

Лёгкий транспортный самолёт для выполнения грузовых и пассажирских перевозок по МВЛ 1-й и 2-й категории в регионах Крайнего Севера, Сибири, Курильских островов, Камчатки, и республики Саха (Якутия)

Введение в тему

За последние **60** лет в стране на замену устаревшему АН-2 предлагалось много вариантов самолётов других типов, но однако ни один из отечественных и импортных ВС для такой работы «почему-то» так и не подошёл: либо он оказался не отвечающий запрашиваемым его Заказчиками условиям по лётным данным, либо убыточен по экономическим показателям. То есть он оказался дорогим и трудоёмким в лётной эксплуатации и в наземном техническом обслуживании. Именно поэтому уже в очередной раз и поднимается вопрос о поиске оптимального типа самолёта для подобной работы.

Для выполнения регулярной рейсовой работы с коммерческой загрузкой **до 1500 кг** в перечисленных выше регионах России на замену заслуженному АН-2 нужен дешёвый по цене и по эксплуатационным расходам самолёт, способный взлетать с максимальной взлётной массой с аэродромов и с посадочных площадок на заснеженных и **грунтовых ВПП длиной до 600 м**.

Желательно, чтобы в период весенне-летней навигации он также мог работать в гидрварианте на внутренних акваториях глубиной **не менее 0,5 м** и с располагаемой длиной водоёма **не менее 1000 м**.

Средняя дальность полёта в тех регионах по статистике $\approx 500 \div 800$ км, и полёты выполняются по приведённому минимальному давлению на высотах ниже нижнего безопасного эшелона. То есть нет особой нужды делать салон самолёта герметичным. Достаточно иметь вентиляцию и отопление кабины пилотов и обогрев пассажирского салона для поддержания внутри комфортной температуры воздуха для пассажиров (или сопровождающих груз) в зимней одежде при минусовых температурах за бортом.

В связи с трудностью доставки авиационного топлива в отделённые селения рассматриваемых выше районов (соответственно и его высокой ценой) очень желательно, чтобы самолёт имел запас топлива на борту (с учётом АНЗ) чтобы он мог без промежуточной дозаправки слетать туда-обратно. Желательно чтобы продолжительность беспосадочного перелёта с пассажирами на борту не была более 4-х часов лётного времени (хотя врачи рекомендуют её не более 3-х часов при отсутствии туалета на борту).

Моё понимание возникающих проблем в данной теме

Как пилот-инженер 1-го класса транспортной авиации ГА, 20 лет отлетавший на самолёте АН-26 по всем «помойкам» бывшего Союза, как ведущий инженер 2-го класса по лётным испытаниям опытной авиационной техники, поработавший начальником ЛИК ОКБ «АККОРД» ЗАО НПО «Авиа Лтд.» и как инженер-механик по наземной и лётной эксплуатации ЛА и АД, закончивший КИИ ГА, могу сказать, что я понимаю причины неудачи попыток найти подходящее ВС на замену самолёту АН-2. Их много, но по сути они все сводятся к балансу лётных и эксплуатационных данных.

Первое – самолёт для такой работы должен быть надёжным, чтобы завершить полёт на ближайшем аэродроме или же пригодной для вынужденной посадки посадочной площадки, подобранной с воздуха, при отказе одного двигателя при полётах ниже нижнего безопасного эшелона. Когда его вынужденная посадка в тайге (или же в тундре) при реальном состоянии наших аварийно-спасательных служб не даёт шансов выжить и экипажу, и его пассажирам до прибытия к ним помощи. Об этом говорит статистика авиационных происшествий и катастроф в тех регионах полётов.

Второе – самолёт для работы в тех условиях должен быть экономически эффективен в эксплуатации. И даже при **60 ÷ 65%** от максимальной загрузки он должен быть самокупаемым. То есть не нуждаться в дотировании рейсов из госбюджета. Это залог регулярной рейсовой работы, чтобы авиакомпания не работала себе в убыток.

