

МЕТОДЫ ОПЕРАТИВНОЙ ОЦЕНКИ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИЦЕЛЬНО-НАВИГАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДАННЫХ СРЕДСТВ ОБЪЕКТИВНОГО КОНТРОЛЯ (часть 2)

Ю. Т. Зырянов

Тамбовский государственный технический университет, Тамбов, Россия
zut-tmb@mail.ru

Аннотация. *Актуальность и цели.* Известные методы оценки точностных характеристик, способы юстировки и компенсации погрешностей подсистем ОЭПрНК трудоемки и продолжительны по времени. Кроме того, многообразие и стохастический характер воздействия эксплуатационных факторов на подсистемы ОЭПрНК приводят к тому, что при одной и той же наработке или продолжительности эксплуатации они имеют различные ТХ. В связи с этим наработка или календарный срок службы не характеризуют однозначно ТХ ОЭПрНК, что определяет актуальность разработки методов оперативной оценки ТХ и компенсации выявленных погрешностей в межрегламентный период эксплуатации. Цель работы – разработка методов оперативной оценки и обеспечения ТХ ОЭПрНК с использованием данных средств объективного контроля на основе адаптивного управления профилактикой в межрегламентный период эксплуатации с учетом функциональных и конструктивных особенностей, внедрения концепции технического обслуживания по состоянию с контролем параметров, адекватной эксплуатационным свойствам ОЭПрНК. *Материалы и методы.* Для достижения поставленной цели использованы методы математического моделирования, теории вероятностей и математической статистики, методы интегрального и дифференциального исчисления, метода анализа иерархий, метода группового учета аргументов. *Результаты и выводы.* Разработанные новые методы контроля точности юстировки ВУ ОЭПрНК в полете, новизна которых подтверждена соответствующими патентами на способы их реализации, позволяют повысить готовность ОЭПрНК к применению, снизить трудозатраты на обеспечение ТХ в межрегламентный период эксплуатации в целом на порядок, а также повысить интегральную точность юстировки примерно в 3 раза. Полученные в работе результаты научных исследований могут быть использованы при обосновании тактико-технических требований к аппаратуре оперативного контроля ТХ ОЭПрНК, при разработке и обосновании методов управления ТХ при эксплуатации по состоянию с контролем параметров, а также в учебном процессе вузов при подготовке специалистов по эксплуатации технических систем различного назначения.

Ключевые слова: точностные характеристики, организационно-техническая система, средства объективного контроля, техническое состояние, летные эксперименты, визирные устройства, «визуальная коррекция», погрешности юстировки лазерного и визирного каналов

Для цитирования: Зырянов Ю. Т. Методы оперативной оценки и обеспечения точностных характеристик оптико-электронных прицельно-навигационных комплексов с использованием данных средств объективного контроля (часть 2) // Надежность и качество сложных систем. 2023. № 2. С. 72–82. doi:10.21685/2307-4205-2023-2-8

METHODS OF OPERATIONAL EVALUATION AND ENSURING THE ACCURACY CHARACTERISTICS OF OPTO-ELECTRONIC SIGHTING AND NAVIGATION COMPLEXES USING THESE OBJECTIVE CONTROL TOOLS (Part 2)

Yu. T. Zyryanov

Tambov State Technical University, Tambov, Russia
zut-tmb@mail.ru

Abstract. *Background.* Known methods for estimating TH, methods for adjusting and compensating for errors in the OEPrNK subsystems are laborious and time consuming. In addition, the diversity and stochastic nature of the impact of operational factors on the subsystems of the OEPrNK lead to the fact that, with the same operating time or duration of operation, they have different performance characteristics. In this regard, the operating time or calendar

service life do not unambiguously characterize the performance characteristics of the OEPrNK, which determines the relevance of developing methods for the operational assessment of performance characteristics and compensation for the identified errors in the interregional period of operation. Goal of the work – development of methods for operational assessment and provision of technical characteristics of the OEPrNK using these means of objective control (SOC) based on adaptive management of prevention in the interregional period of operation, taking into account the functional and design features, the introduction of the concept of maintenance (TO) according to the state with the control of parameters that is adequate to the operational properties of the OEPrNK. *Materials and methods.* To achieve this goal, methods of mathematical modeling, probability theory and mathematical statistics, methods of integral and differential calculus, the method of analysis of hierarchies, the method of group accounting of arguments were used. *Results and conclusions.* The developed new methods for controlling the accuracy of the adjustment of the OEPrNK VU in flight, the novelty of which is confirmed by the corresponding patents for the methods of their implementation, make it possible to increase the readiness of the OEPrNK for use, reduce labor costs for providing technical characteristics in the interregional period of operation as a whole by an order of magnitude, and also increase the integral accuracy of adjustment by about 3 times. The results of scientific research obtained in the work can be used in substantiating the tactical and technical requirements for the operational control equipment of the TC OEPrNK, in the development and justification of methods for controlling the TC during operation as with the control of parameters, as well as in the educational process of universities in the training of specialists in the operation of technical systems for various purposes.

