

Научная статья
УДК 629.7.025, 629.7.058.6, 621.642.2
DOI: 10.34759/vst-2022-1-48-56

ПЕРЕТЕКАНИЕ НЕВЫРАБАТЫВАЕМОГО ОСТАТКА ТОПЛИВА В КРЫЛЬЕВЫХ БАКАХ ПРИ МАНЕВРИРОВАНИИ САМОЛЕТА

Артем Геннадьевич Агеев¹ ✉, Анатолий Вадимович Жданов²,
Анастасия Павловна Галанова³

^{1,2,3}Компания «Туполев», Москва, Россия

¹snaker-tema@mail.ru ✉

²AnatolyZhdanov1990@yandex.ru

³naiagalanova@gmail.com

Аннотация. Исследуются причины изменения показаний массы топлива в незаправленных крыльевых баках самолётов с отрицательным углом прогиба крыла. Для этого выполнен расчет перемещений концевой части крыла от нагрузок, действующих на крыло самолета в стояночном, полетном положении и на режиме взлета и набора высоты. Для решения данной задачи построены эпюры внутренних сил крыла самолёта и применено правило Верещагина для расчета перемещений. Проведен анализ влияния массогабаритных параметров, а также скоростных и инерционных характеристик на перемещение концевой части крыла. Аналитически доказано, что возможное увеличение и уменьшение массы топлива в крыльевых баках в полетном положении самолета и на режиме взлета и набора высоты не связано с ошибками в работе топливной автоматики, а обусловливается перетеканием невырабатываемого остатка топлива в крыльевых баках из их консольной части в корневую часть и обратно из-за положительного прогиба крыла в полете под действием подъемной силы и отрицательного или нулевого прогиба крыла, формируемого силой инерции при действии вертикального ускорения самолета. Полученные результаты могут быть использованы для уточнения математических моделей, по которым топливная автоматика рассчитывает массу топлива в баках, с учетом перетекания топлива в крыльевых баках при эволюциях самолета.

Ключевые слова: деформация крыла, крыло самолета, невырабатываемый остаток топлива, правило Верещагина, топливная система

Для цитирования: Агеев А.Г., Жданов А.В., Галанова А.П. Перетекание невырабатываемого остатка топлива в крыльевых баках при маневрировании самолета // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 1. С. 48-56. DOI: 10.34759/vst-2022-1-48-56

Original article

THE RESIDUAL FUEL FLOW-OVER IN THE WING TANKS WHILE AIRCRAFT MANEUVERING

Artem G. Ageev¹ ✉, Anatolii V. Zhdanov², Anastasiya P. Galanova³

^{1,2,3}Company “Tupolev”, Moscow, Russia

¹snaker-tema@mail.ru ✉

²AnatolyZhdanov1990@yandex.ru

³naiagalanova@gmail.com

Abstract

Seen from front, the wing shape is being characterized by the wing deflection angle, which usually has negative values in the aircraft parking position for the swept wing aircraft, which is realized according to the high-wing of mid-wing scheme. The wing root herewith is located higher than its cantilever (end) part. With the said shape, changes in the deflection angle sign from negative to positive are possible in process of the flight.

One of the negative consequences of this change is the residual fuel flow-over from the cantilever part of the wing to its root.

The following tasks are being solved in the course of this study:

- Analysis of the wingtip displacements on the ground and in flight from the loads affecting the aircraft wing;

- Detecting causes of fuel mass readings changes in the non-fueled wing tanks;

- Clarification of fuel automation mathematical models based on the results of the analysis.

It was analytically proved by the analysis results of the loads affecting the wing in the aircraft parking and flight position, as well as in the takeoff and climbing modes, that:

- A possible fuel mass increase in the wing tanks in the aircraft flight position was not associated with the fuel automation operation errors, but it was stipulated by the residual fuel flow-over in the wing tanks from their cantilever part to the root one due to the positive wing deflection in flight as affected by the lifting force;

- A possible fuel mass decrease in the wing tanks in both takeoff and flight modes is being stipulated by the residual fuel flow-over in the wing tanks from the root part back to the cantilever one due to the negative or zero wing deflection, formed by the force of inertia under the aircraft vertical acceleration impact.

The obtained results may be employed for clarifying the mathematical models, by which the fuel automation computes the fuel mass in the tanks, with account for the fuel flow-over in the wing tanks during the aircraft flight.

