

## Влияние перетекания топлива на положение центра масс самолёта с одним баком в каждой консоли крыла

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*

Рассмотрено влияние перетекания топлива по мере его выработки на положение центра масс самолёта с одним топливным баком в каждой консоли крыла. Предложен алгоритм расчёта положения центра масс самолёта в зависимости от текущего уровня топлива в баке и угла тангажа, учитывающий перетекание топлива как на низкоплане с положительным поперечным  $V$  крыла, так и на верхнеплане с отрицательным поперечным  $V$ . Алгоритм является базовым и может быть использован для построения более сложных алгоритмов, а также при выполнении курсовых и дипломных проектов.

**Ключевые слова:** перетекание топлива, центр масс, центровка, топливный бак, топливная система, выработка топлива.

### Введение

Топливная система современного самолёта — одна из наиболее сложных и интегрированных со всеми другими его системами. Она не только обеспечивает хранение и подачу топлива к двигателям на всех предусмотренных режимах полёта самолёта, но и оказывает существенное влияние на его устойчивость, управляемость, экономичность и ресурс. Действительно, поскольку все топливные баки невозможно разместить в центре масс (ЦМ) самолёта, то по мере выработки топлива положение центра масс самолёта будет смещаться. Как известно, взаимное положение центра масс и центра давления определяют характеристики устойчивости и управляемости. С учётом современных тенденций увеличения дальности полёта самолётов гражданской авиации и соответственного увеличения относительной массы топлива на борту (более 50%) смещение центра масс может быть весьма значительным.

Однако наиболее опасным это смещение становится при изменении угла тангажа, когда значительные массы топлива перетекают вдоль бака по размаху крыла. Поскольку практически все современные гражданские реактивные самолёты оснащаются стреловидными крыльями, то перетекание топлива вдоль размаха сопровождается смещением ЦМ вдоль оси самолёта. В этих случаях требуется оценить, сохраняется ли центровка самолёта в допустимых с точки зрения устойчивости и управляемости пределах.

**Целью** данной работы и является разработка алгоритма расчёта положения центра масс самолёта со стреловидным крылом, у которого всё топливо размещено в крыльевых баках (по одному в каждой консоли) по мере его выработки и с учётом заданных углов тангажа.

### 1. Базовый алгоритм расчёта ЦМ самолёта с одним топливным баком в каждой консоли крыла

Как известно, положение ЦМ самолёта обычно измеряется в долях средней аэродинамической хорды (САХ) и задаётся относительно её носка. Для определения положения ЦМ самолёта требуется разделить статический момент самолёта относительно носка САХ на массу самолёта. Для такого расчёта обычно задают массу самолёта при отсутствии топлива (zero fuel weight, ZFW) и положение его

ЦМ при отсутствии топлива (zero fuel center-of-gravity, ZFCG), которые считают постоянными в течение всего полёта. Формула для расчёта ЦМ проста:

$$\bar{x}_T = \left[ \frac{ZFW \cdot ZFCG \cdot b_A + 2S_z}{ZFW + 2m_T} \right] \frac{100\%}{b_A}, \quad (1)$$

где  $m_T$ ,  $S_z$  — масса топлива и его статический момент относительно носка САХ при его текущем количестве (коэффициент два учитывает бак во второй консоли крыла).

Таким образом, суть задачи сводится к вычислению статического момента топлива в баке-кессоне при заданных массе топлива и угле тангажа. Решение задачи не представляло бы трудностей, если бы бак был полон или если бы сумма угла тангажа и установочного угла крыла была равна нулю.

Как известно, масса и статический момент определяются интегрированием по объёму тела

$$m_T = \rho_T \iiint dx dy dz, \quad S_z = \rho_T \iiint x dx dy dz, \quad (2)$$

где  $\rho_T$  — плотность топлива.

Трудность заключается лишь в назначении пределов интегрирования. Рассмотрим область интегрирования (рис. 1). Очевидно, что наиболее простой вид у пределов будет при выборе следующего порядка интегрирования:  $y$ ,  $x$ ,  $z$ . При выборе других порядков получается значительно более сложная область, причём переменной конфигурации.

