

СПОСОБ АДАПТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕРОНАМИ ПАЛУБНОГО САМОЛЕТА

Верещагин Ю.О.

*Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина,
ул. Старых Большевиков, 54а, Воронеж, 394064, Россия
e-mail: proartvrn@mail.ru*

Представлены результаты работы по обоснованию способа адаптивного управления элеронами палубного самолета, обеспечивающего улучшение характеристик управляемости в поперечном канале с учетом наличия несимметрично размещенных внешних подвесок.

Ключевые слова: адаптивный алгоритм, идентификация, палубный самолет.

Активное развитие и применение цифровых технологий позволило реализовать совершенные алгоритмы в составе систем управления самолетами, которые ранее не могли быть использованы в связи с ограниченными возможностями аналоговых вычислителей и тем более, в механических системах управления. Попытки обеспечить инвариантность характеристик управляемости самолетов к изменяющимся условиям полета, аэродинамическим конфигурациям, центровочным и инерционно-массовым характеристикам привели к необходимости применения на борту самолетов адаптивных алгоритмов двух классов: с эталонной моделью и с идентификатором. Такие алгоритмы созданы и успешно применяются в продольном канале систем управления самолетов Су-30СМ, Як-130, Су-35 и Т-50. Важно отметить, что в боковом канале управления адаптивные алгоритмы не нашли практического применения, хотя и там существуют проблемы, требующие решения.

Так, на всех модификациях самолета МиГ-29 существует проблема ухудшения поперечной управляемости, вызванная появлением неблагоприятного момента рыскания при отклонении элеронов. Момент по крену от поперечной статической устойчивости из-за наличия скольжения направлен в сторону, противоположную полезному управляющему моменту крена от элеронов. Уменьшение скорости полета и соответствующее этому увеличение угла атаки приводит к снижению располагаемой скорости крена и, в предельном случае, к появлению обратной реакции по крену на отклонение ручки управления. Острота проблемы отчасти снижена за

счет применения уникального конструктивного решения — ПВД-генераторов вихрей, что, однако, не снимает проблему в целом [1]. Ситуация усугубляется в случае несимметричного размещения внешних подвесок, что в силу возрастающей эффективности авиационных средств поражения становится штатной ситуацией. При этом самолет начинает реагировать скоростью крена на отклонение ручки управления в сторону подвески и в противоположную ей сторону по-разному. Это затрудняет ведение маневренного воздушного боя и атаку наземной воздушной цели, сопровождающиеся энергичными переключками из крена одного знака в крен другого знака [2]. Сложным является управление самолетом при заходе на посадку [3], особенно в том случае, если она осуществляется на палубу корабля ограниченных размеров в условиях качки и атмосферной турбулентности.

Проведенные исследования позволяют утверждать, что аэродинамическая эффективность элеронов самолета МиГ-29 с точки зрения создаваемых ими моментов крена и рыскания такова, что возможно «списывание» неблагоприятно отклоненного элерона (отклоняемого вниз) и увеличение угла отклонения элерона, отклоняемого вверх. При этом неблагоприятный момент рыскания устраняется или, как минимум, уменьшается и может быть скомпенсирован рулями направления. В то же время в канале крена управляемость обеспечивается.

Приведенные рассуждения становятся актуальными для самолета МиГ-29К (КУБ), оснащенного, в отличие от МиГ-29 с механической проводкой управления, комплексной цифровой системой

управления КСУ 941-Р, позволяющей, во-первых, реализовывать весьма сложные алгоритмы управления и, во-вторых, формировать индивидуальные сигналы на электрогидравлические рулевые приводы РПД-16, отклоняющие каждый элерон на произвольный угол.

Таким образом, ставится задача о разработке адаптивного алгоритма управления элеронами самолета МиГ-29К (КУБ), позволяющего улучшить его поперечную управляемость, в том числе при наличии несимметрично размещенных внешних подвесок.

Наиболее подходящим для решения данной задачи представляется косвенный адаптивный алгоритм с настраиваемой моделью [4]. Выбор именно этого типа алгоритма обусловлен продемонстрированной в уже существующих системах управления возможностью идентификации аэродинамических характеристик самолета в темпе управления, что позволяет сформировать весьма эффективный адаптивный алгоритм.

