

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА СОВРЕМЕННОГО САМОЛЕТА ДЛЯ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННЫХ РАБОТ

Шевченко М.О.^{*}, Пасичная М.М.^{**}

*Ульяновский государственный технический университет,
Институт авиационных технологий и управления (ИАТУ),
пр-т Создателей, 13А, Ульяновск, 432059, Россия*

^{} e-mail: maksim777754@yandex.ru*

*^{**} e-mail: Mariya1312555@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 29.06.2020

Анализируются важнейшие проблемы в проектировании сельскохозяйственных самолетов с использованием современных САД-, САЕ-систем. Проведен анализ существующих российских самолетов малой авиации, в ходе которого были выбраны первичные технические характеристики будущего изделия, а также наиболее удачные решения, связанные с компоновкой планера. Приведено подробное обоснование компоновки самолета. Выявлена основная проблематика данного проекта. В качестве объекта исследования была спроектирована 3D-модель поршневого однодвигательного моноплана с низкорасположенным крылом, оболочка модели выполнена из композитных материалов.

Ключевые слова: авиаконструкторы, аэродинамическая схема, сельскохозяйственный самолет, цифровое моделирование, тактико-технические требования, трапециевидное неразъемное крыло.

Введение

Конструктивной особенностью самолёта является частое применение композиционных материалов, благодаря которому решается проблема коррозионной стойкости, а также повышается надёжность стоек шасси. В статье представлены решения по конструктивному облику элементов конструкции и агрегатов планера из современных композиционных материалов, обеспечивающие возможность разработки и производства конкурентоспособной «малой авиации» [1]. При создании самолёта были применены методы цифрового моделирования, что позволило создать приемлемую аэродинамическую схему (рис. 1).

Одним из глобальных факторов, тормозящих развитие производства воздушных судов в России, является стремительный рост цен на авиационную технику, значительно опережающий темпы инфляции. Тенденцию к сокращению спроса на отечественную технику усугубляли кризисные процессы в мировом авиастроении. Падение объемов производства воздушных судов авиации общего назначения в западных странах приводило к про-

даже дешевой техники с вторичного рынка и увеличению импорта в России новых самолетов, невостребованных в странах Запада, а также к сокращению спроса на новые отечественные самолеты.

Глобальный фактор роста цен на авиационную технику в России проявляется в большей степени, чем в других странах, т.к. при относительно невысокой стоимости труда и материальных затратах темпы их роста значительно опережают темпы роста в других странах, что в сочетании с высокой трудоемкостью влечет за собой потерю конкурентоспособности отечественной техники.

Сейчас количество малых авиастроительных предприятий в России ничтожно мало по сравнению с теми странами, где хорошо развита авиационная промышленность: в 50–75 раз меньше, чем в Великобритании и Франции, и почти в 200 раз меньше, чем в США [2].

Использование сельскохозяйственной авиации также отягощено множеством плохо решаемых наземных проблем. Эксплуатация самолетов в аграрном секторе регулируется требованиями Воз-



Рис. 1. 3D-модель самолета

душного кодекса, и отсюда возникают проблемы законодательного и организационного характера. Если гражданская и военная авиация освобождены от уплаты транспортного налога, то сельхозавиация ежегодно платит налог за каждый самолет.

Практически полное отсутствие на рынке конкурентоспособных российских моделей самолетов легкой сельскохозяйственной авиации, созданных с учетом импортозамещения, способствовало развитию потребности в разработке нового планера самолета, адаптированного под современные экономические возможности отечественных аграриев. В данной статье представлены достигнутые и промежуточные результаты по проектированию изделия, рассмотрены основные этапы по определению облика планера самолета, а также дано подробное расчётное обоснование размеров и выбора материала.