Таким образом, пределами внешнего интеграла (по  $z$ ) являются координаты нервюр, ограничивающих бак-кессон  $[z_I, z_{II}]$ . В качестве пределов среднего интеграла (по  $x$ ) выступают координаты переднего и заднего лонжеронов  $[x_I, x_{II}]$ , являющиеся линейными функциями  $z$ :

$$x_I = x_{I0} + z \operatorname{tg} \chi_I; \quad x_{II} = x_{II0} + z \operatorname{tg} \chi_{II}, \quad (3)$$

где  $x_{I0} = \bar{x}_{I0} b_0$ ,  $x_{II0} = \bar{x}_{II0} b_0$  — координаты переднего и заднего лонжеронов по бортовой нервюре;  $b_0$  — корневая хорда крыла;  $\chi_I$ ,  $\chi_{II}$  — углы стреловидности по переднему и заднему лонжеронам.

Внутренний интеграл (по  $y$ ) сводится к разности верхнего и нижнего пределов, которые представляют наибольший интерес. Нижним пределом может являться координата нижней поверхности профиля крыла (в точке  $x$ ,  $z$ ) или координата свободной поверхности топлива в зависимости от угла тангажа и текущего уровня топлива в баке (рис. 2); верхним — координата верхней поверхности крыла или свободной поверхности топлива.

Уровень топлива  $\delta$  (при заданном угле тангажа  $\theta$ ) может изменяться в пределах  $[\delta_{min}, \delta_{max}]$  (см. рис. 1), причём  $\delta_{min}$  соответствует самой нижней точке бака (точке А), а  $\delta_{max}$  — самой верхней его точке (точке В) (если бак начинается от корневой нервюры  $\delta_{min} = 0$ ). Здесь возможны два случая в зависимости от того, какая из нервюр окажется ниже: корневая (рис. 1, а) или концевая (рис. 1, б). Первый случай характерен для крейсерского режима низкопланов (с положительным поперечным V); второй — верхнепланов (с отрицательным поперечным V). Теперь можно задать свободную поверхность топлива уравнением

$$y_{ce}(x, \theta, \delta) = y_\delta(\theta, \delta) + (x - x_\delta(\theta, \delta)) \operatorname{tg} \theta, \quad (4)$$

