

## ОСНОВНЫЕ АСПЕКТЫ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЗАКРЫЛКА С УПРАВЛЕНИЕМ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ

Долгов О.С. \*, Зотов А.А. \*\*, Колпаков А.М. \*\*\*, Волков А.Н. \*\*\*\*

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, 125993, Россия

\* e-mail: dolgov@mai.ru

\*\* e-mail: aa-zotov@inbox.ru

\*\*\* e-mail: a.kolpakov@mai.ru

\*\*\*\* e-mail: rosezento@gmail.com

Статья поступила в редакцию 12.12.2019

Проведено исследование имеющихся аэродинамических, конструктивных, прочностных и технологических соображений при разработке конструкции закрылка со сдувом пограничного слоя. В результате междисциплинарного подхода принципы обеспечения функциональности и надёжности конструкции были рассмотрены совместно с принципами, обеспечивающими её технологичность, что позволило выделить основные аспекты технологического проектирования закрылка со сдувом пограничного слоя.

*Ключевые слова:* технологическое проектирование авиационных конструкций, управление пограничным слоем, шелевой закрылок, ламинаризация пограничного слоя, трехслойная структура с дискретным наполнителем, листовая штамповка дискретного наполнителя, 3D-печать авиационных конструкций.

### Введение

Россия занимает первое место в мире по площади государственной территории – 17 млн кв. км. Для транспортного обслуживания такой громадной страны нужна авиация. Альтернативы нет.

В одобренной правительством стратегии Российской Федерации на период до 2030 года поставлена задача создания единого транспортного пространства для осуществления высококачественных конкурентоспособных услуг по перевозке пассажиров и грузов. Ведущую роль здесь должна сыграть региональная авиация. Её возрождение – это безальтернативный, наиболее быстрый и, в конечном счете, наименее затратный путь обеспечения жизнедеятельности населения в регионах, что соответствует геополитическим задачам обеспечения целостности России.

Необходимо воссоздать местные воздушные пути сообщения, ранее работавшие весьма успешно. При решении этой задачи в сфере воздушного транспорта предстоит преодолеть огромные трудности, поскольку сокращение аэродромной и аэропортовой сети привело к катастрофическому

нарушению баланса интересов общества и государства в области авиаперевозок.

Для примера можно привести статистические данные.

В 1991 году в России действовало 1450 аэропортов и аэродромов, сейчас – 228. Это меньше, чем в одном штате США Аляска, где их 282. В общей же сложности в США 19 тысяч аэродромов и аэропортов на общую площадь 9,5 млн кв. км. Также отметим, что в составе США 50 штатов, т.е. в среднем на один штат приходится по  $19000/50 = 380$  аэродромов, следовательно, аэродромов в штате Аляска на 98 меньше, чем в среднем на один штат.

Для сравнения между странами в целом введём коэффициент плотности аэродромов (КПА) на площадь страны:

$$\text{КПА}_{\text{РФ}} = \frac{\text{Количество}_{\text{РФ}}}{\text{Площадь}_{\text{РФ}}} = \frac{228}{17} = 13,41;$$

$$\text{КПА}_{\text{США}} = \frac{\text{Количество}_{\text{США}}}{\text{Площадь}_{\text{США}}} = \frac{19000}{9,5} = 2000;$$

$$\frac{КПА_{США}}{КПА_{РФ}} = 149,12.$$

Из-за такого значительного разрыва по количеству аэродромов объёмы отечественных авиаперевозок значительно уступают западным авиакомпаниям.

к торцу ВПП на минимально возможной скорости, не потеряв при этом управляемость ЛА. Именно на этих участках полёт происходит на минимальной высоте, что исключает возможность «размена» высоты на скорость для увеличения подъёмной силы.

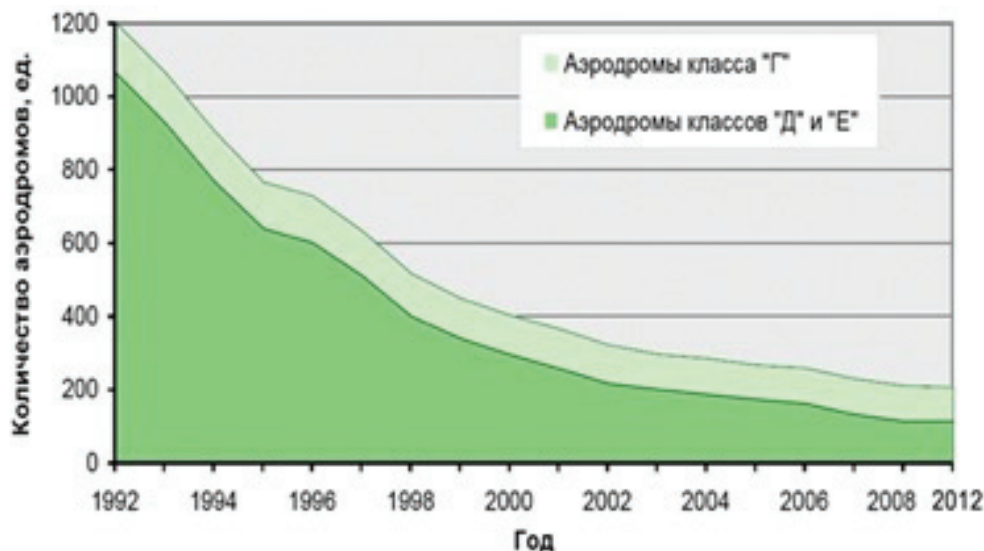


Рис. 1. Сокращение числа аэродромов Г, Д, Е в Российской Федерации (по данным ГосНИИ ГА)

Решением задачи, поставленной для реализации стратегии Российской Федерации до 2030 года, может стать использование в качестве взлетно-посадочной полосы (ВПП) коротких грунтовых площадок.

Ограничением данного типа площадок является то, что из-за их малой длины при разбеге самолёта не всегда есть возможность набрать необходимую скорость для создания подъёмной силы на крыле, необходимой для осуществления взлёта до окончания ВПП.

Нельзя забывать и о пробеге самолёта. У современных самолетов длина разбега больше, чем пробега. При заходе на посадку дистанция, необходимая для пробега, начинается с момента касания ВПП. Перед касанием ВПП самолёт движется в приземном слое атмосферы на большой скорости. Естественная турбулентность на высотах до 100 м оказывает большое влияние на выполнение взлета и посадки.

Как известно, стабильный запас до скорости сваливания критически важен на двух участках полёта самолёта — при взлёте, когда ЛА ещё не набрал достаточную для нормального полёта скорость, и при посадке, когда необходимо подойти

При пересечении атмосферных вихрей ЛА подвергается воздействию вертикальных и горизонтальных порывов ветра. При этом изменяются угол атаки крыла и подъёмная сила, возникают тряска и вибрация, ЛА испытывает «болтанку». Особенно опасно резкое изменение ветрового режима вдоль траектории движения воздушного судна (ВС).