Keywords: accuracy characteristics, organizational and technical system, means of objective control, technical condition, flight experiments, sighting devices, "visual correction", adjustment errors of the laser and sighting channels

For citation: Zyryanov Yu.T. Methods of operational evaluation and ensuring the accuracy characteristics of opto-electronic sighting and navigation complexes using these objective control tools (part 2). *Nadezhnost' i kachestvo slozhnykh sistem = Reliability and quality of complex systems.* 2023;(2):72–82. (In Russ.). doi:10.21685/2307-4205-2023-2-8

Введение

В настоящее время для юстировки оптико-электронных прицельно-навигационных комплексов (ОЭПрНК) самолетов тактической авиации (ТА) применяется наземный метод юстировки с использованием специальной мишени. Сущность метода состоит в привязке связанной системы координат (ССК) ЛА к мишени, установленной впереди ЛА на фиксированном расстоянии, определении визуально по отчетному визирю (ОВ) рассогласования между перекрестием на мишени, индицирующим требуемое положение «нуля» неподвижной оси визирного устройства (ВУ) – прицела коллиматорного типа и истинным положением неподвижной оси ВУ. Далее механическим способом устраняется (компенсируется) погрешность. К недостаткам можно отнести большое количество применяемых средств, а также высокие трудозатраты при проведении юстировки. В части 1 статьи проведен анализ состояния проблемы исследования. В состав проблемной области входят ТХ ОЭПрНК, условия выполнения рассматриваемых режимов функционирования и условия воздействия внешней среды. Произведена формализованная постановка задачи исследования. Проведен анализ и оценка влияния погрешностей юстировки ВУ на ТХ ОЭПрНК, включающие в себя методику анализа влияния погрешностей юстировки лазерного и визирного каналов (Л и ВК) на вероятность определения первичных параметров цели. Предложены метод и алгоритм оперативной оценки точности юстировки ВУ относительно связанной системы координат (ССК) ЛА в горизонтальной плоскости в полете с применением режима визуальной коррекции «ВК».

В данной статье (часть 2) разработан метод и алгоритм оперативной оценки точности юстировки ВУ относительно ССК ЛА в вертикальной плоскости в полете с использованием режима привязки и слежения за наземной точечной неподвижной мишенью с фиксированным углом прицеливания. Проведен анализ результатов летных экспериментов. Произведена оценка эффективности разработанных методов.

Результаты исследований

При разработке метода и алгоритма оперативной оценки точности юстировки ВУ относительно ССК ЛА в **вертикальной плоскости** учтены особенности выполнения режима слежения за точечной наземной неподвижной целью (мишенью) с фиксированным углом прицеливания. Известно, что в момент привязки и слежения с фиксированным углом прицеливания траектория движения ЛА в вертикальной плоскости представляется логарифмической кривой. Разработанный метод контроля точности юстировки неподвижной оси прицела в вертикальной плоскости заключается в привязке во время полета связанной системы координат летательного аппарата к мишени, находящейся на земле, осуществлении слежения за точечной наземной неподвижной целью (мишенью) маневром

летательного аппарата с фиксированным углом прицеливания и определении погрешности юстировки как разности между фиксированным углом прицеливания – нулем неподвижной оси ВУ и расчетным углом прицеливания, определяемым после полета по данным средств объективного контроля (СОК) с использованием аналитической зависимости. В этом случае угол места и дальность до мишени для любой точки траектории связаны зависимостью

$$\varepsilon = \varepsilon_0 - (\phi_B^\phi - \alpha_{ат}) \ln \frac{D}{D_0}, \quad (1)$$

где ε – угол места мишени; ε_0 – угол места мишени в начальный момент прицеливания; $\alpha_{ат}$ – угол атаки ЛА; D_0 – начальная дальность до мишени; D – текущее значение дальности; ϕ_B^ϕ – фиксированный угол прицеливания.

Поскольку угол между строительной осью ЛА X_1 и горизонтальной плоскостью определяется углом тангажа ϑ_0 , то выражение (1) с учетом равенства $\varepsilon = \vartheta_0 + \phi_B^\phi + \phi_B^0$ приводится к виду

$$\vartheta = \vartheta_0 (\phi_B^\phi - \alpha_{ат}) \ln \frac{D}{D_0}, \quad (2)$$

где ϕ_B^0 – угол, определяющий положение оси X_B^0 «ноль» неподвижного перекрестия (НП) визирного устройства (ВУ), – постоянная величина, соответствующая конкретному типу ЛА; ϑ – текущее значение угла тангажа. Применение данного режима для оценки точности юстировки (выставки) ВУ относительно ССК ЛА в вертикальной плоскости предполагает выполнение двух последовательных действий: определение требуемых (опорных) траекторий движения ЛА при фиксированном угле прицеливания (например, для «нуля» НП ВУ); определение выражения взаимосвязи параметров движения в момент привязки и последующего слежения за мишенью [1–5]. Погрешность юстировки $\Delta\phi_B$, как разность между фиксированным углом прицеливания – «нуля» НП ВУ ϕ_B^ϕ и расчетным углом прицеливания $\phi_B^{СОК}$, определяемым на Земле по материалам СОК

$$\Delta\phi_B = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (\phi_{B_i}^\phi - \phi_{B_i}^{СОК}), \quad (3)$$

где n – количество точек считывания полетной информации, регистрируемой СОК; $\phi_B^{СОК}$ – расчетное значение угла, которое определяется по данным СОК с учетом уравнения (3) по выражению

$$\phi_B^{СОК} = \frac{\vartheta_0 - \vartheta}{\ln \frac{D}{D_0}} + \alpha_{ат}. \quad (4)$$

Известно, что порядок случайных ошибок измерения угла атаки бортовыми датчиками типа датчик угла атаки (ДУА) соизмерим с порядком систематических погрешностей юстировки ВУ. Поэтому значение угла атаки $\alpha_{ат}$ определяется по формуле

$$\alpha_{ат} = \frac{G}{C_y^\alpha} n_y, \quad (5)$$

где G – вес ЛА; S – площадь поверхности крыла; C_y^α – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки в связанной системе координат; q – скоростной напор воздушного потока; n_y – значение вертикальной перегрузки. Сущность способа поясняется следующими рассуждениями. Для определения угла атаки $\alpha_{ат}$ по выражению (5) достаточно данных, фиксируемых СОК, а также приводимых в техническом описании ЛА. В частности, вес ЛА определяют как сумму

$$G = G_0 + G_m + G_n, \quad (6)$$

где G_0 – вес ЛА без топлива и подвесок, указанный в его техническом описании (ТО); G_n – вес подвесок, определяемый в соответствии с полетным заданием; $G_m = G_{mo} - G_{mp}$ – текущий вес топлива; G_{mo} – вес заправленного топлива, определяют в соответствии с полетным заданием, G_{mp} – вес топлива, израсходованного за время полета, определяют по формуле

$$G_{mp} = \sum_{i=1}^N G_{mnp_i} \frac{P_1^*}{P_0} \sqrt{\frac{T_1^*}{T_0}} \Delta t_i \quad (7)$$

