

РАСЧЕТ КРИВЫХ СИЛЫ СВЕТА ОГНЕЙ ДЛЯ ПОСАДКИ САМОЛЕТОВ В УСЛОВИЯХ ПЛОХОЙ ВИДИМОСТИ

Канд. техн. наук Ю. В. ФРИД

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации

Для разработки сигнальных огней большое значение имеет установление необходимых кривых силы света.

Расчет этих кривых возможен только после определения части пространства (зоны), в которой пилот во время окончания захода на посадку, при самой посадке и рулении на взлетной посадочной полосе (ВПП) должен пользоваться светотехническими средствами. Размеры зоны зависят от маневренности самолета на этапе захода на посадку и от точности вывода его на посадку радиосредствами в районе перехода на визуальный полет. Основные размеры этой зоны зависят от расстояния перехода самолета на визуальный полет и бокового отклонения от оси ВПП при заходе на посадку.

В настоящее время основными радиотехническими средствами посадки на аэродромах, где используются огни высокой интенсивности, являются курсовые и глиссадные маяки. Точность выхода самолета на посадку по курсу зависит от курсового радиомаяка, который монтируется на расстоянии примерно 1 000 м от конца ВПП, противоположного стороне захода на посадку [Л. 1, 2]. Если принять максимальную длину ВПП равной 3 км, то курсовой маяк будет отстоять от ближнего приводного радиомаркерного пункта (БПРМ) примерно на 5 км, а от района перехода на визуальный полет для самолетов с турбореактивными и турбовинтовыми двигателями на 6,5 км.

Для того чтобы приземлить самолет у начала ВПП, пилот старается удержать его по оси равносигнальной зоны курсового маяка при помощи индикатора зоны (прибора ПСП), установленного на самолете. Однако из-за имеющихся неточностей (допусков) на установку равносигнальной зоны, искривления этой зоны, недостаточной чувствительности индикатора и т. д. самолет при заходе на посадку может оказаться в стороне от оси ВПП.

Общая максимальная погрешность углового отклонения самолета от оси ВПП принимается равной 70'. Это соответствует суммарной учетверенной средней квадратичной погрешности, при которой по теории вероятности учитываются почти все 100% случаев захода на посадку. Указанное угловое отклонение соответствует линейному боковому отклонению от оси ВПП в районе БПРМ $5\ 000 \operatorname{tg} 70' = 102$ м,

а в районе перехода на визуальный полет для самолетов с турбореактивными и турбовинтовыми двигателями $6\ 500 \operatorname{tg} 70' = 133$ м. При указанных боковых отклонениях, являющихся максимальными, пилот самолета, заходящего на посадку, по причине недостаточной маневренности может не выйти на ось ВПП и не выполнить приземление. Однако если огни будут иметь углы рассеяния, обеспечивающие их видимость при указанных отклонениях, пилот, учитя ошибки, сумеет их исправить и при последующем заходе выполнить посадку.

Высота пролета БПРМ для всех типов самолетов определена в 50—60 м. Выдерживание высоты при посадке производится с помощью барометрического высотомера и радиовысотомера. Следует иметь в виду, что при высоте 50—60 м барометрический высотомер имеет большую инструментальную ошибку, а точность радиовысотомера в значительной степени зависит от рельефа местности. В случае аэродромов, БПРМ которых расположены на пересеченной местности, высота пролета самолета над БПРМ фактически непостоянна.

Учитывая сказанное, а также утомляемость пилота, которому во время посадки в условиях плохой видимости трудно удерживать самолет на одной высоте, при расчетах силы света огней можно считать, что высота пролета самолета БПРМ составляет 60 ± 25 м. Из этого следует, что при заходе на посадку самолет может находиться в любой точке прямоугольника (рис. 1), расположенного в вертикальной плоскости, перпендикулярной плоскости ВПП и проходящей через БПРМ. Размеры этого прямоугольника: ширина 204 м, высота 50 м. Нижняя его сторона отстоит от поверхности земли на 35 м.

