

УДК 629.7

ЛЕГКИЙ САМОЛЕТ ДЛЯ ВОЗДУШНОГО НАБЛЮДЕНИЯ**Воронков Ю.С., Воронков О.Ю.***ОНТТЭ «Ювенал», Таганрог, e-mail: yuven@mail.ru*

Современное состояние парка авиационной техники авиации общего назначения позволяет говорить о необходимости проведения научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по созданию специализированных легких самолетов для воздушного наблюдения. Потребность в подобной технике появляется в связи с полной выработкой ресурса самолетов подобного класса отечественного производства.

Ключевые слова: самолет для воздушного наблюдения, косое тяговое кольцо, малая скорость патрулирования

LIGHT AIRCRAFT TO AIR MONITORING**Voronkov Y.S., Voronkov O.Y.***ONTTE «Juvenal», Taganrog, e-mail: yuven@mail.ru*

The current state of the park aviation general aviation suggests the need for research and development work on the creation of specialized light aircraft for aerial surveillance. The need for such a technique appears in connection with the full useful life of aircraft of this class of domestic production.

Keywords: aircraft for aerial surveillance, a twisted ring traction, low speed patrols

По оценкам зарубежных специалистов, в мире несколько тысяч летательных аппаратов используется для различных операций по наблюдению с их высоты полета. Для этих целей используются самолеты (реактивные и винтовые), вертолеты, автожиры и БПЛА. Наибольшая доля операций по наблюдению приходится на самолеты с поршневыми двигателями из-за их малой стоимости и низких эксплуатационных затрат.

Ранее предполагалось, что для воздушного наблюдения выгоднее использовать вертолеты, однако их высокая стоимость эксплуатации заставила заказчиков искать другое решение. Более дешевым оказалось использование самолетов, но они не способны летать на режиме висения и не обеспечивают достаточный обзор. Поэтому некоторые фирмы разработали новые легкие самолеты, специально предназначенные для воздушного наблюдения. Характерными особенностями этих самолетов является кабина экипажа, имеющая обзор почти во все стороны, малая скорость патрулирования (до 100 км/час), большая продолжительность полета.

Область применения легкого самолета для воздушного наблюдения. Самолеты для воздушного наблюдения могут работать, выполняя следующие операции:

- исследование климатических явлений с целью прогнозирования и предупреждения возникновения чрезвычайных ситуаций;
- сбор информации о масштабах и последствиях экологических, техногенных ка-

тастроф, землетрясений, оползней и снежных лавин;

- обнаружение нуждающихся в помощи геологов, лесников, туристов, экипажей транспортных средств и т.д., терпящих бедствие в труднодоступных местах, доставка необходимых им для выживания и спасения грузов;

- контроль всхожести посевов;
- поиск и определение масштабов незасеянных полей;
- контроль состояния лесных массивов и степных зон;
- наблюдение за линиями электропередач, нефтепроводами;
- противопожарный надзор;
- рыбопромысловая разведка;
- контроль труднодоступных зон промышленных объектов;
- охрана объектов;
- мониторинг ресурсов;
- контроль перемещения береговой черты морей.

Легкий пилотируемый самолет для воздушного наблюдения в части выполнения вышеозначенных задач может работать совместно с беспилотными летательными аппаратами, в том числе с аппаратами, имеющими возможность зависания.

Описание самолета. Легкий самолет для воздушного наблюдения (рис. 1, 2) содержит свободносущее крыло 1 и застекленный фюзеляж широкого обзора 2 с расположенным в его хвостовой части косым тяговым кольцом 3, имеющим аэродинамические рулевые поверхности 4. Внутри тягового кольца расположен с возможностью

его вращения воздушный винт 5, предназначенный совместно с тяговым кольцом 3 создавать тягу. Тяговое кольцо 3 имеет максимальное сечение в его верхней части 6 по оси симметрии самолета и минимальное сечение в его нижней части 7. Силовая установка 8 посредством обтекаемых пилонов 9 через виброгасящие опоры 10 закреплена в тяговом кольце 3. Дугообразный элемент фюзеляжа 11 своей периферийной частью прикреплен к шпангоуту косоугольного тягового кольца 3 с помощью четырех титановых опор 12. Таким образом, вырез, ограниченный дугообразным элементом 11, обеспечивает косое тяговое кольцо 3 необходимым количеством воздуха для создания тяги. Воздушный винт 5, создающий тягу, закреплен с возможностью его вращения в подшипниках входного направляющего аппарата 13 косоугольного тягового кольца 3. Силовая установка 8, подвешенная на виброгасящих опорах 10, соединена с воздушным винтом 5 посредством специальной виброгасящей муфты 14.