как сумму N расходов топлива на различных режимах работы двигателя ЛА в течение полета до момента привязки к мишени; $G_{mnp_i} = G_{mnp_i}(n_{np})$ – приведенный расход топлива, определяемый в зависимости от величины n_{np} по графику в техническом описании (ТО) ЛА, n_{np} – приведенная частота вращения ротора двигателя ЛА, определяют по формуле

$$n_{np} = n \sqrt{\frac{T_0}{T_1^*}}, \quad (8)$$

где n – частота вращения ротора двигателя, регистрируемая СОК; $T_0 = 288K$ – абсолютная температура воздуха на уровне моря в стандартных атмосферных условиях; $T_1^* = T_H(1 + 0,2M^2)$ – температура заторможенного потока воздуха на входе в двигатель; $T_H = 288,9 - 0,006328H_{ист}$ – температура окружающего воздуха на данной высоте; $P_1^* = P_{H\sigma_{вх}}(M_{ист})(1 + 0,2M_{ист}^2)^{3,5}$ – давление заторможенного потока воздуха на входе в двигатель; $P_H = P(1H_{ист}/44308)^{5,2553}$ – давление окружающего воздуха на данной высоте; $P_0 = 760$ мм рт. ст. – давление воздуха на уровне моря в стандартных атмосферных условиях; $\sigma_{вх}(M_{ист})$ – стандартный коэффициент восстановления полного давления, график зависимости которого от числа Маха приводится в работе $M_{ист} = M + \delta M_a$ – истинное значение числа Маха; M – значение числа Маха, регистрируемое СОК; $\delta M_a(M_{I, II, III})$ – аэродинамическая поправка показаний датчика приемника воздушного давления (ПВД) для ПВД с одной, двумя или тремя камерами статического давления, номограммы определения которого приводятся в работе [5]; $H_{ист} = H + \delta H_{зап} + \delta H_a$ – барометрическая высота; H – высота полета, регистрируемая СОК, $\delta H_{зап}$ – поправка на запаздывание, определяемая по формуле

$$\delta H_{зап} = -29,27T_H \frac{\delta P_{зап}}{P_H}, \quad (9)$$

где $\delta P_{зап}(H, V_y)$ – поправка на запаздывание давления; V_y – вертикальная составляющая скорости ЛА, регистрируется СОК, $\delta H_a(\delta M_a, M, H)$ – аэродинамическая поправка, определяемая по номограмме в литературе. Площадь крыла ЛА S приводится в ТО ЛА. Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки в связанной системе координат $C_y^\alpha(M_{ист})$ – приводится в ТО ЛА. Скоростной напор воздушного потока q определяют по формуле

$$q = \frac{\rho_H v^2}{2}, \quad (10)$$

где $\rho_H = 1,225(0,9985 - 0,092H_r + 0,00278H_r^2 - 0,00002H_r^3 - 0,0000002H_r^4)$ – плотность воздуха на данной высоте; $H_r = 1 - 0,0001H_{ист}$ – геопотенциальная высота; $v = 72,166M_{ист}\sqrt{T_H}$ – истинное значение скорости полета ЛА.

Значение вертикальной перегрузки n_y регистрируется СОК.

С учетом приведенных выше формул выражение для определения угла атаки примет вид

$$\alpha_{ат} = \frac{\frac{1}{S} \sum_{i=1}^N \frac{G_{т.пр.}(n_{пр.i}) 760 \left(1 - \frac{H_{нстi}}{44308}\right)^{5.2553} \sigma_{вх}(M_{нстi}) (1 + 0,2M_{нстi}^2)^2}{760}}{\frac{1}{2} C_y^\alpha(M_{нстi}) 1,225 (0,9985 - 0,092H_r + 0,00278H_r^2 - 0,00002H_r^3)} \times \frac{\sqrt{\frac{(288,9 - 0,006328H_{нстi})(1 + 0,2M_{нстi}^2)}{288} \Delta t_i}}{760} \times \frac{1}{(72,166M_{нст} \sqrt{288,9 - 0,006328H_{нст}})^2} n_y, \quad (11)$$

где вес ЛА

$$G = \sum_{i=1}^N \frac{G_{м.пр.}(n_{пр.i}) 760 \left(1 - \frac{H_{нсти}}{44308}\right)^{5.2553} \sigma_{вх}(M_{нсти}) (1 + 0,2M_{нсти}^2)^2}{760} \times \frac{\sqrt{\frac{(288,9 - 0,006328H_{нсти})(1 + 0,2M_{нсти}^2)}{288} \Delta t_i}}{760} \quad (12)$$

скоростной напор:

$$q = \frac{1,225 (0,9985 - 0,092H_r + 0,00278H_r^2 - 0,00002H_r^3) (72,166M_{нст} \sqrt{288,9 - 0,006328H_{нст}})^2}{2}, \quad (13)$$

S – площадь крыла ЛА; C_y^α – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки в связанной системе координат; n_y – значение вертикальной перегрузки.

Данные летных экспериментов (ЛЭ), проведенных на самолетах ТА типа МиГ-29, Су-27, подтверждают обоснованность предложенных методов. Для имитации погрешностей юстировки на неподвижной сетке ВУ выбраны опорные точки прицеливания $\Phi_B^\Phi = 30, 35, 40$ мрад. На рис. 1 представлены графики изменения целевой функции ϑ на участках слежения за целью с фиксированными углами прицеливания $\Phi_B^\Phi = 30, 35, 40$ мрад соответственно в зависимости от времени слежения за мишенью t .

