

doi: 10.32620/oikit.2021.93.08

UDC 621.735

Ruslan U. Tsukanov, Victor I. Ryabkov

Estimation of Center-of-Gravity Position Variation Influence on Airplane Lift-to-Drag Ratio, Polar Diagram and Flight Range

National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute»

The method of transport category airplane flight range estimation taking into account its center-of-gravity position variation in the process of fuel utilization at cruising flight mode is presented. The method structure includes the following models:

- Interinfluence of main parameters on each other in the process of fuel utilization;
- Estimation of CG position influence on lift-to-drag ratio in cruising mode;
- Quantitative estimation of center-of-gravity position variation influence on airplane flight range.

Simulation of the main parameters is based on authoring researches, establishing interinfluence among geometrical and aerodynamic parameters of wing, parameters of horizontal tail and center-of-gravity position variation caused by fuel utilization in cruise flight. Such model allows estimating airplane center-of-gravity influence on their values and relative position.

Aerodynamic parameters variation caused by center-of-gravity shift resulted in necessity to take the influence into account, for required engine thrust variation; that is shown in the publication in the form of dependences $P(M, m, x_{CG})$ allowing to take into account the required thrust variation and their influence on range variation.

On the base of interinfluence model and taking into account required thrust variation (with center-of-gravity position shift), lift-to-drag variation has been obtained and analyzed in the form of dependences $K, KM(M, m, x_{CG})$ for middle airplane of transport category.

Expression for estimation of airplane flight range under variable values of its mass and center-of-gravity position is obtained on the base of these models; that allows to increase flight range by means of center-of-gravity position dedicated shift.

On the example of mid-range transport airplane, it is shown, that at Mach number $M = 0.7$ and center-of-gravity shift back from $x_{CG} = 0.20$ to $x_{CG} = 0.35$, the increase of flight range makes $\Delta \bar{L} = 2.69\%$.

On the base of presented models, it is shown, that airplane center-of-gravity position influences lift-to-drag ratio, fuel efficiency and as a result on flight range at cruising flight mode.

Application of aft center-of-gravity position allows to decrease engine required thrust (and to decrease fuel consumption), and increase lift-to-drag ratio and airplane flight range.

Key words: airplane center-of-gravity, fuel trim transfer, engine required thrust, lift-to-drag ratio, flight range.

Introduction

One of the main tasks, which transport category airplane designers face, is increasing of flight productivity ($m_{pl}L$) including flight range increase (L).

There are some ways to increase flight range of transport category airplanes, among which it is necessary to mention the following ones:

- Decrease of fuel flow rate per unit of useful work in cruising flight mode;
- Harmonization of power plant parameters with increase of lift-to-drag ratio.

One of the conditions of this harmonization is necessity to provide cruising flight mode with wing optimum angle-of-attack under variable airplane mass and at its center-of-gravity (CG) position variation.

CG keeping within definite range by means of fuel trim transfer has found application in some foreign transport category airplanes: A-310, A-330, A-340, A-380, B-747.

Airplane CG position estimation method taking into account fuel transfer is proposed in the publications [1-3].

In domestic practice, this problem is understudied [4-5]. In addition, it is necessary to investigate fuel trim transfer (FTT) influence on angle-of-attack, required lifting force factors, lift-to-drag ratio, and airplane polar diagram, in cruising flight mode.

1. Statement of Investigation Problem

The goal of the publication is modeling and quantitative estimation of transport category airplane flight range variation under conditions of practical variation of its mass, and airplane aerodynamic properties under the fuel trim transfer.

The declared goal should be achieved by the following ways:

- Modeling of main parameters interinfluence under the airplane CG position variation in cruise flight mode;
- Estimation of CG position influence on airplane aerodynamic parameters variation in cruise flight mode;
- Quantitative estimation of airplane flight range in conditions of CG position variation.