Третье – самолёт должен быть удобен как в лётной эксплуатации, так и в его наземном техническом обслуживании, чтобы лётный и наземный персонал среднего уровня квалификации мог на нём работать

Самолёт должен иметь минимальную разумную себестоимость изготовления и цены соответственно – или же разумные условия его приобретения в долгосрочный лизинг – **не менее 10 лет** эксплуатации! А также и минимальные эксплуатационные расходы, связанные с его лётной эксплуатацией, наземным техническим обслуживанием и текущими и капитальными ремонтами.

Эксплуатантам ГА нужна неказистая внешне рабочая «лошадка», а не красивый и породистый скакун с ипподрома, который не сможет сделать работу, которая под силу этой «лошадке». Я так думаю...

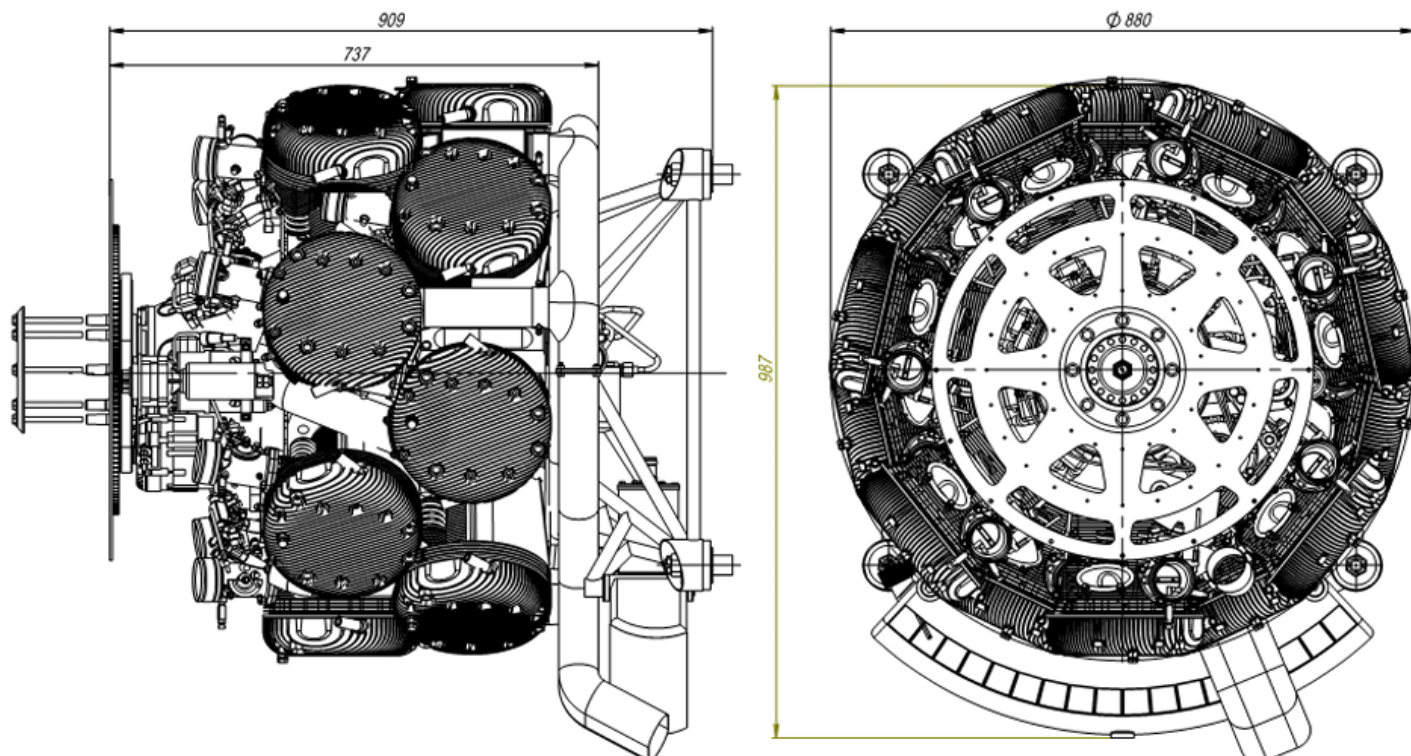
Каким же должен быть транспортный самолёт для такой работы?