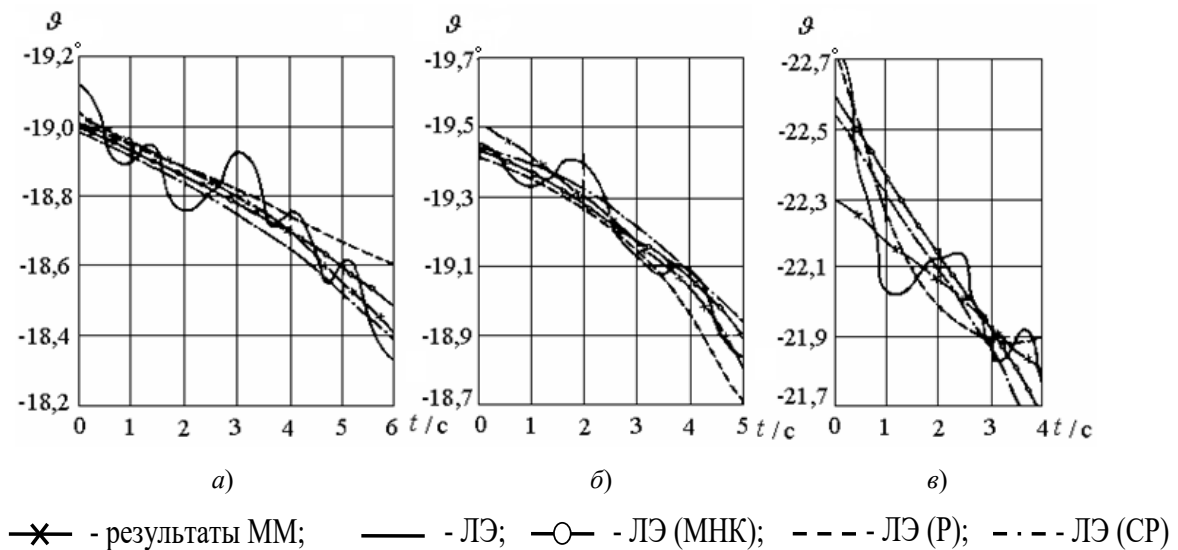


Рис. 1. Графики изменения целевой функции ϑ

Обработка данных ЛЭ проводилась с использованием одного из алгоритмов самоорганизации математических моделей на ЭВМ. В качестве внешних критериев селекции ММ использовались: метод наименьших квадратов (МНК); регулярность (Р) и симметричная регулярность (СР). Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы: оценки массивов данных, вычисленные с помощью аналитической зависимости по данным СОК (МЛП-14-3), согласуются с результатами моделирования с помощью ИМС; наиболее чувствительным и приемлемым критерием селекции моделей по данным ЛЭ является МНК.

Кроме того, при проведении экспериментальных исследований получены результаты, представляющие новизну в военно-прикладном аспекте, связанные с практической реализацией метода контроля точности юстировки ВУ в горизонтальной плоскости самолетов типа Су-27. Исследованы характеристики точности разработанного алгоритмического обеспечения на основе математического моделирования процесса реализации режимов с различными начальными условиями. Результаты исследования влияния дальности D до ориентира в зависимости от значений $\Delta\varphi_{Гизм}$ и $(\Delta\varphi_{Гизм} - \Delta\varphi_{Г})$ для фиксированных $\Delta\varphi_{Г}$ на точность выполнения режима «ВК» показаны на рис. 2 и 3. Из графиков видно, что реальное значение определяемой погрешности также влияет на точность оценки. При увеличении значения погрешности увеличивается и дальность до ориентира, при которой происходит срыв расчетных значений погрешностей в область неудовлетворительных значений (рис. 2).

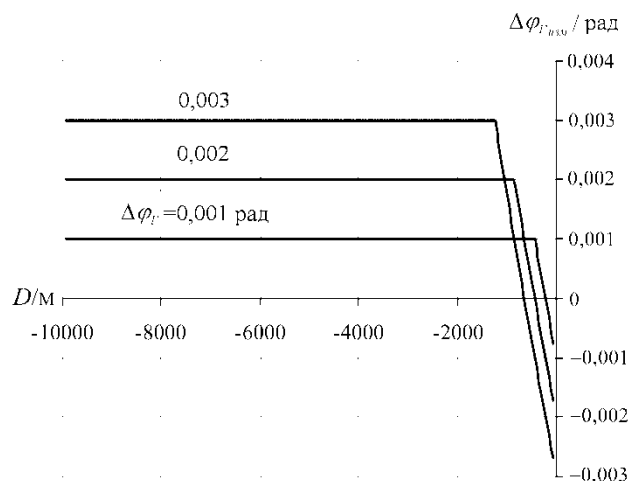


Рис. 2. График срыва расчетных значений погрешностей

При этом также возрастают значения ошибок определения погрешности юстировки (рис. 3).

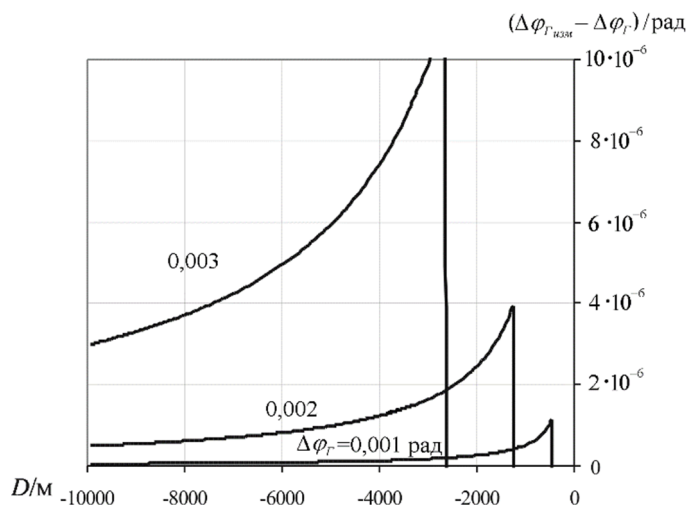


Рис. 3. График определения погрешности юстировки

Проведена оценка влияния ошибок, вызванных косвенным измерением дальности до ориентира на точность определения погрешности юстировки ВУ. Данная оценка проводилась для различных

свойств рельефа местности. Так, для равнинного плато и гористой местности получены кривые изменения расчетных значений погрешности, показанные на рис. 4 и 5 соответственно.

