

## ОПТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ШИРОКОУГОЛЬНОГО КОЛЛИМАТОРНОГО АВИАЦИОННОГО ИНДИКАТОРА

© 2009 г. О. В. Никифоров\*, доктор техн. наук; Ю. Д. Пименов\*, канд. техн. наук;  
М. Н. Сокольский\*, доктор техн. наук; А. А. Строганов\*;  
А. И. Эфрос\*\*, канд. техн. наук

\* ОАО “ЛОМО”, Санкт-Петербург

\*\* ОКБ “Электроавтоматика”, Санкт-Петербург

E-mail: mnsokolski@rambler.ru

В статье описаны принципы построения, расчет оптической системы и приведены краткие сведения о конструкции широкоугольной коллиматорной системы для авиационного индикатора ШКС-5, изготавливаемого на “ЛОМО”. Система обеспечивает одновременное наблюдение картины окружающей обстановки и коллимированное изображение символьной информации, сформированной на экране проекционной электронно-лучевой трубки, в пределах 30° в горизонтальном направлении и 20° в вертикальном направлении.

**Ключевые слова:** коллимационный индикатор, авиационный индикатор.

Коды OCIS: 120.4820.

Поступила в редакцию 15.06.2009.

### Введение

Современные коллиматорные авиационные индикаторы (КАИ) – это сложные и высокотехнологичные оптико-электронные приборы, являющиеся центральной частью авиационных бортовых систем отображения визуальной информации. Другое распространенное название этих приборов – индикаторы “на лобовом стекле” (ИЛС), известные в зарубежной литературе как Head Up Display (HUD).

В России и за рубежом КАИ (ИЛС, HUD) признаны в настоящее время совершенно необходимыми для эффективного управления летательными аппаратами и выполнения наиболее ответственных функций пилота.

Эти индикаторы обеспечивают наложение на реальную картину внешнего пространства различной символьной информации, воспринимаемой пилотом за счет положительного яркостного контраста. Эффект наложения обеспечивается путем применения в индикаторе оптических светоделителей, частично пропускающих лучи света от внешнего пространства и отражающих лучи света, идущие от сколлинированного (спроектированного в бесконечность) мнимого изображения информационной картины. Ис-

точником изображения в КАИ являются высокояркостная проекционная электронно-лучевая трубка (ЭЛТ), экран которой совмещен с передней фокальной поверхностью оптической системы, проецирующей изображение с экрана ЭЛТ в бесконечность. Чем большее выходное угловое поле зрения обеспечивает оптическая система, тем большие информативные возможности имеет КАИ. Поэтому одной из наиболее важных технических характеристик КАИ являются размеры формируемого им углового поля зрения. На протяжении всей истории развития КАИ велась непрестанная борьба за увеличение этого параметра при одновременном обеспечении приемлемых для авиационного оборудования массогабаритных показателей индикатора.

Разрабатываемые в настоящее время индикаторы КАИ с угловым полем зрения не менее 30°×20° принято называть широкоугольными (ШКАИ). При таких размерах углового поля зрения обеспечиваются качественно новые тактико-технические характеристики этих индикаторов. ШКАИ способны эффективно отображать не только символьную информационную картину, но и видеинформацию от низкоуровневой телевизионной системы в реальном времени и угловом масштабе 1:1, что позволяет осуществлять

“слепое” пилотирование самолета как ночью, так и в условиях ограниченной видимости внешнего пространства.

Зарубежный опыт показывает, что применение ШКАИ в гражданской и военно-транспортной авиации повышает безопасность самолетов при выполнении посадки на необорудованные аэродромы, а также существенно, на 1–2 категории, снижает допустимый для эксплуатации метеоминимум.

Именно для подобного индикатора ШКАИ и была проведена разработка широкоугольной коллиматорной системы ШКС-5.