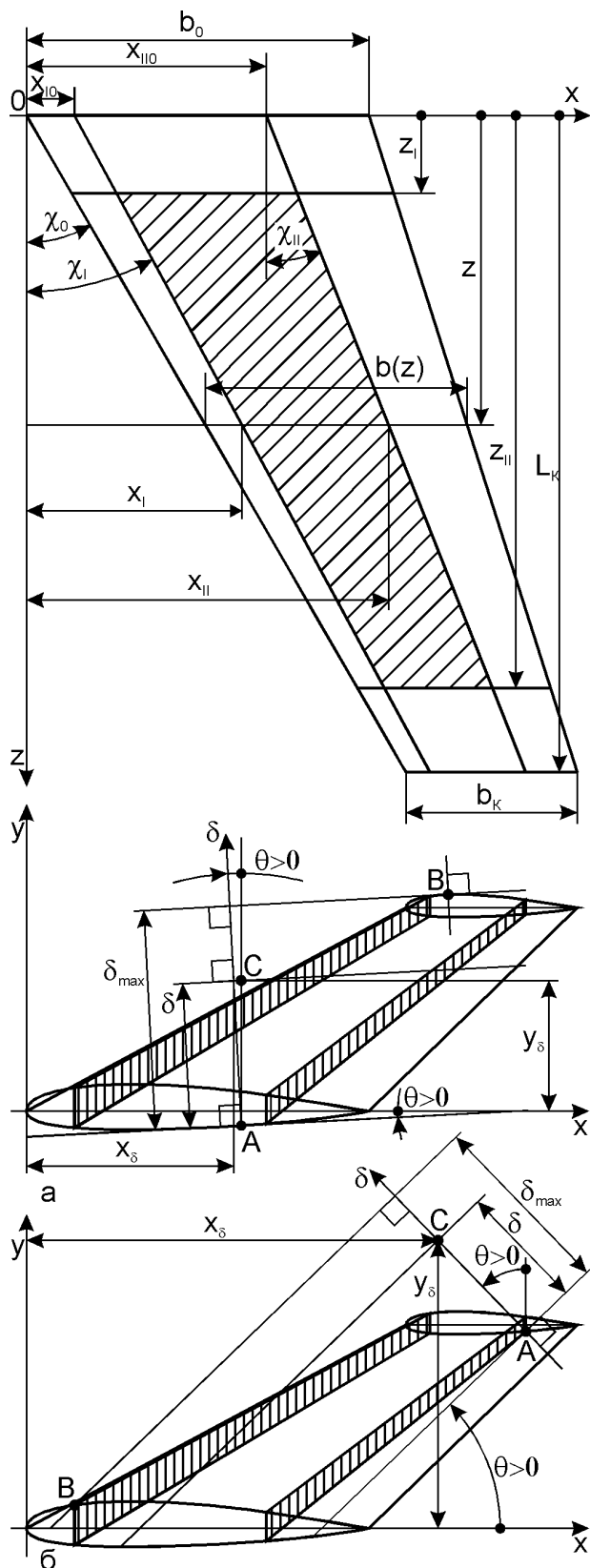


Рис. 1. Расчётная схема бака-кессона

где  $x_\delta(\theta, \delta)$ ,  $y_\delta(\theta, \delta)$  — координаты точки текущего уровня  $\delta$  (точки C) на одноимённой оси. Для первого и второго случаев они равны соответственно

$$\begin{aligned} x_{\delta 1}(\theta, \delta) &= b_0 \bar{x}_{min} - \delta \sin \theta; \\ y_{\delta 1}(\theta, \delta) &= b_0 \bar{y}_H(\bar{x}_{min}) + \delta \cos \theta; \\ x_{\delta 2}(\theta, \delta) &= z_B \operatorname{tg} \chi_0 + b(z_B) \bar{x}_{min} - \delta \sin \theta; \\ y_{\delta 2}(\theta, \delta) &= z_B \operatorname{tg} \psi + \\ &+ b(z_B) \bar{y}_H(\bar{x}_{min}) + \delta \cos \theta. \end{aligned} \quad (5)$$

где  $\bar{x}_{min}$ ,  $\bar{y}_H(\bar{x}_{min})$  — относительные координаты нижней точки профиля при заданном угле тангажа;  $\chi_0$  — угол стреловидности по передней кромке;