1. Он должен быть лёгким, то есть сертифицироваться как тип ВС по отечественным АП-23.
2. Он должен иметь **ДВА** поршневых двигателя мощностью **не менее 400 л.с.** каждый (!!!).
3. Двигатели должны иметь воздушное охлаждение и работать на доступном и дешёвом топливе.
4. Он должен иметь задний грузовой люк с опускающейся рампой для загрузки в салон колёсной и гусеничной техники. Рампа должна быть также подъёмной внутрь створкой заднего грузового люка для удобства погрузки-выгрузки и для десантирования парашютистов-пожарных и грузовых десантных упаковок.
5. Техника пилотирования его должна быть проста и доступна пилотам средней квалификации.
6. Для пилотов для попадания на их рабочие места должны быть предусмотрены две боковые двери на передней части фюзеляжа – причём желательно не распашные, а сдвижные назад, чтобы при гонке двигателей на земле они могли быть приоткрыты, а перед выполнением аварийной посадки вне аэродрома – открыты полностью, чтобы и при ударе о землю и деформации фюзеляжа их не заклинило.
7. Размер грузовой кабины должен позволять разместить внутри неё два – три обычных снегохода или несколько стандартных поддонов размером **1200 x 800 x 145 мм**, при этом высота грузовой кабины должна быть **не менее 1650 мм**, чтобы внутри мог перемещаться человек, лишь слегка пригнув голову.
8. Планер самолёта должен быть цельнометаллическим – никаких тряпичных обшивок плоскостей и оперения, никаких стеклопластиковых фюзеляжей – для Крайнего Севера они не подходят ввиду их достаточно низкого эксплуатационного ресурса.
9. Механизация крыла должна быть конструктивно простой (никаких трёхцелевых закрылков!), но при этом обеспечивать планеру самолёта высокий Су для обеспечения ему параметров **УВП**.
10. Крыло должно быть цельнометаллическим, минимальной массы, желательно – подкосным и без сужения. То есть планер самолёта должен иметь компоновку подкосного высокоплана.
11. Для простоты техники пилотирования в одномоторном полёте вертикальное хвостовое оперение должно быть двухкилевым, на концах стабилизатора ГО в струе винта работающего двигателя.
12. Для удобства и простоты пилотирования самолёта во всех трёх каналах управления должны быть установлены регулируемые в полёте триммеры, снимающие нагрузки с органов управления.
13. Шасси – трёхопорное, неубирающееся, с колёсами большого диаметра (**не менее 700 ÷ 800 мм**), с носовым управляемым колесом на этапах выполнения разбега-пробега и руления по прямой. Угол отклонения носового колеса должен быть **не более 10 ÷ 15 °**. При выполнении разворотов при заруливании на стоянку носовое колесо может быть свободно ориентирующимся, а развороты выполняться за счёт дифференциального торможения основных колёс шасси. При этом зимой также должна быть предусмотрена возможность установки на самолёт тормозных лыж, а летом – установки планера самолёта на поплавок с водяными рулями.
14. Для максимального удешевления производства фюзеляж планера самолёта выполним из панелей одинарной кривизны, а его поперечное сечение сделаем прямоугольным, со скруглёнными углами на стыках панелей. На скоростях полёта до 250 ÷ 300 км/час на аэродинамику это повлияет не так сильно. Зато заметно снизится себестоимость производства и наземного обслуживания.
15. Для упрощения процесса погрузки/разгрузки поддонов через задний грузовой люк нужно сразу предусмотреть установку под обрезом заднего люка одного – двух винтовых домкратов-опор. А в полу грузовой кабины – установку роликовых подшипников или под потолком кабины – ручного тельфера грузоподъёмностью **до 500 кг** на передвижной по грузовой кабине рамной кран-балке.
16. Проводка управления аэродинамическими рулевыми поверхностями крыла и хвостового оперения и вся электрическая проводка должны быть проложены под потолком грузовой кабины, чтобы исключить возможность их повреждения при погрузке-разгрузке и чтобы облегчить к ним доступ.
17. Аккумуляторный отсек должен размещаться под полом кабины пилотов со стороны левого борта с удобным доступом к нему снаружи. Там же рядом и чуть впереди должен размещаться и лючок ШРАП-а аэродромного источника электрического питания. Чтобы один авиатехник легко мог выпустить самолёт в рейс, и при этом не бегал кругами вокруг самолёта чтобы отключить всё.
18. Для возможной эвакуации пассажиров при вынужденной посадке вне аэродрома в бортах салона должны быть предусмотрены два аварийных люка типа А, расположенные между силовыми шпангоутами фюзеляжа.