Проектирование планера

Первый этап заключался в необходимости на начальном процессе проектирования самолета изучить полученный опыт конструкторов в отрасли авиационного и определить наиболее удачные аналоги конструкции планера самолетов [3–5]. Было рассмотрено семь современных российских аналогов: сельскохозяйственный самолет Су-38Л; самолет Т-411СХ; сельскохозяйственный самолет

М-500; самолет А-31 «Спектр»; самолет А-35 «Сканер»; легкий сельскохозяйственный самолет «Фермер-2»; самолет Т-500. В ходе анализа данных самолетов были выявлены первичные тактико-технические требования, определены компоновка и внешний облик самолета.

Второй этап проектирования заключался в утверждении первичных тактико-технических требований (ТТТ), а именно: определение основных областей назначения изделия, технических требований, предъявляемых к самолету, получение промежуточных данных и проверка правильности постановки ТТТ по средствам математического расчета.

Основное назначение изделия

Основная область применения самолета — сельское хозяйство: распыление удобрений или различных химикатов [6, 7]. Кроме химической обработки сельскохозяйственных угодий его можно использовать для выполнения широкого ряда задач: рассеивания дождевых облаков, обработки лесов от разного рода вредителей, а также для мониторинга окружающей среды.

Тактико-технические требования:

продолжительность полета не менее 1.5 ч;

$L_{\text{разбега}} \approx 250 \text{ м};$

$L_{\text{пробега}} = 150 \text{ м};$

$m_{\text{п}} = 850$ кг — масса пустого самолета;
 m_{max} не менее 1450 кг — максимальный взлетный вес;

$L_{\text{max}} \approx 1000$ км — практическая дальность;

$H \approx 2000$ м — практический потолок;

$v = 150$ км/ч — максимальная скорость самолета;

$v_{\text{звука}} = 1195.2$ км/ч — скорость звука;

По имеющемуся техническому заданию были рассчитаны:

— аэродинамическое качество крыла K — отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления крыла на данном угле атаки [8]:

$$K = \frac{C_y}{C_x} = 16, \quad (1)$$

где C_x и C_y — коэффициенты аэродинамических сил, $C_x = 0,021$; $C_y = 0,336$;

— крейсерское число Маха полета $M_{\text{крейс}}$ — отношение скорости самолета к скорости звука [8],

$$M_{\text{крейс}} = \frac{v}{v_{\text{звука}}} = 0,134; \quad (2)$$

— дальность полета L_{max} в ТТТ,

$$L_{\text{max}} = \frac{(zKM_{\text{крейс}}) \left(\frac{m_{\text{от}}}{\sqrt{1-m_{\text{от}}}} \right)}{C_p} = 999,021, \quad (3)$$

где $C_p = 0,21$ — средний за полет удельный расход топлива двигателя, кг/(ДаН·ч); $z = 1020$; $m_{\text{от}} = 0,0915272$ кг.

Рассчитываем удельную нагрузку на крыло P'_0 [8]:

$$P'_0 = \frac{C_{y \text{ max пос}} \vartheta_{\text{зп}}^2}{j(1-m_{\text{от}})} = 219,109 \text{ кг/м}^2, \quad (4)$$

где $C_{y \text{ max пос}} = 2,2$ — для средней механизации крыла, т.к. механизация крыла включает только закрылки и элероны; $\vartheta_{\text{зп}} = 47$ — скорость захода на посадку, км/ч; $j = 30,2$.

Коэффициент подъемной силы на заданной крейсерской скорости полета

$$C_{y \text{ крейс}} = qC_y K = 3,817. \quad (5)$$

Рассчитаем площадь S_k крыла, используя размеры 3D-модели самолета [8]:

$b_{\text{корн}} = 1.796$ м — хорда корневая;

$b_{\text{конц}} = 1$ м — хорда концевая;

$K_{\text{разм}} = 12.4$ м — размах крыла:

$$S_k = \frac{(b_{\text{корн}} + b_{\text{конц}})K_{\text{разм}}}{2} = 17,335 \text{ м}^2. \quad (6)$$

В сравнении со значением, относительно которого брались геометрические размеры, $15,62 \text{ м}^2$, погрешность составляет 10%:

η — сужение крыла,

$$\eta = \frac{b_{\text{корн}}}{b_{\text{конц}}} = 1,796; \quad (7)$$

λ — удлинение крыла,

$$\lambda = \frac{(K_{\text{разм}})^2}{S_k} = 8,87. \quad (8)$$

Третий этап — проектирование внешних форм самолета, таких как:

- аэродинамическая схема самолета;
- расположение крыла;
- внешняя форма крыла;
- форма крыла — вид спереди.