Keywords: wing deformation, aircraft wing, residual fuel, Vereshchagin’s rule, fuel system

For citation: Ageev A.G., Zhdanov A.V., Galanova A.P. The residual fuel flow-over in the wing tanks while aircraft maneuvering. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 48-56. DOI: 10.34759/vst-2022-1-48-56

Введение

В процессе развития авиационной техники (АТ), в том числе АТ гражданского назначения, значительные изменения претерпели форма, а также конструктивно-силовые схемы крыла самолета.

В частности, эти изменения связаны с необходимостью выполнения требований к прочности и жесткости крыла при обеспечении требуемых взлетно-посадочных характеристик и создании подъемной силы самолета, а также с необ-

ходимостью размещения топлива в крыльевых баках [1–8].

Прогиб (форма) крыла при виде спереди характеризуется углом поперечного V крыла, который у самолетов со стреловидным крылом, выполненных по схеме высоко- или среднеплана, практически всегда имеет отрицательные значения в стояночном положении самолета (рис. 1). При этом корневая часть крыла расположена выше консольной (концевой) части. При такой форме в процессе полета возможны изменения знака угла поперечного V крыла с отрицательного на положительное значение.

Одним из негативных последствий такого изменения является перетекание невырабатываемого остатка $V_{\text{невыр}}$ топлива из консольной части крыла в его корневую часть.

Невырабатываемый остаток топлива – остаток, который нельзя выработать из бака для питания двигателей и который находится в консольной части крыла, с учетом стояночного положения самолета и отрицательного значения угла поперечного V крыла.

Описанные выше изменения показаний массы топлива в крыльевых баках при отсутствии, по показаниям на приборной панели, в них топлива перед полетом неоднократно отмечались членами экипажа при выполнении испытатель-

ных полетов самолетов разработки ПАО «Туполев». При этом конструкция топливной системы исключает перетекание топлива из очередных баков по трубопроводам перекачки (заправки) в крыльевые баки левого и правого борта при маневрировании и эволюциях летательного аппарата в полёте, а для уменьшения перетекания топлива внутри крылевого бака устанавливают противоотливные нервюры, представляющие собой герметизированные перегородки с обратными клапанами, пропускающими топливо только в концевую зону крыла [9–11]. Однако результаты испытаний самолетов разработки ПАО «Туполев» указывают на неэффективность этой меры против перетекания в крыльевых баках невырабатываемого остатка топлива.

Особенности конструкции и формы крыла делают невозможным монтаж дополнительных датчиков топливомера для измерения количества топлива в концевой части крыла, в том числе невырабатываемого остатка топлива. При этом попытки установки в ограниченном пространстве датчиков топливомера приводят к принятию неоптимальных технических решений, вызывающих снижение эксплуатационной технологичности и увеличение погрешности измерения и массы самолета из-за монтажа дополнительных датчиков, кабельного плана, кронштейнов и крепежных элементов [12].