В такой ситуации посадка может сопровождаться «подбрасыванием», что приводит к перелёту заданной точки касания ВПП и в конечном счёте может привести к выкатыванию ЛА за пределы дальней концевой полосы безопасности.

У большого самолёта скорость захода на посадку выше, чем у легкомоторного, и резкий сдвиг ветра по курсу не критичен для скорости движения.

Так, у Boeing 737 скорость захода на посадку примерно 72—83 м/с, а скорость сваливания 60 м/с. У легкомоторного Tecnam P2002 Sierra скорость захода на посадку около 30 м/с, скорость сваливания 20 м/с.

Если в момент посадки эти самолёты попадут в попутный сдвиг ветра, равный 15 м/с, то воздушная скорость тяжёлого самолёта снизится примерно на 19%, тогда как у легкомоторного самолёта

скорость сразу упадёт на 50%, что неминуемо приведёт к сваливанию на крыло и уходу ЛА в плоский штопор на малой высоте.

Естественная турбулентность бывает причиной осложнений при взлете. Так, в случае ослабления встречного ветра возможно падение подъемной силы и «проваливания», вследствие чего ЛА может выйти за нижний предел сектора безопасного набора высоты.

На взлете и посадке из-за боковых сдвигов ветра возникает тенденция к смещению ВС с осевой линии ВПП и уход влево или вправо от оси. При посадке может произойти касание земли рядом с ВПП, а при взлете – боковое смещение за пределы сектора безопасного набора высоты.

Из-за этого полоса должна быть ещё более широкой и протяжённой.

Как известно, формула расчёта подъёмной силы имеет следующий вид:

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (1)$$

где  $Y$  — подъёмная сила, Н;

$C_y$  — коэффициент подъёмной силы, зависящий от угла атаки;

$\rho$  — плотность воздуха на высоте полёта, кг/м<sup>3</sup>;

$V$  — скорость набегающего потока, м/с;

$S$  — характерная площадь, м<sup>2</sup>.

Обеспечить при взлёте минимально допустимую для полёта ЛА воздушную скорость  $V_{\min}$  на фиксированной длине  $l_{\text{впп}}$  сверхкороткой ВПП можно за счёт увеличения мощности силовой установки либо за счёт применения катапульты. При этом при посадке ЛА на сверхкороткие ВПП необходимо использование улавливающих устройств, таких как аэрофинишеры и аэродромные тормозные установки (примером может служить организация взлёта и посадки самолётов с авианосцев и авианесущих крейсеров). То есть требуется сильное дооснащение ВПП дополнительным аэродромным оборудованием, что в нашем случае не представляется возможным.

Для снижения требований к размерам ВПП при заходе на посадку необходимо максимально снизить скорость ЛА относительно земли. Для этого самолёт всегда заходит на посадку против направления ветра в момент посадки. Дополнительно снизить скорость может только снижение значения  $V_{\min}$ , но при этом, как видно из формулы (1), уменьшится значение  $Y$ , что, в свою очередь, в лучшем случае приведёт к жёсткой посадке, а в худшем — к сваливанию самолёта на крыло.

Сохранить необходимое значение  $Y$  при снижении  $V_{\min}$  можно за счёт увеличения площади крыла  $S$ , но этот вариант имеет свой недостаток, а именно увеличение габаритных размеров ЛА, что в нашем случае противоречит концепции универсальности применения.

Как единственный рациональный способ решения проблемы предлагается увеличение коэффициента подъёмной силы  $C_y$ .

Повысить  $C_y$  можно за счёт увеличения кривизны профиля, однако данный путь сопровождается негативным эффектом, а именно смещением точки отрыва потока ближе к носку, что, в свою очередь, будет снижать эффективность крыла с ростом угла атаки. Ликвидировать отрыв ПС можно за счёт ламинаризации ПС.

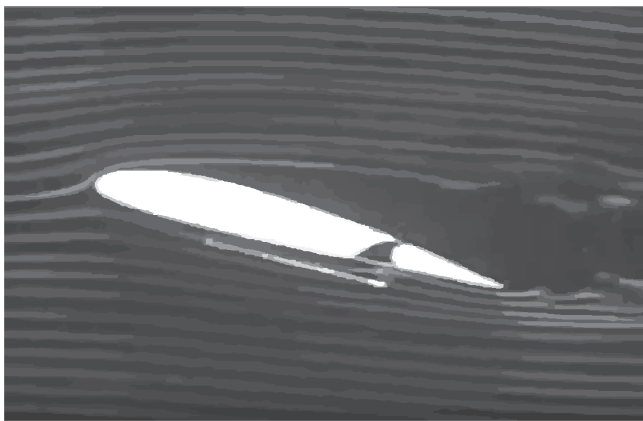
В большинстве случаев в серийных машинах ламинаризирующие устройства применяют только лишь в виде элементов механизации крыльев, а именно закрылков и предкрылков.

Задача аэродинамического совершенствования предкрылков остро не стоит, поскольку они позволяют ламинаризовать поток на значительной длине верхней части профиля, что является эффективным методом повышения  $C_y$ . Недостаток предкрылков — ослабление конструкции крыла и увеличение общей массы конструкции, что характерно для любых элементов механизации крыла. При этом у щелевого закрылка такой существенный недостаток: при больших углах его отклонения естественной струи, проходящей через щель между крылом и закрылком, недостаточно для ликвидации отрыва пограничного слоя (рис. 2).

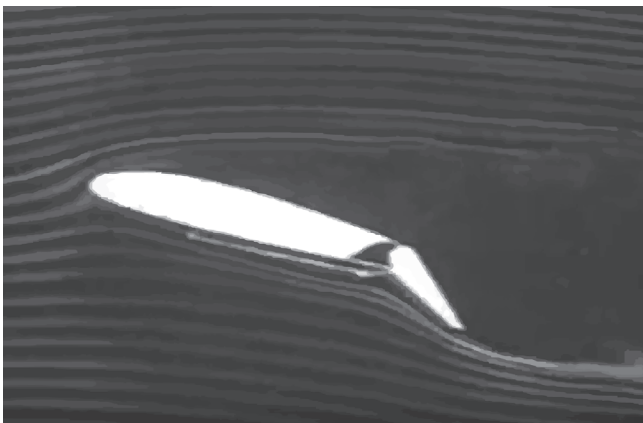
На данный момент возможность совершенствования конструкции закрылка в рамках существующих конструктивно-технологических решений и имеющихся подходов технологического проектирования исчерпана. Поэтому необходимо применить новые принципы, основанные на ориентировании конструкции на прогрессивные, высокоэффективные технологии производства [1, 3–6].

Ликвидировать отрыв пограничного слоя на щелевом закрылке можно используя активные методы воздействия на пограничный слой (ПС), а именно отсос или сдув ПС, что позволит значительно повысить подъёмную силу крыла.