Аэродинамическая схема

Была выбрана нормальная схема (рис. 2), которая в наибольшей степени удовлетворяет комплексу требований, предъявляемых к легким самолетам авиации общего назначения (АОН) по устойчивости, управляемости, безопасности и другим летно-техническим требованиям [9].

Основные достоинства классической (нормальной) схемы самолета с хвостовым оперением:

— благодаря развитой хвостовой части фюзеляжа без затруднений обеспечивается необходимая продольная и путевая устойчивость и управляемость;

— сохранение безотрывного обтекания горизонтального оперения (ГО) в некоторой области критических углов атаки крыла обеспечивает достаточную эффективность продольного управления на больших углах атаки [10].

Расположение крыла

Выбор был сделан в пользу однонеразъемного крыла [10]. В настоящее время доминирующей

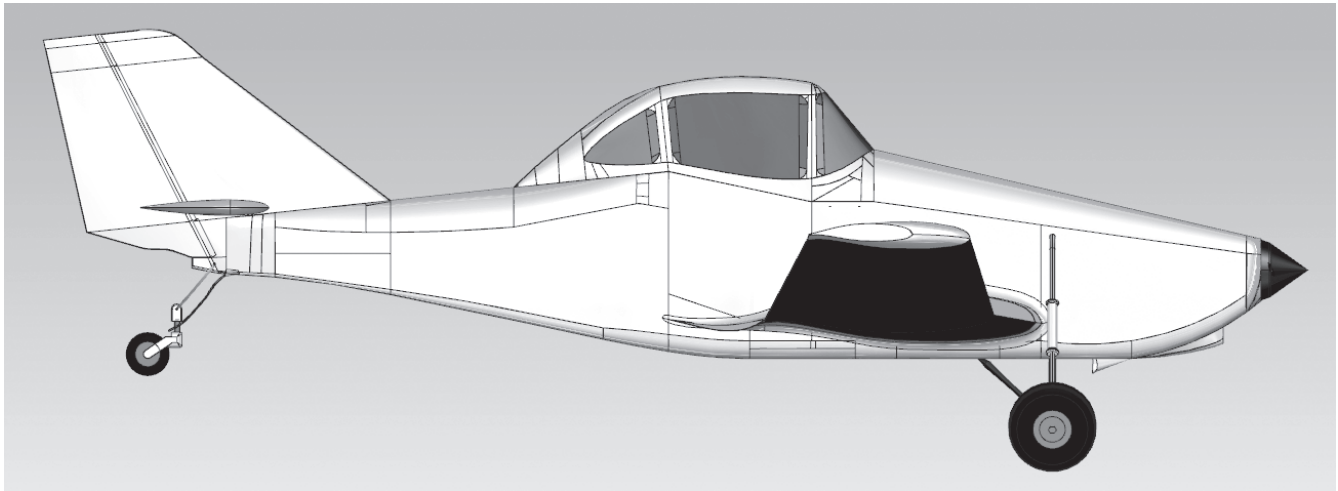


Рис. 2. Нормальная схема 3D-модели самолета

схемой является низкоплан, что объясняется следующими достоинствами самолетов низкопланной схемы:

- улучшается качество авиахимработ вследствие увеличения скоса потока на меньшем расстоянии крыла от земли;
- шасси удобнее крепить к крылу, по сравнению с высокопланом;
- улучшаются взлетно-посадочные характеристики вследствие близости земли;
- удобнее крепить штанги для опрыскивания по всему размаху крыла;
- облегчаются работы по техническому обслуживанию самолета;
- большой шанс сохранения жизни пилота при аварийной посадке.