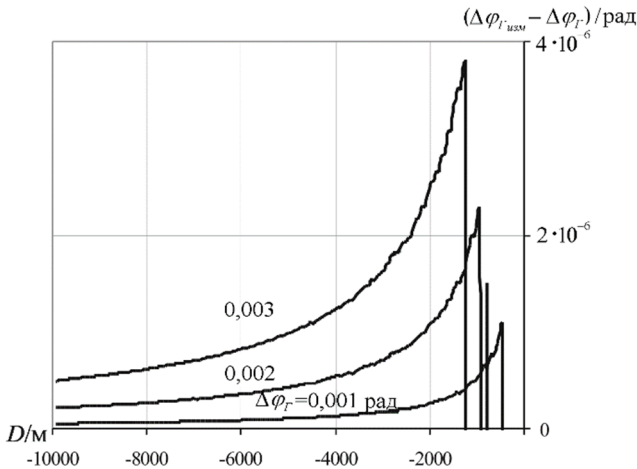


Рис. 4. Кривая изменения расчетных значений погрешности первой оценки

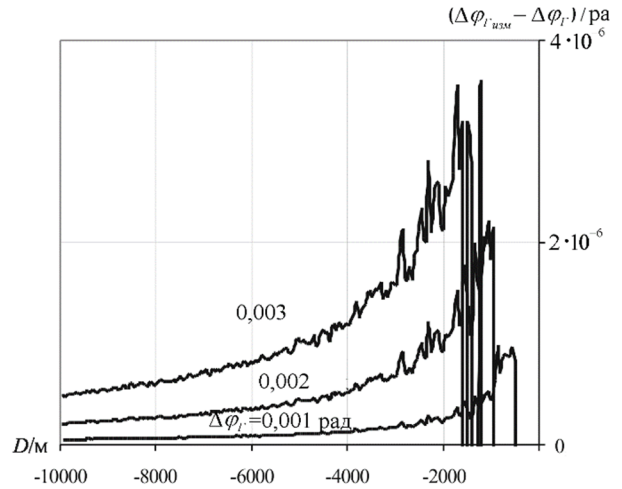


Рис. 5. Кривая изменения расчетных значений погрешности второй оценки

Из графиков видно, что для равнинной местности ошибки измерения высоты полета влияют на точность работы алгоритма несущественно. При этом ошибки определения погрешности юстировки не превышают значений 0,4 %. Для гористой местности максимальные значения ошибки определения погрешности находятся в тех же пределах, однако на малых дальностях до ориентира наблюдается увеличение влияния ошибок измерения высоты.

Работоспособность алгоритмического обеспечения при $\Delta\phi_{Гизм} = 0$ (рис. 6) характеризуется устойчивостью расчетов на больших дальностях до ориентира. Выбросы расчетного значения $\Delta\phi_{Гизм}$ достигают до 1 рад. При уменьшении дальности частота выбросов снижается, а амплитуда выбросов уменьшается до 0,5 рад. Также проведена оценка влияния ошибок инерциальной системы (ИКВ) на точность определения погрешности юстировки ВУ. Ошибки ИКВ, вызванные угловым дрейфом гироскопов, главным образом оказывают влияние на точность определения координат ориентира (углового положения линии визирования). Полученные значения ошибок определения погрешности юстировки ВУ для времени полета до 60 мин (рис. 7) демонстрируют значительное влияние точности инерциальной системы на точность работы алгоритмического обеспечения.

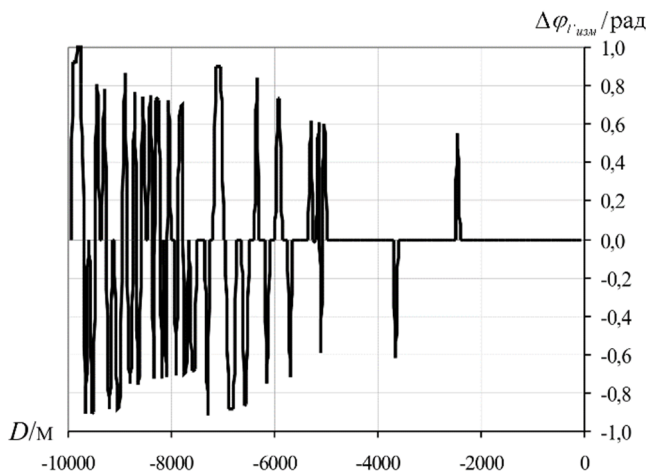


Рис. 6. График работоспособности алгоритмического обеспечения при $\Delta\phi_{Гизм} = 0$

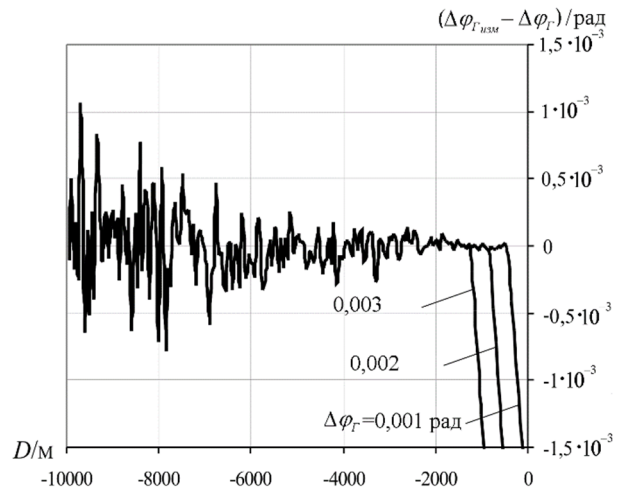


Рис. 7. График определения погрешности юстировки ВУ при полете до 60 мин

Данное влияние уменьшается на малых дальностях до ориентира, однако минимальные значения ошибок определения погрешности юстировки сохраняются на уровне 10 % при нулевом математическом ожидании, что позволяет говорить о возможности их компенсации в процессе полета.