2. Modeling of Main Parameters Interinfluence Under Airplane CG Position Variation at Cruise Flight Mode

In work of authorship [3], expressions to determine engine required thrust taking into account airplane CG variation are obtained:

$$P_{req} = 0.7 p_H M^2 S C_{xa0} + \frac{(mg)^2}{0.7 p_H M^2 S} A(x_T),$$

$$A(x_{CG}) = A_{WHT} \left(\frac{\Delta L + x_{pHT} - x_{CG}}{\Delta L + x_{pHT} - x_{pWHT}} \right)^2 + A_{HT} \frac{S}{S_{HT}} \left(\frac{x_{pWHT} - x_{CG}}{\Delta L + x_{pHT} - x_{pWHT}} \right)^2, \quad (1)$$

where p_H is atmospheric pressure at the flight altitude; M is flight Mach number; S and S_{HT} is area of wing and horizontal tail (HT), correspondingly; C_{x0} is the airplane drag factor under zero lift; m is the current flight mass; A_{WHT} and A_{HT} are drag-due-to-lift factors of airplane without HT and separate HT; x_{CG} is airplane CG relative to mean aerodynamic chord (MAC) leading edge; x_{pWHT} is center-of-pressure (CP) of airplane without HT relative to wing MAC leading edge; x_{pHT} is CP of separate HT relative to HT MAC leading edge; ΔL is distance between MAC leading edges of wing and HT.

CG position is a known function of the current flight mass and pitch angle ν [2] (which is equal to airplane angle-of-attack α in cruise flight mode)

$$x_{CG} = f(m, \nu). \quad (2)$$

Airplane aerodynamic characteristics C_{x0} , A_{WHT} and A_{HT} are defined by airplane geometry and its flight mode (altitude and Mach number) and, consequently, do not depend on airplane CG variation.

CP position of airplane without HT and of separate HT are determined by airplane geometry, flight mode and angle-of-attack:

$$x_{pWHT} = b_{MAC} \left[\bar{x}_{FaWHT} + \frac{m_{z0WHT}}{C_{yaWHT}^{\alpha} (\alpha - \alpha_{0WHT})} \right], \quad (3)$$

$$x_{pHT} = b_{MACHT} \left[\bar{x}_{FaHT} + \frac{m_{z0HT}}{C_{yaHT}^{\alpha} (\alpha - \alpha_{0HT})} \right], \quad (4)$$

where b_{MAC} , b_{MACHT} are the MAC of wing and HT, correspondingly, \bar{x}_{FaWHT} , \bar{x}_{FaHT} are the CP positions of airplane without HT and separate HT, correspondingly, m_{z0WHT} , m_{z0HT} are the pitching moment factors at zero lift of airplane without HT and separate HT, correspondingly, C_{yaWHT}^{α} , C_{yaHT}^{α} are the derivatives of lift coefficients with angle-of-attack of airplane without HT and separate HT, correspondingly, α_{0WHT} , α_{0HT} are the angles-of-attack under zero lift of airplane without HT and separate HT, correspondingly.

Thus, to calculate required thrust, it is necessary to determine airplane angle-of-attack under current flight mass and CG position. Formulas for required lifting force coefficients of airplane without HT and separate HT, correspondingly, have been obtained in publication [3]

$$C_{yaWHT} = \frac{mg}{0.7 p_H M^2 S} \left(\frac{\Delta L + x_{pHT} - x_{CG}}{\Delta L + x_{pHT} - x_{pWHT}} \right). \quad (5)$$

$$C_{yaHT} = \frac{mg}{0.7 p_H M^2 S_{HT}} \left(\frac{x_{pWHT} - x_{CG}}{\Delta L + x_{pHT} - x_{pWHT}} \right). \quad (6)$$

Dividing the required thrust by available one (P_{av}), we get the engine throttling coefficient

$$\xi_{th}(m, M, x_{CG}) = \frac{P_{req}(m, M, x_{CG})}{P_{av}(M)}. \quad (7)$$

3. Estimation of CG Position Influence on Airplane Aerodynamic Parameters Variation in Cruise Flight Mode

As it is known [6], airplane lifting force coefficient required for a level flight can be determined by the formula:

$$C_{yaLF}(m_{flight}) = \frac{m_{flight} g}{0.7 p_H M^2 S_0}, \quad (8)$$

where m_{flight} is the current flight mass, kg; p_H is the atmospheric pressure at the flight altitude, Pa; M is the flight Mach number; S_0 is the wing area, m^2 .

Accordingly, the angle-of-attack required for a level flight is determined by the formula:

$$\alpha_{LF}(m_{flight}) = \alpha_0 + \frac{C_{yaLF}(m_{flight})}{C_{ya}^\alpha}, \quad (9)$$

where α_0 is the angle-of-attack under airplane zero lift; C_{ya}^α is the derivative of lift coefficients with angle-of-attack of airplane.