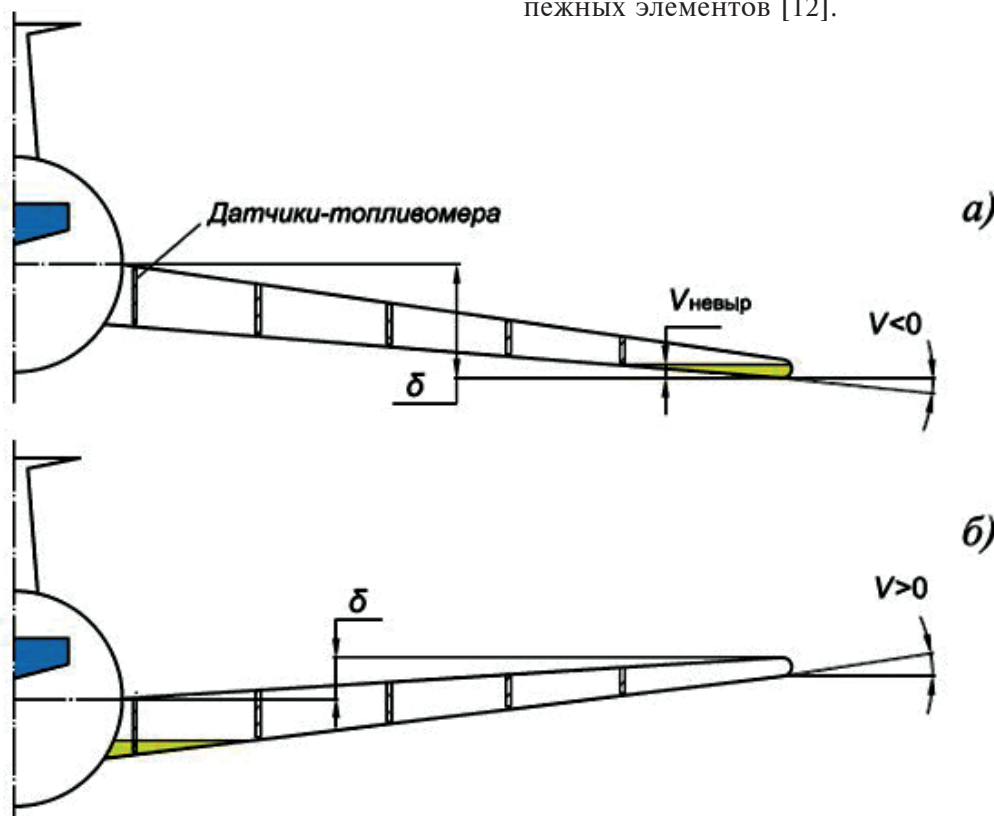


Рис. 1. Прогиб крыла: а – в стояночном положении; б – в полетном положении

Однако отсутствие в концевой части крыла датчиков топливомера может привести к тому, что показания массы топлива в стояночном положении самолета в незаправленном крыльевом баке может составлять 0 кг при фактическом наличии топлива в баке, а в полётном положении иметь конечное значение, отличное от нуля.

Таким образом, в ходе данного исследования решаются следующие задачи:

— анализ перемещений концевой части крыла на земле и в полёте от действующих на крыло самолета нагрузок;

— установление причин изменения показаний массы топлива в незаправленных крыльевых баках;

— уточнение математических моделей топливной автоматики по результатам проведенного анализа.

Анализ перемещений концевой части крыла от действующих на крыло самолета нагрузок

Рассмотрим нагрузки, действующие на крыло в вертикальном направлении в стояночном (а), полетном (б) положении самолета и на режиме взлета и набора высоты (в) (рис. 2) [13, 14].

а) *Расчет перемещения концевой части крыла в стояночном положении самолета.*

В этом случае на крыло действуют только сила тяжести от распределенного веса конструкции крыла и топлива, расположенного в нем.

Эпюры внутренних сил крыла в стояночном положении самолета рассчитываются по формулам с плечом силы тяжести P , равным $1/3$ [15]:

$$\sum Q = 0; Q = \frac{P_{\max} l \left(1 - \frac{z}{l}\right)^2}{2}; \quad (1)$$

$$\sum M = 0; M = -\frac{P_{\max} l^2 \left(1 - \frac{z}{l}\right)^3}{6}, \quad (2)$$

где P_{\max} — максимальная сила тяжести крыла;

l — размах крыла самолета;

z — точка приложения силы.

Построим эпюры силы от размаха крыла, момента от размаха крыла и момента единичной силы, приложенной к концу крыла, от размаха крыла (рис. 2, а).

Найдем перемещение концевой части крыла с помощью правила Верещагина:

$$\delta = \frac{1}{EI} \int_0^l M_z M_1 dz, \quad (3)$$

где E — модуль упругости материала крыла;

I — момент инерции крыла;

M_z — момент инерции крыла при действующих нагрузках;

M_1 — момент инерции крыла при действии единичной нагрузки.

Для данного типа эпюр формула перемещения будет иметь вид [16]

$$\delta = \frac{hb}{12EI}, \quad (4)$$

где h — высота эпюры M_z при $x = 0$;

b — высота эпюры M_1 при $x = 0$.

Формула (3) принимает вид

$$\delta = \frac{(-P_{\max}) l^3}{72EI}. \quad (5)$$

В качестве допущения за форму сечения крыла примем овал (рис. 3), тогда момент инерции будет иметь вид [17]

$$I = \frac{\pi c b^3}{4}, \quad (6)$$

где c — максимальная толщина профиля крыла;

b — хорда профиля крыла.

Учитывая, что сила тяжести определяется по формуле

$$P = mg, \quad (7)$$

где m — масса крыла самолета и топлива в крыльевом баке; g — ускорение свободного падения, формулу (5) запишем в виде

$$\delta = \frac{(-mg) l^3}{18E\pi c d^3}. \quad (8)$$

Знак «минус» означает перемещение концевой части крыла в обратную сторону.

При этом перемещение концевой части крыла тем больше, чем меньше площадь сечения и модуль упругости крыла и чем больше масса (вместе с топливом) и размах крыла при прочих равных условиях.