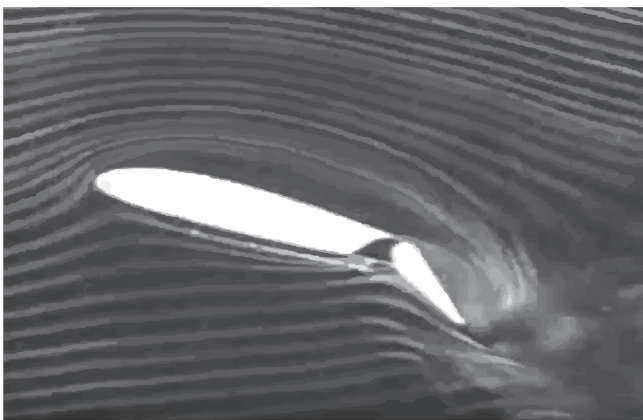
Далее в данной статье будут исследованы проблемы технологического проектирования закрылка со сдувом ПС, поскольку данный подход не требует дополнительного оснащения аэродромов, а касается лишь модернизации ЛА.



а)



б)



в)

Рис. 2. Обтекание крыла с закрылком: *а* — закрылок в убранном положении; *б* — закрылок в полувыпущенном положении; *в* — закрылок в выпущенном положении

Ранее уже были попытки создания самолётов с укороченным взлётом и посадкой (СУВП). В основном они сводились к созданию самолётов с возможностью вертикального взлёта и посадки, реализуемой за счёт поворотных реактивных сопел, либо к установке дополнительных поворотных двигателей, (Як-141, Як-38, F-35, Hawker Siddeley Harrier).

В качестве яркого современного примера создания СУВП с использованием управления ПС

можно привести такие самолёты, как Ан-72 и ShinMaywa US-2. В этих весьма удачных конструкциях с помощью реактивной струи, вырывающейся из сопла двигателей, был организован сдвиг ПС с верхней поверхности крыла. Такой подход к решению проблемы управления ПС требует создания новой конструктивно-силовой схемы (КСС) ЛА.

Решение же задачи технологического проектирования закрылка со сдвигом пограничного слоя позволит, не изменяя КСС существующих самолётов, получать большую подъёмную силу по сравнению с ЛА, использующими закрылки традиционной схемы.

Благодаря внедрению устройств, совмещающих эффекты активной и пассивной ламинаризации пограничного слоя, можно создать новый сегмент летательных аппаратов, а именно самолётов, позволяющих осуществлять взлёт и посадку с использованием ультракоротких ВПП.

В данной статье рассматриваются рекомендации по технологическому проектированию закрылков с возможностью управления ПС за счёт его сдвига для его дополнительной ламинаризации.

#### Анализ ограничений при подходе к формированию облика закрылка с возможностью сдвига ПС

Закрылки традиционной схемы имеют конструкцию, содержащую типовой набор силовых элементов, состоящий из лонжеронов, стрингеров, нервюр и обшивки [12, 13]. В конструкции элементов механизации крыла и винта вертолета широко применяются трехслойные структуры с сотовыми и пенопластовыми наполнителями, а также композиционные материалы [9—11, 14—25] (рис. 3).

Однако при наличии очевидных преимуществ данного типа трехслойных конструкций проектирование, изготовление и обслуживание воздушных каналов для щелевого выдува или отсоса очень проблематично, поэтому использование активных ламинаризаторов сегодня скорее исключение, чем правило, из-за их сложности и малоизученности.

Аэродинамические характеристики несущих поверхностей ЛА очень сильно зависят от состояния пограничного слоя.

Турбулиизация ПС уменьшает сопротивление, но при этом снижается несущая способность несущих поверхностей ЛА. Ламинаризация ПС, наоборот, существенно увеличивает несущую способность.

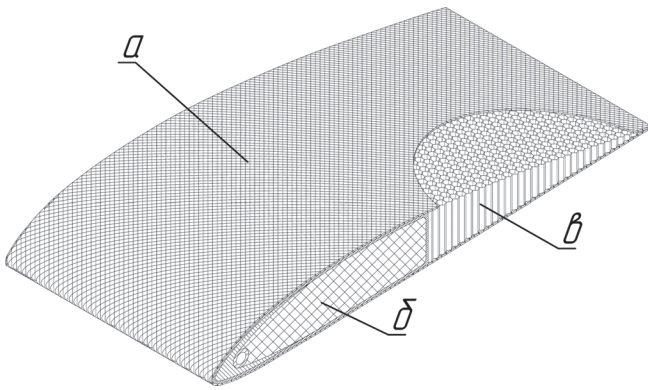


Рис. 3. Пример конструкции с сердечником, состоящим из комбинации вспененного материала и сотовых элементов: *a* — внешняя оболочка; *b* — пенопластовый сердечник; *c* — сотовый наполнитель

Для достижения любого из этих эффектов необходимо включать в конструкцию дополнительные элементы: турбулизаторы либо ламинаризирующие устройства, что, в свою очередь, усложняет конструкцию, снижая её надёжность, добавляя дополнительный вес, а также увеличивает трудозатраты на её изготовление.

#### Анализ конструктивных решений, реализующих воздействие на пограничный слой

Если совместить два варианта воздействия на ПС, т.е. активный с пассивным, а именно использование закрылков с возможностью отсоса ПС, то можно устранить главный недостаток профиля с щелевым закрылком — ликвидировать отрыв пограничного слоя с поверхности закрылка на больших углах атаки.

Все варианты активного воздействия на ПС предъявляют к конструкции дополнительные требования по возможности внутренней вентиляции для обеспечения подвода дополнительных объёмов воздуха либо отвода лишнего воздуха и негативно влияют на лётно-технические характеристики ЛА: **увеличивают вес конструкции, усложняют её и в то же время ослабляют.**

При этом необходимо обеспечить сохранение геометрических, прочностных и технологических характеристик деталей аэродинамического профиля.

В процессе работы профиль не должен деформироваться, следовательно, необходимо обеспечить надёжное соединение верхней и нижней частей обшивки конструктивными элементами, которые будут поддерживать верхнюю и нижнюю обшивку друг относительно друга в исходном положении, при этом должно обеспечиваться

прохождение воздушной массы внутри элемента оперения с минимальным сопротивлением.

Отсюда следует, что для реализации такой схемы не подходят варианты с заполнением в виде сплошных сердечников из вспененных материалов; не подходят также сердечники из всевозможных сотовых наполнителей, поскольку сотовые ячейки располагаются вертикально, что не позволяет организовать внутреннюю вентиляцию в необходимых направлениях.

Разумеется, данная конструкция должна обладать небольшой массой для обеспечения хорошей весовой отдачи летательного аппарата в целом [2]. Для решения этой задачи предлагается использовать трехслойные конструкции с сердечником в виде регулярных дискретных элементов, расположенных в шахматном порядке (рис. 4) [7].