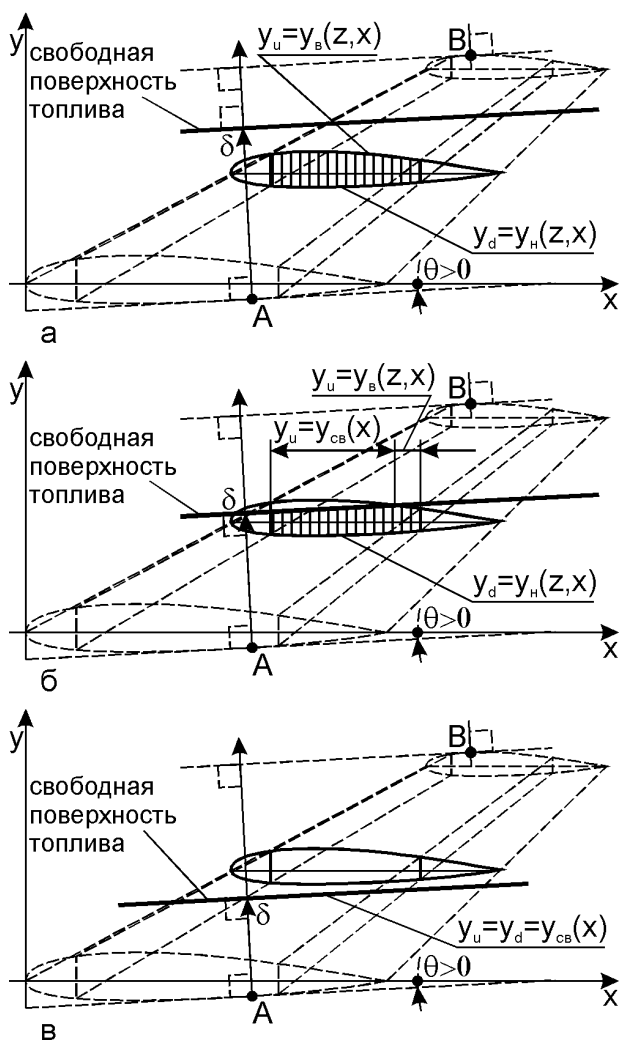


Рис. 2. Область интегрирования при различных уровнях топлива

$\psi$  — угол поперечного V;  $z_B = z_{II}$  — полуразмах бакового отсека;  $b(z_B)$  — соответствующая хорда крыла.

Теперь верхний и нижний пределы внутреннего интеграла можно задать в виде минимума двух функций: функции, описывающей соответствующую поверхность крыла, и функции свободной поверхности топлива (см. рис. 2)

$$\begin{aligned} y_u(z, x, \theta, \delta) &= \min\{y_e(z, x); y_{ce}(x, \theta, \delta)\}; \\ y_d(z, x, \theta, \delta) &= \min\{y_n(z, x); y_{cn}(x, \theta, \delta)\}, \end{aligned} \quad (6)$$

где  $y_e(z, x)$  и  $y_n(z, x)$  — функции, описывающие, соответственно, верхнюю и нижнюю поверхности крыла с учётом типа профиля, угла поперечного V и других геометрических характеристик крыла.

После этого интегралы (2) примут вид

$$m(\theta, \delta) = \rho_T \int_{z_I}^{z_{II}} \int_{x_I(z)}^{x_{II}(z)} [y_u(z, x, \theta, \delta) - y_d(z, x, \theta, \delta)] dx dz; \quad (7)$$

$$S_z(\theta, \delta) = \rho_T \int_{z_I}^{z_{II}} \int_{x_I(z)}^{x_{II}(z)} x [y_u(z, x, \theta, \delta) - y_d(z, x, \theta, \delta)] dx dz. \quad (8)$$

Однако поскольку за начало отсчёта был принят носок бортовой хорды, то формула (13) для расчёта ЦМ самолёта, запишется по-другому:

$$\bar{x}_T(\theta, \delta) = \left[ \frac{ZFW \cdot (ZFCG \cdot b_A + x_A) + 2S_z(\theta, \delta)}{ZFW + 2m_T(\theta, \delta)} - x_A \right] \frac{100\%}{b_A}. \quad (9)$$

Таким образом, удаётся уйти от переменной конфигурации области интегрирования и свести достаточно сложную задачу к относительно простому алгоритму.

Суммируя сказанное выше, базовый алгоритм расчёта ЦМ самолёта с учётом угла тангажа и текущего уровня топлива можно представить в виде, показанном на рис. 3.

## 2. Результаты расчёта

Рассмотренный алгоритм реализован Р. Ю. Цукановым в расчётном модуле программного обеспечения Power Unit 11.1. Результаты расчётов по этому алгоритму удовлетворительно согласуются с имеющимися данными об изменении центровки самолётов с одним баком в каждой консоли крыла.

Расчёты выполнены для гипотетического самолёта для трёх углов тангажа: минимального, крейсерского и максимального, что даёт возможность оценить влияние перетекания топлива при изменении угла тангажа. Однако наибольший интерес, конечно, представляют графики для крейсерского режима полёта. Гипотетический самолёт представляет собой низкоплан со стреловидным крылом, положительным поперечным V и одним топливным баком (ТБ) в каждой консоли крыла. Для этой же геометрии рассмотрен вариант самолёта-верхнеплана с отрицательным поперечным V и одним баком в каждой консоли крыла.

Расчеты показали, что выработка баков, расположенных в консолях крыла, оказывает сложное влияние на центровку, которое, в первую очередь, определяется знаком поперечного V крыла.

Графики для самолёта-низкоплана с положительным поперечным V изображены на рис. 4. Анализ полученных результатов показывает, что, во-первых, по мере выработки топлива наблюдается смещение ЦМ *сначала вперёд, а затем*

назад. Во-вторых, максимальное смещение ЦМ достаточно велико (в примере более 4 %). В-третьих, изменение угла тангажа вызывает значительное перетекание топлива (диапазон смещения ЦМ при изменении угла тангажа составляет более 8 %).