б) *Расчет перемещения концевой части крыла в полетном положении самолета.*

В полете самолета, помимо силы тяжести, на крыло действует подъемная сила.

Эпюры внутренних сил крыла в полетном положении самолета рассчитываются по формулам с плечом силы тяжести P , равным $1/3$, и плечом подъемной силы Y , равным $1/3$:

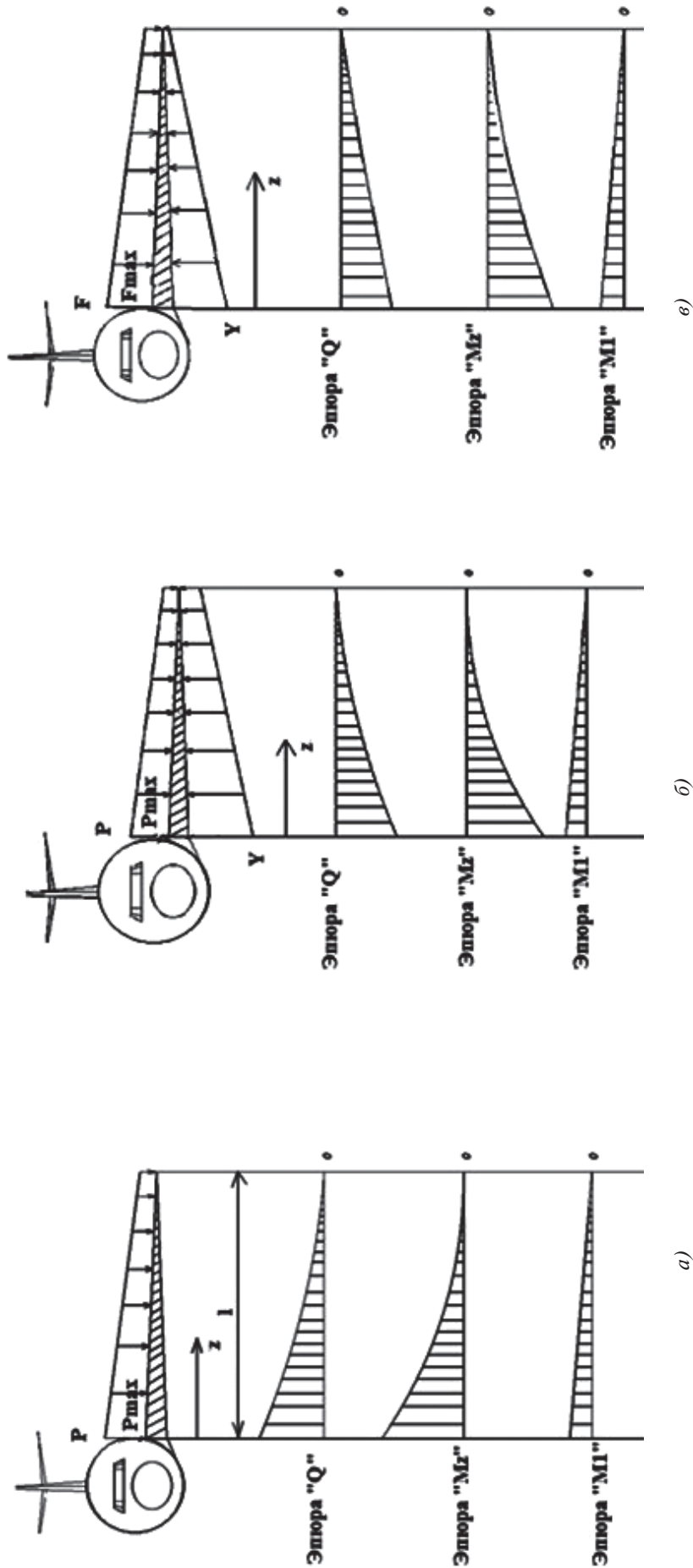


Рис. 2. Эпюры силы от размаха крыла, момента от размаха крыла и момента единичной силы, приложенной к концу крыла, от размаха крыла: а — стояночное положение самолета; б — полетное положение самолета; в — режим взлета и набора высоты