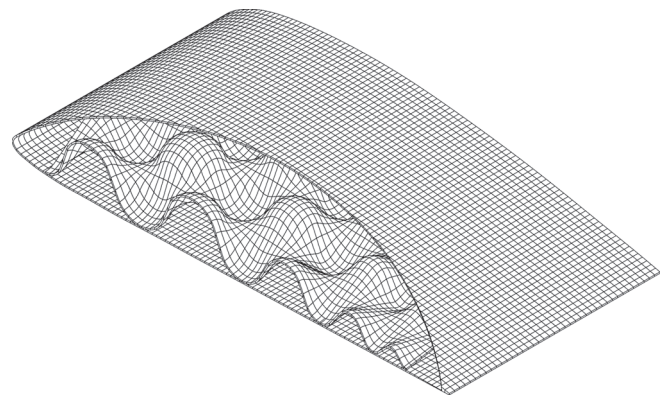


Рис. 4. Структура закрылка с сердечником в виде регулярных дискретных элементов, расположенных в шахматном порядке

Данная трехслойная конструкция состоит из внешних несущих слоев, соединенных дискретным наполнителем. Разделение обшивки на два слоя, расположенных на некотором расстоянии друг от друга, позволяет, как известно, значительно увеличить изгибную жесткость крыла. Кроме того, трехслойная конструкция не нуждается в стрингерном подкреплении и позволяет уменьшить количество нервюр или вообще отказаться от них [1].

Сам наполнитель воспринимает поперечные силы, возникающие при местном изгибе обшивки, и обеспечивает совместную работу несущих поверхностей.

При проектировании трехслойных элементов механизации крыла предлагаемого типа (рис. 4) следует особое внимание уделить рассмотрению задачи устойчивости несущих слоев при сжатии (рис. 5) [8].

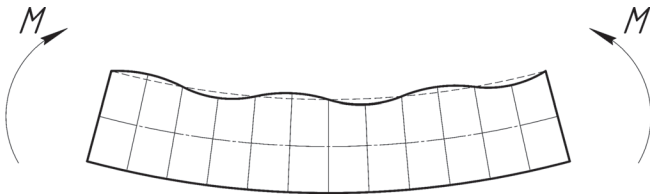


Рис. 5. Деформированное состояние трёхслойной конструкции при изгибе

Продольный ряд конусообразных ячеек заполнителя в зоне наибольшей строительной высоты профиля следует рассматривать как систему точечных опор, эквивалентную стенке лонжерона в конструкции традиционной схемы. Для определения критических напряжений потери устойчивости участок сжатого внешнего несущего слоя между регулярно расположенными опорами можно представить, в зависимости от шага опор, в виде консольно-зашемленного стержня (рис. 6)

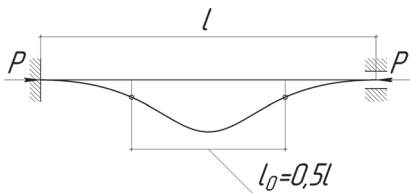


Рис. 6. Стержневая модель элемента несущего слоя

или полосы шириной, равной диаметру верхнего основания усеченного конуса  $d_{яч}$ , и длиной  $l$ , равной шагу ячеек в продольном направлении, жестко зашемленной по концам и шарнирно опертой по боковым сторонам вследствие поддерживающего влияния соседних рядов ячеек (рис. 7).

В первом случае минимальные критические напряжения определяются по формуле Эйлера:

$$\sigma_{кр} = c \frac{\pi^2 E}{\left(\frac{l}{i}\right)^2}, \quad (2)$$

где  $l$  – шаг ячеек заполнителя в продольном направлении;

$c = 4$  – коэффициент жесткого зашемления опор.

Во втором случае

$$\sigma_{кр} = 3,6E \left(\frac{\delta}{d_{яч}}\right)^2. \quad (3)$$

Более точное определение критических напряжений и предельной несущей способности трех-

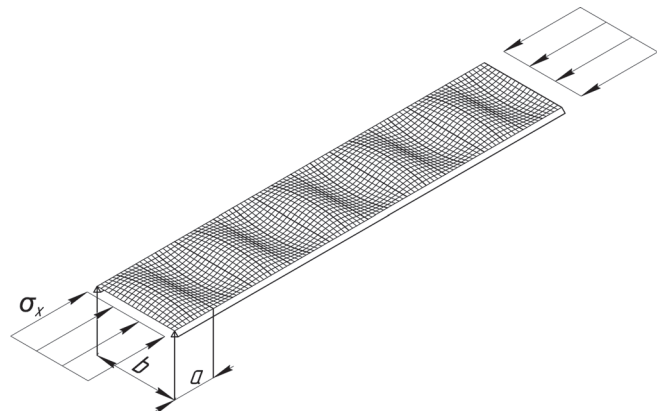


Рис. 7. Плоская модель элемента несущего слоя при шарнирном опирании по продольным сторонам

слойных конструкций с предлагаемым видом заполнителя может быть получено для единой упругой модели методом конечного элемента, а также экспериментальным путем.

При проектировании трехслойных конструкций рассмотренного типа для выбора оптимальных параметров несущих слоев и элементов ячеек заполнителя (шага ячеек, толщины несущих слоев и стенок заполнителя) по условиям максимальной несущей способности при минимальном весе проводится статический расчет с использованием метода конечных элементов в программном комплексе ANSYS (рис. 8 и 9).

Параметры расчета:

1. Граничные условия: модель закреплена по всем степеням свободы на одном конце.
2. Нагрузки: к модели приложен единичный изгибающий момент на конце, противоположном к закрепленному краю.
3. Тип анализа: статический линейный анализ.
4. Принятые допущения: для создания КЭ-модели применялись 4-узловые PLATE элементы.

В результате расчета выявлено следующее:

- картина напряженно-деформированного состояния аналогична структурам с сотовым заполнителем: несущие слои воспринимают растяжение – сжатие в продольном направлении, в заполнителе возникают сжимающие усилия;
- несущая способность конструкции с таким заполнителем определяется устойчивостью участков обшивки, расположенных между вершинами полушарий, а также структурой самого заполнителя;
- основную часть нагрузки воспринимает центральная часть конструкции с наибольшей строительной высотой;

