

УДК 621.735

А. И. РЫЖЕНКО, Р. Ю. ЦУКАНОВ

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

## ВЛИЯНИЕ ПРОТИВООТЛИВНЫХ НЕРВЮР И ПЕРЕТЕКАНИЯ ТОПЛИВА НА СМЕЩЕНИЕ ЦЕНТРА МАСС САМОЛЁТА С ОДНИМ БАКОМ В КАЖДОЙ КОНСОЛИ КРЫЛА

*Рассмотрено влияние противоотливных нервюр на перетекание топлива по мере выработки топлива и 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 заданное количество и положение противоотливных нервюр. На основе этого алгоритма и его программной реализации выполнены расчёты оптимального расположения одной и двух противоотливных нервюр для используемого на практике диапазона сужений крыла. Кроме того, выполнен расчёт области рационального расположения противоотливных нервюр, в которой максимальное смещение центра масс не превышает одного процента от минимального. Предложенный алгоритм может быть использован для построения более сложных алгоритмов, а также при выполнении курсовых и дипломных проектов.*

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

### Введение

Топливная система современного самолёта – одна из наиболее сложных и интегрированных с другими системами. Она не только обеспечивает хранение и подачу топлива к двигателям на всех предусмотренных режимах полёта самолёта, но и оказывает существенное влияние на устойчивость, управляемость, экономичность и ресурс самолёта. Поскольку все топливные баки невозможно разместить в центре масс (ЦМ) самолёта, то по мере выработки топлива положение ЦМ самолёта смещается. Как известно, взаимное положение ЦМ и центра давления определяет 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 ЦМ может быть весьма значительным.

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. При этом требуется оценить, сохраняется ли ЦМ самолёта в допустимых с точки зрения устойчивости и управляемости пределах.

В работе [1] был рассмотрен базовый алгоритм расчёта ЦМ самолёта с одним баком в каждой кон-

соли крыла с учётом перетекания топлива и заданного угла тангажа. Однако в ней не были учтены противоотливные нервюры (ПОН).

ПОН позволяют не только предотвратить отток топлива от подкачивающих и перекачивающих насосов самолёта (ПНС), но и уменьшить смещение ЦМ самолёта, вызванное изменением угла тангажа.

**Целью** данной работы 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 на заданных углах тангажа, с учётом заданного количества и расположения противоотливных нервюр.

### Постановка задачи исследования

Как известно, ПОН представляют собой частично герметизированные нервюры, снабжённые в нижней части обратными клапанами, пропускающими топливо только в одном направлении (рис. 1).

Таким образом, удаётся предотвратить отток топлива от ПНС при появлении углов крена и тангажа. С этой целью ПОН устанавливаются вблизи ПНС, образуя расходные (а иногда ещё и предрасходные) отсеки бака.

Кроме того, ПОН используют и для предотвращения значительного смещения ЦМ, вызванного перетеканием топлива при изменении угла тангажа. Для этого топливный бак разделяют противоотливными нервюрами на ряд отсеков, что ограничивает перетекание топлива границами отсеков (рис. 2).