Планирование должно производиться таким образом, чтобы при точном расчете на посадку приземление самолета было произведено на ВПП на расстоянии 150—300 м от ее начала. Конечно, произвести приземление самолета точно в этом районе во всех случаях невозможно. Предельными будут такие глиссады, когда самолет приземлится либо у начала ВПП (так называемая нижняя глиссада планирования), либо на расстоянии 600 м от ее начала (верхняя глиссада планирования).

Светосигнальные установки должны рассчитываться, исходя из самых тяжелых усло-

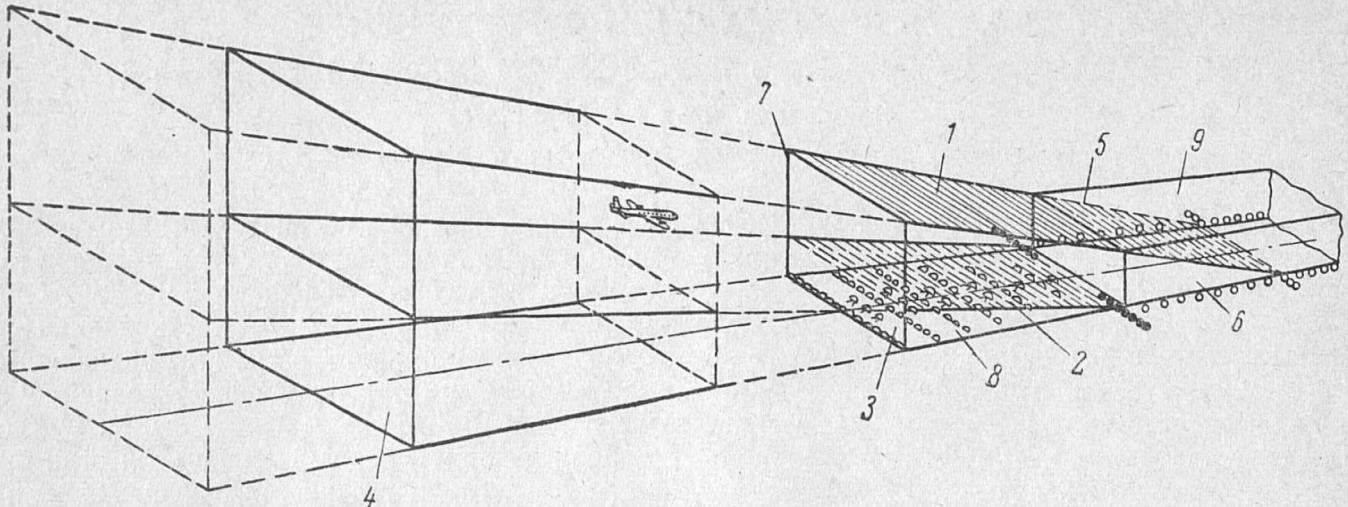


Рис. 1. Зона зрительного вождения самолета и зона действия светосигнальных огней при посадке в условиях плохой видимости.

вий, т. е. таких, когда самолет, идущий на посадку, при высоте пролета БПРМ 85 м приземляется в 600 м после начала ВПП, а при высоте пролета БПРМ 35 м приземляется в начале ВПП. Наблюдение посадочных огней как при посадке так и при необходимости ухода на второй круг должно производиться с расстояния 600 м от начала ВПП. При снижении по верхней глиссаде самолет на этом расстоянии будет находиться на высоте приблизительно 60 м. Отсюда следует, что посадочные огни надо наблюдать с высоты не менее 60 м над ВПП. На рис. 1 показана зона, в которой находится самолет при выполнении посадки по светотехническим средствам в условиях плохой видимости. Данная зона ограничена двумя наклонными плоскостями 1 и 2, проходящими через верхнюю и нижнюю глиссады планирования; двумя вертикальными плоскостями 3 и 4, проходящими через БПРМ и отметку 2500 м (переход на визуальный полет для самолетов с турбореактивными и турбовинтовыми двигателями) от начала ВПП и перпендикулярными продолжению оси ВПП; двумя вертикальными плоскостями 5 и 6, проходящими через линии посадочных огней; двумя вертикальными плоскостями 7 и 8, соприкасающимися с плоскостями 5 и 6 у начала ВПП, и плоскостями 3 и 9. Последняя параллельна ВПП и отстоит от нее на расстоянии 60 м. На рисунке нанесены светосигнальные средства. Ширина прямоугольника 4 на расстоянии 2500 м от начала ВПП составляет 266 м. Нижняя его сторона отстоит на 88 м, а верхняя — на 165 м от поверхности земли.