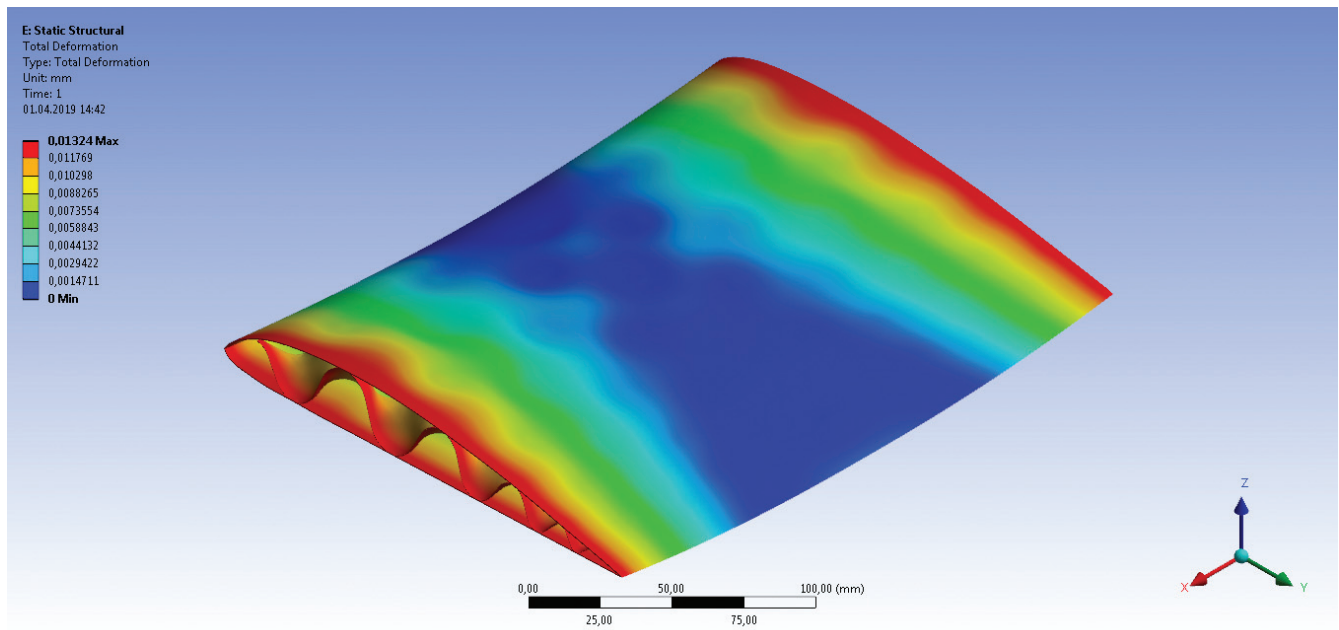


Рис. 8. Картина эквивалентных деформаций закрылка с сердечником в виде регулярных дискретных элементов, расположенных в шахматном порядке

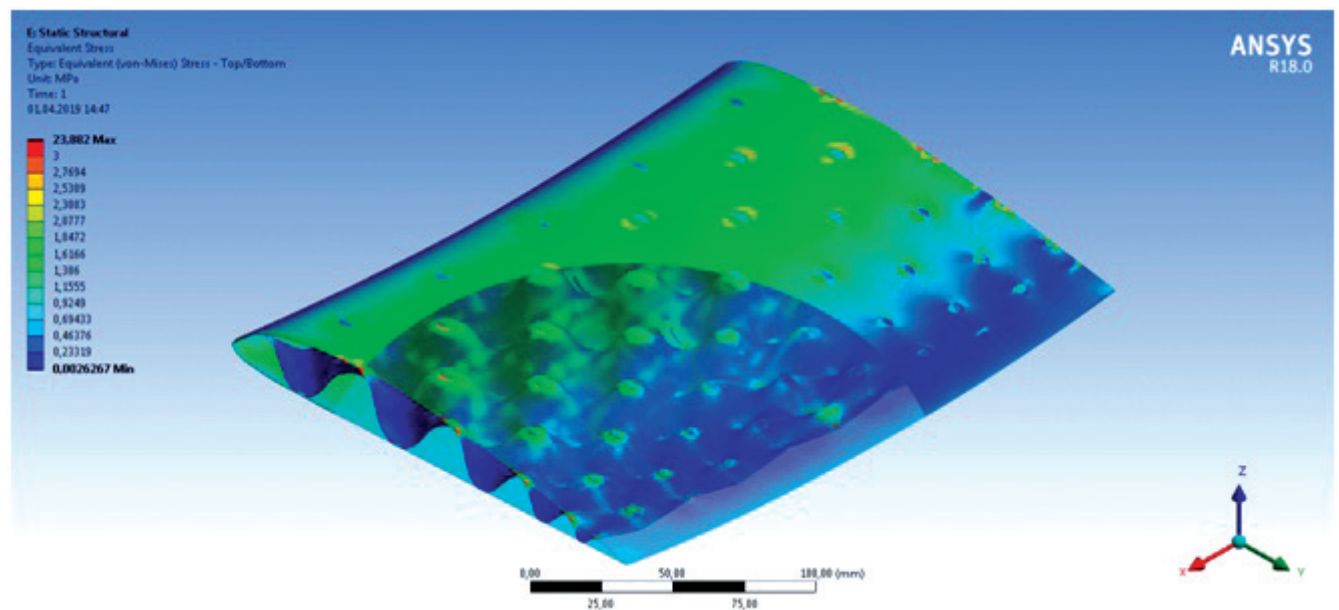


Рис. 9. Картина эквивалентных напряжений закрылка с сердечником в виде регулярных дискретных элементов, расположенных в шахматном порядке

- в местах контакта обшивки с наполнителем возникает концентрация напряжений, что предъявляет дополнительные требования к технологии их соединения.

Изгибную жесткость трехслойной конструкции рассмотренного типа можно значительно повысить, увеличив толщину полос несущих слоев в зоне максимальной строительной высоты, выступающих в роли поясов лонжеронов, лежащих на системе дискретных опор.

**Ключевые принципы обеспечения технологичности конструкции закрылка с сердечником в виде регулярных дискретных элементов, расположенных в шахматном порядке**

Проработка технологического процесса всегда должна начинаться на этапе проектирования конструкции, особенно в случае задачи **обратного проектирования**, когда конструктор руководствуется в первую очередь технологическими возможностями доступного ему производства.

Обеспечение высокой технологичности конструкции необходимо рассматривать совместно с прочностными характеристиками, гарантирующими работоспособность под воздействием эксплуатационных нагрузок. Уже во время проектирования конструкции необходимо заложить в неё возможность изготовления высокоэффективными способами. Поэтому требуется выработать рекомендации для авиаконструктора, какими подходами и принципами он должен руководствоваться для обеспечения технологичности конструкции. Если же не будет обеспечена высокая технологичность конструкции, то описанное ранее конструкторское решение может оказаться слишком трудоёмким и дорогостоящим, от чего возможность его реализации резко снизится.

Закрытие, рассматриваемый в данной статье, состоит из элементов обшивки и наполнителя. Поскольку принципы разработки технологического процесса изготовления элементов обшивки не отличаются от общепринятых в авиации, будем рассматривать только наполнитель.

Сердечник в виде регулярных дискретных элементов, расположенных в шахматном порядке, представляет собой равнотолщинную гофрированную конструкцию, выполненную из металла. Допуски на размеры предполагаются по 17-м и 18-м квалитетам. Необходимо обеспечить высокое соотношение прочностных характеристик к массе. Учитывая требования стандартизации заготовок, к наиболее эффективным способам изготовления наполнителя можно отнести листовую штамповку [2].