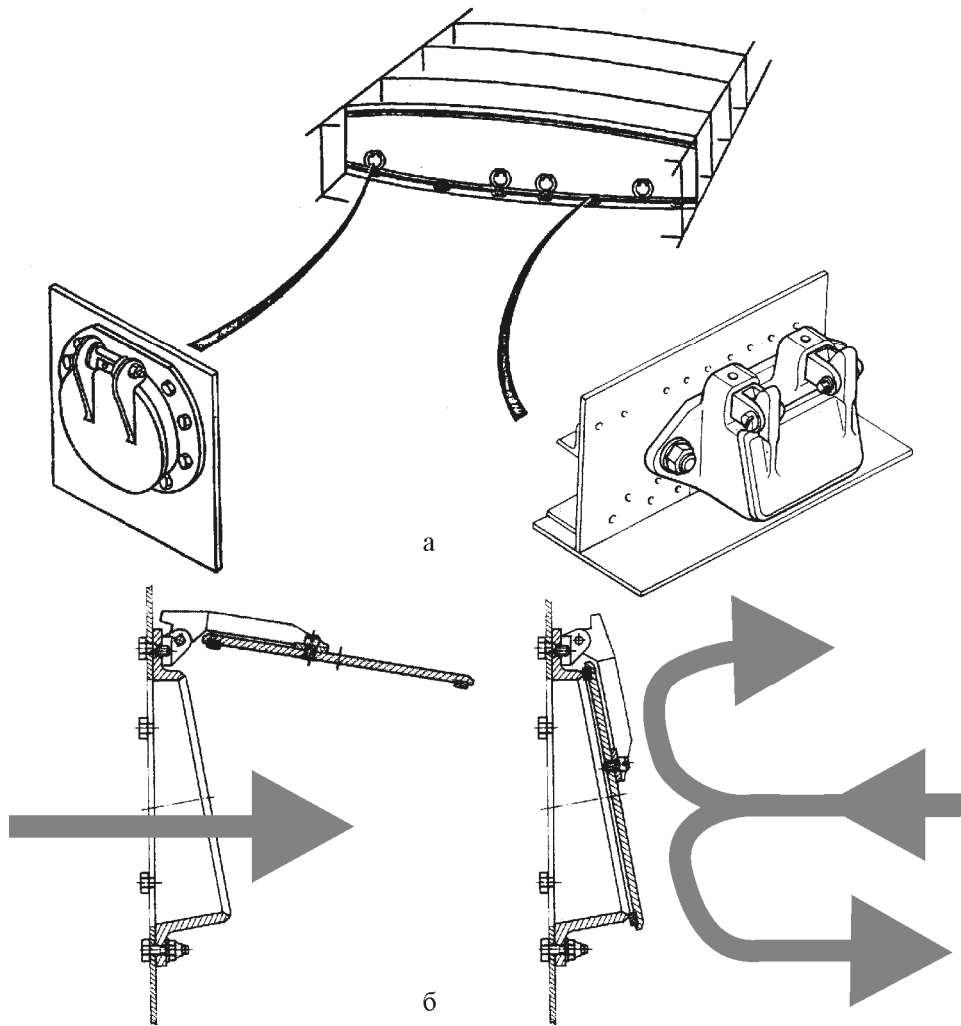


Рис. 1. Конструкция (а) и принцип работы (б) ПОН

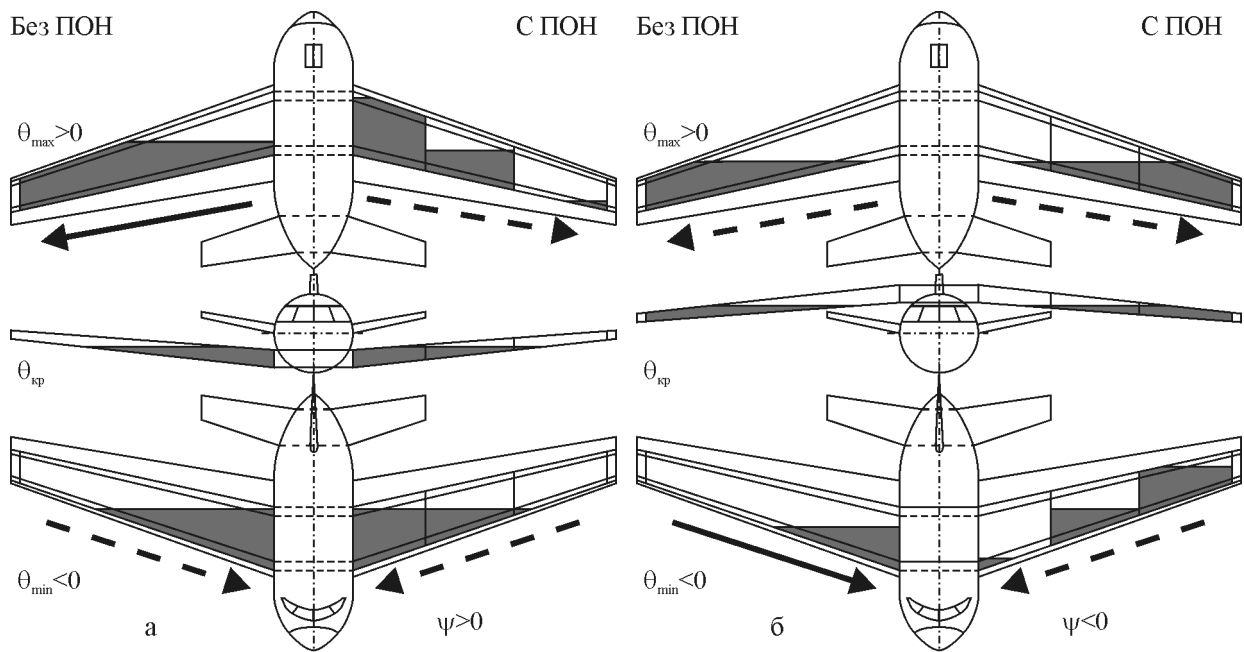


Рис. 2. Положение топлива при отсутствии и при наличии ПОН на низкоплане с положительным поперечным  $V$  (а) и верхнеплане с отрицательным поперечным  $V$  (б) при различных углах тангажа

Из рисунка видно, что таким образом удаётся уменьшить смещение ЦМ только для «экстремальных» углов тангажа: для низкопланов с положительным поперечным  $V$  ( $\psi > 0$ ) – для больших положительных углов тангажа ( $\theta \gg 0$ ); для верхнепланов с отрицательным углом поперечного  $V$  ( $\psi < 0$ ) – для отрицательных углов тангажа ( $\theta < 0$ ).

Другими словами, влияние ПОН проявляется только для указанных выше ситуаций. На крейсерском угле тангажа, на отрицательных углах тангажа при  $\psi > 0$ , на положительных углах тангажа при  $\psi < 0$  – ПОН учитывать нет необходимости.

### Алгоритм расчёта ЦМ самолёта с одним топливным баком в каждой консоли крыла, с учётом ПОН

Вначале обратим внимание на тот факт, что для расчёта «экстремальных» режимов (углов тангажа) невозможно использовать единую сетку уровней бака (как это делалось в базовом алгоритме [1]). Практически это приводит к разделению алгоритма на две части: алгоритм «расчёта компонентов» и алгоритм «выработки» топлива. Первый алгоритм готовит массивы уровней, масс и статических моментов для каждого отсека бака, отделённого ПОН. Во втором алгоритме находится суммарный статический момент и вычисляется положение ЦМ для текущей массы топлива по мере его выработки.

Вторым отличием от базового алгоритма является то, что в цикле «расчёта компонентов» кроме расчёта масс и статических моментов топлива в каждом отсеке бака для «экстремального» режима (на его сетке уровней); необходимо также рассчитать массы топлива в каждом отсеке на крейсерском угле тангажа (и на его сетке уровней). Массив масс топлива в каждом отсеке на крейсерском угле тангажа (заданный на сетке уровней крейсерского режима) необходим для определения статического момента этой массы топлива на «экстремальном» режиме, поскольку сетка уровней для «экстремального» режима другая, и инвариантом является только масса топлива в этом отсеке, перетекающая между соседними ПОН.

Суммируя вышесказанное, алгоритм «расчёта компонентов» при заданном угле тангажа с учётом ПОН можно представить в виде, представленном на рис. 3.

Наконец, в цикле «выработки» по текущей массе топлива в баке на «экстремальном» угле тангажа необходимо:

– определить уровень топлива в этом баке на крейсерском угле тангажа (единый для всех отсеков бака, отделённых ПОН) при той же массе топлива;

– по уровню топлива в баке на крейсерском угле тангажа, найти массу топлива в этом отсеке также на крейсерском угле тангажа;

– по массе топлива в этом отсеке на крейсерском угле тангажа найти статический момент массы топлива в этом отсеке на «экстремальном» угле тангажа;

– просуммировать статические моменты массы топлива в каждом отсеке бака на «экстремальном» режиме и найти положение ЦМ самолёта.

Алгоритм «выработки» представлен на рис. 4.

Для оценки рациональности расположения ПОН предлагаются два критерия.

1) Максимальный модуль смещения ЦМ на «экстремальном» режиме относительно крейсерского

$$\text{MaxDelX} = \max_i \left| x_T^{\text{Эк}}(m_i) - x_T^{\text{Кр}}(m_i) \right|.$$

Другими словами, максимальная по мере выработки топлива абсолютная величина смещения ЦМ при внезапном переходе самолёта на «экстремальный» угол тангажа от положения ЦМ на крейсерском угле тангажа. Данный критерий характеризует самую худшую за время полёта ситуацию со смещением ЦМ.