Внешняя форма крыла

Было выбрано трапециевидное неразъемное крыло с большим удлинением [11]. Трапециевидные крылья имеют меньшую массу, чем прямые, поэтому чем больше сужение, тем меньше при прочих равных условиях масса крыла и больше его жесткость.

Форма крыла, вид спереди

Существуют разные значения поперечного V : $\psi = 0$, $\psi > 0$, $\psi < 0$ и с двойным углом поперечного V типа «чайка». Для увеличения поперечной устойчивости будем использовать положительное V (рис. 3) в промежутках от $\psi = 0 \div +7^\circ$.

Четвертый этап в проектировании самолета заключался в определении расположения, эффективности механизации, подборе конструктивно-силовой схемы (КСС) фюзеляжа, схемы шасси и типа силовой установки (СУ).

Механизация ГО и ВО

В 3D-модели самолета крыло и хвостовое оперение было разделено на статические и динамические части, такие как элероны, закрылки, руль направления и руль высоты [12]. Эффективность механизации в проектом самолете является средней (рис. 4).

Конструктивно-силовая схема фюзеляжа

При использовании лонжеронно-балочной схемы в фюзеляже удобно размещать узлы креп-

Рис. 3. Угол поперечного положительного V

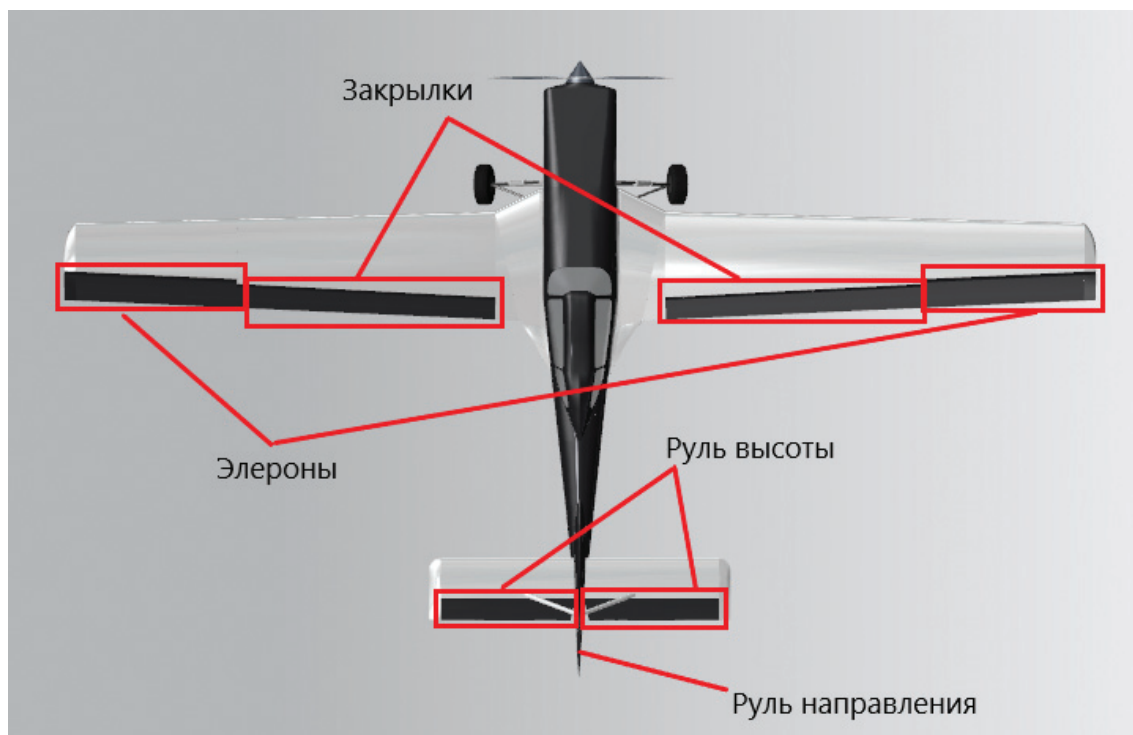


Рис. 4. Механизация крыла и стабилизатора

ления двигателя [13], делать вырезы между лонжеронами под необходимые полезные объемы (кабина, топливные баки, агрегаты) без нарушения целостности главных силовых элементов [14, 15]. КСС фюзеляжа выполнена по лонжеронно-балочной схеме (рис. 5).

Схема шасси

На самолете было решено использовать трехопорную схему шасси с хвостовой опорой (рис. 6).

Две основные опоры находятся впереди центра масс самолета. На них приходится до 90 % силы тяжести самолета на стоянке. Третья опора



