочетании с очень низкой нагрузкой на крыло (30 кг/м²) длина разбега может быть даже меньше 30 м. Кстати, если у прототипа по словам автора 0.46 с учетом потери эффективности винтов, то каково целевое значение на готовом ЛА? Если такое же, то расходы топлива будут просто огромные из-за переразмеренных для самолета двигателей (А.В. Долотовский).

1. Не 30, а 80! (очередная ошибка при чтении текста)

2. Натурный Цессна, с убранными закрылками и с такой же удельной нагрузкой на крыло, как у нашего аналога, бежит не менее 300 м.

3. Не однократно подчеркивалось, что у натуральных СерВерт винты с изменяемым шагом.

7) Хочу напомнить, что конвертопланы аналогичной схемы показали, что обеспечить безопасный переход от вертолетного режима к самолетному в ручном управлении крайне сложно из-за особенностей косоугольного обтекания винтов в процессе перевода крыла из 90 в 0 градусов при наличии скоростного напора. Как автор планирует решить эту проблему? (А.В. Долотовский).

См. ответ на обобщенный вопрос II.

8) Кроме того, применение конвертопланов и подобных аппаратов очень опасно в гражданской авиации, так как необходимо очень тщательно изучить вопрос отказобезопасности и резервирования режимов работы винтомоторных групп. А ведь если откажет один винт, то при взлете на режиме VTOL, при остановке обдува аэродинамических поверхностей потеряет устойчивость. Вертолет, мы знаем, сядет на режиме авторотации. Самолет продолжит полет на одном двигателе (И.В. Ахрамеев, В.И. Ахрамеев).

См. ответ на обобщенные вопросы (I) и ответ 2 на обобщенный вопрос VIII.

9) Вызывает сомнения тезис о достаточности исключительно традиционных аэродинамических органов для стабилизации, балансировки и управления на около нулевых скоростях полета, по крайней мере, при приемлемых значениях энерговооруженности СВВП (В.Т. Хван).

См. ответ на обобщенный вопрос (I).

10) Для оценки обоснованности технических решений нужно аккуратно проанализировать результаты и (что особенно важно) методологию экспериментальных исследований, на которые ссылаются авторы проекта (В.Т. Хван).

При необходимости представим на следующем «брифинге» по итогам контрольных продувок в ЦАГИ.

11) В приведенных сравнениях с конкурентами вызывают сомнения сравнительно малые значения массы пустого самолета и мощности подъемно-маршевой силовой установки (для случая висения, учитывая относительно малые диаметры несущих винтов) (В.Т. Хван).

Уважаемый эксперт имеет полное право на сомнения. Тем не менее, все становится на свои места, если в этом ключе последовательно проанализировать факторы, отличающие СерВерт от классических самолетов - одноклассников.

В общих чертах см. наш ответ на обобщенные вопросы VII - VIII.

12) В общих чертах и на беглый взгляд настораживает относительно малый диаметр несущих винтов, малый статический момент вертикального оперения и большой относительный мидель фюзеляжа (В.Т. Хван).

13) Что касается представленных материалов, то их не достаточно, чтобы делать какую то оценку. По картинке видно что диаметр винта маловат и думаю что он должен быть многолопастным (В.С. Ермоленко).

Диаметр винтов относительно большой, ровно в размер размаха каждой консоли крыла.

Фюзеляж – с несущими (и демпфирующими по тангажу) свойствами. Статический момент ГО – не менее 0.8.

14) Плохая управляемость на малых скоростях (режимы взлет/посадка), стенд (см. рис. на стр. 14) не дает представления о возможности парирования по рысканью и крену, в связи с тем, что имеет только одну степень свободы (осевой шарнир) по углу атаки, в остальном «жесткая заделка».

Аэродинамические характеристики по уменьшенной радиоуправляемой модели ЛА не определяются, т.к. обтекание воздуха уменьшенной копии не соответствует обтеканию реальной модели, в расчете характеристик необходимо применять коэффициенты подобия. Стоит отметить, что, скорее всего, радиоуправляемая модель имеет избыточную тяговооруженность двигателей, что недопустимо при оценке реальных летных характеристик ЛА. Для оценки реальных летных характеристик ЛА, необходимо их определение по существующим методикам после продувки в аэродинамической трубе (А.С. Курилов).

См. ответы на обобщенные вопросы I, VII, VIII, IX.

15) Стоимость вышеуказанного ЛА сравнивалась только с зарубежной вертолетной техникой, но не проводился сравнительный анализ со стоимостью отечественных аналогов (в частности, вертолетами семейства Ми-8/Ми-171) (А.С. Курилов).

См. ответ на обобщенный вопрос IX.

16) Небольшое удлинение крыла не позволяет надеяться на достижение аэродинамического качества, типичного для классических самолетов (В.П. Соколянский, А.И. Дунаевский, В.А. Анимица).