Fig. 1 shows graphs of lifting force coefficient and angle-of-attack variation, required for a level flight of mid-range transport airplane (at $H = 11$ km altitude) for the range of flight masses of cruise flight ($m = 140 \dots 110$ t).

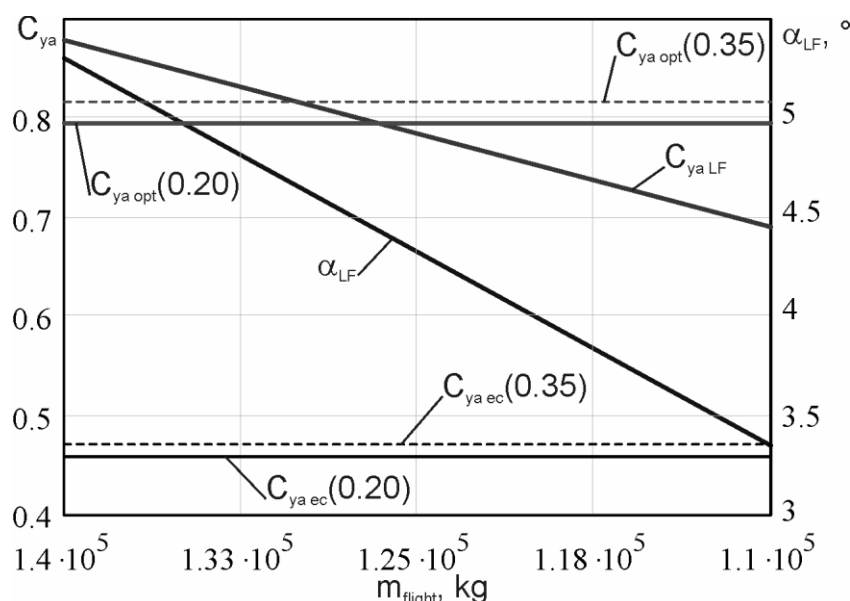


Fig. 1. Lifting force coefficients and angle-of-attack, required for a level flight vs. current flight mass

Fig. 1 also shows values of optimal and economical lifting force coefficients for the extreme center-of-gravity values (0.2 and 0.35), calculated by known formulas

$$C_{yaopt}(x_{CG}) = \sqrt{\frac{C_{x0}}{A(x_{CG})}}, \quad C_{yaec}(x_{CG}) = \sqrt{\frac{3C_{x0}}{A(x_{CG})}}, \quad (10)$$

where C_{x0} is the airplane drag coefficient under zero lift; $A(x_{CG})$ — is the drag-due-to-lift factor of airplane as a function of the center-of-gravity position [20...35] %.

Fig. 2 shows graphs of lift-to-drag ratio vs. center-of-gravity position for initial ($m_1 = 140$ t), mean ($m_3 = 125$ t) and final ($m_5 = 110$ t) masses of airplane, obtained by known dependence

$$K_{LF} = \frac{C_{yaLF}(m_{flight})}{C_{xaLF}(m_{flight})} = \frac{C_{yaLF}(m_{flight})}{C_{x0} + A(x_{CG})C_{yaLF}^2(m_{flight})}. \quad (11)$$