В качестве модельного параметра принята зависимость скорости крена от величины отклонения ручки управления по крену $\omega_{x_{\text{мод}}} = f(X_9)$. Вид этой зависимости может быть принят в известной степени произвольным и в общем случае соответствовать оптимальной с точки зрения летчика реакции самолета по крену при решении конкретной целевой задачи пилотирования.

Для построения адаптивного алгоритма принята следующая модель движения самолета в канале крена:

$$I_x \frac{d\omega_x}{dt} = M_x^{\delta_{\Delta_l}} \delta_{\Delta_l} - M_x^{\delta_{\Delta_{\text{пр}}}} \delta_{\Delta_{\text{пр}}} + M_x^{\omega_x} \omega_x + M_x^{\omega_y} \omega_y + M_x^{\beta} \beta + M_x^{\delta_{\text{н}}} \delta_{\text{н}} + M_{x_{\text{инер}}} + M_{x_{\text{вп}}}, \quad (1)$$

где $\omega_z, \omega_x, \omega_y$ — скорости тангажа, крена и рыскания; $M_x^{\delta_{\Delta_l}}, M_x^{\delta_{\Delta_{\text{пр}}}}, M_x^{\beta}, M_x^{\omega_x}, M_x^{\omega_y}$ — частные производные аэродинамического момента крена, характеризующие влияние углов отклонения рулевых поверхностей δ_{Δ_l} и $\delta_{\Delta_{\text{н}}}$, скольжения, скоростей крена и рыскания на момент крена; $M_{x_{\text{вп}}} = n_y \cos \gamma G_{\text{вп}} r_{\text{вп}z}$ — момент от веса несимметричной внешней подвески $G_{\text{вп}} = m_{\text{вп}} g$; $M_{x_{\text{инер}}}$ — инерционный момент самолета с несимметричной внешней подвеской, который определяется следующим образом [5]:

$$M_{x_{\text{инер}}} = I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + I_{xz} \frac{d\omega_z}{dt} - [I_{zy}(\omega_z^2 - \omega_y^2) + (I_y - I_z)\omega_z \omega_y + I_{xy}\omega_z \omega_x - I_{xz}\omega_y \omega_x] + \frac{m_{\text{вп}}^2}{m} \times \left(\frac{d\omega_x}{dt} r_{x_{\text{вп}}} - \frac{d\omega_y}{dt} r_{y_{\text{вп}}} - \frac{d\omega_z}{dt} r_{z_{\text{вп}}} \right) + \frac{m_{\text{вп}}^2}{m} \times \left[\omega_y \omega_z (r_{y_{\text{вп}}}^2 - r_{z_{\text{вп}}}^2) + r_{z_{\text{вп}}} r_{y_{\text{вп}}} (\omega_z^2 - \omega_y^2) + r_{y_{\text{вп}}} r_{x_{\text{вп}}} \omega_x \omega_y - r_{z_{\text{вп}}} r_{x_{\text{вп}}} \omega_x \omega_z \right].$$

Идентификация производных аэродинамических коэффициентов

$$\hat{M}_x^{\beta}, \hat{M}_x^{\delta_{\text{рн}}}, \hat{M}_x^{\delta_{\Delta_{\text{пр}}}}, \hat{M}_x^{\delta_{\Delta_l}}, \hat{M}_x^{\omega_x}, \hat{M}_x^{\omega_y}$$

выполняется с использованием рекуррентного метода наименьших квадратов согласно следующему алгоритму [6, 7]:

1) $e(t) = \frac{d\omega'_x(t)}{dt} - \frac{d\hat{\omega}_x(t)}{dt}$, где $e(t)$ — ошибка на текущее время;

2) $K(t+1) = \frac{P(t)X(t+1)}{\lambda + X^T(t+1)P(t)X(t+1)}$, где $K(t)$ — вектор-столбец коэффициентов усиления; $P(t)$ — обратная корреляционная матрица; λ — коэффициент «забывания», обеспечивающий уменьшение «веса» прошлых значений сигнала ошибки;

3) $P(t+1) = \frac{1}{\lambda} [P(t) - K(t+1)X^T(t+1)P(t)]$, где $P(t)$ — обратная корреляционная матрица;

4) $\hat{\theta}(t+1) = \hat{\theta}(t) + K(t+1)e(t)$, где $\hat{\theta}(t)$ — вектор оценок неизвестных параметров на t -м шаге подсчета.