При создании ШКС-5 были проанализированы многие зарубежные и отечественные оптические системы подобного назначения [1–6], в том числе и широкоугольные коллиматорные системы с применением голограммных оптических элементов (ГОЭ), рассчитанные в ГОИ им. С.И. Вавилова под руководством д. т. н. М.А. Гана. В работах [1, 2] рассмотрены вопросы проектирования и изготовления широкоугольных оптических систем для нашлемных дисплеев (НД), включая их ключевой элемент – спектральный комбинер на основе синтезированных объемных голограмм. Показано, что оптические схемы широкоугольных дисплеев могут быть построены на основе проекционной системы, создающей промежуточное изображение дисплея, и комбинера, обеспечивающего одновременное наблюдение символьной информации и внешнего пространства. Хотя НД относятся к классу малогабаритных приборов, их оптические схемы во многом близки к оптическим схемам КАИ. Кроме того, следует отметить работы ГОИ им. С.И. Вавилова по теме ОКР “Проектор 3” – КАИ с применением голограммического покрытия, а также расчет оптической схемы “Проектор 5” с одноголограммным комбинером, выполненным в виде сферического мениска.

По результатам анализа было принято совместно с заказчиком (ОКБ “Электроавтоматика”, Санкт-Петербург) решение отказаться от применения сложных в изготовлении ГОЭ и сосредоточить усилия на расчетах оптической системы с использованием наклонного сферического зеркала с многослойным светоделительным покрытием.

В настоящее время ОАО “ЛОМО” приступило к изготовлению широкоугольных коллиматорных систем (шифр ШКС-5) для авиационных индикаторов. В статье описываются принципы построения авиационных индикаторов, оптическая схема и конструкция индикатора ШКС-5.

## Выбор оптической схемы

Принципиальная оптическая схема индикатора показана на рис. 1. Индикатор представляет собой бинокулярную лупу 3, в фокусе  $F'$  которой установлен экран дисплея 4. Параллельный пучок света, выходящий из лупы 3, отражается от светоделительной пластины 2 и фиксируется глазами оператора 1. Оптическая ось системы 3 ( $OO$ ) и визирная ось наблюдения ( $AA$ ) совпадают. Светоделительная пластина 2 отражает узкий спектральный диапазон от электронно-лучевой трубы и пропускает видимый спектральный интервал. Угловое поле наблюдения  $\pm\omega$  во многом ограничивается габаритными размерами лупы. Обычно зона положения зрачков глаз оператора относительно визирной оси по горизонту  $\pm\Delta Y$  и по вертикали  $\pm\Delta X$  достаточно большая:  $\Delta Y > 50$  мм,  $\Delta X > 30$  мм, а расстояние до индикатора  $r$  превышает 500 мм.

Поэтому диаметр  $D$  оптической системы

$$D \geq 2 \left[ \sqrt{\Delta Y^2 + \Delta X^2} + ptg\omega \right]$$

велик и составляет более 300 мм, что приводит к ограничению углового поля  $\omega$ .

Иногда для увеличения углового поля применяют несколько светоделительных пластин, установленных по оптической оси друг за другом [3]. Однако в целом задачу обеспечения больших значений  $\omega$  это не решает.

Для увеличения углов обзора  $\omega$  лупу строят по двухкомпонентной схеме [4] (рис. 2). Первым компонентом является сферическое зеркало 2, вторым – проекционная система 3. Зеркало 2