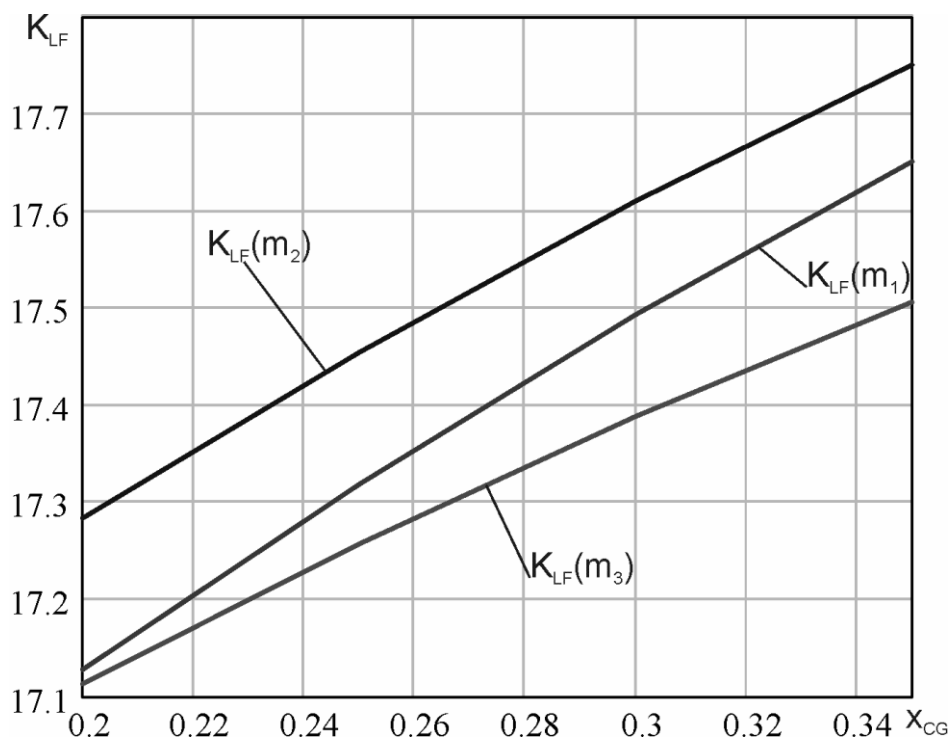


Fig. 2. Airplane lift-to-drag ratio vs. its center-of-gravity position for initial, mean and final flight masses

It is clear from Fig. 2, that lift-to-drag ratio of level flight increases with increase of center-of-gravity coordinate. And this increase makes:

For the initial mass (m_1) — $\Delta K = 3.06$ %,

For the mean mass (m_2) — $\Delta K = 2.70$ %,

For the final mass (m_3) — $\Delta K = 2.30$ %.

In real flight due to the center-of-gravity continuous variation, the increase of lift-to-drag ratio should be lower, and these values are only the estimation of an upper limit.

For comparison, real value of the lift-to-drag ratio increase for mid-range passenger airplane makes $\Delta K = 1.8$ % under almost the same range of center-of-gravity variation $42 - 25 = 17$ % [7, p. 29].

Fig. 3 shows polar diagrams of the airplane (for $x_{CG} = 20$ %, $x_{CG} = 35$ % and $x_{CG} = 50$ %) and the airplane lift-to-drag ratio vs. angle-of-attack ($C_{ya} = C_{ya}^\alpha (\alpha - \alpha_0)$), which allows to estimate equivalence of the polar points to angles-of-attack.

Horizontal lines mark the values of lifting force coefficients for a level flight for the initial, mean, and final flight masses, and also values of the optimal and economical lifting force coefficients for the limit forward ($x_{CG} = 20$ %) and the limit aft ($x_{CG} = 35$ %) center-of-gravity positions. Fig. 3 also shows tangent lines (from the origin) to the polar diagrams, which mark the points of the optimal lifting force coeffi-

icients (or the maximum lift-to-drag ratio) for the two center-of-gravity positions ($x_{CG} = 20\%$ and $x_{CG} = 35\%$).