После получения оценок аэродинамических производных выполняется расчет потребного отклонения каждого элерона $\delta_{\Delta_{\text{лрасч}}}, \delta_{\Delta_{\text{пррасч}}}$ для обеспечения модельной скорости крена $\omega_{x_{\text{мод}}}$. Для этого используется специальный алгоритм, описанный ниже.

В первую очередь определяется знак скорости крена, от которого зависит выбор элерона, угол отклонения которого подлежит коррекции. При $\omega_x > 0$ корректируется сигнал для правого элерона, а при $\omega_x < 0$ — для левого. Выбор именно такого

подхода к формированию корректирующего сигнала вызван тем, что элерон, отклоненный вниз, создает неблагоприятный момент рыскания. Именно поэтому коррекции подвергается тот элерон, который отклоняется вверх. Так, при $\omega_x > 0$ расчет

$\delta_{\Delta_{\text{расч}}}$ и $\delta_{\Delta_{\text{пррасч}}}$ осуществляется следующим образом:

$$\delta_{\Delta_{\text{пррасч}}} = \frac{d\omega_x}{dt} \frac{I_x}{\hat{M}_x^{\delta_{\Delta_{\text{пр}}}}} - \left\{ \hat{M}_x^{\beta} \beta + \hat{M}_x^{\delta_{\text{РН}}} \delta_{\text{РН}} - \hat{M}_x^{\delta_{\Delta_{\text{л}}}} \delta_{\Delta_{\text{л}}} + \hat{M}_x^{\omega_x} \omega_{x_{\text{мод}}} + \hat{M}_x^{\omega_y} \omega_y + M_{x_{\text{инер}}} + M_{x_{\text{вп}}} \right\} / \hat{M}_x^{\delta_{\Delta_{\text{пр}}}} ;$$

$$\delta_{\Delta_{\text{лрасч}}} = \delta_{\Delta_{\text{л}}} ,$$

а при $\omega_x < 0$:

$$\delta_{\Delta_{\text{пррасч}}} = \delta_{\Delta_{\text{пр}}} ;$$

$$\delta_{\Delta_{\text{лрасч}}} = \left\{ \hat{M}_x^{\beta} \beta + \hat{M}_x^{\delta_{\text{РН}}} \delta_{\text{РН}} + \hat{M}_x^{\delta_{\Delta_{\text{пр}}}} \delta_{\Delta_{\text{пр}}} + \hat{M}_x^{\omega_x} \omega_{x_{\text{мод}}} + \hat{M}_x^{\omega_y} \omega_y + M_{x_{\text{инер}}} + M_{x_{\text{вп}}} \right\} / \hat{M}_x^{\delta_{\Delta_{\text{л}}}} - \frac{d\omega_x}{dt} \frac{I_x}{\hat{M}_x^{\delta_{\Delta_{\text{л}}}}} ,$$

где $\hat{M}_x^{\beta}, \hat{M}_x^{\delta_{\text{РН}}}, \hat{M}_x^{\delta_{\Delta_{\text{пр}}}}, \hat{M}_x^{\delta_{\Delta_{\text{л}}}}, \hat{M}_x^{\omega_x}, \hat{M}_x^{\omega_y}$ — оценки частных производных момента крена.

После того, как определены расчетные углы отклонения элеронов, рассчитываются корректирующие сигналы $\delta_{\Delta_{\text{лкор}}}, \delta_{\Delta_{\text{пркор}}}$:

$$\delta_{\Delta_{\text{лкор}}} = \delta_{\Delta_{\text{л}}} - \delta_{\Delta_{\text{лрасч}}} ;$$

$$\delta_{\Delta_{\text{пркор}}} = \delta_{\Delta_{\text{пр}}} - \delta_{\Delta_{\text{пррасч}}} ,$$

где $\delta_{\Delta_{\text{л}}}$ и $\delta_{\Delta_{\text{пр}}}$ — текущие значения углов отклонения левого и правого элеронов.