Размеры зоны зрительного вождения самолета в условиях плохой видимости зависят от точности вывода самолета на посадку ра-

диотехническими средствами и от маневренности самолетов. С изменением характеристик последних меняются и размеры указанной зоны.

Места установки сигнальных огней и их светотехнические параметры должны быть рассчитаны таким образом, чтобы освещенность, создаваемая огнями на наружных гранях контура, ограничивающего зону зрительного вождения самолета при посадке в условиях плохой видимости, была не меньше пороговой величины. Только в этом случае расстановку и характеристики огней следует считать правильными.

Безопасная посадка самолетов в условиях плохой видимости может быть обеспечена, если пилот увидит огни системы на расстоянии (минимальная дальность видимости), достаточном для того, чтобы успеть принять необходимые меры. Кроме того, из любой точки объема, ограниченного зоной зрительного вождения (включая и ее наружные грани), пилот при наихудших условиях метеорологической дальности видимости (МДВ), на которые рассчитана система, должен одновременно увидеть количество огней, создающих во время посадки перспективное изображение.

Минимальная дальность видимости огней, необходимая при посадке для принятой системы радиосредств, зависит главным образом от типа (маневренности) самолета и квалификации пилота и устанавливается на основании опытных полетов.

Проведенные экспериментальные полеты и летная практика как у нас, так и за границей показали, что для проведения безопасной посадки поршневых самолетов (посадочная скорость порядка 140—150 км/ч) минимальная

дальность видимости огней для пилота средней квалификации должна быть равной 600 м, а для пилота высокой квалификации — 450 м.

Для расчета необходимых кривых силы света огней минимальная дальность их видимости при посадке поршневых самолетов принимается равной 600 м. Минимальная дальность видимости огней, необходимая для уверенной посадки самолетов с турбореактивными и турбовинтовыми двигателями, может быть определена из условия, что время наблюдения за огнями, в первом приближении, должно быть одинаковым.

На основании этого можно принять минимальную дальность видимости огней при посадке самолетов с турбореактивными двигателями равной 1 000 м, а с турбовинтовыми двигателями — 800 м. Эта зона видимости огней нанесена пунктиром на рис. 1.

Для расчета кривых силы света огней системы вырежем из зоны видимости огней при посадке самолета в условиях плохой видимости часть пространства — шестигранник $ABC\bar{D}M\bar{G}\bar{B}K$ (рис. 2). Верхняя $A\bar{D}M\bar{G}$ и нижняя $B\bar{C}K\bar{B}$ — стороны этого шестигранника — проходят через верхнюю и нижнюю глиссады планирования. Вертикальная плоскость $\bar{G}BKM$ перпендикулярна продолжению оси ВПП и проходит через рассчитываемый огонь O' , другая вертикальная плоскость $ABC\bar{D}$ параллельна плоскости $\bar{G}BKM$ и отстоит от нее на расстоянии минимальной дальности видимости огня. Плоскость $B'B'C'K'$ соответствует поверхности земли. Точка O' находится в плоскости $M\bar{K}'B'\bar{G}$ на продолжении оси ВПП.

Вследствие симметрии излучения огня его максимальную силу света целесообразно направить в точку N'' .

Для полного расчета кривых силы света необходимо для достаточно большого количества точек, расположенных на наружных гранях шестигранника, определить расстояния от этих точек до места установки огня O' и углы, которые образуются между линией от рассматриваемой точки до точки O' и оптической осью $O'N''$. Для этих расстояний следует определить необходимую силу света огня при заданных значениях МДВ и пороговой освещенности по известной формуле

$$I = E_0 L^2 \cdot 10^{\frac{1.7L}{S}}, \quad (1)$$

где I — сила света огня, св; E_0 — пороговая освещенность, лк; L — дальность видимости огня, м; S — метеорологическая дальность видимости, м, в результате чего получим значения силы света огня в различных направле-

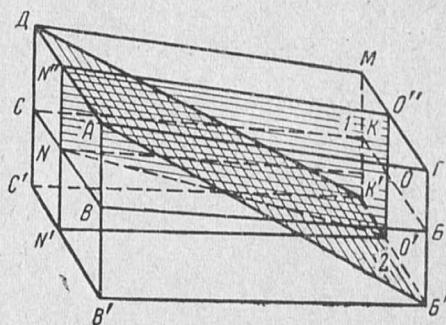


Рис. 2. Расчетный шестигранник для определения кривых силы света огня приближения.