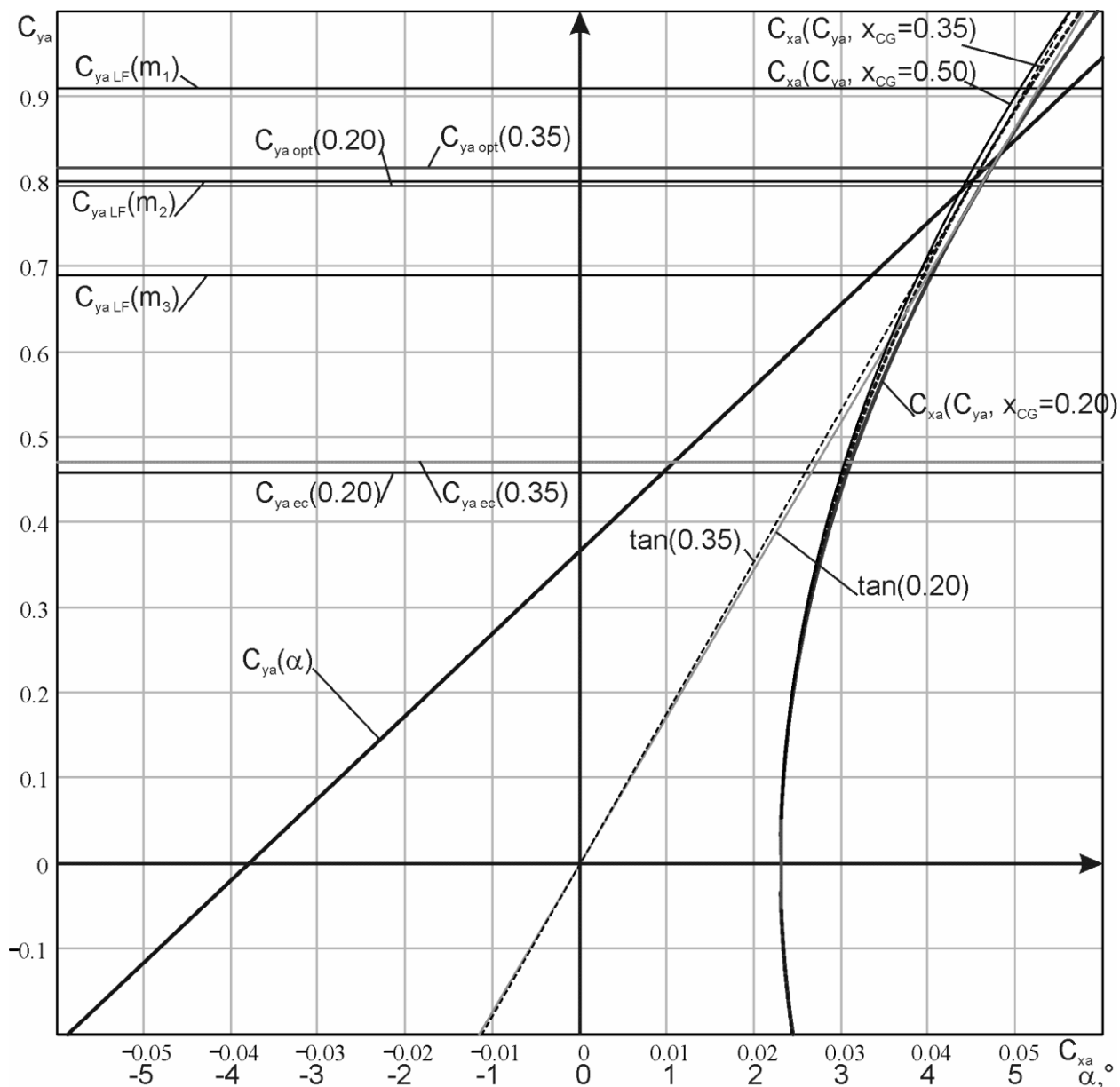


Fig. 3. Airplane polar diagrams

4. Estimation of Airplane Flight Range in Conditions of CG Position Variation

As it is known, airplane flight range at cruise stage is determined by the formula

$$L(x_{CG}) = \frac{3.6 M_H a_H K_{mean}(x_{CG})}{C_p g} \ln \frac{m_1}{m_3}, \quad (12)$$

where M_H is the flight Mach number ($M_H = 0.706$), a_H is the sonic speed at the cruise altitude ($H = 11$ km, $a_{11} = 295$ m/s); $K_{mean}(x_{CG})$ is the mean value of the lift-to-drag ratio by flight masses as a function of the center-of-gravity position;

C_p is the specific fuel consumption; g is the acceleration of gravity ($g = 9.81 \text{ m/s}^2$). Results of estimating calculations according to this formula are shown in Table 1.

Here
$$\Delta K(x_{CG}) = \frac{K_{mean}(x_T) - K_{mean}(0,2)}{K_{mean}(0.2)} 100\%, \quad \Delta L(x_{CG}) = L(x_{CG}) - L(0.2),$$

$$\Delta \bar{L}(x_{CG}) = \frac{L(x_{CG}) - L(0,2)}{L(0.2)} 100\%.$$

Table 1

Results of calculations of the center-of-gravity influence on flight range

$\bar{x}_{CG}, \%$	K_{mean}	$M_H K_{mean}$	$\Delta K, \%$	$L, \text{ km}$	$\Delta L, \text{ km}$	$\Delta \bar{L}, \%$
0.20	17.203	12.145	0	4540.2	0	0
0.25	17.372	12.264	0.983	4584.8	44.6	0.983
0.30	17.526	12.374	1.881	4625.6	85.4	1.881
0.35	17.665	12.472	2.690	4662.3	122.1	2.690

It is clear from the Table 1, that the relative variation of the flight range matches the relative variation of the lift-to-drag ratio, and makes 2.690 % at the center-of-gravity position variation from 20 % till 35 %.