Полученные корректирующие сигналы вносятся в алгоритм КСУ 941-Р, что обеспечивает такое отклонение элеронов, которое реализует заранее заданную зависимость $\omega_{x_{\text{мод}}} = f(X_{\Delta})$. Окончательные выражения для сигналов на электрогидравлические рулевые приводы РПД-16 с корректирующими чле-

нами (выделены жирным шрифтом) выглядят следующим образом:

$$\delta_{\Delta_{\text{пр}}} = \left(X_p^{\gamma} K(X_p^{\gamma}) \left(\frac{1}{0.2p+1} K_{\omega} + \frac{(1-K_{\text{ш}})}{T_{\omega_x} p+1} \right) \times \right. \\ \left. \times K(\alpha_{\text{БК}}, M) K(M, P_{\text{СТ}}) + \left(\omega_x \frac{(K_{\text{ш}} + 1.3(1-K_{\text{ш}}))}{T_1^2 p^2 + 2\xi_1 T_1 p + 1} \times \right) \right) \times \\ \left((0.1 \cdot K(q, P_{\text{СТ}}) + 0.067)(1 + K(\alpha_{\text{ИСТ}})) \right) \\ \times K_{\text{огр}}(X_p^{\gamma}) \cdot K_{\text{реж}}^{\delta_{\Delta_{\text{пр}}}} + (-5K(q)K(M)K(\Delta n_y)) + \Delta \delta_{\Delta} + \\ + (5K_{\text{реж}} - 5(1 - K_{\text{реж}})) + K(M) + \delta_{\Delta_{\text{пркор}}} ;$$

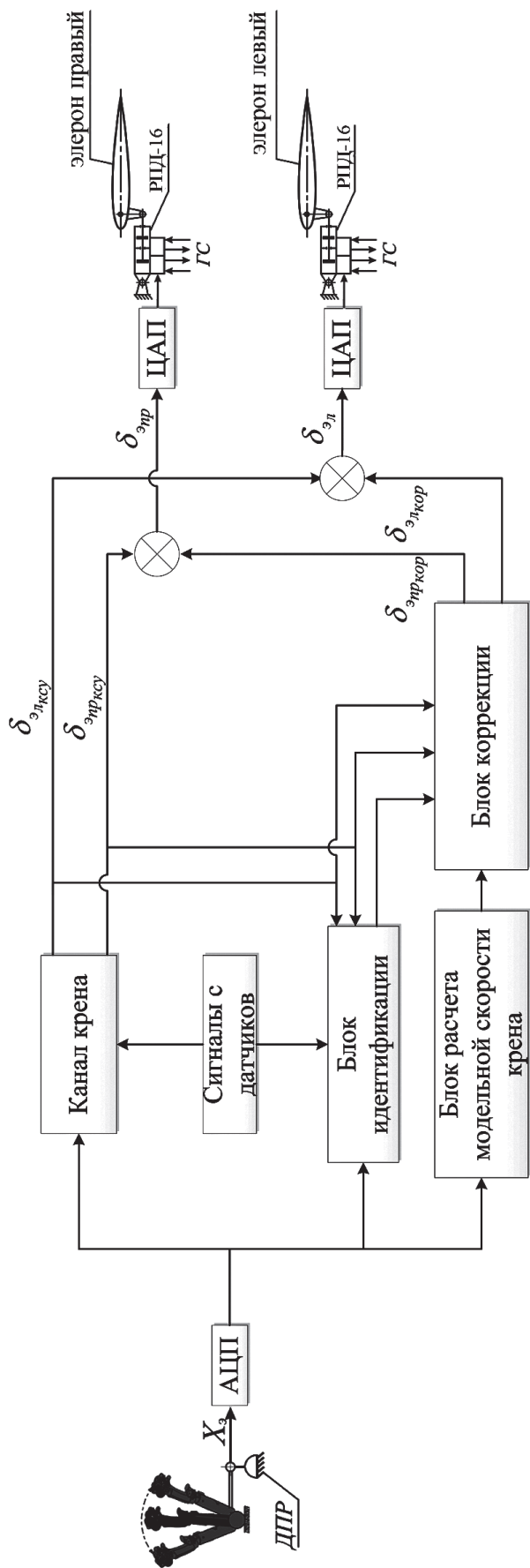
$$\delta_{\Delta_{\text{лев}}} = \left(X_p^{\gamma} K(X_p^{\gamma}) \left(\frac{1}{0.2p+1} K_{\omega} + \frac{(1-K_{\text{ш}})}{T_{\omega_x} p+1} \right) \times \right. \\ \left. \times K(\alpha_{\text{БК}}, M) K(M, P_{\text{СТ}}) + \left(\omega_x \frac{(K_{\text{ш}} + 1.3(1-K_{\text{ш}}))}{T_1^2 p^2 + 2\xi_1 T_1 p + 1} \times \right) \right) \times \\ \left((0.1 \cdot K(q, P_{\text{СТ}}) + 0.067)(1 + K(\alpha_{\text{ИСТ}})) \right) \\ \times K_{\text{огр}}(X_p^{\gamma}) \cdot K_{\text{реж}}^{\delta_{\Delta_{\text{лев}}}} + (-5K(q)K(M)K(\Delta n_y)) + \Delta \delta_{\Delta} + \\ + (5K_{\text{реж}} - 5(1 - K_{\text{реж}})) + K(M) + \delta_{\Delta_{\text{лкор}}} .$$