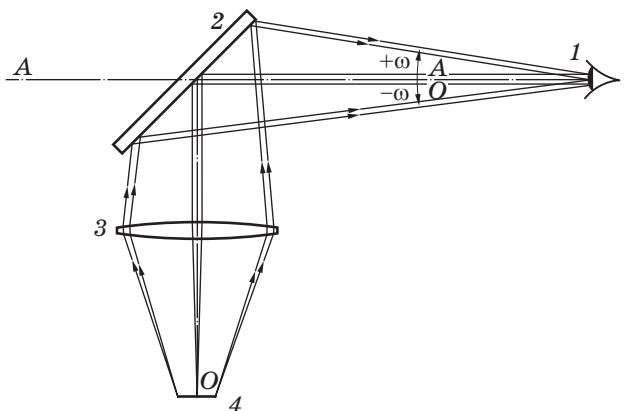
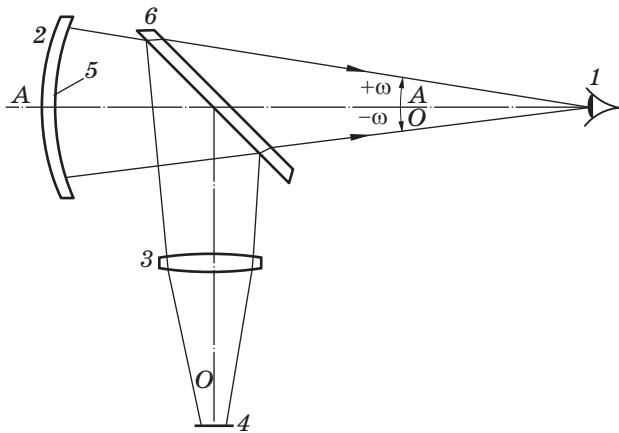
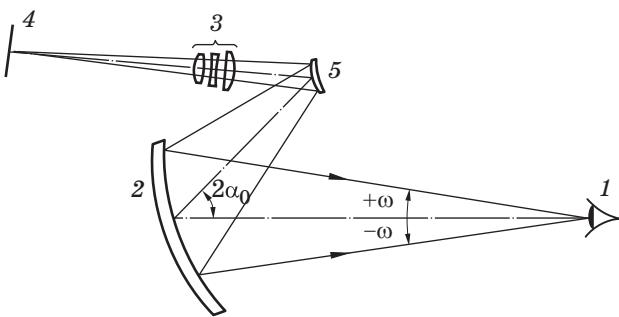


Рис. 1. Принципиальная оптическая схема коллиматорного авиационного индикатора. 1 – выходной зрачок (глаз оператора), 2 – светоделительная пластина, 3 – бинокулярная лупа, 4 – экран дисплея.

представляет собой близкий к афокальному мениск, пропускающий видимый диапазон спектра. Вогнутая зеркальная поверхность 5 отражает узкий спектральный диапазон излучения дисплея 4. Светоделительная пластина 6 обеспечивает одновременное наблюдение информационной картины с дисплея 4 на фоне внешней обстановки, совмещая визирную AA и оптическую OO оси. Проекционная система 3



**Рис. 2.** Принципиальная осесимметричная оптическая схема широкоугольного коллиматорного авиационного индикатора со сферическим светоделительным зеркалом. 1 – выходной зрачок (глаз оператора), 2 – светоделительное зеркало, 3 – проекционная система, 4 – экран дисплея, 5 – зеркальная узкополосная светоделительная поверхность, 6 – светоделительная пластина.



**Рис. 3.** Принципиальная оптическая схема широкоугольного коллиматорного авиационного индикатора с децентрированным сферическим светоделительным зеркалом. 1 – выходной зрачок (глаз оператора), 2 – светоделительное зеркало, 3 – линзовая проекционная система, 4 – экран дисплея, 5 – зеркально-линзовый коллектив.

работает с увеличением  $\beta$  и устанавливается вблизи фокуса зеркальной поверхности 5, поэтому ее размеры в несколько раз меньше размеров зеркала 2. Эквивалентное фокусное расстояние лупы  $f'_{\text{ЭКВ}} = \beta R_0/2$ , где  $R_0$  – радиус кривизны поверхности 5. Обычно  $\beta < 1$  и поэтому видимое увеличение лупы  $\Gamma > 2-3$ .

Для уменьшения габаритов и массы индикатора и увеличения светопропускания можно исключить светоделительную пластину 6 (рис. 2), построив систему по децентрированной схеме (рис. 3) [5, 6].