2) Среднеквадратичное смещение ЦМ на «экстремальном» режиме относительно крейсерского

$$\text{SigDelX} = \sqrt{\frac{1}{m_0 - ZFW} \int_{m_0}^{ZFW} \left[ x_T^{\text{Эк}}(m) - x_T^{\text{Кр}}(m) \right]^2 dm}.$$

Данный критерий даёт осреднённое за время полёта смещение ЦМ самолёта.

### Результаты расчёта

Рассмотренные алгоритмы реализованы Р. Ю. Цукановым в расчётном модуле программного обеспечения Power Unit 11.2, для которого осуществлена пробная эксплуатация.

Проанализируем результаты расчетов для двух конкретных самолётов: низкоплана с положительным поперечным  $V$  (рис. 5) и верхнеплана с отрицательным поперечным  $V$  (рис. 6).

Для каждого из самолётов выполнена оптимизация расположения одной ПОН (рис. 7, 8) и двух ПОН (рис. 9, 10) по указанным выше критериям.

Графики центровки самолётов (см. рис. 5, 6) на «экстремальном» угле тангажа представлены для оптимальных положений одной ПОН (поз. 4) и двух ПОН (поз. 5). Здесь же приведены графики центровки самолётов на «экстремальном» угле тангажа для принятого на рассматриваемых самолётах расположения ПОН (поз. 6).