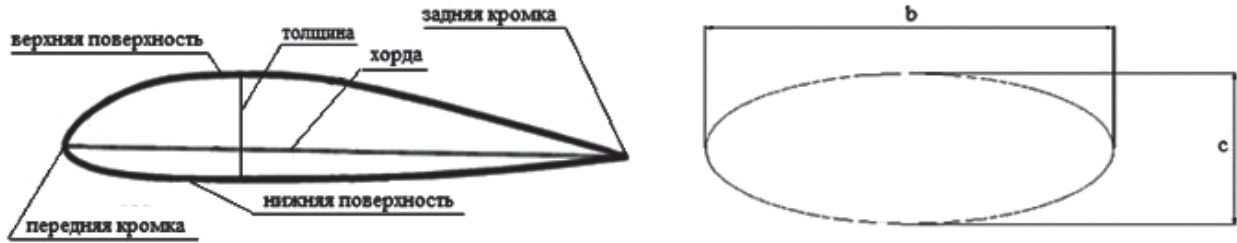


Рис. 3. Профиль крыла

$$\begin{aligned} \Sigma Q = 0; \quad Q &= \frac{P_{\max} l \left(1 - \frac{z}{l}\right)^2}{2} - \frac{Y l \left(1 - \frac{z}{l}\right)^2}{2} = \\ &= \frac{(P_{\max} - Y) l \left(1 - \frac{z}{l}\right)^2}{2}; \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \Sigma M = 0; \quad M &= \frac{Y l^2 \left(1 - \frac{z}{l}\right)^3}{6} - \frac{P_{\max} l^2 \left(1 - \frac{z}{l}\right)^3}{2} = \\ &= \frac{(Y - P_{\max}) l^2 \left(1 - \frac{z}{l}\right)^3}{6}, \end{aligned} \quad (10)$$

где Y – подъемная сила;

P_{\max} – максимальная сила тяжести крыла.

Построим эпюры силы от размаха крыла, момента от размаха крыла и момента единичной силы, приложенной к концу крыла, от размаха крыла (см. рис. 2,б).

Определим перемещение концевой части крыла с помощью правила Верещагина по формуле (3).

При этом формула (4) для варианта (б) принимает вид

$$\delta = \frac{(Y_{\max} - P_{\max}) l^3}{72EI}. \quad (11)$$

Учитывая, что [18, 19]:

$$Y = \frac{C_y \rho v^2 s}{2}, \quad (12)$$

где C_y – коэффициент подъемной силы; ρ – плотность воздуха на режиме полета; v – скорость набегающего потока; s – площадь крыла, формулу (11) запишем в виде

$$\delta = \frac{l^3}{18E\pi c d^3} \left(\frac{C_y \rho v^2 s}{2} - mg \right). \quad (13)$$

Площадь сечения (высота и длина сечения), размах и модуль упругости крыла в процессе полета не изменяют своего значения.

При этом перемещение концевой части крыла тем больше, чем меньше площадь сечения и модуль упругости крыла и чем больше размах крыла при прочих равных условиях.

В реальном полете параметры C_y , v , ρ , m , s изменяются в зависимости от режима пилотирования самолета.

При этом перемещение концевой части крыла тем больше, чем больше угол атаки самолета (коэффициент подъемной силы), площадь крыла и скорость самолета, чем меньше масса крыла и чем ниже высота (больше плотность воздуха).

в) *Расчет перемещений концевой части крыла в режиме взлета и набора высоты.*

В режиме взлета и набора высоты, помимо силы тяжести и подъемной силы, на крыло действует дополнительная составляющая массовой силы от вертикального ускорения самолета.

Эпюры внутренних сил крыла в полетном положении самолета рассчитываются по формулам с плечом массовой силы F равным $1/3$ и плечом подъемной силы Y равным $1/3$:

$$\begin{aligned} \Sigma Q = 0; \quad Q &= \frac{F_{\max} l \left(1 - \frac{z}{l}\right)^2}{2} - \frac{Y l \left(1 - \frac{z}{l}\right)^2}{2} = \\ &= \frac{(F_{\max} - Y) l \left(1 - \frac{z}{l}\right)^2}{2}; \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \Sigma M = 0; \quad M &= \frac{Y l^2 \left(1 - \frac{z}{l}\right)^3}{6} - \frac{F_{\max} l^2 \left(1 - \frac{z}{l}\right)^3}{2} = \\ &= \frac{(Y - F_{\max}) l^2 \left(1 - \frac{z}{l}\right)^3}{6}, \end{aligned} \quad (15)$$

где Y – подъемная сила;

F_{\max} – максимальная массовая сила.

Построим эпюры силы от размаха крыла, момента от размаха крыла и момента единичной силы, приложенной к концу крыла, от размаха крыла (см. рис. 2, в).