Двигатели

Должны быть **ОТЕЧЕСТВЕННОГО** производства. Иметь **ВОЗДУШНОЕ** охлаждение. Работать на доступном и сравнительно дешёвом автомобильном бензине. Максимальная взлётная мощность одного двигателя должна быть **не менее 400 л.с.** А обороты воздушного винта при этом должны обеспечивать концевой части лопасти воздушного винта окружную скорость **не более 320 м/сек**, чтобы не падал КПД воздушного винта. Очень желательно чтобы двигатель был инжекторным, с дублированной системой зажигания не батарейного типа. Чтобы потом его можно было выставить на сертификацию по АП-36.

Исходя из вышесказанного сегодня мы можем рассматривать только один вариант отечественного двигателя, который ещё даже в металле не сделан, но его прототип вдвое меньшей мощности уже успел на гоночном стенде наработать **более 500 часов на всех эксплуатационных режимах.** И двигатель этот называется **РИТМ-14** (показан на чертеже ниже, его данные показаны в крайнем правом столбце).



Технические характеристики

п./п.	Технические характеристики	Ритм 7	Ритм 7 Вертолётный	Двухрядный (двухрядный верхнеклапанный)
1	Мощность двигателя, л.с.	200	260	400 (500)
2	Сухая масса двигателя, кг	156	164	270 (310)
3	Обороты двигателя на взлетном режиме, об/мин	1950	2400	1950 (2400)
5	Расход топлива на номинальном режиме, г/ л.с. ч	240	240	240 (245)
6	Применяемое топливо	Аи-92	Аи-92	АИ 92
7	Вид смесеобразования	распределенный впрыск топлива	распределенный впрыск топлива	распределенный впрыск топлива
8	Система запуска двигателя	электрический	электрический	электрический
9	Высотность (м)	6000	6000	6000
10	Габаритные размеры	Ф 880 x 560	Ф 1050 x 540	Ф 880 x 740 (Ф 1050 x 740)

Расчётные лётные данные в первом приближении

В качестве самолёта-прототипа выбран самолёт «Аккорд-201», который ещё в 2006 году получил Сертификат типа ВС СТ-265 в Авиарегистре МАК СНГ по отечественным АП-23 и в 2008 году он же получил американский Сертификат типа ВС по требованиям FAA FAR-23. Он отвечает на ограничения авиационных правил как в нашей стране, так и в Соединённых Штатах.

Мне достаточно хорошо известны достоинства и недостатки самолёта этого типа, так как я принимал непосредственное участие в его лётных испытаниях и руководил началом его сертификации по АП-23 в Авиарегистре АРМАК СНГ.

Для расчёта подобию нового лёгкого самолёта за основу возьмём от прототипа удельную нагрузку на мощность и удельную нагрузку на площадь крыла (в первом приближении, конечно!). Далее мы будем должны рассчитать максимально допустимую взлётную массу нового самолёта. Для проведения расчёта мы выберем взлётную мощность двигателя РИТМ-14 за 420 л.с. на взлётном режиме (данные взяты от его Разработчика – инженера-двигателиста Эдуарда Бабенко с ИЭМЗ в г. Истра Московской области).