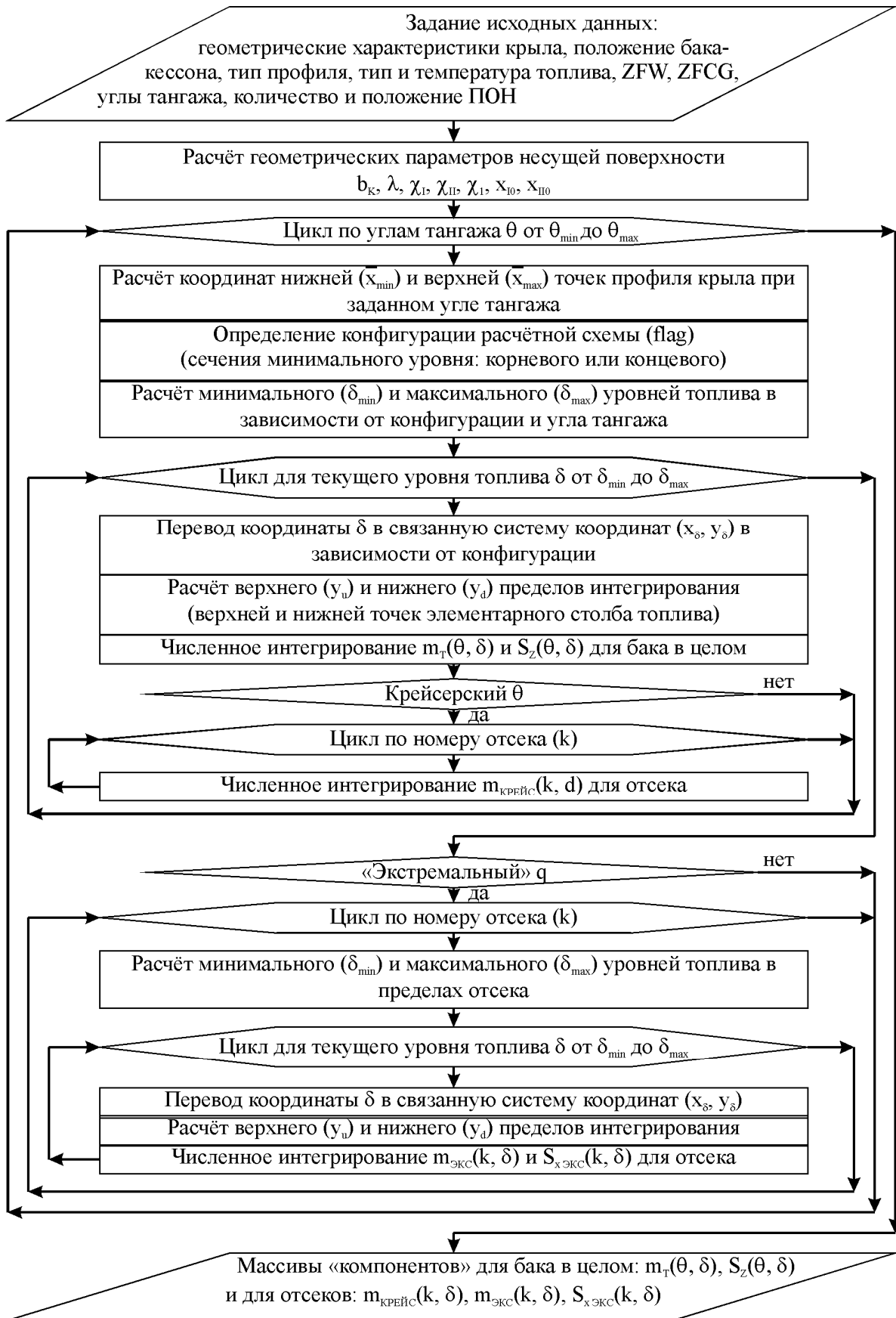


Рис. 3. Алгоритм «расчёта компонентов» с учётом ПОН

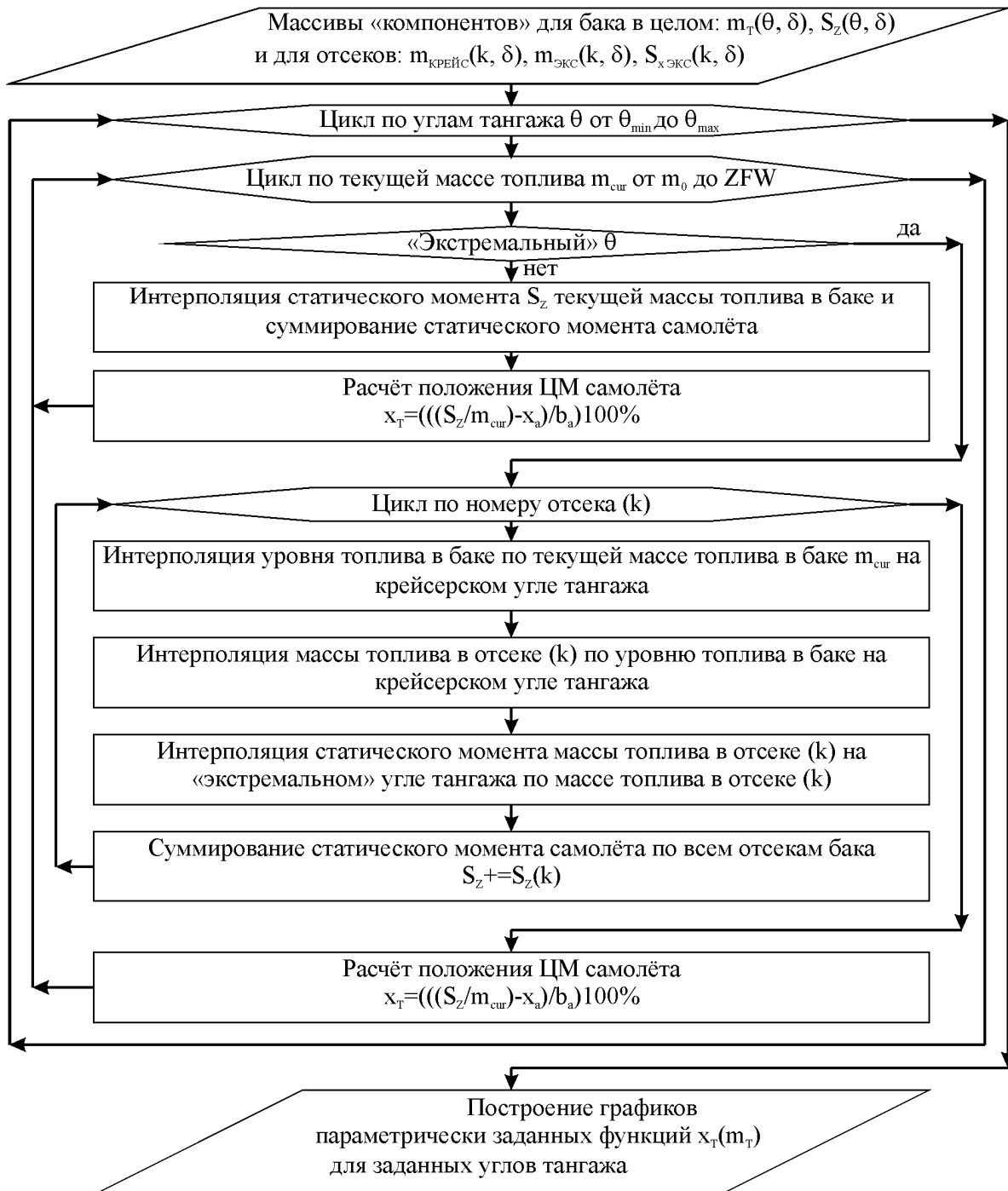


Рис. 4. Алгоритм «выработки» с учётом ПОН

Из графиков (см. рис. 5, 6) видно, что применение ПОН позволяет значительно сократить смещение ЦМ, вызванное перетеканием топлива.

Для низкоплана с положительным поперечным  $V$  максимальное смещение ЦМ сокращается с 3,73 % без ПОН до 0,84 % при оптимальном расположении одной ПОН и до 0,55 % при оптимальном расположении двух ПОН, а также до 1,02 % при принятом на самолёте расположении двух ПОН.

Для верхнеплана с отрицательным поперечным  $V$  максимальное смещение ЦМ сокращается с

5,98 % без ПОН до 1,67 % при оптимальном расположении одной ПОН, до 1,13 % при оптимальном расположении двух ПОН и до 2,04 % при принятом на самолёте расположении трёх ПОН.

Сравнивая графики предложенных критериев максимального модуля и среднеквадратического смещения ЦМ (см. рис. 7, 8), можно прийти к следующим выводам.

Критерий максимального модуля смещения ЦМ имеет чётко выраженный минимум, что облегчает поиск оптимального положения ПОН.