ниях — фотометрическое тело светового прибора. С достаточной для практики точностью можно ограничиться вычислением силы света в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Сигнальный огонь в системе посадки устанавливается таким образом, чтобы его кривая силы света в вертикальной плоскости лежала в плоскости, перпендикулярной поверхности земли, проходящей через оптическую ось огня. Эта плоскость $O'NN''O''$ на рис. 2 заштрихована и обозначена цифрой 1. Кривая в горизонтальной плоскости также проходит через оптическую ось $O'N''$, а сама плоскость $B'K'DA$, на которой лежит эта кривая, перпендикулярна упомянутой выше плоскости $O'NN''O''$. На рис. 2 плоскость $B'K'DA$ отмечена цифрой 2.

Для определения необходимых кривых силы света огня, установленного в точке O' , в вертикальной и горизонтальной плоскостях следует найти расстояния от огня до противоположных от него сторон четырехугольников $B'A\bar{D}K'$ и $O'NN''O''$ под разными углами к оптической оси $O'N''$. Вывод формул для расчета этих расстояний не представляет труда и поэтому не приводится. Требуемые значения силы света устанавливаются по выражению (1) на базе определенных расстояний.

Рассмотрим вопрос выбора исходных данных для расчета кривых силы света огней. Существенное значение имеет величина МДВ, при которой следует проводить расчеты [Л. 3]. Как показали анализ статистических данных о плохой видимости, расчеты и летная практика, наиболее целесообразно разработать огни, обеспечивающие посадку поршневых самолетов с посадочной скоростью 140—150 км/ч при МДВ днем $S=500$ м. Для того чтобы одна и та же система светотехнических средств обеспечивала посадку самолетов с турбореактивными и турбовинтовыми двигателями, минимальная МДВ, при которой разрешается посадка этих самолетов, должна быть большей, чем для поршневых самолетов. Это объясняется тем, что маневренность самолетов с турбо-

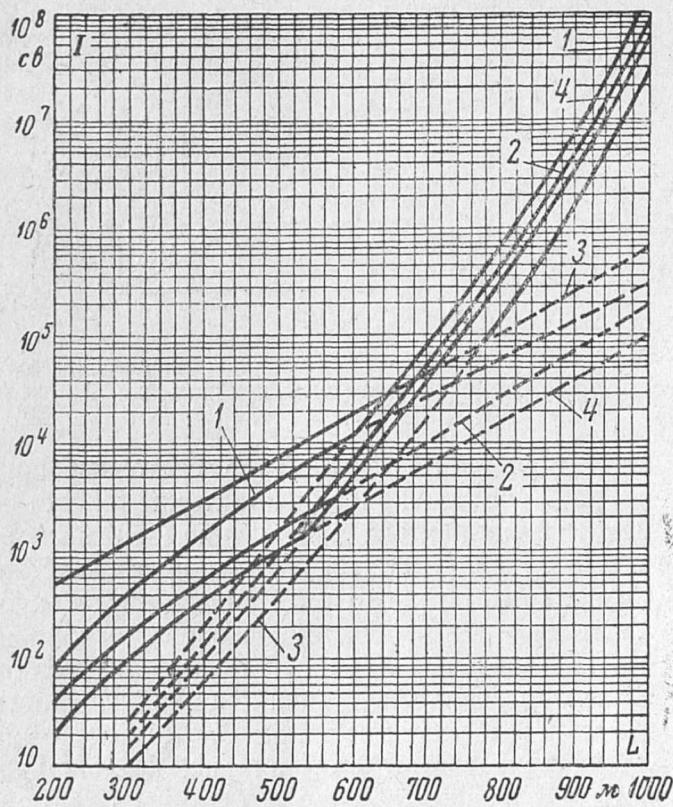


Рис. 3. Дальности видимости белого и цветных постоянных сигналов при метеорологической дальности видимости 240 м ночью и 750 м днем.