При технологическом контроле конструкторской документации на детали, получаемые методами листовой штамповки, ведущим принципом обеспечения технологичности является *минимизация необходимого количества переходов штамповки*. Необходимое количество переходов будет в конечном итоге определяться общим запасом пластичности, который вычисляется по формуле:

$$\eta = \epsilon_B - \epsilon, \quad (4)$$

где  $\epsilon_B$  — степень деформации при разрушении материала;

$\epsilon$  — степень деформации в самой опасной точке детали при штамповке при условии, что она осуществляется за один переход. Под опасной точкой имеется в виду точка материала с максимальной степенью деформации.

Для того чтобы штамповку можно было *гарантированно* произвести за один переход в *существующих производственных условиях*, необходимо, что-

бы значение запаса пластичности соответствовало следующему выражению:

$$\eta \geq \eta_{\min} \geq 0, \quad (5)$$

где  $\eta_{\min}$  — минимально необходимое значение запаса пластичности.

Данный критерий, как правило, известен из практического опыта работы участка. Для каждого комплекса производственных условий характерно своё значение  $\eta_{\min}$ , оно определяется точностью оборудования, оснастки и культурой производства в целом. При  $\eta_{\min} \geq \eta \geq 0$  штамповку возможно осуществить за один переход, но только если снизить  $\eta_{\min}$  путём повышения культуры производства, точности оборудования и оснастки. Если производственные условия неизменны, то необходимо осуществлять штамповку за два или более переходов, при этом для каждого  $n$ -го перехода должно выполняться условие:

$$\eta_n \geq \eta_{\min} \geq 0, \quad (6)$$

где  $\eta_n$  — запас пластичности на  $n$ -м переходе,

$$\eta_n = \epsilon_B - \epsilon_n. \quad (7)$$

Здесь  $\epsilon_n$  — степень деформации в самой опасной точке детали на  $n$ -м переходе.

Если  $\eta < 0$  (т.е.  $\epsilon_B < \epsilon$ ), то при любых производственных условиях штамповку придётся производить за два или более переходов, для каждого из которых должно выполняться соотношение (6).

Исходя из всего вышеперечисленного, минимизировать количество переходов штамповки на этапе проектирования листовой конструкции можно двумя способами:

1) **Выбором материалов с высокими свойствами пластичности.** Под высокой пластичностью материала понимается высокое значение разности:

$$\Delta\epsilon = \epsilon_B - \epsilon_T. \quad (8)$$

Следует обратить внимание, что увеличиваться должна не просто  $\epsilon_B$ , а разница между  $\epsilon_B$  и  $\epsilon_T$ , т.е. участок пластической деформации на кривой растяжения. Это объясняется тем, что при штамповке обязательным условием является наличие в материале детали зоны пластической деформации [3], где выполняется соотношение:



$$\varepsilon_T \leq \varepsilon \leq \varepsilon_B. \quad (9)$$

Таким образом, в опасной точке степень деформации складывается из упругой и пластической составляющих:

$$\varepsilon = \varepsilon_y + \varepsilon_{пл}. \quad (10)$$

Формоизменение заготовки определяется *пластической составляющей деформации* [2], которая будет возникать *только* в случае выполнения условия (9).

Чем больше разница между  $\varepsilon$  и  $\varepsilon_T$ , тем больше *пластическая составляющая деформации*. Следовательно, чем больше разность (8), тем выше возможности *по пластическому формоизменению за один переход*;

2) *Проектированием детали с учётом минимизации необходимых степеней пластической деформации при штамповке*  $\varepsilon_{пл}$  и как следствие минимизации степени деформации в опасной точке  $\varepsilon$ . При проектировании конструкции возможны разные комбинации этих способов в зависимости от требований ТЗ, которыми руководствуется конструктор. Бывают ситуации, когда ни один из приведённых способов неприменим, поскольку и геометрические характеристики конструкции, и материал уже ограничены причинами, не связанными с технологичностью.

В случае с наполнителем подходят оба способа.

Необходимо начинать со второго — свести к минимуму степени деформации при штамповке. Вид листовой штамповки, применяемый в данном случае — формовка [3].

Степень пластической деформации при местной формовке рёбер или гофр вычисляется по формуле (4):

$$\varepsilon_{пл} = \frac{L_1 - L_0}{L_0} \cdot 100\%, \quad (11)$$

где  $L_0$  и  $L_1$  — длина дуги формованного выступа до и после деформации.

При условии, что формообразование будет выполнено за один переход,  $L_0$  совпадает с шириной формованного выступа,  $L_1$  — длина дуги выступа по средней линии листа.

*При проектировании наполнителя конструктор должен минимизировать соотношение (11). Также необходимо сделать как можно более плавными все переходы, максимально увеличив радиусы сопряжений* [2].

Далее осуществляется работа по первому способу — из условия прочности и минимизации массы выбирается материал, пластичность которого позволит выполнить деталь за минимальное количество переходов.

Помимо действий по минимизации количества переходов, необходимо привести предельные отклонения размеров, допусков формы и взаимного расположения поверхностей к значениям, соответствующим общепринятым нормам для деталей, получаемых методами листовой штамповки. Эти нормы обычно описываются либо отраслевыми нормативными документами, либо производственными инструкциями [2].

В заключение отметим, что при изготовлении конструкций подобного типа представляется перспективным применение аддитивных технологий 3D-печати (рис. 10), позволяющих изготовление трехслойного изделия сложной конфигурации с переменными геометрическими параметрами за одну операцию.

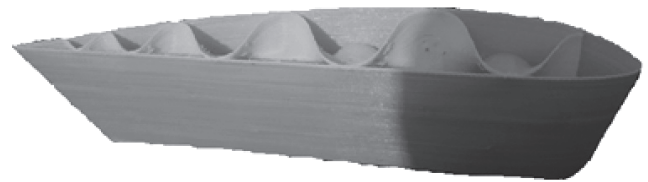


Рис. 10. Сегмент закрывка с наполнителем в виде регулярных дискретных элементов, расположенных в шахматном порядке, изготовленный с помощью fdm-технологии

## Выводы

Аспекты технологического проектирования, рассмотренные в статье, позволят авиаконструктору спроектировать закрывок с управлением ПС без значительного увеличения веса и внутренних напряжений, применение которого даст самолётам возможность производить взлёт и посадку с использованием сверхкоротких ВПП. Изготовление максимально технологичной конструкции, соответствующей требованиям эксплуатационной надёжности и функциональности, в контексте решения задачи создания единого транспортного пространства до 2030 года для осуществления высококачественных конкурентоспособных услуг по перевозке пассажиров и грузов в РФ путём возрождения региональной авиации и воссоздания местных воздушных путей сообщения в ситуации повсеместного сокращения аэродромной и аэропортовой сети особенно актуально.