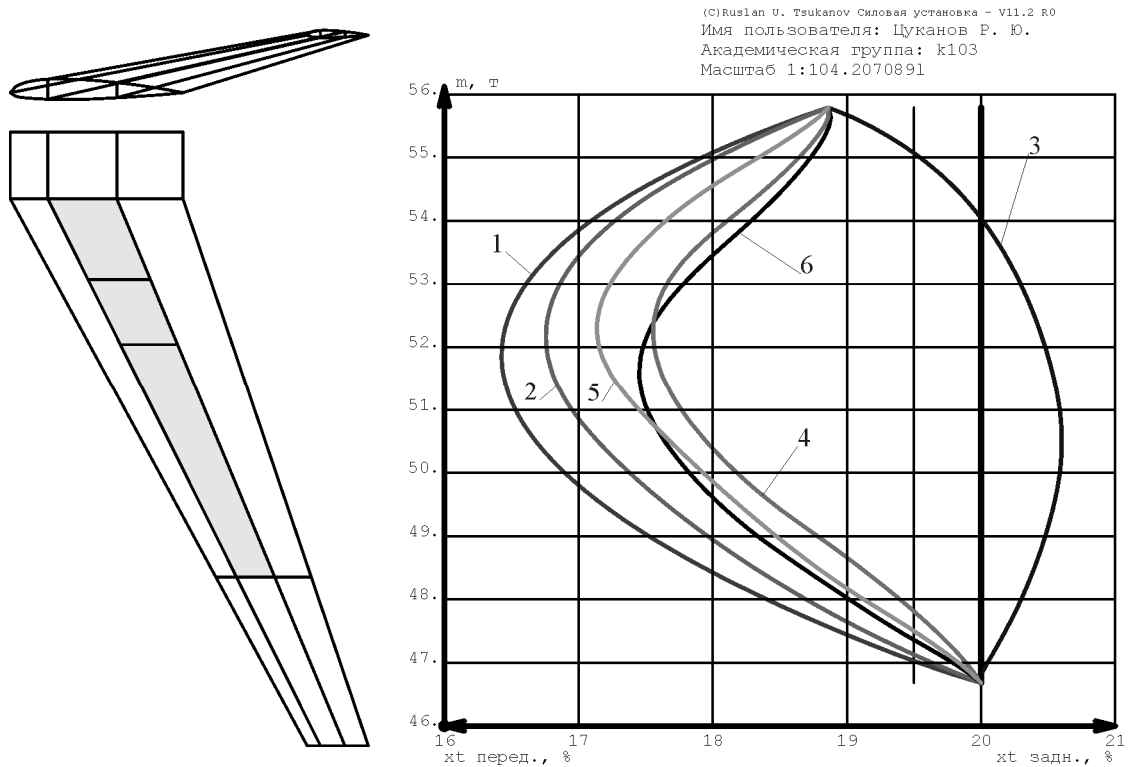


Рис. 5. График центровки самолёта-низкоплана с положительным поперечным V и одним ТБ в каждой консоли крыла: 1 – на минимальном угле тангажа; 2 – на крейсерском угле тангажа; 3 – на максимальном угле тангажа без ПОН; 4 – на максимальном угле тангажа с одной ПОН; 5 – на максимальном угле тангажа с двумя ПОН; 6 – на максимальном угле тангажа с двумя ПОН как принято на самолёте (см. схему)

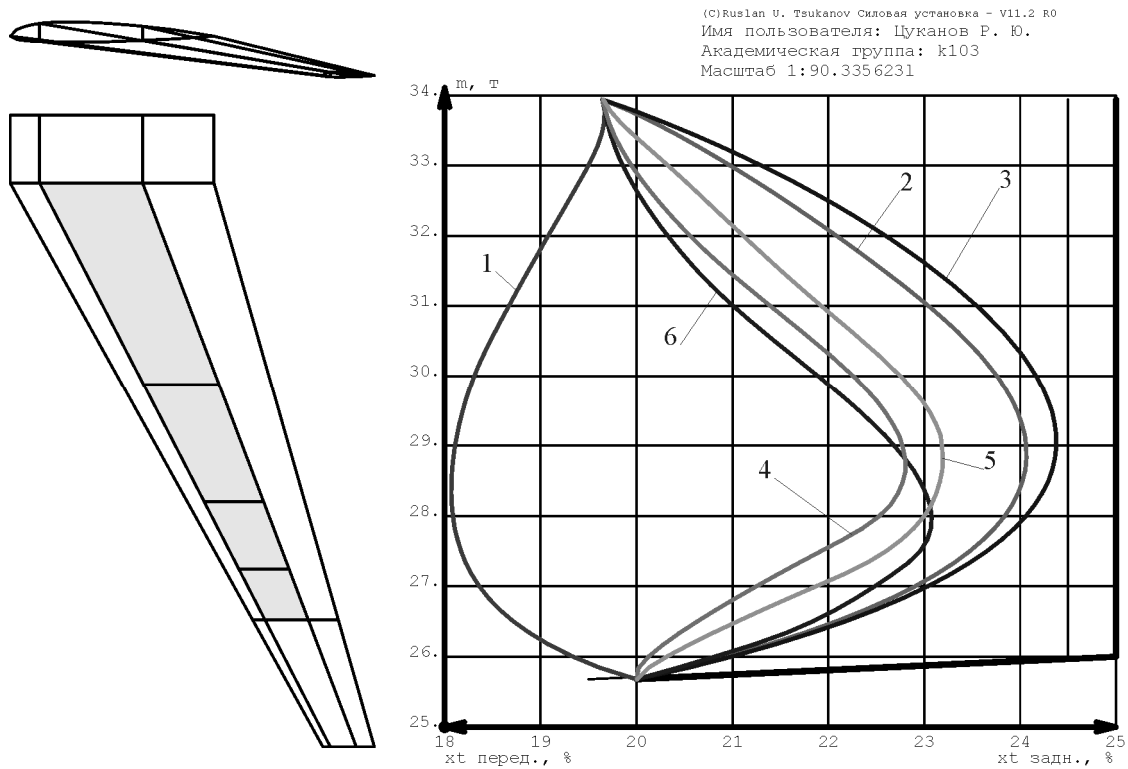


Рис. 6. График центровки самолёта-верхнеплана с отрицательным поперечным V и одним ТБ в каждой консоли крыла: 1 – на минимальном угле тангажа без ПОН; 2 – на крейсерском угле тангажа; 3 – на максимальном угле тангажа; 4 – на минимальном угле тангажа с одной ПОН; 5 – на минимальном угле тангажа с двумя ПОН; 6 – на минимальном угле тангажа с тремя ПОН как принято на самолёте (см. схему)

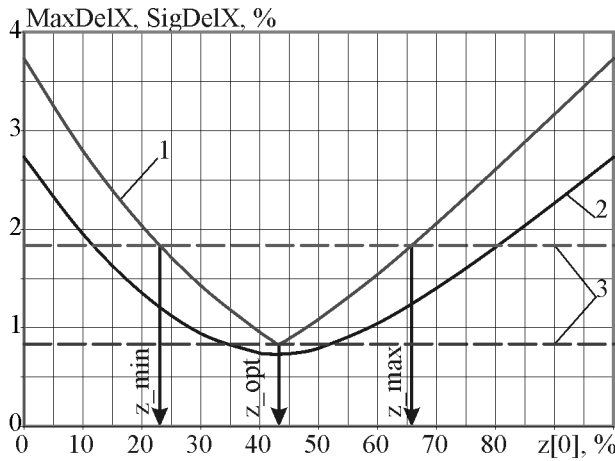


Рис. 7. Влияние положения одной ПОН на смещение ЦМ самолёта-низкоплана с положительным поперечным V и одним ТБ в каждой консоли:  
 1 – максимальный модуль смещения ЦМ;  
 2 – среднеквадратичное отклонение;  
 3 – интервал 1 % от минимального