При максимальной суммарной взлётной мощности в 840 л.с. максимальная взлётная масса нового самолёта будет 4400 кг. При той же весовой отдаче как и у выбранного прототипа расчётная масса его полезной загрузки (груз + топливо + экипаж) составит ≈ 1600 кг.

Расчётная площадь крыла при такой взлётной массе и при сохранении удельной нагрузки на площадь крыла у нового самолёта составит 35,2 кв.м. Расчётное удлинение 8,2, а размах крыла – 17600 мм.

При соблюдении эти удельных показателей на новом самолёте его скорость сваливания в посадочной конфигурации составит ≈ 109 км/час (как у самолёта-прототипа «Аккорд-201»), крейсерская скорость полёта ≈ 225 км/час, а максимальная скорость горизонтального полёта ≈ 275 км/час. А при работе двух двигателей на крейсерском режиме полёта суммарный часовой расход топлива составит ≈ 124 л/час (без использования системы забеднения топливо-воздушной смеси в полёте!).

На крейсерской скорости полёта в 225 км/час при полёте туда-обратно без дозаправки на аэродроме посадки (на своём топливе с учётом АНЗ на 45 минут полёта) на рассматриваемые расстояния полёта максимальная коммерческая загрузка при взлёте в аэропортах отправления составит:

№	Показатель	S км	T пол, час	Допустимая G max.ком, кг
1	Расчётные данные по полёту (туда)	500	2 часа 30 минут	1140 кг (или 12 пассажиров)
2	Расчётные данные по полёту (обратно)	500	2 часа 30 минут	1355 кг (или 15 пассажиров)
3	Расчётные данные по полёту (туда)	800	3 часа 50 минут	695 кг (или 7 пассажиров)
4	Расчётные данные по полёту (обратно)	800	3 часа 50 минут	1025 кг (или 11 пассажиров)