Зеркало 2 наклонено на угол  $\alpha_0$ . Вблизи его наклонной фокальной плоскости установлен зеркально-линзовый коллектив 5, который отклоняет оптическую ось и проектирует выходной зрачок системы 1 (глаз оператора) на линзовый компонент 3. Световой диаметр  $D_k$  коллектива

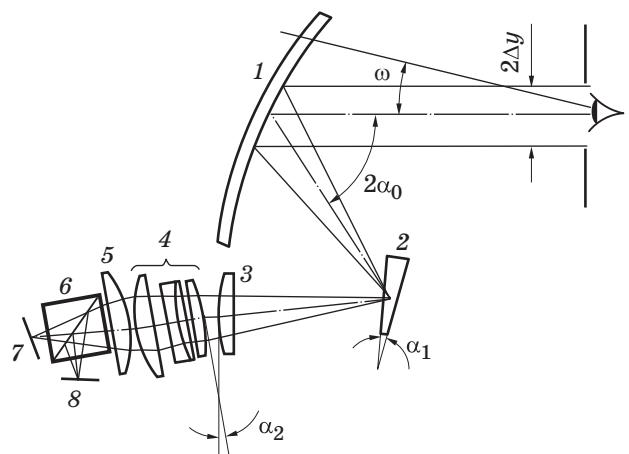
$$D_k \leq \frac{R_0 \operatorname{tg} \omega}{\cos \alpha_0},$$

при этом световые диаметры линз компонента 3 меньше  $D_k$ .

Например, при  $R_0 = 400$  мм,  $\omega = 15^\circ$  и  $\alpha_0 = 26,5^\circ$   $D_k = 120$  мм.

#### Расчет оптической схемы (рис. 4)

За основу рассчитываемой схемы принята оптическая схема по рис. 3. Сферическое зеркало 1 (рис. 4) с отражающей вогнутой поверхностью, на которой нанесено дихроическое светодели-



**Рис. 4.** Оптическая схема широкоугольного коллиматорного авиационного индикатора ШКС-5. 1 – сферическое зеркало с отражающей вогнутой поверхностью, 2 – клин, 3 – сфероцилиндрическая линза, 4 – осесимметричный блок, 5 – плосковыпуклая эллиптическая линза, 6 – светоделительная призма, 7 – экран дисплея, 8 – сетка.

тельное покрытие, наклонено на угол  $\alpha_0$ . Вблизи наклонного фокуса отражающей поверхности установлен клин 2 со сферическими первой преломляющей и второй отражающей поверхностями. Проекционный компонент состоит из осесимметричного блока 4, сфeroцилиндрической линзы 3, наклоненной на угол  $\alpha_2$  к оптической оси, и плосковыпуклой эллиптической линзы 5, смещенной на величину  $dy$  перпендикулярно оптической оси и наклоненной к оптической оси на угол  $\alpha_0$ . Экран дисплея 7 и сетка 8 установлены в фокальной плоскости всей системы. Отражающая сферическая поверхность зеркала 1 с радиусом  $R_0$  работает под углом  $\alpha_0$  и вносит искажения  $\Delta Z$ , существенную часть которых составляют различного вида дисторсии, кривизна изображения и астигматизм,

$$\Delta Z = Z'_m - Z'_s \approx \frac{R_0 \sin^2(\alpha_0 + i)}{2 \cos(\alpha_0 + i)}, \quad (1)$$

где  $i$  – угол отклонения луча от  $\alpha_0$ . Для центрального луча  $i = 0$ . При смещении положения глаз оператора в горизонтальном и вертикальном направлениях, а также при изменениях угла поля  $\omega$  значение  $i$  меняется в больших пределах. Поэтому для каждого направления главного луча астигматизм имеет различное значение.