Найдем перемещение концевой части крыла с помощью правила Верещагина по формуле (3).

При этом формула (4) для варианта (в) принимает вид

$$\delta = \frac{(Y - F_{\max})l^3}{72EI}. \quad (16)$$

Учитывая, что

$$F = m(g + a), \quad (17)$$

где m – масса крыла самолета; g – ускорение свободного падения; a – вертикальное ускорение самолета, формулу (16) запишем в виде

$$\delta = \frac{l^3}{18E\pi cd^3} \left(\frac{C_y \rho v^2 s}{2} - m(g + a) \right). \quad (18)$$

Во время взлета и набора высоты, дополнительно к параметрам по пункту (б), может изменяться вертикальное ускорение самолета a (зависит от скорости набора высоты).

Перемещение концевой части крыла, кроме всего прочего (по пункту (б)), тем больше, чем меньше вертикальное ускорение самолета.

Установление причин изменения показаний массы топлива в незаправленных крыльевых баках

При достижении самолетом фиксированной высоты полета крыло деформируется под действием подъемной силы и его прогиб становится положительным. В результате этого невырабатываемый остаток топлива из консольной части крыльевых баков перетекает в корневую часть, ближе к фюзеляжу, притекая к датчикам топливомера. Показания массы топлива в крыльевых баках принимают конечные значения, что указывает на фактическое наличие топлива в крыльевых баках в пределах заданной погрешности, а не на некорректную работу топливной автоматики. В момент взлета или набора высоты, за счет дополнительного действия на крыло сил инерции от вертикального ускорения самолета, консольная часть крыла устанавливается ниже или заподлицо с его корневой частью в зависимости от режима взлета, а топливо перетекает обратно из корневой части в консольную часть. При этом показания массы топлива в крыльевых баках принимают значения 0 кг. При дальнейшем

достижении фиксированной высоты силы инерции от вертикального ускорения отсутствуют и крыло под действием подъемной силы деформируется, а его прогиб становится вновь положительным. При этом консоль крыла устанавливается выше корневой части, поэтому показания массы топлива в крыльевых баках вновь принимают конечные значения.

После посадки крыло под действием силы тяжести и при отсутствии подъемной силы приобретает отрицательный прогиб и показания массы топлива в крыльевых баках принимают значения 0 кг.

Таким образом, возможное увеличение массы топлива в полете в крыльевых баках и ее уменьшение до 0 кг обуславливается не ошибками в работе топливной автоматики, а перетеканием топлива из консольной части в корневую часть крыла и обратно в результате полетной деформации (прогиба) крыла под действием подъемной силы и дополнительной составляющей массовой силы от вертикального ускорения самолета.

Выводы

Аналитически доказано следующее:

— возможное увеличение массы топлива в крыльевых баках в полетном положении самолета может обуславливаться перетеканием невырабатываемого остатка топлива в крыльевых баках из их консольной части в корневую часть из-за положительного прогиба крыла в полете под действием подъемной силы;

— возможное уменьшение массы топлива в крыльевых баках в режиме взлета и набора высоты может обуславливаться перетеканием невырабатываемого остатка топлива в крыльевых баках из корневой части обратно в консольную часть из-за отрицательного или нулевого прогиба крыла, формируемого силой инерции при действии вертикального ускорения самолета.

На рынке отечественных разработчиков электронных систем управления и измерения топлива можно выделить компанию ПАО «Техприбор». В математических моделях систем измерения топлива, в том числе на самолетах разработки ПАО «Туполев», не учитывается вертикальное ускорение самолета. В расчетах используются либо продольные составляющие ускорения или скорости самолета, либо, по результатам, полученным после установки дополнительных датчиков уровня, учитывается изменение зеркала топлива при эволюциях самолета.

Полученные результаты могут быть использованы для уточнения математических моделей, по которым топливная автоматика рассчитывает массу топлива в крыльевых баках, с учетом перетекания топлива в них при эволюциях самолета, а именно с учетом вертикального ускорения самолета [20]. Учёт в математических моделях топливной автоматики вертикального ускорения самолета исключает скачкообразное изменение количества топлива в крыльевых баках и, как следствие, повышает ситуационную осведомленность летчиков.