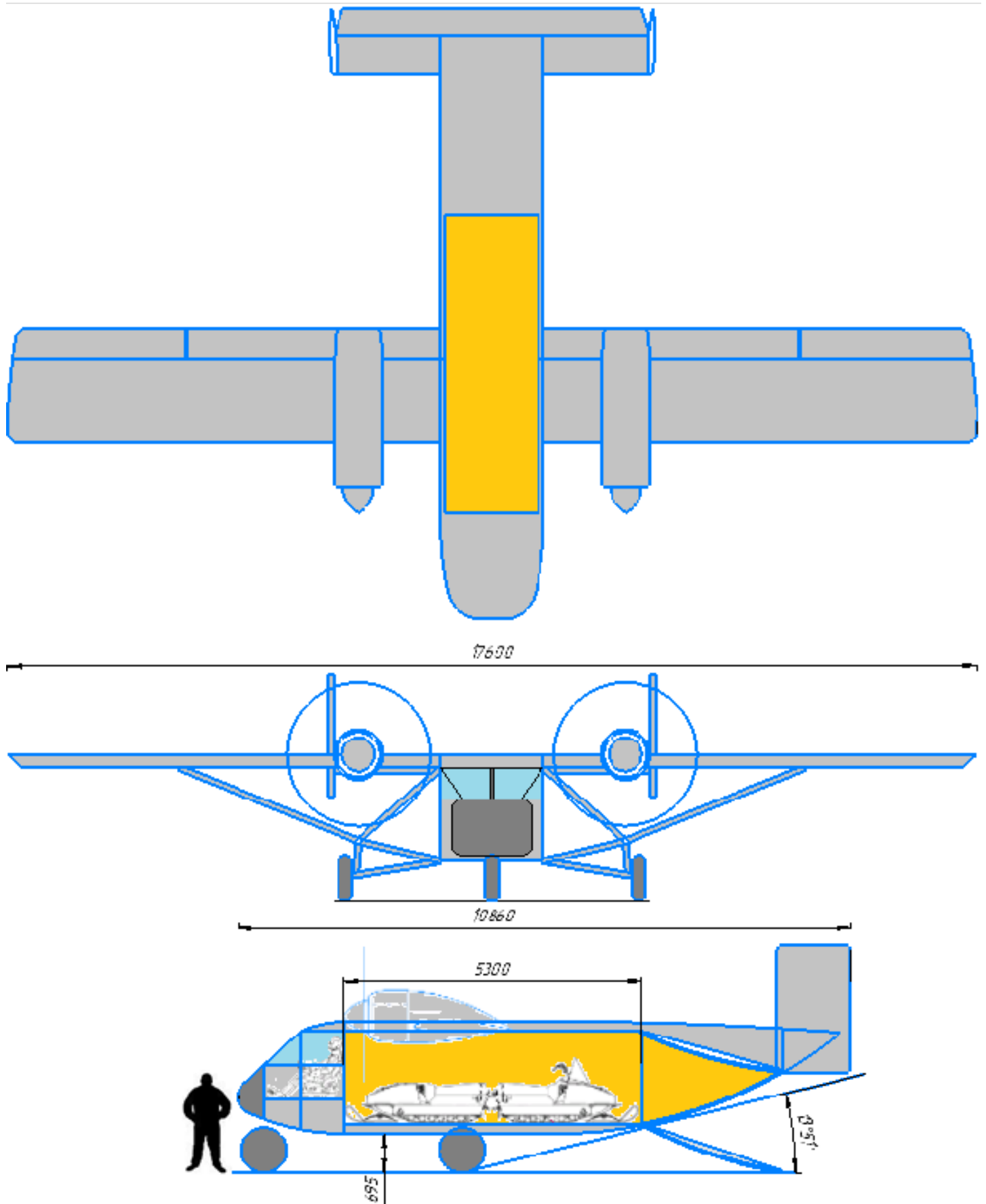
Исходя из рассчитанных выше цифр можно сделать вывод, что при полётах на рассматриваемые дальности новый самолёт сможет обходиться всего одной заправкой топливом в день в аэропорту его базирования. А стоимость его технического обслуживания будет ниже, и время стоянки в аэропорту посадки будут ограничиваться лишь скоростью его разгрузки-погрузки. И экипаж самолёта такие рейсы сможет выполнять всего за один рабочий день, не нарушая руководящих документов ГА о рабочем времени лётного экипажа.

Вполне неплохие показатели для нового лёгкого самолёта получаются даже в первом приближении. Особенно если сравнить их с данными АН-28, который проектировался именно для такой работы.

При перегонке самолёта к пункту его базирования с АРЗ вместо полезной коммерческой загрузки можно будет взять на борт дополнительное топливо в съёмном баке внутри грузовой кабины самолёта. При этом максимальная продолжительность полёта с учётом АНЗ составит ≈ 14,5 часов, а перегоночная дальность ≈ 3100 км. И перегонка самолёта на плановый капитальный ремонт из отдалённых регионов на АРЗ, расположенный на европейской части страны, будет выполнять всего за пару лётных дней, а не пары недель в ожидании погоды в промежуточных аэропортах посадки (как это чаще всего бывает с самолётом АН-2).

Далее показаны три проекции лёгкого самолёта по компоновочной схеме британского многоцелевого самолёта «Short Skyvan 3», который отличается простотой конструкции и технологии его изготовления. За этот счёт цена самолёта будет минимальной (в сравнении с потенциальными конкурентами)! А его самокупаемость – выше. Что и нужно потенциальным региональным авиакомпаниям из отдалённых регионов нашей страны.

Три проекции нового лёгкого транспортного самолёта на неубирающемся колёсном шасси



Чем-то напоминает известный лёгкий двухмоторный самолёт ОКБ О.К.Антонова АН-14 «Пчёлка», но более технологичный в производстве и более дешёвый в лётной эксплуатации. Современная версия рабочей «лошадки» для МВЛ 2-й категории в отдалённых и северных регионах нашей страны.

20.12.2025