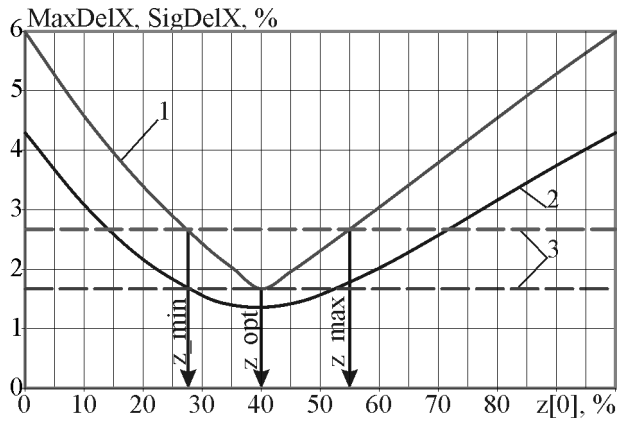


Рис. 8. Влияние положения одной ПОН на смещение ЦМ самолёта-верхнеплана с отрицательным поперечным V и одним ТБ в каждой консоли:  
 1 – максимальный модуль смещения ЦМ;  
 2 – среднеквадратичное отклонение;  
 3 – интервал 1 % от минимального

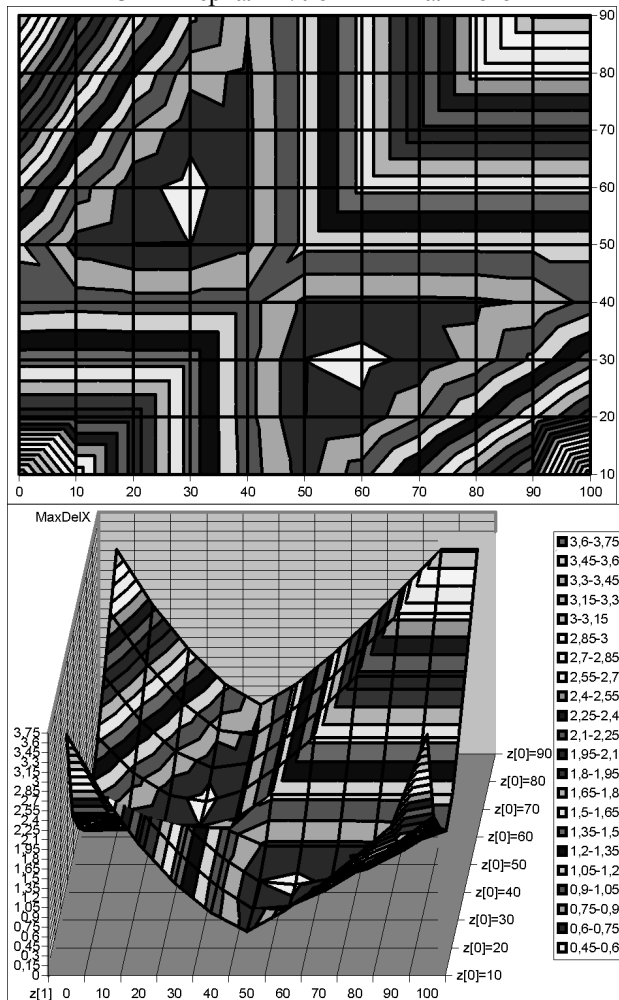


Рис. 9. Влияние положения двух ПОН на смещение ЦМ самолёта-низкоплана с положительным поперечным V и одним ТБ в каждой консоли (максимальный модуль смещения ЦМ)

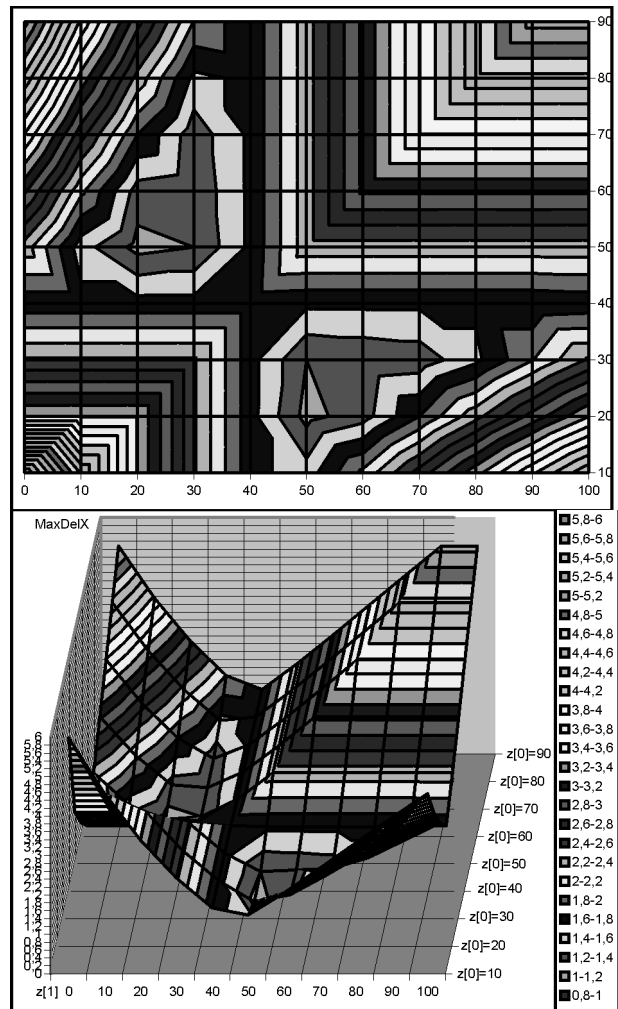


Рис. 10. Влияние положения двух ПОН на смещение ЦМ самолёта-верхнеплана с отрицательным поперечным V и одним ТБ в каждой консоли (максимальный модуль смещения ЦМ)

Критерий среднеквадратического смещения ЦМ вместо чёткого минимума имеет зону минимальности, что затрудняет оптимизацию.

Очевидно, что для поиска оптимального положения ПОН рациональнее использовать критерий максимального модуля смещения.

Однако при выборе расположения ПОН в ходе реального конструирования приходится привязываться к существующей сетке рядовых нервюр. Таким образом, обычно вместо установки ПОН точно в оптимальном положении одну из существующих рядовых нервюр выполняют противоотливной.

Если принять допустимым увеличение максимального смещения ЦМ от его минимального значения, равным 1 % (поз 3 на рис. 7, 8), что приблизительно соответствует ранее приведенным расчётам для конкретных самолётов; то наряду с оптимальным положением ПОН ( $z_{opt}$ ) можно получить интервал их рациональных положений ( $z_{min}$ ;  $z_{max}$ ), дающий конструктору большую свободу выбора.

Продлав такую работу для ряда сужений в диапазоне ( $\eta=1...5$ ), можно получить графики оптимальных положений ПОН и кривые, ограничивающие область рациональных положений ПОН.