## Библиографический список

1. Долгов О.С., Долгова Т.В., Лякишев М.А. Методика оценки эффективности применения многофункциональных систем и агрегатов на ранних стадиях проектирования самолетов // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 4. С. 17-26.
2. Эндогур А.И., Панкевич А.А. Сравнение масс конструкций магистральных самолетов разных аэродинамических схем // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 1. С. 5-9.
3. Сидельников С.Б., Довженко Н.Н., Бер В.И., Белокопытов В.И., Гоголь И.С., Соколов Р.Е. Теория процессов кузнечно-штамповочного производства. – Красноярск: Сибирский федеральный университет, 2008. – 78 с. URL: [http://ebibl/umkd/64/u\\_lectures.pdf](http://ebibl/umkd/64/u_lectures.pdf)
4. Зубцов М.Е. Листовая штамповка. – 3-е изд., перераб. и доп. – Л.: Машиностроение, 1980. – 432 с.
5. Романовский В.П. (ред.). Справочник по холодной штамповке. – 6-е изд., перераб. и доп. – Л.: Машиностроение, 1979. – 520 с.
6. Лещенко С.М. (ред.). Рекомендации по технологичности самолетных конструкций. – 3-е изд. – М.: НИИ технологии и организации производства НИА, 1972. – 682 с.
7. Зотов А.А., Колпаков А.В., Волков А.В. Алгоритм построения 3D-модели трехслойной оболочки вращения с конусообразными ячейками заполнителя и изменяемой формой образующей // Труды МАИ. 2018. № 103. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=100595>
8. Биргер И.А., Пановко Я.Г. (ред.). Прочность, устойчивость, колебания: Справочник: В 3-х т. Т. 3. – М.: Машиностроение, 1968. – 567 с.
9. Эндогур А.И., Кравицов В.А., Солошенко В.Н. Принципы рационального проектирования авиационных конструкций с применением композиционных материалов // Труды МАИ. 2014. № 72. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=47572>
10. Гуань Ш., Дудченко А.А., Эндогур А.И. Проектирование оптимальных трехслойных конструкций цилиндрической формы // Труды МАИ. 2004. № 15. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=34246>
11. Халиулин В.И., Двоеглазов И.В., Батраков В.В. О разработке технологических схем изготовления складчатых конструкций из ПКМ с повышенной прочностью структурных элементов // Авиакосмические технологии и оборудование: Сборник докладов научно-практической конференции (Казань, 8-10 августа 2003). – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2003. С. 64-72.
12. Бабайцев А.В., Зотов А.А. Проектирование и расчет прессованных профилей неоднородного состава // Технология металлов. 2018. № 11. С. 16-20. DOI: 10.31044/1684-2499-2018-11-16-20
13. Зотов А.А., Бабайцев А.В., Волков А.Н. Определение НДС многослойного ламината с использованием ступенчатой аппроксимации // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2017. № 12-2. С. 175–185.
14. Двоеглазов И.В., Халиулин В.И. К вопросу проведения экспериментальных исследований прочности складчатых заполнителей типа z-гофр на поперечное сжатие // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева. 2012. № 5-2(36). С. 275–287.
15. Абдуллин И.Н. Рациональное проектирование трехслойных конструкций со стержневым заполнителем: Дисс. ... д-ра. техн. наук. – Казань, 2016. – 125 с.
16. Халиулин В.И., Батраков В.В., Шабалов А.В. Способ изготовления из композитов складчатого заполнителя для многослойных панелей. Патент RU 2371315 С1. Бюл. №30, 27.10.2009.
17. Панин В.Ф., Гладков Ю.А. Конструкции с заполнителем: Справочник. – М.: Машиностроение, 1991. – 272 с.
18. Александров А.Я., Куришин Л.И. Трехслойные пластинки и оболочки // Прочность, устойчивость, колебания. – М.: Машиностроение, 1968. Т. 2. С. 243–326.
19. Гайнутдинов В.Г., Соркин Э.М. Проектирование тонкостенной конструкции максимальной жесткости с учетом потери устойчивости панелей // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2004. № 1. С. 3–5.
20. Heimbs S., Middendorf P., Kilchert S., Johnson A.F., Maier M. Numerical simulation of advanced folded core materials for structural sandwich applications // 1st CEAS European Air and Space Conference (September 2007, Berlin) Composites Science and Technology, pp. 29–30.
21. Mudra C. Alternative sandwich core structures. Efficient investigation of application potential by using finite element modeling // The 24<sup>th</sup> SAMPE (Society for the Advancement of Material and Process Engineering) Europe international conference (Paris, 1–3 April 2003), p. 444.
22. Heimbs S. Sandwich structures with folded core: mechanical modeling and impact simulation // The 30<sup>th</sup> Society for the Advancement of Material and Process Engineering (SAMPE) Europe international conference (Paris, 2009), pp.153–161.
23. Franco F., Cunefare K.A., Ruzzene M. Structural-acoustic optimization of sandwich panels // Journal of Vibration and Acoustics. 2007. Vol. 129. No. 3, pp. 330–340. DOI: 10.1115/1.2731410
24. Wadley H.N.G., Fleck N.A., Evans A.G. Fabrication and structural performance of periodic cellular metal sandwich structures // Composites Science and Technology. 2003. Vol. 63. No. 16, pp. 2331-2343. DOI: 10.1016/S0266-3538(03)00266-5
25. Joo J.H., Kang K.J. Modified metallic octet truss cellular cores for sandwich structures fabricated by an expanded metal forming process // Journal of Sandwich Structures and Materials. 2010. Vol. 12. No. 3, pp. 327–349.

## BASIC ASPECTS OF FLAP TECHNOLOGICAL DESIGN WITH BOUNDARY LAYER CONTROL

Dolgov O.S.<sup>\*</sup>, Zotov A.A.<sup>\*\*</sup>, Kolpakov A.M.<sup>\*\*\*</sup>, Volkov A.N.<sup>\*\*\*\*</sup>

Moscow Aviation Institute (National Research University),  
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russia

<sup>\*</sup> e-mail: dolgov@mai.ru

<sup>\*\*</sup> e-mail: aa-zotov@inbox.ru

<sup>\*\*\*</sup> e-mail: a.kolpakov@mai.ru

<sup>\*\*\*\*</sup> e-mail: rosezento@gmail.com

### Abstract

The article studies aerodynamic, structural, strength and technological considerations while developing a flap design with boundary layer blowing. As the result of the interdisciplinary approach, the principles of functionality and reliability ensuring of the structure were considered together with the principles that ensure its manufacturability, which allowed to highlighting the main of the technological design aspects of the flap with boundary layer blowing.

Introduction considers statistics on the number of domestic airfields and airports and performs a comparative analysis with the number of airfields and airports in the United States of America.