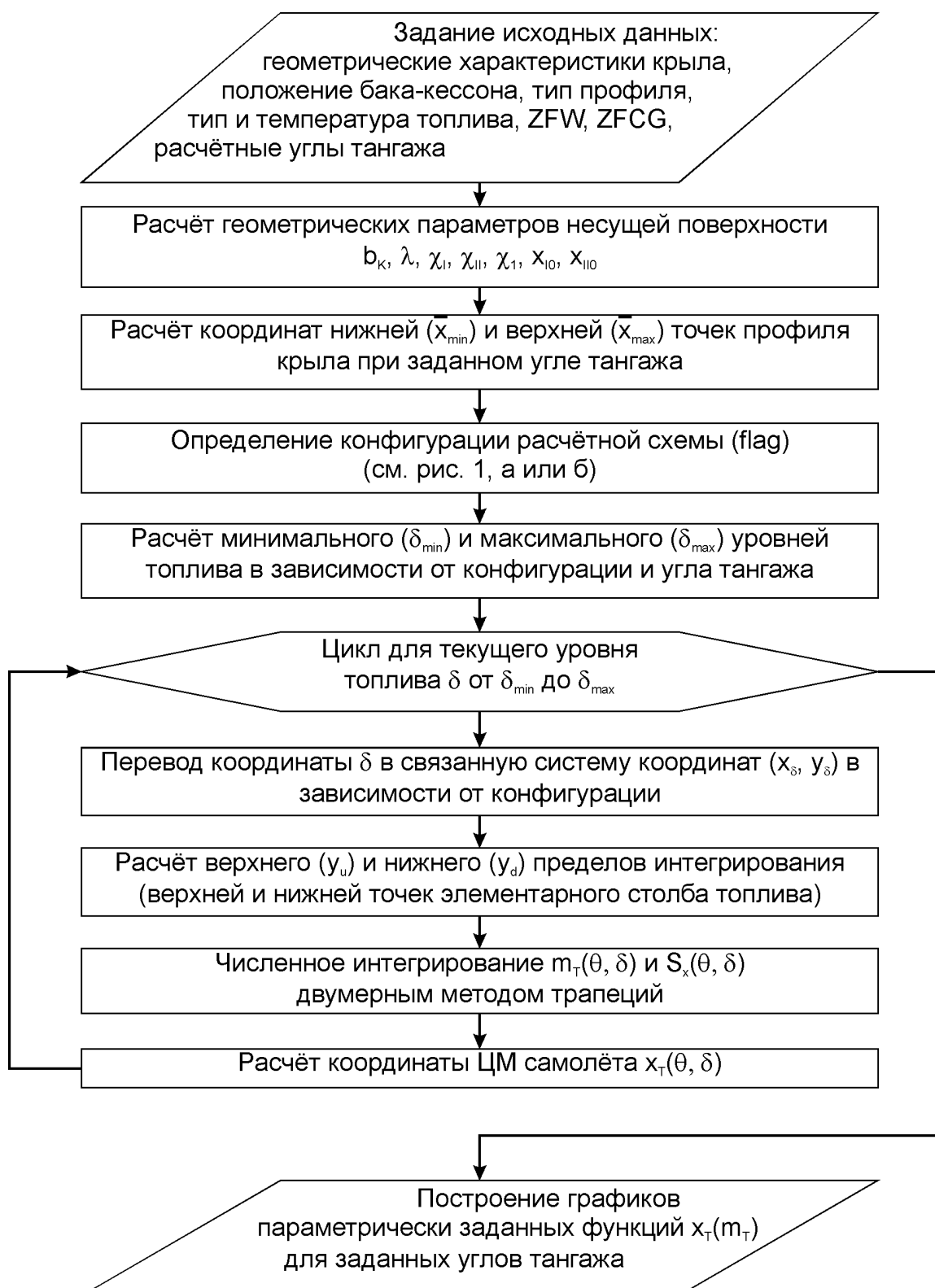


Рис. 3. Базовый алгоритм расчёта ЦМ самолёта

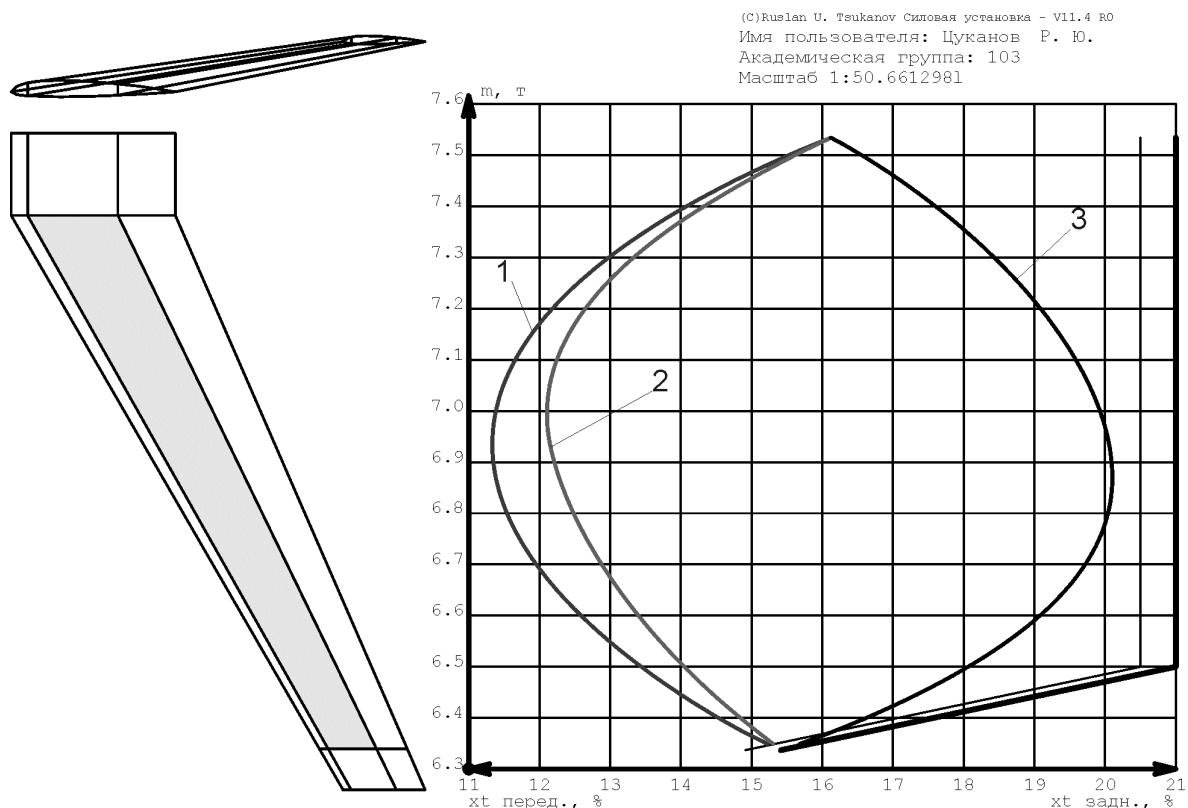


Рис. 4. График центровки гипотетического самолёта-низкоплана с положительным поперечным  $V$  и одним ТБ в каждой консоли крыла: 1 — на минимальном угле тангажа; 2 — на крейсерском угле тангажа; 3 — на максимальном угле тангажа

Рассмотрим теперь результаты расчетов для самолета тех же размеров, но верхнеплана с отрицательным поперечным  $V$  (рис. 5). Во-первых, в этом случае наблюдается смещение ЦМ сначала назад, а затем вперед. Во-вторых, максимальное смещение ЦМ ещё больше (около 5 %), чем в предыдущем случае. В-третьих, изменение угла тангажа вызывает хотя и меньшее, но всё же значительное перетекание топлива (диапазон смещения ЦМ составляет примерно 6 %).

Таким образом, анализ проведенного математического моделирования показал следующее:

1. По мере выработки топлива при полёте на крейсерском режиме ЦМ самолёта может существенно сместиться, выходя из диапазона между его начальным (взлётным) и конечным (ZFCG) положениями.