Конструкция агрегатов самолета.

Крыло 1 самолета однолонжеронное, с задней стенкой, трапециевидной формы в плане, имеет трехслойную обшивку. Конструктивно-силовой набор крыла изготавливается преимущественно из органита 10Т и имеет достаточно большую жесткость при малой массе. Верхний и нижний слои обшивки из органита, внутренний слой между ними представляет собой мелкоячеистую сотовую конструкцию. Все перегородки продольного набора крыла (лонжероны) и поперечного набора (нервюры) выполнены по балочной схеме, имеют верхний и нижний пояс и стенку, их сечение представляет собой двутавр. Обшивка крыла в местах размещения оборудования и полезной нагрузки выполнена в виде отдельных съемных панелей (крышек люков), которые крепятся к поясам силового набора крыла посредством крепежа. Узлы навески крыла изготовлены из титана ВТ-22 и заформованы в элементы лонжеронов при изготовлении конструктивно-силового набора крыла. Для поперечного управления крыло оснащено элеронами с весовой компенсацией.

Аэродинамический профиль крыла NASA GA (W)-1 с относительной толщиной 14%.

Фюзеляж 2 пулевидной обтекаемой формы, большая часть которого закрыта остеклением из акрилового стекла типа

«Перспекс», обеспечивающим почти круговой обзор. Каркас фюзеляжа выполнен из алюминиевых сплавов. Непрозрачные панели фюзеляжа выклеены из органита с отформованными шпангоутами, лонжеронами, стрингерами и приформованы к металлическому каркасу в формообразующей матрице. Фюзеляж имеет съемные панели для доступа к оборудованию, которое они закрывают. Нижняя часть фюзеляжа рассчитана на удар с перегрузкой 10 и может использоваться в качестве посадочной лыжи. Соединение тягового кольца 3, содержащего силовую установку 8, с элементом фюзеляжа 2 в вертикальной плоскости осуществляется посредством металлических дугообразных элементов 11. Дугообразные элементы 11 образуют ребро схода воздушного потока, обтекающего фюзеляж 2, ограничивают фигурный вырез хвостовой части фюзеляжа 2 и имеют узлы для стыковки с каркасом вертикального оперения (ВО) самолета. Они также имеют узлы для стыковки с косым тяговым кольцом 12. В кабине экипажа из 2-х человек, в состав которого входят пилот и летчик-наблюдатель, за креслами членов экипажа находится багажный отсек. Члены экипажа в кабине самолета сидят рядом, что позволяет более эффективно вести обмен информацией.

Косое тяговое кольцо 3 состоит из поперечного набора – кольцевых шпангоутов из алюминиевого сплава – и продольного набора – лонжеронов и стрингеров, также из алюминиевого сплава. Каркас косоугольного тягового кольца покрыт алюминиевой обшивкой. Верхняя часть косоугольного тягового кольца 6 имеет хорду, значительно превышающую нижнюю хорду, а ее правая и левая части от плоскости симметрии выполнены в виде отклоняемых рулей высоты 4, служащих для продольного управления. В носовой части косоугольного тягового кольца 3, сверху и снизу в плоскости симметрии, установлены 4 узла крепления кольца 3 к узлам дугообразного элемента фюзеляжа 11.

Вертикальное оперение (ВО), состоящее из неподвижной и поворотной (руля направления) частей, выполнено по 2-х лонжеронной схеме с нервюрами балочного типа из органита 10Т. Лонжероны ВО выполнены по балочной схеме с заформованными при их изготовлении узлами стыковки с косым тяговым кольцом. Узлы изготовлены из титана ВТ-22. Левая обшивка ВО формируется совместно с силовым набором, правая

приклеивается после установки агрегатов в ВО. Так как между неподвижной и поворотной частями ВО находятся поворотные узлы, требующие обслуживания, то в пане-

лях выполнены лючки для доступа к узлам. Конструкция руля направления и его узлов навески – аналогичная. Руль направления служит для управления по курсу.