Рис. 5. Готовая 3D-модель самолета с выполненными шпангоутами КСС фюзеляжа

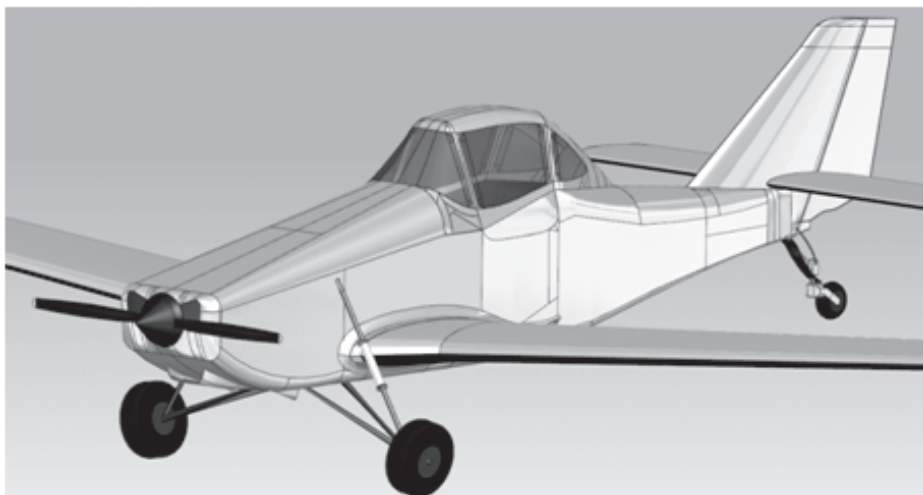


Рис. 6. Передние стойки шасси и хвостовая опора

— в хвостовой части самолета. Эта опора для обеспечения разворота самолета обычно делается свободно ориентирующейся [16, 17].

Основное преимущество этой схемы заключается в том, что за счет короткой и легкой хвостовой опоры общая масса шасси получается наименьшей по сравнению с другими схемами [18].

Тип силовой установки — поршневой двигатель [19]

При мощностях до 500 л.с. и при полетном цикле продолжительностью более 5 ч поршневые двигатели успешно конкурируют с газотурбинными двигателями (ГТД). Поршневые двигатели немного проигрывают ГТД по массе, но за счет меньшего расхода топлива суммарная масса двигателя и горючего на борту при достаточно длительном полете получается меньше [20, 21]. Еще одним большим преимуществом является то, что час эксплуатации поршневого двигателя обходится дешевле, чем эксплуатационный час ГТД.

Выводы

Уникальность САД- и САЕ-систем заключается в высокой конструктивной сложности получения полноценного облика сельскохозяйственного самолёта по заданным геометрическим характеристикам. Благодаря современным системам в кратчайшие сроки была спроектирована полноценная модель самолёта. Исследование российских и зарубежных самолётов-аналогов позволяет приближённо получить математические расчёты для создания полноценной 3D-модели планера. В ходе исследования разнотипных самолётов были выявлены необходимые данные по компоновке будущего изделия, а также первичные тактико-технические требования. Благодаря высокой произ-

водительности сельскохозяйственный самолёт способен удовлетворять большинство потребностей заказчиков.