For comparison, Table 2 shows real values of lift-to-drag and flight range variation of mid-range passenger (MRP) airplanes, due to fuel trim transfer.

Table 2

Center-of-gravity influence on flight range of existing airplanes

Airplane	Source	$\Delta K, \%$	$\bar{x}_{CG \text{ fwd}} \dots \bar{x}_{CG \text{ aft}}, \%$	$\bar{x}_{CG}, \%$	$\Delta L, \%$
MRP 1	[7, p. 29]	1.8	25...42	—	—
MRP 2	[8, p. 504]	—	20...42	28...22	1.8...3.5
MRP 3	[9, p. 623]	—	20...42	28...22	2.5...4.2

It is clear from Table 2, that relative increase of the flight range, in conditions of fuel trim transfer, is 2 to 2.3 times more than relative increase of the airplane lift-to-drag ratio. This result can be explained by variation of specific fuel consumption under the engine throttling.

Conclusions

The models to estimate transport category airplane center-of-gravity position influence, caused by fuel usage in cruising flight, on airplane flight range variation have been developed and presented in the publication.

The models are:

- Modeling of main parameters interinfluence under the airplane center-of-gravity position variation in cruise flight mode;
- Estimation of center-of-gravity position influence on airplane aerodynamic parameters variation in cruise flight mode,
- Quantitative estimation of airplane flight range under the variable engine required thrust and airplane aerodynamic parameters in cruise flight mode.

On their base, it is shown, that airplane center-of-gravity position influences lift-to-drag ratio, fuel efficiency and as a result on flight range at cruising flight mode.

Application of aft center-of-gravity position allows to decrease engine required thrust (and to decrease fuel consumption), and increase lift-to-drag ratio and airplane flight range. However, for more exact estimation of CG position influence on flight range, it is necessary to improve the model of engine fuel consumption of airplane, taking into account influence of their throttling coefficients.

Reference List

1. Tsukanov, R. U. Mathematical Simulation of Fuel Burn Schedule Effect on Airplane Center-of-Gravity Position [Text] / R. U. Tsukanov // *Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т».* — Вып. 1/128. — Харьков, 2016. — С. 18–29.

2. Tsukanov, R. U. Transport Category Airplane Center-Of-Gravity Shift Mathematical Simulation Accounting Fuel Trim Transfer [Text] / R. U. Tsukanov // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ».* — Вып. 3 (87). — Харьков, 2016. — С. 41–53.

3. Tsukanov, R. U. Selection of Optimal Center-of-Gravity of Transport Category Airplane from Minimum Required Thrust Condition [Текст] / R. U. Tsukanov // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т».* — Вып. 76. — Харьков, 2017. — С. 23–30.

4. Лось, А. В. Моделирование изменений в геометрии крыла при их согласовании с параметрами силовой установки [Текст] / А. В. Лось // *Авиационно-космическая техника и технология : науч.-техн. журнал Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ».* — Харьков, 2020. — Вып. 5 (165). — С. 20–25.

5. Лось, А. В. Взаимовлияние изменений в силовой установке и в геометрии крыла у легких военно-транспортных самолетов [Текст] / А. В. Лось // *Авиационно-космическая техника и технология : науч.-техн. журнал Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ».* — Харьков, 2020. — Вып. 3 (163). — С. 15–20.

6. Остославский, И. В. Динамика полёта. Траектории летательных аппаратов / И. В. Остославский, И. В. Стражева. — М. : Машиностроение, 1969. — 500 с.

7. Стариков, Ю. Н., Практическая аэродинамика самолета Ту-204 [Текст] : учеб. пособие / Ю. Н. Стариков, В. П. Иванченко. — Ульяновск : УВАУ ГА, 1996. — 51 с.

8. Руководство по лётной эксплуатации самолёта Ту-204-300 [Текст]. В 3 кн. Кн. 1. — М. : ОКБ им. А. Н. Туполева, 2005. — 552 с.