— ночные условия; — дневные условия;
— расчетные значения; 1 — желтый, 2 — зеленый, 3 — белый, 4 — красный сигналы.

реактивными и турбовинтовыми двигателями хуже, чем поршневых самолетов, а следовательно, и «минимум погоды» для них выше. Минимальную МДВ, при которой светотехнические средства могут обеспечить посадку самолетов с турбореактивными и турбовинтовыми двигателями, легко установить по формуле (1), если учесть, что максимальная сила света огней остается одной и той же при посадке различных типов самолетов.

Расчеты показывают, что минимальная МДВ, при которой обеспечивается безопасная посадка самолетов с турбовинтовыми двигателями, равна 750 м, а самолетов с турбореактивными двигателями — 1 000 м.

Система аэродромных огней должна использоваться как ночью, так и днем в условиях плохой видимости. Известно, что яркость фона днем при тумане значительно больше яркости фона ночью. Поэтому больше и пороговая освещенность при наблюдении световых сигналов в условиях тумана днем, чем при наблюдении их ночью. В связи с этим определенное количество огней системы, видимых ночью при какой-то величине МДВ, днем будет видно только при большем значении МДВ. Нетрудно получить соотношение между вели-

чинами МДВ ночью S_n и днем S_d , когда при этих условиях один и тот же огонь виден на одинаковом расстоянии.

Требуемое значение силы света огней, видимых днем или ночью, можно подсчитать по формулам:

$$I_n = E_{0n} L^2 \cdot 10^{\frac{1.7L}{S_n}}; \quad (2)$$

$$I_d = E_{0d} L^2 \cdot 10^{\frac{1.7L}{S_d}}. \quad (3)$$

Решив (2) и (3) относительно S_n и учитывая, что сила света огня остается постоянной при наблюдении его днем или ночью, получим:

$$S_n = \frac{1.7LS_d}{1.7L - S_d \lg \frac{E_{0n}}{E_{0d}}}. \quad (4)$$

Как было указано ранее, необходимые кривые силы света огней системы посадки самолетов с турбовинтовыми двигателями рассчитываются на МДВ, равную днем 750 м. По (4) это соответствует расчету кривых на МДВ ночью — 240 м.

Учитывая, что видимость системы светосигнальных огней должна быть обеспечена днем и ночью при различной прозрачности атмосферы, необходимо выяснить, в каких случаях следует проводить расчеты кривых силы света для дневных условий и в каких дляочных с тем, чтобы получить наибольшие значения силы света.

Для расстояния от наблюдателя до огня, равного 800 м, в соответствии с вышеуказанным расчетная сила света огня белого цвета для дневных иочных условий одинакова. Для небольших расстояний на максимальную силу света огня оказывают большое влияние пороговая освещенность, а для больших расстояний — метеорологическая дальность видимости. Поэтому расчет кривых силы света огней белого цвета следует производить при расстояниях от наблюдателя до огня, меньших 800 м, исходя из дневных условий ($S_d = 750$ м). В этом случае поглощение атмосферы влияет на дальность видимости огня меньше, чем повышение пороговой освещенности вследствие увеличения яркости фона днем. Для расстояния от наблюдателя до огня, большего 800 м, расчет следует вести в расчете на очные условия ($S_n = 240$ м).

Кривые зависимости необходимой силы света огня от расстояния для расчетной дневной и очной МДВ, принятой для белого и цветного света, приведены на рис. 3. Точка пересечения кривых силы света для каждого цвета будет являться пограничной. Для мень-

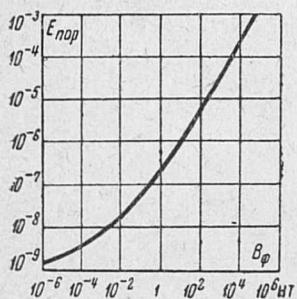


Рис. 4. Зависимость пороговой освещенности $E_{\text{пор}}$ от яркости фона B_{ϕ} .