Список источников

1. Межгосударственный авиационный комитет. Авиационные правила. Ч. 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов. — 4-е издание с 1–5 поправками. — М.: Авиаиздат, 2014. — 208 с.
2. Межгосударственный авиационный комитет. Авиационные Правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. — 6-е издание с поправками 1–9. — М.: Авиаиздат, 2020. — 328 с.
3. Амирьянц Г.А., Малютин В.А., Судаков В.Г., Чедрик А.В. О характеристиках прочности и аэроупругости крупномасштабной модели отсека крыла магистрального самолета // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 4. С. 51–65. DOI: 10.34759/vst-2019-4-51-65
4. Болдырев А.В. Структурная оптимизация крыльев с учетом требований прочности и жесткости // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 3. С. 15–21.
5. Гусев В.Г. Оптимизация разгрузки крыла среднемагистрального пассажирского самолета // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 1. С. 19–25.
6. Тудупова А.Н., Стрижиус В.Е., Бобрович А.В. Расчетно-экспериментальная оценка ресурсных характеристик композитных панелей крыла самолета транспортной категории // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 4. С. 21–29. DOI: 10.34759/vst-2020-4-21-29
7. Комаров В.А., Кузнецов А.С., Лантева М.Ю. Оценка эффекта учета деформаций крыла на ранних стадиях проектирования // Труды МАИ. 2011. № 43. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=24759>
8. Болсуновский А.Л., Бузверя Н.П., Скоморохов С.И., Чернышёв И.Л. Расчётно-экспериментальные ис-

следования скоростных крыльев перспективных магистральных самолётов // Труды МАИ. 2018. № 101. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=96601>

9. Епифанов С.В., Рыженко А.И., Цуканов Р.Ю. Авиационные топливные системы. — Харьков: ХАИ, 2018. — 558 с.
10. Langton R., Clark C., Hewitt M., Richards L. Aircraft Fuel Systems. — Chichester: John Wiley & Sons Ltd., 2009. — 345 p.
11. Moir I., Seabridge A. Aircraft Systems: mechanical, electrical, and avionics subsystems integration. — Chichester: John Wiley & Sons Inc., 2008. — 552 p.
12. Воробьев В.Г., Глухов В.В., Кадышев И.К. Авиационные приборы, информационно-измерительные системы и комплексы: Учеб. пособие. — М.: Транспорт, 1992. — 399 с.
13. Ефимов В.В. Динамика и прочность авиационных конструкций: Учеб. пособие. — М.: МГТУ ГА, 2013. — Ч. I. — 72 с.
14. Ефимов В.В. Динамика и прочность авиационных конструкций.: Учеб. пособие. — М.: МГТУ ГА, 2014. — Ч. II. — 72 с.
15. Левченко Н.Б. Сопротивление материалов: Учеб. пособие. — СПб.: СПбГАСУ, 2001. — Ч. 2 — 110 с.
16. Ефимов В.В., Ефимова М.Г. Основы авиации. В 2 частях. — Ч. 1. Основы аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов: Учеб. пособие. — М.: МГТУ ГА, 2012. — 64 с.
17. Хохлов В.А., Цукублина К.Н., Курпьянов Н.А. Сопротивление материалов: Учеб. пособие. — 2-е изд., перераб. и доп. — Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2009. — Ч. 1. — 128 с.
18. Ефимов В.В., Ефимова М.Г., Чернигин К.О. Конструкция и прочность самолета. Крыло: Учеб. пособие. — М.: ИД Академии Жуковского, 2018. — 76 с.
19. Чунарева Н.Н., Ефимова М.Г., Солонин В.П. Крыло и средства улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета. — М.: МГТУ ГА, 2000. — 47 с.
20. Агеев А.Г., Жданов А.В., Галанова А.П. Аналитическое исследование влияния прогиба крыла самолета на показания массы топлива в крыльевых баках // Молодёжь и будущее авиации и космонавтики: Сб. аннотаций конкурсных работ XIII Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов (22–26 ноября 2021; МАИ, Москва). М.: Изд-во Перо, 2021. С. 161–163.

References

1. *Mezhhgosudarstvennyi aviatsionnyi komitet. Aviatsionnye pravila. Chast' 23. Normy letnoi godnosti grazhdanskikh legkikh samoletov, 4-e izdanie s 1-5 popravkami* (Interstate Aviation Committee. Civil Aviation Safety Regulations. Part 23 - Airworthiness standards: normal category airplanes, 4th edition with 1-5 amendments), Moscow, Aviaizdat, 2014, 208 p.
2. *Mezhhgosudarstvennyi aviatsionnyi komitet. Aviatsionnye Pravila. Chast' 25. Normy letnoi godnosti samoletov transportnoi kategorii, 6-e izdanie s popravkami 1-9*