Разработаны алгоритмы компенсации выявленных погрешностей юстировки ВУ в межрегламентный период эксплуатации. Выработаны рекомендации по алгоритмической компенсации погрешностей юстировки ВУ в БЦВС ЛА во время полета и на земле после обработки данных СОК.

Оценка эффективности разработанных методов

Зависимость средней стоимости эксплуатации C_{cp} от времени t для различных периодов контроля k при известных затратах показана на рис. 8. Соотношения эффективности W выполнения ОЭПрНК задач при изменении средней стоимости эксплуатации C_{cp} для различных периодов контроля k ТХ представлены на рис. 9.

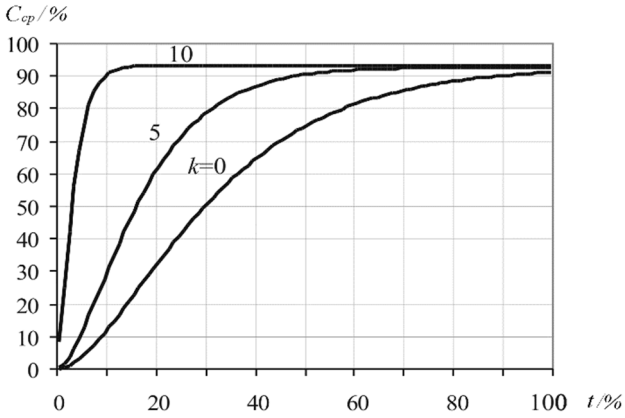


Рис. 8. График зависимости эксплуатации от времени в расчетном периоде

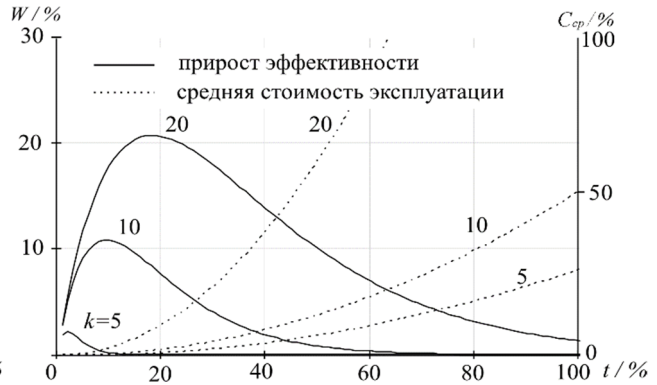


Рис. 9. Соотношения эффективности выполнения ОЭПрНК задач

Для оценки эффективности разработанных методов предложены следующие показатели [5]:

1) относительные трудозатраты

$$Z_{отн} = \frac{\sum_{i=1}^n T_{p_i}^M}{T_p^0}, \tag{14}$$

где $\sum_{i=1}^n T_{p_i}^M$ – суммарные трудозатраты на юстировку по разработанным методам; T_p^0 – трудозатраты на юстировку по существующей методике;

2) коэффициент улучшения точности юстировки ВУ

$$K_T = \frac{\int_0^T \sigma_0(t) dt}{\int_0^T \sigma_M(\tau) d\tau},$$

где $\int_0^T \sigma_0(t) dt$ – интегральная характеристика точности юстировки («интегральная ошибка»); $\sigma_0(t)$ – среднее квадратичное отклонение (СКО) погрешности юстировки ВУ относительно ССК ЛА (статистические данные, полученные в в/ч 75360); $\sigma_M(\tau)$ – СКО погрешности юстировки ВУ относительно ССК ЛА при реализации разработанных методов.

При проведении оценки эффективности разработанных методов использовались экспериментальные данные изменения СКО погрешности юстировки ВУ относительно ССК ЛА в зависимости от наработки [7]. С учетом того, что $T_p^M < T_p^0$, за оцениваемый период эксплуатации можно выполнить n юстировок без увеличения суммарных трудозатрат. В нашем случае

$$n = \frac{T_p^0}{T_p^M} \approx 8,4.$$

Примем допущение, что после каждой «оперативной» юстировки погрешность компенсируется, а закон изменения СКО погрешности $\sigma(t)$ остается прежним. На рис. 10 представлены зависимости изменения σ от времени наработки T_H для количества юстировок $n_{ю} = 2, 4, 8$ (заштриховано) при $\sigma_1 = 0,5\sigma_0; \sigma_2 = 2\sigma_0$.