9. Руководство по лётной эксплуатации самолёта Ту-214 [Текст]. В 2 кн. Кн. 1. — М. : ОКБ им. А. Н. Туполева, 2000. — 688 с.

References

1. Tsukanov, R. U. Mathematical Simulation of Fuel Burn Schedule Effect on Airplane Center-of-Gravity Position. R. U. Tsukanov. *Aviacionno-kosmicheskaja*

tehnika i tehnologija: sb. nauch. tr. Nac. ajerokosm. univ. im. N. E. Zhukovskogo «Har'k. aviac. int.» Publ., Vyp. 1/128. Har'kov, 2016. pp. 18-29.

2. Tsukanov, R. U. Transport Category Airplane Center-Of-Gravity Shift Mathematical Simulation Accounting Fuel Trim Transfer. R. U. Tsukanov. Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstrukcij letatel'nyh apparatov: sb. nauch. tr. Nac. ajerokosm. univ. im. N. E. Zhukovskogo «Har'k. aviac. int.». Publ., Vyp. 3 (87). — Har'kov, 2016. pp. 41-53.

3. Tsukanov, R. U. Selection of Optimal Center-of-Gravity of Transport Category Airplane from Minimum Required Thrust Condition. R. U. Tsukanov. Otkrytye informacionnye i komp'yuternye integrirovannye tehnologii : sb. nauch. tr. Nac. ajerokosm. univ. im. N. E. Zhukovskogo «Har'k. aviac. int.». Vyp. 76. — Har'kov, 2017. pp. 23-30.

4. Los', A. V. Modelirovanie izmenenij v geometrii kryla pri ih soglasovanii s parametrami silovoj ustanovki [Tekst] / A. V. Los' // Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija: nauchno-tehn. zhurnal Nac. ajerokosm. un-ta im. N. E. Zhukovskogo «HAI». — Har'kov, 2020. — Vyp. 5 (165) — S. 20–25.

5. Los', A. V. Vzaimovlijanie izmenenij v silovoj ustanovke i v geometrii kryla u legkih voenno-transportnyh samoletov [Tekst] / A. V. Los' // Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija: nauchno-tehn. zhurnal Nac. ajerokosm. un-ta im. N. E. Zhukovskogo «HAI». — Har'kov, 2020. — Vyp. 3 (163). — S. 15–20.

6. Ostoslavskij, I. V. Dinamika poljota. Traektorii letatel'nyh apparatov / I. V. Ostoslavskij, I. V. Strazheva. — M. : Mashinostroenie, 1969. — 500 s.

7. Starikov, Ju. N., Prakticheskaja ajerodinamika samoleta Tu-204. Uchebnoe posobie. [Tekst] / Ju. N. Starikov, V. P. Ivanchenko. — Ul'janovsk : UVAU GA, 1996. — 51 s.

8. Rukovodstvo po ljetnoj jekspluatacii samoljota Tu 204 300 [Tekst] : v 3 kn. — M. : OKB im. A. N. Tupoleva, 2005. — Kn. 1. — 552 s.

9. Rukovodstvo po ljetnoj jekspluatacii samoljota Tu 214 [Tekst] : v 2 kn. — M. : OKB im. A. N. Tupoleva, 2000. — Kn. 1. — 688 s.

Надійшла до редакції 11.10.2021. Розглянута на редколегії 12.10.2021.

Оценка влияния центровки на аэродинамическое качество, поляру и дальность полёта самолёта

Представлен метод оценки дальности полёта самолёта транспортной категории с учётом изменения положения его центра масс по мере выработки топлива на крейсерском режиме полёта. Структуру метода составляют модели:

– взаимовлияния основных параметров друг на друга по мере выработки топлива;

– оценки влияния положения центра масс на аэродинамическое качество в крейсерском режиме;

– количественной оценки влияния изменения центровки на дальности полёта самолёта.

Моделирование основных параметров базируется на проведенных авторских исследованиях, устанавливающих связь между геометрическими и аэродинамическими параметрами крыла, параметрами горизонтального оперения и изменением положения центра масс, обусловленного выработкой топли-

ва в крейсерском полієте. Такая модель позволяет оценить влияние центра масс самолёта на их значения и их взаимоположение.