- (Interstate Aviation Committee. Civil Aviation Safety Regulations. Part 25 - Airworthiness standards: transport category airplanes, 6th edition with amendments 1-9), Moscow, Aviaizdat, 2020, 328 p.
3. Amir'yants G.A., Malyutin V.A., Soudakov V.G., Chedrik A.V. On strength and aeroelastic characteristics of a large-scale model of an airplane wing section. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 4, pp. 51-65. DOI: 10.34759/vst-2019-4-51-65
 4. Boldyrev A.V. Wing structural optimization under strength and stiffness constrains. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 3, pp. 15-21.
 5. Gusev V.G. Optimization of the wing unloading of a medium-range passenger aircraft. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 19-25.
 6. Tudupova A.N., Strizhius V.E., Bobrovich A.V. Computational and experimental evaluation of fatigue life characteristics of the transport category aircraft composite wing panels. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 21-29. DOI: 10.34759/vst-2020-4-21-29
 7. Komarov V.A., Kuznetsov A.S., Lapteva M.Yu. *Trudy MAI*, 2011, no. 43. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=24759>
 8. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Skomorokhov S.I., Chernyshev I.L. *Trudy MAI*, 2018, no. 101. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=96601>
 9. Epifanov S.V., Ryzhenko A.I., Tsukanov R.Yu. *Aviatsionnye toplivnye sistemy* (Aviation fuel systems), Kharkiv, KhAI, 2018, 558 p.
 10. Langton R., Clark C., Hewitt M., Richards L. *Aircraft Fuel Systems*. Chichester, John Wiley & Sons Ltd., 2009, 345 p.
 11. Moir I., Seabridge A. *Aircraft Systems: mechanical, electrical, and avionics subsystems integration*. Chichester, John Wiley & Sons Inc., 2008, 552 p.
 12. Vorob'ev V.G., Glukhov V.V., Kadyshchikov I.K. *Aviatsionnye pribory, informatsionno-izmeritel'nye sistemy i komplekсы* (Aviation instruments, information and measurement systems and complexes), Moscow, Transport, 1992, 399 p.
 13. Efimov V.V. *Dinamika i prochnost' aviatsionnykh konstruksii* (Dynamics and strength of aircraft structures), Moscow, MGTU GA, 2013. Part I, 72 p.
 14. Efimov V.V. *Dinamika i prochnost' aviatsionnykh konstruksii* (Dynamics and strength of aircraft structures), Moscow, MGTU GA, 2014. Part II, 72 p.
 15. Levchenko N.B. *Soprotivlenie materialov* (Resistance of materials), St. Petersburg, SPbGASU, 2001. Part 2, 110 p.
 16. Efimov V.V., Efimova M.G. *Osnovy aviatsii. V 2kh chastyakh. Ch. 1. Osnovy aerodinamiki i dinamiki poleta letatel'nykh apparatov* (Fundamentals of aviation. In two parts. Part 1. Fundamentals of aircraft aerodynamics and flight dynamics), Moscow, MGTU GA, 2012, 64 p.
 17. Khokhlov V.A., Tsukublina K.N., Kupriyanov N.A. *Soprotivlenie materialov* (Resistance of materials), Tomsk, Tomskii politekhnicheskii universitet, 2009. Part 1, 128 p.
 18. Efimov V.V., Efimova M.G., Chernigin K.O. *Konstruksiya i prochnost' samoleta. Krylo* (Aircraft design and strength. Wing), Moscow, ID Akademii Zhukovskogo, 2018, 76 p.
 19. Chunareva N.N., Efimova M.G., Solonin V.P. *Krylo i sredstva uluchsheniya vzletno-posadochnykh kharakteristik samoleta* (Wing and means of improving the aircraft takeoff and landing characteristics), Moscow, MGTU GA, 2000, 47 p.
 20. Ageev A.G., Zhdanov A.V., Galanova A.P. *Sbornik annotatsii XIII Vserossiiskogo mezhotraslevogo molodezhnogo konkursa nauchno-tekhnicheskikh rabot i projektov "Molodezh' i budushchee aviatsii i kosmonavtiki" (22-26 November 2021; MAI, Moscow)*, Moscow, Pero, 2021, pp. 161-163.

Статья поступила в редакцию 25.12.2021; одобрена после рецензирования 16.01.2022; принята к публикации 16.01.2022.

The article was submitted on 25.12.2021; approved after reviewing on 16.01.2022; accepted for publication on 16.01.2022.