Ряд преимуществ малой авиации неоднократно доказывал своё превосходство не только по техническим составляющим, но и с точки зрения экономической эффективности. Опыт создания зарубежных и отечественных самолетов показывает, что будущий самолет малой авиации должен соответствовать покупательской способности потенциальных клиентов.

Библиографический список

1. Черновол Р.А., Гарифуллин М.Ф., Козлов С.И. Валидация процедур проектирования и изготовления динамически подобных моделей летательных аппаратов с применением полимерных композиционных материалов // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 102-112.
2. Малышев А.А. Малая авиация выведет аграриев на новую высоту. 28.02.2018. URL: https://www.ng.ru/society/2018-02-28/100_avia280218.html
3. Вислов И.П. Эскизное проектирование легких самолетов: Учеб. пособие. — Самара: Изд-во СГАУ, 2006. — 82 с.
4. Арепьев А.Н. Вопросы проектирования легких самолетов: Учеб. пособие. — М.: МГТУГА, 2001. — 136 с.
5. Комаров В.А., Боргест И.П., Вислов И.В., Власов Н.В., Козлов Д.М., Корольков В.Н., Майнсков В.Н. Концептуальное проектирование самолёта: Учеб. пособие. — 2-е изд., перераб. и доп. — Самара: Изд-во СГАУ, 2013. — 120 с.
6. Козлов Д.М. Концептуальное проектирование самолета: Метод. указания. — Самара: Изд-во СГАУ, 2012. — 20 с.
7. Чумак П.И., Кривокрысенко В.Ф. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов. — М.: Патриот, 1991. — 235 с.

8. Житомирский Г.И. Конструкция самолетов: Учебник. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 2005. — 406 с.
9. Анисимов К.С., Кажан Е.В., Курсаков И.А., Лысенков А.В., Подаруев В.Ю., Савельев А.А. Разработка облика самолета с использованием высокоточных методов вычислительной аэродинамики и оптимизации // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 7-19.
10. Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / Под ред. С.М. Егера. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Логос, 2005. — 612 с.
11. Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолетов. — М.: Машиностроение, 1978. — 208 с.
12. Баранов В.Н., Ли Б.К. Оптимальное управление легким самолетом при летных испытаниях // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 5. С. 62-66.
13. Гиммельфарб А.Л. Основы конструирования в самолетостроении: Учеб. пособие. — 2-е изд., перераб и доп. — М.: Транспортная компания, 2016. — 366 с.
14. Mitrofanov O.V. Post-buckling behaviour estimation of thin cylindrical composite shells of non-symmetrical structure in case of compression // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. III International Conference of Young Scientists on Contemporary Problems of Materials and Constructions (24–28 August 2019, Ulan-Ude, Russia). 2019. Vol. 684. No. 1, pp. 012018. DOI: 10.1088/1757-899X/684/1/012018
15. Bokhoeva L.A., Rogov V.E., Pokrovskiy A.M., Chermoshentseva A.S. Stands for fatigue strength tests // XIV International Scientific-Technical Conference on Actual Problems of Electronics Instrument Engineering (APEIE). 2018. Vol. 8, pp. 251-254. DOI: 10.1109/APEIE.2018.8545626
16. Daidzic N.E. Modeling and Computation of the Maximum Braking Energy Speed for Transport Category Airplanes // Journal of Aviation Technology and Engineering. 2017. Vol. 6. No. 2, pp. 2–25. DOI: 10.7771/2159-6670.1154
17. Ghosh A.K., Mathur V. Aircraft Maintenance. Lecture 07 “Aircraft Brakes System”. — Department of Aerospace Engineering Indian Institute of Technology, Kanpur. 2019.
18. Prabhu T.R. Airworthiness Certification of Fe-Si3N4-graphite Brake Composites for Military Aircraft // Tribology in Industry. 2015. Vol. 37. No. 4, pp. 491-499. URL: <http://www.tribology.rs/journals/2015/2015-4/13.pdf>
19. Matyukhin L.M. The alternative method of the estimate of the quality of gas-exchange processes in the internal-combustion engine // Revista Ingenieria UC. 2018. Vol. 25. No 1, pp. 31- 43.
20. Ter-Mkrtychyan G.G., Saikin A.M., Karpukhin K.E., Terenchenko A.S., Ter-Mkrtychyan Yu.G. Diesel-tonatural gas engine conversion with lower compression ratio // Pollution Research. 2017. Vol. 36. No. 3, pp. 678-683.
21. Bogdanoff J.L., Kozin F. Probabilistic Models of Cumulative Damage. — New York: John Wiley & Sons, 1985. — 341 p. DOI: 10.1137/1028146