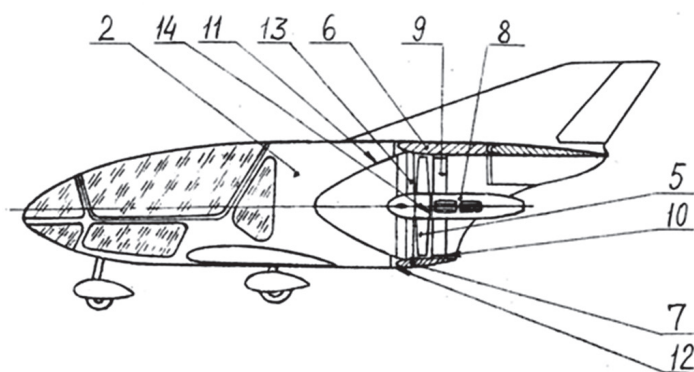


Рис. 1

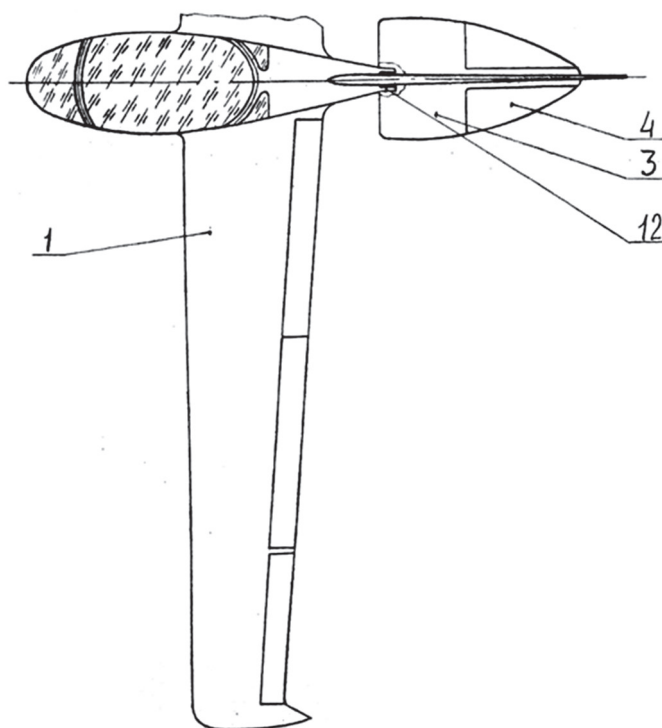


Рис. 2

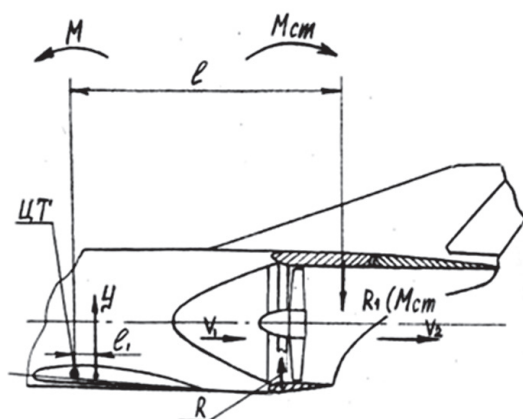


Рис. 3



Рис. 4

Все стыки агрегатов самолета закрыты обтекаемыми зализмами сложной формы из композитов, а крыло снабжено аэродинамически совершенными законцовками.

Шасси самолета трехопорное, неубираемое, в обтекателях, с передней самоориентирующейся стойкой. Все колеса опор оснащены амортизаторами, а колеса основных опор дисковыми тормозами с гидравлическим приводом.

Самолет оснащен одним поршневым двигателем типа Лайкоминг 10-360 мощностью 200 л.с. Он установлен внутри косога тягового кольца 3, закреплен на пилонах 9, приводит во вращение шестилопастный воздушный винт – вентилятор посредством виброгасящей муфты 14.

Топливо на самолете размещается в баках – отсеках в передней части крыла перед лонжероном. Заправочные горловины находятся на верхней поверхности каждой консоли крыла.

Механизация крыла четырехсекционная, образована закрылками Фаулера, приводится в действие электрическими приводами. Внутренние закрылки двухрежимные, могут быть отклонены вниз на постоянный угол 10 градусов, создавая эффект «щелевого крыла» в полете на малых скоростях, и так же, как внешние закрылки, могут иметь максимальный угол отклонения до 50 градусов.

Проводка системы управления самолетом выполнена по смешанной схеме, без бустеров.

В состав системы энергоснабжения входят генератор переменного тока и аккумуляторная батарея для запуска двигателя.

Самолет оснащен малогабаритной спутниковой радионавигационной системой типа GPS, системами радиосвязи, системой съема и передачи информации целевого назначения.

В качестве специального оборудования на самолете установлены громкоговоритель, прожектор, фото- и телекамеры.