в этом случае ночью бывают наихудшие условия наблюдения световых сигналов, то расчет дальности видимости огней для ночных условий наблюдения при хорошей видимости следует вести для указанной яркости фона.

Днем в тумане, при снежном покрове, по нашим измерениям, яркость фона достигает 10^4 нт. Такая яркость является максимальной, а следовательно, условия наблюдения наихудшими. Расчет дальности видимости огней при плохой видимости следует вести для яркости фона 10^4 нт.

На рис. 4 приведена зависимость пороговой освещенности от яркости фона, полученная в лабораторных условиях. Как видно из этого рисунка, пороговая освещенность при яркости фона $5 \cdot 10^{-2}$ нт равна $5 \cdot 10^{-8}$ лк. Для расчетного порога в настоящее время применительно к условиямочной сигнализации в авиации и мореплавании установлена величина $0,2 \times 10^{-6}$ лк. Таким образом, для расчетного значения пороговой освещенности при яркости фона $5 \cdot 10^{-2}$ нт принят коэффициент запаса, равный 4. Если принять этот же коэффициент запаса для яркости фона 10^4 нт, то расчетная пороговая освещенность для этой яркости фона равна $1,2 \cdot 10^{-4}$ лк. Эту величину пороговой освещенности следует принимать во всех случаях расчетов дальности действия огней белого света при плохой видимости. Расчетные значения пороговой освещенности для цветных сигналов указаны в таблице.

Цвет сигнала	Пороговая освещенность, лк	
	Яркость фона, нт	
	$5 \cdot 10^{-2}$	10^4
Красный	$0,45 \cdot 10^{-6}$	$1,7 \cdot 10^{-4}$
Зеленый	$0,55 \cdot 10^{-6}$	$3,5 \cdot 10^{-4}$
Желтый	$1,1 \cdot 10^{-6}$	$7 \cdot 10^{-4}$

В значение необходимой силы света огня, полученное расчетным путем, следует вводить коэффициент запаса, равный 1,42.

Сила света любого прожектора резко меняется в зависимости от угла рассеяния. Нельзя практически получить от прожектора кривую силы света, одинаковую в пределах угла рассеяния. Однако при расчете теоретически необходимой кривой силы света огня приближения, установленного в центральном ряду, в связи с почти одинаковой дальностью видимости его в необходимых направлениях этого можно достичь, т. е. сила света огня почти одинакова в угле рассеяния $18-20^\circ$. Для приведения кривой силы света, полученной расчетным путем, к реальным условиям необходимо максимальную силу света огня увеличить по сравнению с расчетными данными. Максимальная сила света огня должна быть увеличена настолько, чтобы его кривая силы света была реально осуществимой и в то же время расчетная сила света для наибольших углов рассеяния лежала бы на указанной кривой.

Установить коэффициент, характеризующий отношение максимальной силы света к силе света под данным углом рассеяния $K_\alpha = I_{\max}/I_\alpha$, можно, если выразить реально получаемую кривую силы света огня аналитически. Известно [Л. 4], что кривая силы света прожектора хорошо выражается уравнением

$$I_{\max} = I_\alpha e^{h^2 \alpha}, \quad (5)$$

где I_α — сила света огня под углом α ; I_{\max} — максимальная сила света огня; h — произвольная постоянная, вычисленная по данным фотометрирования аналогичных прожекторов.

Расчеты показывают, что наиболее целесообразная кривая получается, если принять величину $h=0,3$. В этом случае коэффициент $K_\alpha = 2,4$. При расчете кривых силы света посадочного огня этот коэффициент не учитывается, так как огни стоят в стороне от оси ВПП и требуемые для них кривые могут быть реально получены.

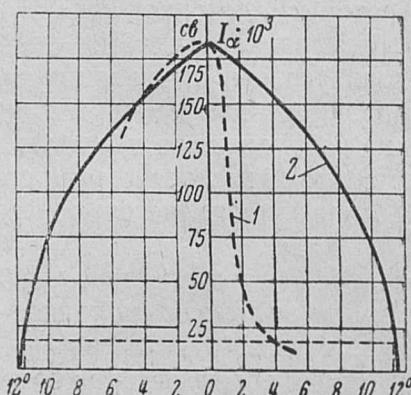


Рис. 5. Расчетные кривые силы света огня приближения. 1 — в вертикальной плоскости; 2 — в горизонтальной плоскости.