According to the strategy approved by the Government of the Russian Federation for the period up to 2030, the task was set to create a single transport environment for implementing high-quality competitive services for passengers and goods transportation. Given this strategy, it is obvious that regional aviation should play a leading role. Its revival is non-alternative, fastest and, eventually, the least costly way of ensuring the livelihood of the population in the regions, which corresponds to the geopolitical tasks of ensuring the integrity of Russia.

On the assumption of current situation, employing short unpaved grounds as runways may become the set problem solution.

Ensuring the feasibility of short unpaved grounds operation without their additional equipping may be possible with employing the flaps with controlled boundary layer on the aircraft.

Further, analysis of the limitations at the approach to forming the flap appearance with the possibility of the boundary layer blowing was performed.

Various design solutions implementing the impact on the boundary layer were analyzed.

The key principles for the structure manufacturability ensuring of the flap with the core in the form of regular discrete elements arranged chequer-wise have been elaborated.

Technological design aspects discussed in the article will allow the aircraft designer to design a flap with the boundary layer control, without significant increase in weight and internal stresses. Its application will allow the aircraft takeoff and landing employing ultra-short runways. It is especially relevant within the context of solving the problem of creating a single transport environment up to 2030 to ensure high-quality competitive services for passengers and goods transportation in the Russian Federation, by reviving regional aviation and re-creating local air routes in a situation of widespread reduction of the airfield and airport network.

Thus, following the above said principles, together with the requirements to the technical specifications for the product, the aircraft designer will be able to create the best technological design, which meets herewith the requirements of operational reliability and functionality.

**Keywords:** technological design, boundary layer, slotted flap, laminarization, three-layer structure with discrete filler, sheet stamping, 3D-printing.

### References

1. Dolgov O.S., Dolgova T.V., Lyakishev M.A. A method of assessing effectiveness of multi-purpose aircraft systems and individual units at the early aircraft design stages. *Aerospace MAI Journal*, 2013, vol. 20, no. 4, pp. 17-26.
2. Endogur A.I., Pankevich A.A. Structures weight comparison of commercial aircraft with different aerodynamic schemes. *Aerospace MAI Journal*, 2010, vol. 17, no. 1, pp. 5-9.
3. Sidel'nikov S.B., Dovzhenko N.N., Ber V.I., Belokopytov V.I., Gogol' I.S., Sokolov R.E. *Teoriya protsessov kuznechno-shtampovochnogo proizvodstva* (Theory of forging and stamping production processes), Krasnoyarsk, Sibirskii federal'nyi universitet, 2008, 78 p. URL: [http://ebibl/umkd/64/u\\_lectures.pdf](http://ebibl/umkd/64/u_lectures.pdf)
4. Zubtsov M.E. *Listovaya shtampovka* (Sheet stamping). Leningrad, Mashinostroenie, 1980, 432 p.

5. Romanovskii V.P. (ed.). *Spravochnik po kholodnoi shtampovke* (Cold stamping handbook), Leningrad, Mashinostroenie, 1979, 520 p.
6. Leshchenko S.M. (ed.). *Rekomendatsii po tekhnologichnosti samoletnykh konstruksii* (Recommendations on aircraft structures manufacturability), Moscow, NII tekhnologii i organizatsii proizvodstva NIA, 1972, 682 p.
7. Zotov A.A., Kolpakov A.V., Volkov A.V. *Trudy MAI*, 2018, no. 103. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=100595>
8. Birger I.A., Panovko Ya.G. (eds.). *Prochnost', ustoychivost', kolebaniya. T. 3* (Strength, stability, oscillations. Vol. 3), Moscow, Mashinostroenie, 1968, 567 p.
9. Endogur A.I., Kravtsov V.A., Soloshenko V.N. *Trudy MAI*, 2014, no. 72. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=47572>
10. Guan' Sh., Dudchenko A.A., Endogur A.I. *Trudy MAI*, 2004, no. 15. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34246>
11. Khaliulin V.I., Dvoeglazov I.V., Batrakov V.V. *Materialy Nauchno-prakticheskoi konferentsii (Kazan, 8-10 August 2003) "Aviakosmicheskie tekhnologii i oborudovanie"*, Kazan, Kazanskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 2003, pp. 64-72.
12. Babaitsev A.V., Zotov A.A. *Tekhnologiya metallov*, 2018, no. 11, pp. 16-20. DOI: 10.31044/1684-2499-2018-11-16-20
13. Zotov A.A., Babaitsev A.V., Volkov A.N. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskie nauki*, 2017, no. 12-2, pp. 175-185.
14. Dvoeglazov I.V., Khaliulin V.I. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika S.P. Koroleva*, 2012, no. 5-2(36), pp. 275-287.
15. Abdullin I.N. *Ratsional'noe proektirovanie trekhslainnykh konstruksii so sterzhnevym zapolnitelem* (Rational design of three-layer structures with core filler). Doctor's thesis, Kazan, 2016, 125 p.
16. Khaliulin V.I., Batrakov V.V., Shabalov A.V. *Patent RU 2371315 C1*, 27.10.2009.
17. Panin V.F., Gladkov Yu.A. *Konstruksii s zapolnitelem* (Structures with filler), Moscow, Mashinostroenie, 1991, 272 p.
18. Aleksandrov A.Ya., Kurshin L.I. *Prochnost', ustoychivost', kolebaniya* (Strength, stability, oscillations), Moscow, Mashinostroenie, 1968, vol. 2, pp. 243-326.
19. Gainutdinov V.G., Sorkin E.M. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2004, no. 1, pp. 3-5.
20. Heimbs S., Middendorf P., Kilchert S., Johnson A.F., Maier M. Numerical simulation of advanced folded core materials for structural sandwich applications. *Ist European Air and Space Conference "Composites Science and Technology" CEAS (September 2007, Berlin)*, pp. 29-30.
21. Mudra C. Alternative sandwich core structures. Efficient investigation of application potential by using finite element modeling. *The 24<sup>th</sup> SAMPE (Society for the Advancement of Material and Process Engineering) Europe international conference (Paris, 1-3 April 2003)*, p. 444.
22. Heimbs S. Sandwich structures with folded core: mechanical modeling and impact simulation. *The 30<sup>th</sup> Society for the Advancement of Material and Process Engineering (SAMPE) Europe international conference (Paris, 2009)*, pp.153-161.
23. Franco F., Cunefare K.A., Ruzzene M. Structural-acoustic optimization of sandwich panels. *Journal of Vibration and Acoustics*, 2007, vol. 129, no. 3, pp. 330-340. DOI: 10.1115/1.2731410
24. Wadley H.N.G., Fleck N.A., Evans A.G. Fabrication and structural performance of periodic cellular metal sandwich structures. *Composites Science and Technology*, 2003, vol. 63, no. 16, pp. 2331-2343. DOI: 10.1016/S0266-3538(03)00266-5
25. Joo J.H., Kang K.J. Modified metallic octet truss cellular cores for sandwich structures fabricated by an expanded metal forming process. *Journal of Sandwich Structures and Materials*, 2010, vol. 12, no. 3, pp. 327-349.