Некоторые особенности тягового органа самолета. Воздушный винт в осесимметричном (обычном) тяговом кольце (рис. 4) создает такое поле скоростей внутри кольца и такое распределение давлений по поверхности последнего, что возникает дополнительная к тяге винта осевая сила T_k – тяга кольца. Кроме того, возникают радиальные силы R , которые сжимают кольцо, а при строго осевом потоке их равнодействующая K равна нулю. Сечения тягового кольца имеют крыльевой профиль, обращенный «спинкой» внутрь кольца, что является причиной возникновения вышеуказанных сил (тяги T_k и сжимающих сил R).

Если рассечь осесимметричное тяговое кольцо плоскостью, наклонной к оси симметрии тягового кольца, или цилиндрической поверхностью, перпендикулярной оси тягового кольца, так, чтобы верхняя часть кольца осталась с той же хордой профиля кольца, а нижняя часть имела бы хорду, меньшую хорды верхней части кольца, то величина сжимающих сил нижней части тягового кольца уменьшится пропорционально площади нижней части кольца.

Так как точка приложения подъемной силы самолета Y находится на плече l от центра тяжести (рис. 3), то подъемная сила создает момент M , затягивающий самолет в пикирование. Благодаря тому что верхняя часть 6 косога тягового кольца 3 имеет площадь большую, чем площадь нижней части 7, в верхней части 6 кольца сила $R_1 > R$, и её точка приложения находится на большем плече l . В результате возникает момент $M_{ст}$, создаваемый силой R_1 на плече l , противоположный по знаку моменту M . Это приводит к равновесию моментов, т.е. к стабилизированному положению самолета в воздушном пространстве.

Момент $M_{ст}$ может менять величину благодаря отклонению аэродинамических руле-

вых поверхностей 4. При этом, если рули 4 отклонены вверх, воздушный поток внутри косоугольного кольца 3 также отклоняется вверх в соответствии с известным законом Коанда, создавая при этом аэродинамическую силу, направленную вниз, в дополнение к силе R_1 . При отклонении рулей 4 вниз поток воздушной среды также отклоняется вниз, создавая на верхней части 6 косоугольного кольца 3 силу, имеющую противоположный знак, т. е. направленную вверх.

Величина аэродинамической силы, возникающей при отклонении потока воздушной среды, зависит от угла отклонения рулевых поверхностей 4 и площади омываемых поверхностей верхней части 6 косоугольного кольца 3. Чем больше омываемая поверхность, тем большее значение аэродинамической силы она создает, и тем эффективнее работает косоугольное кольцо.

Выводы

Таким образом, предлагаемая аэродинамическая компоновка легкого самолета для воздушного наблюдения, т. е. неманевренного самолета, позволяет создать самолет без горизонтального оперения. Условия многочасовой работы экипажа потребовали выноса силовой установки в хвостовую часть фюзеляжа и подвеса двигателя в косоугольном кольце посредством упругих вибро-

поглощающих элементов. Данное техническое решение позволяет экипажу длительно работать в более комфортных условиях. Кабина с широким обзором позволяет выполнять задачи наблюдения как визуально, так и с применением специальных средств.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Курочкин Ф.П. Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой. – М.: Машиностроение, 1970.
2. Остославский И.В., Матвеев В.Н. О работе винта, помещенного в кольцо // Труды ЦАГИ. № 248. – М., 1935.
3. Шайдаков В.И., Аэродинамические исследования систем «Винт в кольце» на режиме висения // Труды МАИ, № 111. – М.: Оборонгиз, 1959.
4. Исследования в области теоретической и прикладной аэрогидродинамики / Под ред. заслуженного деятеля науки РСФСР проф. Н.С. Аржанникова // Труды Московского авиационного института. Вып. III – М.: Оборонгиз, 1959.
5. Шайдаков В.И. Аэродинамика винта в кольце: Учебное пособие. – М.: Изд-во Московского авиационного института, 1996.
6. Макаров Ю.В. Летательные аппараты МАИ. – М.: Изд-во МАИ, 1994.
7. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата / Под ред. В.А. Подобедова. – М.: Машиностроение, 2005.
8. Воронков Ю.С., Воронкова Н.П. Авторское свидетельство СССР на изобретение № 1515586 «Самолет» В64С 39/00 от 10.11.86 г.
9. Воронков Ю.С., Воронкова Н.П. Авторское свидетельство СССР на изобретение № 1819811 «Самолет» В64С 39/00 от 28.03.91.