2. Смещение ЦМ самолёта-низкоплана с положительным поперечным  $V$  происходит сначала вперед, затем — назад; самолёта-верхнеплана с отрицательным поперечным  $V$  — сначала назад, затем — вперед.

3. Смещение ЦМ самолёта-верхнеплана с отрицательным поперечным  $V$  благоприятно, поскольку приводит к уменьшению балансирующей подъемной силы на горизонтальной оперении (ГО), а значит: потребной подъемной силы крыла, аэродинамического сопротивления самолёта, потребной силы тяги, расхода топлива и действующих нагрузок.

Для верхнеплана требуется лишь обеспечить, чтобы ЦМ не выходил за его предельное заднее положение, что может привести к потере устойчивости.

4. Смещение ЦМ низкоплана с положительным поперечным  $V$  не рационально, требует дополнительного исследования и выработки рекомендаций, поскольку:

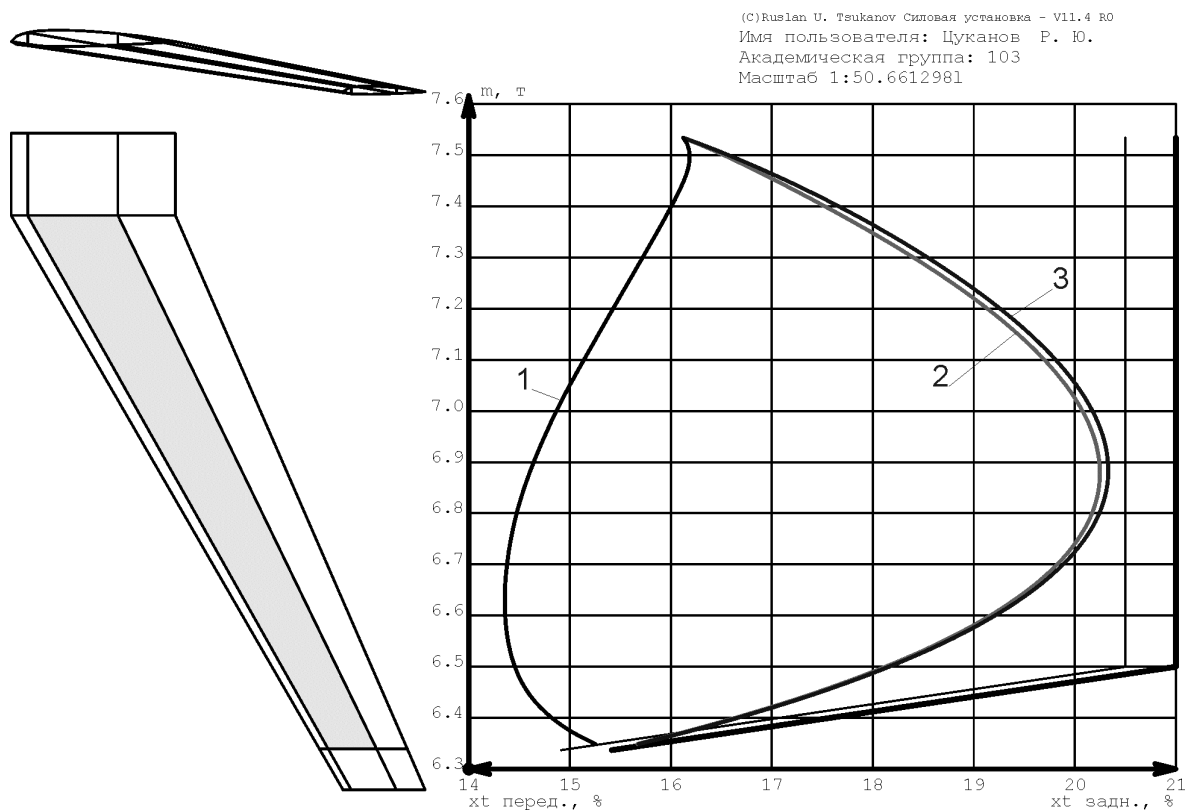


Рис. 5. График центровки гипотетического самолёта-верхнеплана с отрицательным поперечным V и одним ТБ в каждой консоли: 1 — на минимальном угле тангажа; 2 — на крейсерском угле тангажа; 3 — на максимальном угле тангажа

4.1. Приводит к увеличению балансировочной подъёмной силы ГО (обычно отрицательной), а следовательно, и к увеличению потребной подъёмной силы крыла.