DEVELOPING AIRFRAME STRUCTURE OF A MODERN AIRPLANE FOR AGRICULTURAL WORK PERFORMING

Shevchenko M.O.* , Pasichnaya M.M.**

*Ulyanovsk State Technical University,
Institute of aviation technologies and management,
13A, Sozidateley av., Ulyanovsk, 432059, Russia*

* e-mail: maksim777754@yandex.ru

** e-mail: Mariya1312555@mail.ru

Abstract

Agricultural aviation is aviation employed for agricultural work. Agricultural aviation is applied most often for spraying fertilizers (pesticides, herbicides, insecticides) on agricultural crops, as well as for crops fertilizing, defoliation, desiccation, and somewhat less often for air seeding (hydro-seeding, i.e. seeds sowing with water flows under pressure).

The agricultural airplane developing is a necessity since it ensures the most effective work, associated with watering and visual surveillance of the acreage planted.

Besides, the agricultural land cultivation is being performed at the best agrotechnical terms, such as early spring, when the ground machinery is not yet able to operate due to the impassability.

The study consists in analyzing the most important problems of agricultural aircraft designing, using modern CAD, CAE systems. The authors considered several small Russian airplanes, on which basis the primary technical characteristics of the future product, as well as the most successful solutions of the airframe were selected. A detailed justification of the aircraft

airframe layout is presented. The main problem of this project consists in the lack of competitive small aircraft from the domestic manufacturers, meeting modern requirements and economic capabilities of the potential consumers.

A 3D model of a piston-engined single-engine monoplane with a low-lying wing, which shell is made of composite materials, was designed as an object of research. Composite materials application for the aircraft airframe allowed solving plenty of the problems associated with the corrosion resistance, as well as enhance the landing gear struts reliability, which strength is especially important for the takeoff from the unprepared runway. The article presents solutions on structural appearance of the airframe elements and aggregates from modern composite materials, ensuring the possibility of developing and manufacturing of competitive aircraft of the “small aviation”. Digital modelling techniques were employed while this airplane creation, which allowed developing reasonable aerodynamic scheme.

Keywords: aerochemistry works, aerodynamic scheme, agricultural aircraft, digital modeling, design specifications, trapezoidal one-piece wing.