Возможная схема реализации адаптивного управления элеронами самолета МиГ-29 К(КУБ) представлена на рисунке.

Важно отметить, что адаптивный алгоритм управления элеронами при реализации в КСУ 941-Р имеет ряд ограничений, а именно его функционирование необходимо ограничивать в случае нахождения самолета в области критических углов атаки и в случае отказа одного из датчиков, выдающих информацию по используемым при идентификации кинематическим параметрам движения.

Выводы

Эффективность использования описанного алгоритма подтверждена путем проведения серии полунатурных экспериментов на пилотажном стенде с участием летчиков. При этом использована аппаратно-имитационная модель динамики полета МиГ-29К (КУБ) с имитацией ближнего воздушного боя в режиме прицельного комплекса «прогноз — дорожка» и палубной посадки.



Возможная схема реализации адаптивного управления элеронами самолета МиГ-29 К (КУБ)

Библиографический список

1. Оболенский Ю.Г. Управление полетом маневренных самолетов. — М.: Филиал Воениздат, 2007. — 480 с.
2. Костин П.С., Верещиков Д.В., Верещагин Ю.О. Адаптивные системы управления современных и перспективных самолетов // Авиакосмические технологии (АКТ-2012): Труды XIII Всероссийской научно-технической конференции и школы молодых учёных, аспирантов и студентов (Москва 17 октября 2012, Таруса 18-19 октября 2012). — Воронеж: Элист, 2012. С. 171-177.
3. Костин П.С., Верещиков Д.В., Верещагин Ю.О. Один из подходов к улучшению управляемости маневренного самолета с несимметричными внешними подвесками // Авиакосмические технологии (АКТ-2013): Труды XIV Всероссийской научно-технической конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов (Воронеж, 9-11 октября 2013. Воронежский гос. технический ун-т). — Воронеж: Элист, 2013. С. 252-256.
4. Буков В.Н. Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом. — М.: Наука, 1987. — 232 с.
5. Верещиков Д.В., Салтыков С.Н. Особенности аэродинамики и динамики полета самолета с внешними подвесками при сверхзвуковых скоростях полета: Монография. — Воронеж: ВАИУ, 2010. — 191 с.
6. Верещиков Д.В., Костин П.С., Верещагин Ю.О. Идентификация параметров объекта управления в изолированном движении по крену // Актуальные вопросы исследований в авионике: теория, обслуживание, разработки: Сб. тезисов докл. Всероссийской научно-практической конференции «АВИАТОР» (Воронеж, 12-14 февраля 2014). — Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2014. С. 159-161.
7. Верещиков Д.В., Кузнецов А.Д. Обоснование автоматизации управления военно-транспортным самолетом в условиях десантирования моногрузов // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 3. С. 212-128.