В плоскости рис. 4 значения углов  $i$  для верхнего и нижнего главных лучей имеют разные знаки, что приводит к большим перепадам углов  $\alpha_0 + i$ , и, соответственно, вызывает переменный астигматизм от верхней точки поля к нижней. Другая aberrация, редко встречающаяся в центрированных системах, – разность сферических aberrаций в выходном зрачке, называемая параллаксом, в данном случае разность полевых углов  $\Delta\omega = \omega - \omega_0$ , где  $\omega_0$  – угол поля для положения зрачка глаза, при котором смещения по горизонту  $\Delta Y$  и по вертикали  $\Delta X$  относительно визирной оси равны нулю. Данному углу на дисплее соответствует точка с координатами  $y'_0, z'_0$ ;  $\omega$  – угол, под которым виден объект с координатами  $y'_0, z'_0$ , для случая  $\Delta y$  и  $\Delta x$  не равных нулю. Важно стремиться к тому, чтобы параллакс был не более  $10'$  в достаточно большом окне наблюдения, т. е. при  $\Delta y = \pm 50$  мм и  $\Delta x = \pm 30$  мм  $\omega \geq 15^\circ$ . Параллакс пропорционален углу  $(\alpha_0 + i)^3$  и является переменной, зависящей от значений  $\Delta y, \Delta x$ .

Для минимизации астигматизма по полю вблизи фокальной плоскости зеркала 1 устанавливается вторичное зеркало 2, выполненное в виде клина со сферическими поверхностями:

первой радиусом  $R_1$  и второй (зеркальной) радиусом  $R_2$ .

Известно, что клин с углом  $\alpha_1$  при вершине в сходящемся ходе лучей вносит астигматизм  $(Z'_m - Z'_s)_k$ , равный [7]

$$(Z'_m - Z'_s)_k = a \left[ \frac{\cos^2 i'_2 \cos i'_1}{\cos^2 i'_2 \cos i'_1} - 1 \right] \approx \frac{n^2 - 1}{n} \alpha_1 a (2i_1 + n\alpha_1), \quad (2)$$

где  $a$  – расстояние от первой поверхности клина до объекта,  $i_1, i_2, i'_1, i'_2$  – углы падения и преломления на первой и второй поверхностях клина;  $n$  – показатель преломления материала клина. Из формулы (2) видно, что астигматизм зависит от угла падения  $i_1$  и расстояния  $a$ , выбор значений которых позволяет выравнивать и минимизировать астигматизм по полю. Оптимальным является угол  $\alpha_1$ , удовлетворяющий условию [8]  $\alpha_1 = (0,30-0,45)\alpha_0$ . Радиусы клина  $R_1$  и  $R_2$  обеспечивают частичную коррекцию кривизны изображения и необходимую оптическую силу клина для проекции зрачка на проекционную систему. Оптимальными являются соотношения

$$R_1 = (2,3-4,2)R_0; R_2 = (7-13)R_0.$$

Смещения и наклоны плосковыпуклой эллиптической линзы 5 составляют

$$\alpha_2 = -(0,35-0,55) \alpha_0$$

$$dy = 10,6 + 0,485t + 0,077t^2,$$

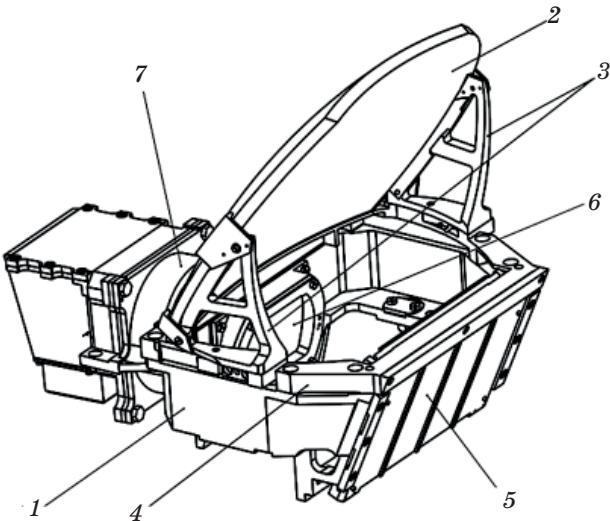
где  $t = \alpha_0 - 26,5^\circ$

Рассчитанная схема имеет следующие параметры:

$\omega = \pm 15^\circ$  – в горизонтальном сечении,  $\omega = \pm 10^\circ$  – в вертикальном сечении,  $\pm \Delta Y = 60$  мм,  $\pm \Delta X = 35$  мм;  $f'_{\text{экв}} = 71,15$  мм,  $R_0 = 427,6$  мм,  $R_1 = 1412,5$  мм,  $\alpha_1 = 10,86^\circ$ ,  $\alpha_2 = 11,6^\circ$ ,  $dy = 3,2$  мм.

### Конструкция авиационного индикатора

На рис. 5 представлен общий вид оптической системы ШКС-5. Основной несущей деталью является корпус 1, для температурной компенсации которого применены материалы титан и алюминиевый сплав. На корпусе закреплено зеркало 2 размером  $315 \times 250$  мм, установленное на кронштейнах 3, с плитой 4; зеркальный клин в оправе 5, цилиндрическая линза в оправе 6 и проекционная система 7.



**Рис. 5.** Конструкция ПКС-5. 1 – корпус, 2 – зеркало, 3 – кронштейн, 4 – плита, 5 – зеркальный клин в оправе, 6 – цилиндрическая линза, 7 – проекционная система.

Зеркало 2 фиксируется в 3-х точках, снизу и в боковых частях выполнены пазы для заполнения их специальным эластичным kleем, обеспечивающим термостабильность и ударопрочность (до 15g).

Максимальные размеры индикатора: длина – 389, ширина – 328, высота – 320 мм, масса – 12 кг. При работе совместно с ЭЛТ в составе авиационного индикатора система обеспечивает угловое поле в горизонтальном направлении 30°, в вертикальном – 20°. В системе ПКС-5 имеется второй оптический канал, формирующий независимо от ЭЛТ светящееся изображение сетки с угловым размером 11° и яркостью 3000 кд/м<sup>2</sup>. Параллакс изображения в центральной зоне для каналов сетки и ЭЛТ – менее 5', коэффициент

пропускания канала наблюдения внешнего пространства не менее 60%.

## Заключение

Разработана широкоугольная коллиматорная система нового поколения для авиационных индикаторов. ОАО “ЛОМО” успешно изготавливает опытную серию этих систем. Намечено создание новой широкоугольной коллиматорной системы для перспективного потолочного, выводящегося из поля зрения пилота, авиационного индикатора, предназначенного для использования на самолетах гражданской авиации.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Gan M., Scheglov S., Gan Ja., Tchertkov A. Wide-angle optical systems with combiner on the basis of the synthesized volume holograms for HMD // Proc. SPIE. 2007. V. 6557. P. 65570M-1–65570M-10.
2. Ган М.А., Щеглов С.А., Ган Я.М., Чертков А.С. Широкоугольные оптические системы с комбинером на основе синтезированных объемных голограмм для нашлемных дисплеев // Оптический журнал. 2008. № 3. С. 18–23.
3. Elliott Brothers. Head-up display // Патент Великобритании GB 2049984A. 1980.
4. Ebert et al. Die folgenden Angaben sind den vom Anmelder eingereichten Unterlagen entnommen // Патент Германии DE 19806310A1, 1998.
5. Howard Richard K. Head up displays // Патент США US 6.392.812 B1. 2002.
6. Bignolles Laurent, Baudou Joel. Compact optical architecture for wide-field helmet-mounted display // Патент США US 6.747.802 B2. 2004.
7. Слюсарев Г.Г. Расчет оптических систем. Л.: Машиностроение, 1975. 640 с.
8. Краснова Л.О., Никифоров В.О., Пименов Ю.Д., Сокольский М.Н., Строганов А.А. Оптическая система проекционного бортового индикатора // Патент России № 63559. 2007.