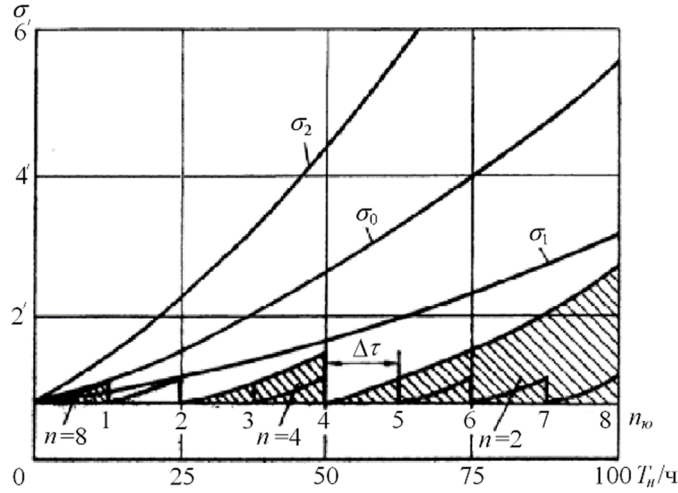


Рис. 10. График зависимости изменения СКО погрешности

При неизменных трудозатратах, соответствующих максимальному количеству «оперативных» юстировок $\left(\sum_{i=1}^n T_{p_i}^M = T_p^0, Z_{отн} = 1 \right)$, точность юстировки будет максимальной, а интегральная погрешность минимальна $\int_0^t \sigma_M(\tau) d\tau = \sum_{i=1}^n \sigma_i \min$, следовательно, коэффициент улучшения точности будет стремиться к своему максимальному значению ($K_T \rightarrow K_T \max$). Если «оперативная» юстировка будет выполнена в те же сроки, что и при существующей методике (через 100 ч наработки), то $\sum_{i=1}^n T_{p_i}^M = T_p^M$. Закон изменения $\sigma(t)$ остается прежним и $K_T \rightarrow 1$. При этом относительные трудозатраты снижаются до минимальных: $Z_{отн} = \frac{T_p^M}{T_p^0} \rightarrow \min$. Оценим прирост точности K_T при частоте проведения «оперативной» юстировки через равные промежутки времени $\Delta\tau$. Взаимосвязь K_T от количества юстировок $n_{ю}$ через равные промежутки времени $\Delta\tau$ и относительных трудозатрат $Z_{отн}$ для различных значений $\sigma(t)$ представлена на рис. 11. Из графиков (рис. 11) видно, что предложенный показатель K_T обладает хорошей устойчивостью к изменению $\sigma_0(t)$. При увеличении σ_0 от $0,5\sigma_0$ до $2\sigma_0$ ($\sigma_1 = 0,5\sigma_0; \sigma_2 = 2\sigma_0$) коэффициент меняется примерно на 20%. Эта устойчивость позволяет выбрать рациональное количество юстировок независимо от точности юстировки ВУ в межрегламентный период эксплуатации. На практике за оцениваемый период эксплуатации (100 ч наработки) проводить «оперативную» юстировку более 4...5 раз нецелесообразно, так как K_T возрастает при такой периодичности всего на 10...15%. Рациональное количество «оперативных» юстировок χ при известном законе $\sigma(t)$ можно выбрать по отношению приростов показателей на интервале оцениваемого периода эксплуатации T_H : $\chi = \frac{\Delta K_T}{\Delta Z_{отн}}$. Максимальный прирост точности на единицу трудозатрат удастся достичь при проведении 2...3 юстировок за период T_H . Таким образом, применение предложенного подхода при наличии статистических данных изменения $\sigma(t)$ позволит выбрать рациональную стратегию «оперативной» юстировки в межрегламентный период эксплуатации.

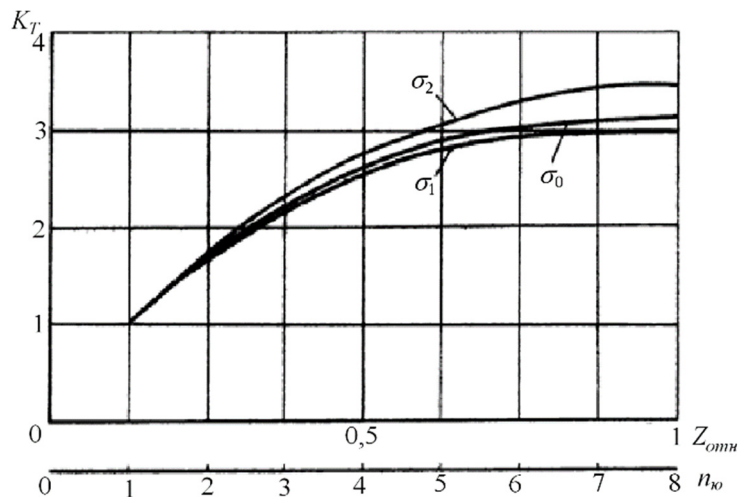


Рис. 11. График изменения коэффициента улучшения

Эффективность решения задачи навигации с «ВК» определялась по величине бокового отклонения Z от ЗЛП без учета и с учетом оцениваемого значения погрешности юстировки ВУ. В процентном соотношении прирост эффективности применения ОЭПрНК ΔW при использовании разработанного метода показан на рис. 12. Из графика видно, что учет оцениваемой погрешности $\Delta\phi_{\Gamma}$, приводящей к ошибке определения бокового отклонения от ЗЛП ΔZ при решении задачи навигации с визуальной коррекцией, обеспечивает прирост эффективности применения ОЭПрНК до 16 %.

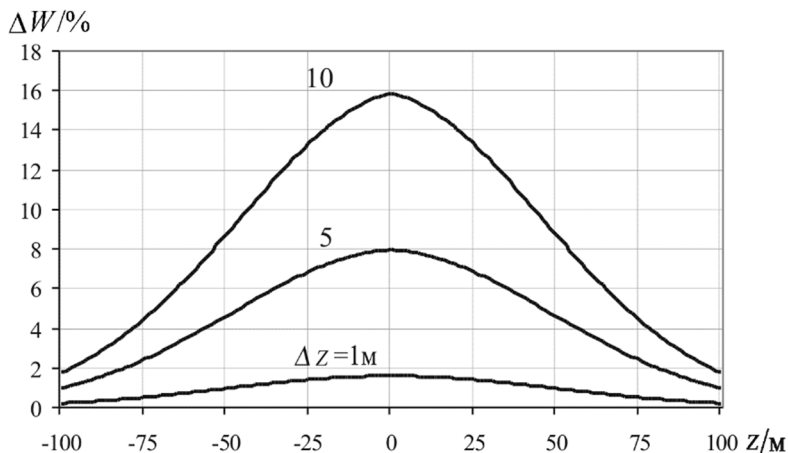


Рис. 12. График процентного соотношения прироста эффективности ОЭПрНК разработанным методом

Заключение

Таким образом, разработанные новые методы, новизна которых подтверждена соответствующими патентами на способы их реализации, позволяют повысить готовность ОЭПрНК к применению, снизить трудозатраты на обеспечение ТХ в межремонтный период эксплуатации в целом на порядок, а также повысить интегральную точность юстировки примерно в 3 раза. Полученные в работе результаты научных исследований могут быть использованы при обосновании тактико-технических требований к аппаратуре оперативного контроля ТХ ОЭПрНК, при разработке и обосновании методов управления ТХ в ОТС, методов ТЭ АТ по состоянию с контролем параметров, а также в учебном процессе вузов при подготовке специалистов по эксплуатации технических систем различного назначения.