В соответствии с приведенной методикой был произведен расчет кривых силы света первого огня приближения постоянного излучения, которые показаны на рис. 5. Из рисунка следует, что максимальная сила света огня должна составлять 185 000 св, а углы рассеяния в горизонтальной плоскости $\alpha_r = 23^\circ$ и в вертикальной плоскости $\alpha_v = 10^\circ$.

Литература

1. Кузнецов В. В., Фрид Ю. В., Системы светового оборудования для обеспечения посадки самолетов

в условиях плохой видимости, Редиздат Аэрофлота, 1954.

2. Международные стандарты и рекомендации «Аэроромы», приложение 14 к Конвенции по вопросам международной гражданской авиации, ИКАО, Редиздат Аэрофлота, 1960.

3. Гольденберг Е. С., Кузнецов В. В. и Фрид Ю. В., Световое и электрическое оборудование аэропортов, ч. 1—5, Редиздат Аэрофлота, 1953 и 1956 гг.

4. Румянцев И. В., Аналитическое представление кривой распределения силы света прожектора, Доклады АН СССР, 1948, т. IX, № 4.

Текст 0,55
рис. 0,07

УДК 621.3.032.4

ПЕРЕХОДНЫЕ ПРОЦЕССЫ В РЕЗОНАНСНЫХ ПРА

Инж. В. Е. ЛАШИН

Известно, что условия зажигания люминесцентных ламп (л. л.) оказывают существенное влияние на эффективность работы осветительных установок. Так называемое «холодное» зажигание, т. е. зажигание л. л. с холодными или недостаточно разогретыми катодами, сильно разрушает оксидный слой, что влечет за собой быстрый выход л. л. из строя. При этом теряется одно из преимуществ установок с л. л. — их долговечность. Отсюда ясно, что ПРА, с которым работает л. л., должен обеспечивать надлежащий режим пуска, исключающий «холодное» зажигание. Опыт показывает, однако, что этого не всегда можно достичь даже, казалось бы, при правильно рассчитанном и сконструированном ПРА. В этом отношении некоторые схемы резонансных ПРА не составляют исключения. Между тем благодаря некоторым достоинствам ПРА с их помощью в ряде случаев удается решить некоторые задачи усовершенствования осветительных установок, что при использовании других схем сильно затруднено, а подчас и вовсе невозможно. Этим объясняется тот повышенный интерес, который проявляется к резонансным ПРА.

То досадное обстоятельство, что резонансные ПРА могут вызывать «холодное» зажигание л. л., заставляет подходить к их применению с известной долей осторожности и, следовательно, неполностью использовать их возможности. Вот почему были предприняты многочисленные попытки, направленные на

выяснение причин, вызывающих «холодное» зажигание л. л. при работе с резонансным ПРА. Одной из таких попыток является работа А. Г. Алиханиди¹. Рассматривая поведение простейшей резонансной схемы (рис. 1, а) в переходном режиме, А. Г. Алиханиди находит, что в 67 случаях из 100 в такой схеме должно происходить холодное зажигание. Этот результат получается, если принять, что частота собственных колебаний контура значительно больше рабочей ($\omega_0/\omega \gg 1$) и что в контуре отсутствует затухание.

В настоящей работе произведено подробное исследование резонансных схем ПРА с учетом того, что неравенство $\omega_0/\omega \gg 1$ обычно не выполняется и что в реальных контурах всегда имеется затухание.

Все существующие резонансные схемы ПРА можно разделить на две группы: с емкостным импедансом в зажигающей ветви (*C*-схемы) и индуктивным импедансом в той же ветви (*L*-схемы). Следует ожидать, что в переходном периоде эти две группы схем будут вести себя по-разному, поэтому рассмотрим с точки зрения переходного процесса четыре схемы, изображенные на рис. 1 и 2, представляющие собою группу *C*-схем и группу *L*-схем.

Нетрудно убедиться, что обе схемы в каждой из групп совершенно тождественны в смысле их работы в пусковом режиме. В схемах

¹ «Светотехника», 1963, № 7.