4.2. Для увеличения подъёмной силы крыла и ГО приходится увеличивать угол атаки, что ведёт к росту аэродинамического сопротивления как крыла, так и ГО. Поскольку потребная сила тяги на крейсерском режиме равна суммарному аэродинамическому сопротивлению, то при этом растёт потребная сила тяги и расход топлива.

4.3. Увеличение потребной подъёмной силы крыла вызывает рост нагрузок на крыло, в частности, нормальных напряжений в поясах лонжеронов и панелях. Это особенно вредно для корневых зон крыла, напряжения в которых практически определяют ресурс самолёта.

4.4. Увеличение балансировочной силы ГО ведёт к росту нагрузок на фюзеляж, что также отрицательно сказывается на его ресурсе (или увеличивает массу).

5. Перетекание топлива при изменении угла тангажа способно вызвать значительное смещение ЦМ в обоих направлениях, в том числе за предельно переднее или предельно заднее положения ЦМ.

## Выводы

1. Разработана математическая модель (алгоритм и его Win32 программная реализация на языке C в системе Power Unit 11.1) для численного моделирования положения ЦМ самолёта со стреловидным крылом, всё топливо которого размещено в двух баках (по одному в каждой консоли крыла), с учётом заданных углов тангажа.

2. На основе математического моделирования проанализировано влияние перетекания топлива в баках по мере его выработки с учетом изменения углов тангажа на положение центра масс самолета. Получены результаты, важные для практики проектирования топливных систем самолетов со стреловидными крыльями.

3. Для дальнейшего совершенствования математической модели желательно учесть влияние противоотливных нервюр, разделения топливного отсека на отдельные баки, порядка выработки топлива и его балансировочной перекачки, а также текущей полётной массы и положения ЦМ на потребный угол тангажа.

### Список литературы

1. Langton, Roy Aircraft Fuel Systems [Text] / Roy Langton, Chuck Clark, Martin Hewitt, Lonnie Richards — John Wiley & Sons Inc., 2009. — 367 p.

2. Рыженко, А. И. Исследование влияния перетекания топлива и его балансировочной перекачки на центровку самолёта [Текст] / А. И. Рыженко, Р. Ю. Цуканов // Тези доповіді на міжнародній науково-технічній конференції «Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні» ИКТМ'2014. — Х. : Нац. аеро-косм. у-нт «Харьк. авиац. инст.», 2014. — С. 38.

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., главный научный сотрудник НИИ проблем физического моделирования полета самолетов Бетин А. В.

Поступила в редакцию 08.09.2014

## Вплив перетікання палива на положення центру мас літака з одним баком у кожній консолі крила

Розглянуто вплив перетікання палива внаслідок його вироблення на положення центру мас літака з одним паливним баком у кожній консолі крила. Запропоновано алгоритм розрахунку положення центру мас літака залежно від поточного рівня палива у баці та кута тангажа, що враховує перетікання палива як на низькоплані із позитивним поперечним  $V$  крила, так і на верхньоплані із негативним поперечним  $V$ . Алгоритм є базовим і може бути використаний задля побудови більш складних алгоритмів, а також при виконанні курсових і дипломних проектів.

**Ключові слова:** перетікання палива, центр мас, центрування, паливний бак, паливна система, вироблення палива.

## Fuel migration influence on center-of-gravity position of airplane with single tank inside each wing

Fuel migration influence on center-of-gravity position of airplane with single fuel tank inside each wing according to fuel usage has discussed. Algorithm for airplane center-of-gravity calculation depending on current fuel level in the tank and pitch angle, taking into account fuel migration both for low wing arrangement with dihedral angle, and for high wing arrangement with anhedral angle is proposed. The algorithm is fundamental and can be used for more complicated algorithms building, and also for course and diploma projects creation.

**Keywords:** fuel migration, center-of-gravity, center-of-gravity position, fuel tank, fuel system, fuel usage.