Список литературы

1. Пат. 2102685 РФ, МКИ 7 F 41 G 3/32. Способ контроля точности юстировки неподвижной оси прицела в вертикальной плоскости / Ю. Т. Зырянов, В. В. Шелковский, С. И. Шатунов ; заявитель и патентообладатель Тамбов. ВВАИУ. № 940150031/02 ; заявл. 21.04.94 ; опубл. 20.01.98, Бюл. № 2. 5 с.

2. Пат. 2187776 РФ, МКИ 7 F 41 G 3/32. Способ контроля точности юстировки прицела летательного аппарата в вертикальной плоскости / Ю. Т. Зырянов, В. В. Морозов; заявитель и патентообладатель Тамбов. ВАИИ. № 2000102414/02 ; заявл. 31.01.00 ; опубл. 20.08.02, Бюл. № 23. 5 с.
3. Зырянов Ю. Т. Метод контроля точности юстировки визирного устройства прицельно-навигационного комплекса летательного аппарата в вертикальной плоскости // Оборонная техника. 2004. № 6. С. 26–28.
4. Зырянов Ю. Т. Оценка точности юстировки визирных устройств в полете // Известия вузов. Авиационная техника. 2004. № 4. С. 77–79.
5. Зырянов Ю. Т., Кириченко А. А., Крутиков Ю. Е. Выбор критериев оценки эффективности оперативной юстировки прицельно-навигационных комплексов в процессе их эксплуатации по состоянию // Проблемы и перспективы развития комплексов авиационного вооружения. М. : ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1993. С. 96–98.
6. Зырянов Ю. Т., Малыков К. А. Анализ моделей эксплуатации авиационных прицельно-навигационных комплексов и направления их оптимизации // Материалы XI межведомственной науч.-техн. конф. (12–15 апреля 1997 г.). Тула : ТВВАУ, 1997. С. 44–48.

References

1. Patent 2102685 Russian Federation, МКИ 7 F 41 G 3/32. *Sposob kontrolya tochnosti yustirovki nepodvizhnoy osi pritsela v vertikal'noy ploskosti = A method for controlling the accuracy of the alignment of the fixed axis of the sight in the vertical plane.* Yu.T. Zyryanov, V.V. Shelkovskiy, S.I. Shatunov; applicant and patent holder Tambov. VVAIU. № 940150031/02; appl. 21.04.94; publ. 20.01.98, Bull. № 2. 5 p. (In Russ.)
2. Patent 2187776 Russian Federation, МКИ 7 F 41 G 3/32. *Sposob kontrolya tochnosti yustirovki pritsela letatel'nogo apparata v vertikal'noy ploskosti = A method for controlling the accuracy of the alignment of the sight of an aircraft in a vertical plane.* Yu.T. Zyryanov, V.V. Morozov; applicant and patent holder Tambov. VAIИ. № 2000102414/02; appl. 31.01.00; publ. 20.08.02, Bull. № 23. 5 p. (In Russ.)
3. Zyryanov Yu.T. Method for controlling the accuracy of alignment of the sighting device of the sighting and navigation complex of an aircraft in a vertical plane. *Oboronnaya tekhnika = Defense technology.* 2004;(6):26–28. (In Russ.)
4. Zyryanov Yu.T. Assessment of the accuracy of alignment of sighting devices in flight. *Izvestiya vuzov. Aviatcionnaya tekhnika = News of universities. Aviation equipment.* 2004;(4):77–79. (In Russ.)
5. Zyryanov Yu.T., Kirichenko A.A., Krutikov Yu.E. The choice of criteria for evaluating the effectiveness of operational alignment of sighting and navigation complexes in the process of their operation according to the state. *Problemy i perspektivy razvitiya kompleksov aviatsionnogo vooruzheniya = Problems and prospects of development of aviation weapons complexes.* Moscow: VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 1993:96–98. (In Russ.)
6. Zyryanov Yu.T., Malykov K.A. Analysis of models of operation of aviation sighting and navigation complexes and directions of their optimization. *Materialy XI mezhvedomstvennoy nauch.-tekhn. konf. (12–15 aprelya 1997 g.) = Materials of the XI interdepartmental scientific-technical conf. (April 12-15, 1997).* Tula: TVVAU, 1997:44–48. (In Russ.)

Информация об авторах / Information about the authors

Юрий Трифионович Зырянов

доктор технических наук, профессор,
 профессор кафедры конструирования
 радиоэлектронных и микропроцессорных систем,
 Тамбовский государственный технический университет
 (Россия, г. Тамбов, ул. Советская, 106)
 E-mail: zut-tmb@mail.ru

Yury T. Zyryanov

Doctor of technical sciences, professor,
 professor of the sub-department of design
 of radioelectronic and microprocessor systems,
 Tambov State Technical University
 (106 Sovetskaya street, Tambov, Russia)

**Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов /
 The author declares no conflicts of interests.**

Поступила в редакцию/Received 14.03.2023

Поступила после рецензирования/Revised 02.04.2023

Принята к публикации/Accepted 09.05.2023