Изменение аэродинамических параметров, вызванное перемещением центра масс, привело к необходимости учёта такого влияния на изменение потребных тяг двигателей, что в статье представлено в виде зависимостей $P(M, m, x_T)$, позволяющих учесть изменение потребных тяг и их влияние на изменение дальности.

На основе модели взаимовлияния и с учётом изменения потребных тяг (при изменении положения центра масс) получены и проанализированы изменения аэродинамического качества в виде зависимостей $K, KM(M, m, x_T)$ для среднего самолёта транспортной категории.

На основе таких моделей получено выражение для оценки дальности полёта самолёта при переменном значении его массы и положении центра масс, что позволяет увеличить дальность полёта путём целенаправленного изменения положения центра масс.

На примере среднемагистрального транспортного самолёта показано, что при числе $M = 0,7$ и смещении центра масс назад с $x_T = 0,20$ на $x_T = 0,35$ рост дальности полёта составляет $\Delta \bar{L} = 2,69\%$.

На основе предложенных моделей показано, что положение центра масс самолёта оказывает влияние на аэродинамическое качество, на топливную эффективность и, как следствие, на дальность полёта на крейсерском режиме.

Использование задних центровок позволяет уменьшить потребную тягу двигателей (снижая расход топлива), повысить аэродинамическое качество и дальность полёта самолёта.

Ключевые слова: центр масс самолёта, балансировочная перекачка топлива, потребная тяга двигателей, аэродинамическое качество, дальность полёта.

Оцінка впливу центрування на аеродинамічну якість, полярну і дальність польоту літака

Наведений метод оцінювання дальності польоту літака транспортної категорії з урахуванням змінення положення його центру мас у міру вироблення палива на крейсерському режимі польоту. Структуру методу складають моделі:

- взаємовпливу основних параметрів один на одного у міру вироблення палива;
- оцінювання впливу положення центру мас на аеродинамічну якість у крейсерському режимі;
- кількісного оцінювання впливу змінення центрування на дальність польоту літака.

Моделювання основних параметрів базується на проведених авторських дослідженнях, що встановлюють взаємозв'язок геометричних та аеродинамічних параметрів крила, параметрів горизонтального оперення та змінення положення центру мас, що обумовлено виробленням палива у крейсерському польоті. Така модель дозволяє оцінити вплив центру мас літака на їх значення та їх взаємоположення.

Змінення аеродинамічних параметрів, спричинене переміщенням центру мас, привело до необхідності врахування такого впливу на змінення потрібних

тяг двигунів, що у статті наведено у вигляді залежностей $P(M, m, x_T)$, що дозволяють врахувати змінення потрібних тяг та їх вплив на змінення дальності.

На основі моделі взаємовпливу та з урахуванням змінення потрібних тяг (під час змінення положення центру мас) отримано та проаналізовано змінення аеродинамічної якості у вигляді залежностей K , $KM(M, m, x_T)$ для середнього літака транспортної категорії.

На основі таких моделей отримано вираз для оцінювання дальності польоту літака зі змінним значенням його маси та положення центру мас, що дозволяє збільшити дальність польоту шляхом цілеспрямованого змінення положення центру мас.

На прикладі середньомагістрального транспортного літака показано, що при числі $M = 0,7$ та зміщенні центру мас назад з $x_T = 0,20$ на $x_T = 0,35$ зростання дальності польоту становить $\Delta \bar{L} = 2,69\%$.

На основі запропонованих моделей показано, що положення центру мас літака впливає на аеродинамічну якість, паливну ефективність і, як наслідок, на дальність польоту на крейсерському режимі.

Використання задніх центрівок дозволяє зменшити потрібну тягу двигунів (знижуючи витрату палива), збільшити аеродинамічну якість і дальність польоту літака.

Ключові слова: центр мас літака, балансувальне перекачування палива, потрібна тяга двигунів, аеродинамічна якість, дальність польоту.

Сведения об авторах:

Цуканов Руслан Юрьевич – старший преподаватель кафедры 103 «Проектирования самолётов и вертолётов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Рябков Виктор Иванович – профессор кафедры 103 «Проектирования самолётов и вертолётов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

About the Authors

Ruslan U. Tsukanov – senior lecturer of Airplane and Helicopter Design Department (103), National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Ukraine.

Victor I. Ryabkov – professor of Airplane and Helicopter Design Department (103), National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Ukraine.