Такие графики для одной ПОН представлены на рис. 11 как для низкоплана с положительным поперечным  $V$ , так и для верхнеплана с отрицательным поперечным  $V$ .

Из рисунка видно, что оптимальные положения одной ПОН для низкоплана и верхнеплана отличаются менее чем на 3 %. Диапазон рациональных положений одной ПОН для низкоплана получился почти в 1,4 раза шире, чем для верхнеплана. С ростом сужения рациональный диапазон незначительно расширяется.

На рисунке 12 представлены аналогичные графики для верхнеплана с отрицательным поперечным  $V$  для двух ПОН: внутренней (а) и внешней (б).

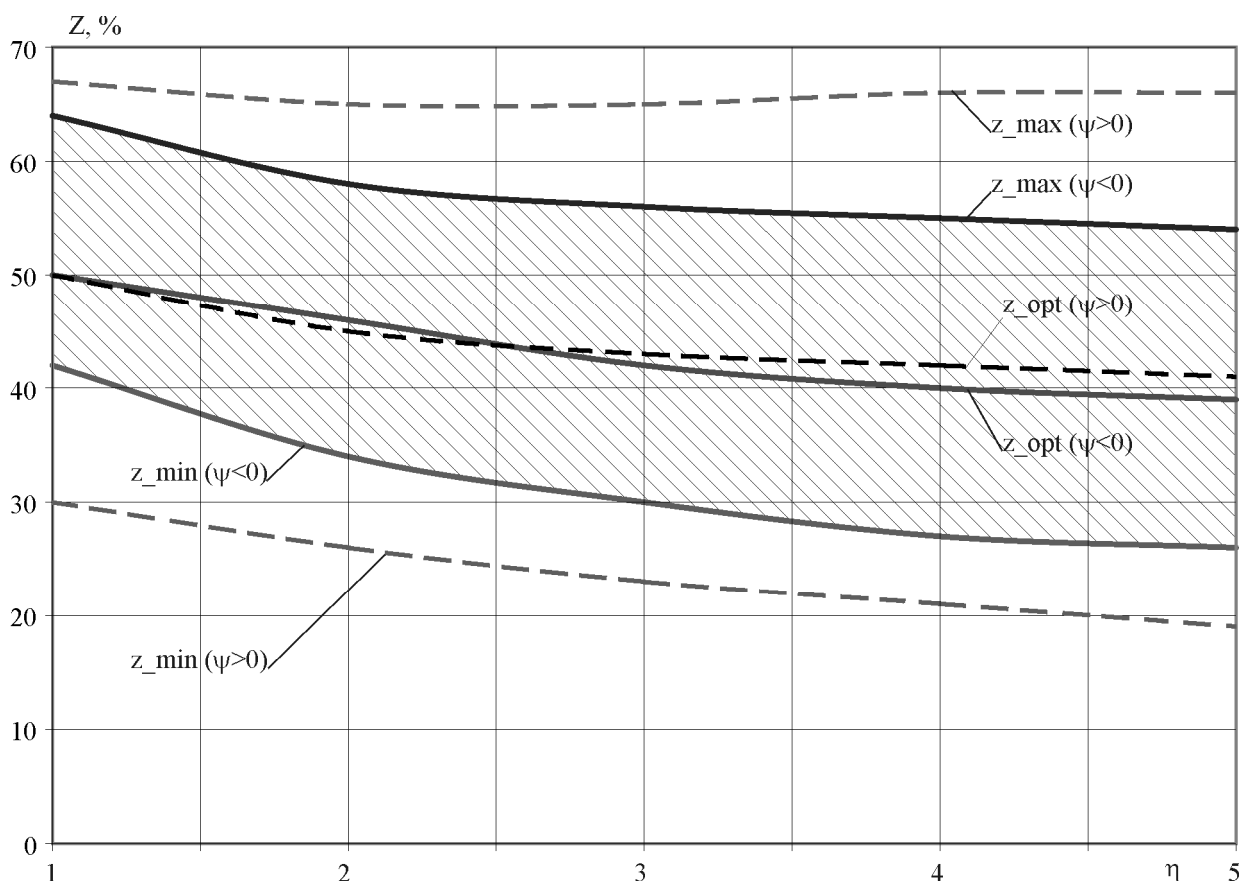


Рис. 11. Влияние сужения на оптимальные положения одной ПОН для низкоплана ( $\psi > 0$ ) и верхнеплана ( $\psi < 0$ ) с одним баком в каждой консоли:  $z_{opt}$  – оптимальное положение ПОН;  $z_{min}$ ,  $z_{max}$  – диапазон положений ПОН, в котором максимальное смещение ЦМ отличается от оптимального не более чем на 1 %