Эффективность применения Л.А. определяется не только величиной его МАКСИМАЛЬНОГО аэродинамического качества.

В общих чертах см. заключительную часть ответа на обобщенный вопрос IX.

17) Нагрузка на площадь диска примерно в ~2 раза выше, чем у традиционных аппаратов с поворотными винтами (AW-609, V-22 и др.). Следовательно, потребная энерговооруженность должна быть в ~1.4 раза выше в равных условиях висения, что не нашло отражение в увеличенной мощности двигателей (В.П. Соколянский, А.И. Дунаевский, В.А. Анимица).

См. ответ на обобщенный вопрос II.

18) Вместо втулок на кардане, как у AW-609, V-22 и др., на СерВерт применены «жесткие» винты самолетного типа. Как следствие – возникнут большие моменты крена и тангажа на режимах висения при порывах ветра. Ожидаемы проблемы с балансировкой и прочностью лопастей, втулки винта, синхронизирующего вала, редуктора и т.д., а также возможностью пилота парировать действие ветровых возмущений. Вместо автомата перекоса (AW-609, V-22 и др.) на вертолетных режимах управление по каналам тангажа, курса и крена осуществляется рулями в струях НТВ. При порывах ветра возможен выход (частичный) органов управления из струй НТВ с соответствующей потерей эффективности. В совокупности – не доказана управляемость в ожидаемых условиях взлета-посадки.

Использование моделей-демонстраторов поддерживается, но их испытания не обеспечивают всей информации, необходимой для проектирования столь сложного аппарата (В.П. Соколянский, А.И. Дунаевский, В.А. Анимица).

19) Остаются вопросы об обеспечении устойчивости и сертификации. Поэтому нужны исследования:

1) работа обдуваемого винтами по всему размаху крыла на больших углах атаки; 2) обеспечение продольной устойчивости (утверждение разработчиков о том, что оперение постоянно находится в обдувке винтами неверно, при больших углах поворота крыла струи от двигателей уйдут ниже оперения); 3) анализ возможности выполнения требований АП по безопасности (отказы, запасы устойчивости и т.д.) и, следовательно, сертификации аппаратов (В.П. Соколянский).

На НТС мы не давали информацию о том, винты какого типа закрепления лопасти предпочтительны для натуральных образцов СерВерт. Опережающие утверждения экспертов на эту тему преждевременны и не факторы учитывают. К этому вопросу следует вернуться по итогам контрольных продувок.

А пока что летающие аналоги и на стендах С РАЗЛИЧНЫМИ степенями свободы и особенно, в свободном полете, «не ведают» о сомнениях уважаемых экспертов (в нашем понимании – из-за вполне конкретных демпфирующих свойств). Что и было продемонстрировано на видеоматериалах.

20) Несколько простых вопросов к авторам работы:

- какое ограничение по ветру любого направления, предполагают авторы данного проекта для взлета и посадки?

- какой поперечный уклон подстилающей поверхности в точке взлета/посадки является предельно допустимым с точки зрения безопасного вертикального приземления и самое главное вертикального взлета? (А.В. Долотовский).

Уважаемому эксперту я ранее уже ответил на эти (и не только) простые вопросы.

21) Еще одной проблемой у реального аппарата с ТВД может стать наличие реактивной струи двигателя, которая также нарушает продольную балансировку аппарата на взлетно-посадочных режимах.

При горизонтальном полете все получается, однако, плечо рулей слишком короткое или их площадь мала (для сравнения можно рассмотреть Пе-2 или Ту-2) (А.Н. Арбеков).

1. при применении ТВД с выхлопом струи назад вниз, этот фактор может стать положительным при балансировке на околонулевых скоростях.

2. У Пе-2 и Ту-2 относительная площадь ВО – 14-15%. У СерВерт – 17%.

22) Цельноповоротное крыло имеет очень плохую аэродинамику центральной части на переходных режимах. Срывное обтекание пытались избежать применением широкохордных предкрылков на центроплане (Канадер CL-84), однако большие вибрации устранить не удалось, а высокий продольный дестабилизирующий момент потребовал применения хвостовых винтов продольного управления и дополнительной трансмиссии к ним. Не случайно практически все последующие проекты СВВП имеют либо поворотные консоли крыльев, либо только поворотные гондолы с винтами увеличенного диаметра. В концепции SerVert встает та же проблема. При показанных диаметрах винтов запас моментов продольного управления схемы с цельноповоротным крылом недостаточен (В.А. Ворогушин).

1. Ещё раз могу напомнить, что у CL-84 крыло с двигателями поворачивается на 109 градусов, а у СерВерт – на 30 градусов.