References

- Chernovolov R.A., Garifullin M.F., Kozlov S.I. Validation of designing and manufacturing procedures of aircraft dynamically similar models with polymer composite materials application. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 3, pp. 102-112.
- Malyshev A.A. *Malaya aviatsiya vyvedet agrariyev na novuyu vysotu*, 28.02.2018. URL: https://www.ng.ru/society/2018-02-28/100_avia280218.html
- Vislov I.P. *Eskiznoe proektirovanie legkikh samoletov* (Sketch design of light aircraft), Samara, SGAU, 2006, 82 p.
- Arep'ev A.N. *Voprosy proektirovaniya legkikh samoletov* (Issues of light aircraft designing), Moscow, MGTUGA, 2001, 136 p.
- Komarov V.A., Borgest I.P., Vislov I.V., Vlasov N.V., Kozlov D.M., Korol'kov V.N., Mainskov V.N. *Kontseptual'noe proektirovanie samoleta* (Conceptual design of aircraft), Samara, SGAU, 2013, 120 p.
- Kozlov D.M. *Kontseptual'noe proektirovanie samoleta* (Conceptual design of aircraft), Samara, SGAU, 2012, 20 p.
- Chumak P.I., Krivokrysenko V.F. *Raschet, proektirovanie i postroika sverkhlegkikh samoletov* (Ultralight aircraft calculating, designing and building), Moscow, Patriot, 1991, 235 p.
- Zhitomirskii G.I. *Konstruktsiya samoletov* (Aircraft structure), Moscow, Mashinostroenie, 2005, 406 p.
- Anisimov K.S., Kazhan E.V., Kursakov I.A., Lysenkov A.V., Podaruev V.Yu., Savel'ev A.A. Aircraft layout design employing high-precision methods of computational aerodynamics and optimization. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 7-19.
- Eger S.M., Mishin V.F., Liseitsev N.K. et al. *Proektirovanie samoletov* (Aircraft designing), Moscow, Logos, 2005, 612 p.
- Badyagin A.A., Mukhamedov F.A. *Proektirovanie legkikh samoletov* (Light aircraft designing), Moscow, Mashinostroenie, 1978, 208 p.
- Baranov V.N., Li B.K. Optimal control of light airplane during flight tests. *Aerospace MAI Journal*, 2008, vol. 15, no. 5, pp. 62-66.
- Gimmel'farb A.L. *Osnovy konstruirovaniya v samoletostroenii* (Fundamentals of design in aircraft building), Moscow, Transportnaya kompaniya, 2016, 366 p.
- Mitrofanov O.V. Post-buckling behaviour estimation of thin cylindrical composite shells of non-symmetrical structure in case of compression. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. III International Conference of Young Scientists on Contemporary Problems of Materials and Constructions (24–28 August 2019, Ulan-Ude, Russia)*, 2019, vol. 684, no. 1, pp. 012018. DOI: 10.1088/1757-899X/684/1/012018
- Bokhoeva L.A., Rogov V.E., Pokrovskiy A.M., Chermoshentseva A.S. Stands for fatigue strength tests. *XIV International Scientific-Technical Conference on Actual Problems of Electronics Instrument Engineering (APEIE)*, 2018, vol. 8, pp. 251-254. DOI: 10.1109/APEIE.2018.8545626
- Daidzic N.E. Modeling and Computation of the Maximum Braking Energy Speed for Transport Category Airplanes. *Journal of Aviation Technology and Engineering*, 2017, vol. 6, no. 2, pp. 2–25. DOI: 10.7771/2159-6670.1154
- Ghosh A.K., Mathur V. *Aircraft Maintenance. Lecture 07 “Aircraft Brakes System”*. Department of Aerospace Engineering Indian Institute of Technology, Kanpur, 2019.
- Prabhu T.R. Airworthiness Certification of Fe-Si₃N₄-graphite Brake Composites for Military Aircraft. *Tribology in Industry*, 2015, vol. 37, no. 4, pp. 491- 499. URL: <http://www.tribology.rs/journals/2015/2015-4/13.pdf>
- Matyukhin L.M. The alternative method of the estimate of the quality of gas-exchange processes in the internal-combustion engine. *Revista Inginieria UC*, 2018, vol. 25, no 1, pp. 31- 43.
- Ter-Mkrtichyan G.G., Saikin A.M., Karpukhin K.E., Terenchenko A.S., Ter-Mkrtichyan Yu.G. Diesel-tonatural gas engine conversion with lower compression ratio. *Pollution Research*, 2017, vol. 36, no. 3, pp. 678-683.
- Bogdanoff J.L., Kozin F. *Probabilistic Models of Cumulative Damage*. New York, John Wiley & Sons, 1985, 341 p. DOI: 10.1137/1028146