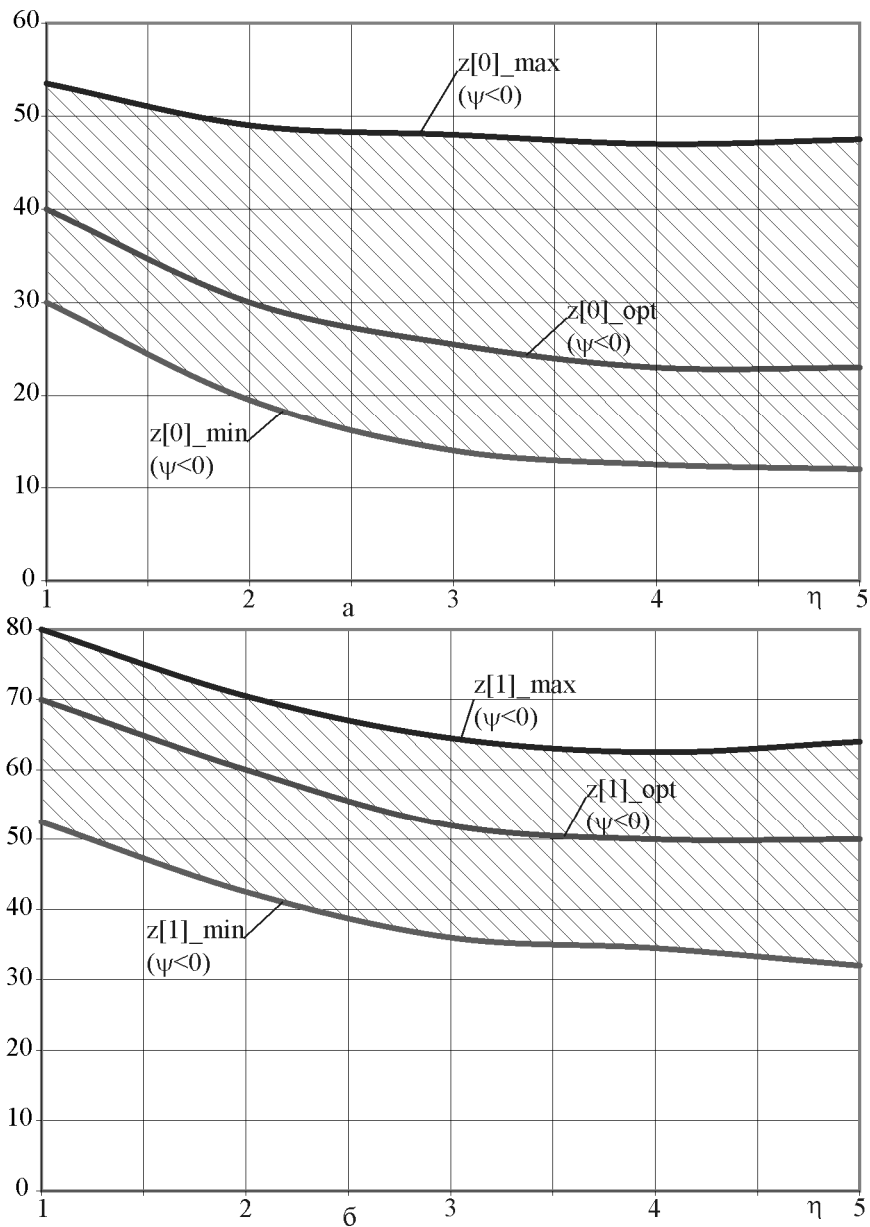


Рис. 12. Влияние сужения на оптимальное положение двух внутренней (а) и внешней (б) ПОН для верхнеплана ( $\psi < 0$ ) с одним баком в каждой консоли:  $z_{\text{opt}}$  – оптимальное положение ПОН;  $z_{\text{min}}$ ,  $z_{\text{max}}$  – диапазон положений ПОН, в котором максимальное смещение ЦМ отличается от оптимального не более чем на 1 %

### Заключение

1. Разработана математическая модель (алгоритм и его Win32 программная реализация на языке С в системе Power Unit 11.2) для определения положения ЦМ самолёта со стреловидным крылом, у которого всё топливо размещено в двух баках (по одному в каждой консоли крыла) на заданных углах тангажа с учётом заданного количества и расположения противоотливных нервюр.

2. Количественно показано, насколько установка противоотливных нервюр снижает неконтролируемое смещение ЦМ назад для низкопланов с положитель-

ным поперечным  $V$  или вперёд для верхнепланов с отрицательным поперечным  $V$ ; что благоприятно сказывается на сохранении устойчивости и управляемости самолёта при изменении угла тангажа.

3. Предложенный алгоритм и его программная реализация позволяют выбрать рациональное количество и расположение противоотливных нервюр из условия минимального смещения ЦМ самолёта от его положения на крейсерском угле тангажа.

4. На основе проведенных расчётов представлены графики оптимального расположения одной и двух противоотливных нервюр, а также области их рационального расположения, в пределах которых

смещение ЦМ не превышает оптимального на заданное значение (в рассмотренном примере – 1 %).

### Литература

1. Рыженко, А. И. Влияние перетекания топлива на положение центра масс самолёта с одним баком в каждой консоли крыла [Текст] / А. И. Рыженко, Р. Ю. Цуканов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та

им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т». – Вып. 66. – X., 2014. – С. 97-104.

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

3. 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. – X. : Нац. аэрокосм. у-нт «Харьк. авиац. инст.», 2014. – С. 38.

Поступила в редакцию 20.12.2014, рассмотрена на редколлегии 20.01.2015

### ВПЛИВ ПРОТИВІДЛИВНИХ НЕРВЮР ТА ПЕРЕТІКАННЯ ПАЛИВА НА ЗМІЩЕННЯ ЦЕНТРУ МАС ЛІТАКА З ОДНИМ БАКОМ У КОЖНІЙ КОНСОЛІ КРИЛА

*О. І. Рыженко, Р. Ю. Цуканов*

Розглянуто вплив противідливних нервюр на перетікання палива в наслідок його вироблення та на положення центру мас літака з одним паливним баком у кожній консолі крила. Запропоновано алгоритм розрахунку положення центру мас літака у залежності від поточного рівня палива у баці та кута тангажу, що враховує задану кількість та місце знаходження противідливних нервюр. На основі цього алгоритму та його програмної реалізації виконано розрахунки оптимального розміщення однієї та двох противідливних нервюр для діапазону звужень крила, що використовується на практиці. Крім того, виконано розрахунки області раціонального розміщення противідливних нервюр, у яких максимальне зміщення центру мас не перевищує одного відсотка від мінімального. Запропонований алгоритм може бути використаний задля побудови більш складних алгоритмів, а також при виконанні курсових та дипломних проєктів.

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

### BAFFLE CHECK VALVES AND FUEL MIGRATION INFLUENCE ON CENTER-OF-GRAVITY SHIFT OF AIRPLANE WITH SINGLE TANK INSIDE EACH WING

*A. I. Ryzhenko, R. U. Tsukanov*

Baffle check valves influence on fuel migration and 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 number and location of the ribs with baffle check valves is proposed. On the base of this algorithm and its program realization, calculation of optimal position of one and two ribs with baffle check valves was carried out for practical range of wing taper ratio. In addition, it was calculated a region of rational arrangement of ribs with baffle check valves, where maximum center-of-gravity shift does not exceed one percent from minimal. The algorithm can be used for more complicated algorithms creation, and also for making course and diploma projects.

**Key words:** fuel migration, baffle check valve center-of-gravity, center-of-gravity position, fuel tank, fuel system, fuel usage.

**Рыженко Александр Иванович** – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры проектирования самолётов и вертолётот, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: airyzhenko@mail.ru.

**Цуканов Руслан Юрьевич** – старший преподаватель кафедры проектирования самолётов и вертолётот, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: ruslan@k103.d1.khai.edu.