2. см. ответ на обобщенный вопрос II

23) «Испытания с измерением параметров проводились на специальных динамических стендах с различными степенями свободы.» – недостаток этого вида проведенных испытаний в том, что они как раз и не позволили выявить проблему продольного управления, т.к. проводились без набегающего потока. Малоразмерные летающие модели аналоги тоже не позволяют это сделать из-за несоответствия воздушной среды по критерию подобия по числу Рейнольдса (В.А. Ворогушин).

Малоразмерные аналоги (при соблюдении известных принципов подобия) легают в ХУДШИХ условиях по приведенным Вами причинам.

24) Управляемость. В режиме взлета-посадки, пока крыло и оперение как органы управления полетом задействованы лишь частично, не обеспечены все каналы управления по степеням свободы ЛА.

Решением могло бы стать использование автоматов перекоса. Также, при отказе одного из двигателей в полете, а рассмотрение этого случая обязательно, представленный киль и его малое плечо, с учетом большого затенения фюзеляжа, не смогут компенсировать возникающего момента по рысканью.

25) Комфорт. Если речь заходит о пассажирском варианте, то на основании приведенных в записке данных, аэродинамика начинает хорошо работать после 30 м разбега. Если возьмем горизонтальную скорость при отрыве 200 км/час, то перегрузка в направлении спина-грудь пассажира составит 4-5 g. Допустимы ли они для штатского пассажира? (В.Н. Семенов, А. Рудометкин, В. Войтышен, Ф. Ишмуратов).

1. Натурный СерВерт в конфигурации STOL с выпущенными закрылками Фаулера оторвется по достижении скорости порядка 70км/ч. (Так же, как и оторвался аналог с УБРАННЫМИ закрылками) при среднем ускорении 0.8 g.

2. По общим вопросам см. ответы на обобщенный вопрос (I)

26) Мнение о принципах, закладываемых патентом.

Конструкторы всегда избегают случаев, чтобы поток с крыла, винта или иным образом возмущенный попадал на оперение. Это ведет к бафтингу. Выделенные фразы Патента рассматривают идеализированный случай. Равномерный полет, без бокового ветра и т.д. Еще и управляемое, подвижное в целом, оперение. Это даже конструктивно – прибавка веса (В.Н. Семенов, А. Рудометкин, В. Войтышен, Ф. Ишмуратов).

1. Это может привести к бафтингу у фюзеляжей с тонкой и длинной хвостовой частью. Величина моментов инерции сечения хвостовой части фюзеляжа СерВерт более чем обеспечивает потребные, с точки зрения предотвращения бафтинга, характеристики жесткостей без необходимости дополнительных усиления.

2. Летящие аналоги СерВерт летают в далеко не идеализированных условиях.

27) Весовая сводка по ЛА не представлена, тем не менее, это не отменяет действия «Уравнения существования ЛА», суть которого, что сумма всех массовых долей (конструкции, двигателей, топлива, полезного груза, кресел и прочего) должна быть равна 1 (взлетному весу ЛА). Добавляешь одну долю, например, вес двигателя, связанный с возрастанием его мощности, убирай другую, например, снижай массу топлива (дальность полета) (В.Н. Семенов, А. Рудометкин, В. Войтышен, Ф. Ишмуратов).

См. ответы на обобщенный вопрос IX.

Мы видели свою задачу лишь в том, чтобы показать авторам некоторые проблемы, с которыми им придется столкнуться при реализации проекта. Как говорил д.т.н. Быков О.С. «Спроектировать, построить и поднять самолет в воздух – это самая простая и приятная задача для создателя. А вы попробуйте его сертифицировать» (то есть доказать соответствие всем Нормам (законам) летной годности (теперь – МОСы – методы определения соответствия)). Появление нового типа ЛА потребует создания и новых МОСов с ограничениями, которые пока не очевидны, например, по упомянутым перегрузкам на пассажиров при горизонтальном старте ЛА (В.Н. Семенов, А. Рудометкин, В. Войтышен, Ф. Ишмуратов).

Мы благодарны Вам за Ваше мнение и подсказки.

Что касается специфики сертификации, считаем, что она должна быть поэтапной с неизбежным составлением Методов определения соответствия. В идеологическом плане СерВерт следует представить, как самолет с коротким (пусть даже в пределах 5-6 м) взлетом/посадкой, тем более что в аэродинамическом плане у него взлет/посадка чисто самолетного принципа. А если под колесами лед,

и тормоза не эффективны, то по любому дистанция его продвижения перед отрывом определяется типом и приемистостью установленных на нем двигателей.

Именно исходя из его специфики и новизны в плане сертификации, в составленных нами плаг-графиках работ создания того или иного типоразмера СерВерт процесс сертификации (начиная с составления и утверждения МОСов), начинается с первого же месяца начала активных работ.