DECK-BASED AIRCRAFT AILERON ADAPTIVE CONTROL TECHNIQUE

Vereshchagin Yu.O.

Air force academy named after professor N.E. Zhukovskii and Yu.A. Gagarin,
54a, Starykh Bol'shevikov str., Voronezh, 394064, Russia
e-mail: proartvrn@mail.ru

Abstract

Active development and application of digital technologies enabled realization of advanced algorithms in aircraft control systems, which could not be implemented earlier due to the limited capabilities of analog computers, and the more, so in mechanical control systems. The attempts to ensure aircraft control characteristics invariance to varying flight conditions, aerodynamic configurations, centering and mass-inertia characteristics led to the necessity of employing two classes of characteristics onboard the aircraft, namely, with reference model and with the identifier. Such algorithms are developed and successfully applied in the control systems' longitudinal channel of Su-30Sm, Jak-130, Su-35 and T-50 aircraft. It is important to notice that the adaptive algorithms in lateral control channel have not found practical application, though the problems requiring solution exist there either.

Thus, the problem of lateral controllability deterioration caused by occurrence of the adverse moment in yaw during aileron deflection exists on all MiG-29 modifications. The aircraft heel moment caused by lateral static stability due to the sliding is directed opposite to the effective aileron roll control moment. Flight speed reduction and increasing angle of attack corresponding to it lead to reduction of available rate of roll, and in limit case to occurrence of roll back reaction to control stick deflection. The acuteness of the problem is partially reduced due to implementation of a unique structural solution, i. e. airspeed head wind eddies generators, which, however, does not eliminate the problem at large. The situation is aggravated in the case of external suspension brackets asymmetrical mounting, which becomes a standard situation in view of the increasing effectiveness of aircraft means of destruction. The aircraft herewith begins to react differently to the stick deflection to the suspension bracket side and to the side, opposite to it, by the rate of roll. It complicates substantially delivering air combat and ground targets attacking, accompanied by drastic banking maneuvers of positive sign to negative and vice versa. Aircraft landing approach control is rather complicated, especially in case of landing on a ship deck of limited size in conditions of oscillatory motion and atmospheric turbulence.

Keywords: adaptive algorithm, identification, the deck-based aircraft.

References

1. Obolenskii Yu.G. *Upravlenie poletom manevrennykh samoletov* (Flight control of maneuverable aircraft), Moscow, filial Voenizdat, 2007, 480 p.
2. Kostin P.S., Vereshchikov D.V., Vereshchagin Yu.O. *Trudy XIII Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii i shkoly molodykh uchenykh, aspirantov i studentov "Aviakosmicheskie tekhnologii AKT-2012" (Moscow 17 October 2012, Tarusa 18-19 October 2012)*, Voronezh, Elist, 2012, pp. 171-177.
3. Kostin P.S., Vereshchikov D.V., Vereshchagin Yu.O. *Materialy XIV Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii i shkoly molodykh uchenykh, aspirantov i studentov "Aviakosmicheskie tekhnologii AKT-2013"*, Voronezh, Elist, 2013, pp. 252-256.
4. Bukov V.N. *Adaptivnye prognoziruyushchie sistemy upravleniya poletom* (Adaptive predictive flight control systems), Moscow, Nauka, 1987, 232 p.
5. Vereshchikov D.V., Saltykov S.N. *Osobennosti aerodinamiki i dinamiki poleta samoleta s vneshnimi podveskami pri sverkhzvukovykh skorostyakh poleta*. (Aerodynamics and flight dynamics specifics of aircraft with external pendants at supersonic flight speeds), Voronezh, VAIU, 2010, 191 p.
6. Vereshchikov D.V., Kostin P.S., Vereshchagin Yu.O. *Materialy vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii AVIATOR "Aktual'nye voprosy issledovaniy v avionike: teoriya, obsluzhivanie, razrabotki"*, Voronezh, VUNTs VVS "VVA", 2014, pp. 159-161.
7. Vereshchikov D.V., Kuznetsov A.D. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 212-128.