

О ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ДЛЯ ТОПОГРАФИЧЕСКОЙ АЭРОФОТОСЪЕМКИ НЕКОТОРЫХ НОВЫХ САМОЛЕТОВ

В ближайшие годы прекратится эксплуатация самолетов Ан-2 и Ил-14, долгие годы применявшихся для топографической аэрофотосъемки [2]. Возникающие при этом сложности дальнейшего совершенствования аэрофотосъемочных работ требуют исследования возможности применения для аэрофотосъемки новых самолетов местных воздушных линий — Ан-28 [1, 3] Л-410 м [4] и Л-410УВП [5]. Технические характеристики этих самолетов представлены в табл. 1.

Таблица 1

Технические характеристики самолетов

Характеристика	Тип самолета		
	Ан-28	Л-410 м	Л-410 УВП
Размах крыла, м	22,06	17,58	19,48
Площадь крыла, м ²	54,5	32,9	42,2
Максимальная взлетная масса, кг	6500	5700	5800
Масса пустого самолета, кг	3750	3720	3800
Максимальная масса груза, кг	1750	1410	1310
Максимальная масса топлива, кг	1567	1020	965
Крейсерская скорость на высоте 3000 м, км/ч	335	365	365
Экипаж, чел.	2	2	2
Пассажиры, чел.	17	12	15

Наибольший интерес представляет возможность использования названных самолетов при крупномасштабном топографическом фотографировании с малых высот полета. Такую возможность определяют два фактора: допустимый сдвиг оптического изображения и цикл работы аэрофотоаппарата (АФА).

С учетом сдвига оптического изображения минимальную высоту фотографирования $H_{\min}$ определяем по формуле

$$H_{\min} \geq \frac{\omega t_{\phi} f_{\kappa}}{\delta}, \quad (1)$$

где ω — путевая скорость самолета, м/с; t_{ϕ} — время экспозиции, с; f_{κ} — фокусное расстояние аэрофотоаппарата, мм; $\delta = 0,05$ мм — допустимый сдвиг оптического изображения.

Новейшие отечественные АФА с роторными аэрофотозатворами ТЭС-7 и ТАФА-10 обеспечивают выдержки соответственно 1/850 и 1/1000.

Приняв $\omega=100$ м/с; $t_{\phi_1}=1/850$ с; $t_{\phi_2}=1/1000$ с; $f_{к_1}=70$ мм; $f_{к_2}=100$ мм, получим $H_1=165$ м; $H_2=200$ м; $1:m_1=1:2360$; $1:m_2=1:2000$.

В таких масштабах можно выполнять аэрофотосъемку для создания топографических планов в масштабах $1:500$ и $1:1000$, т. е. сдвиг изображения не накладывает существенных ограничений на использование исследуемых самолетов при крупномасштабных топографических съемках.

Для учета второго фактора необходимо, чтобы интервал фотографирования t_i был больше времени цикла работы АФА $t_{ц}$. Тогда с учетом возможных максимальных погрешностей в расчете и выдерживании интервала фотографирования запишем

$$t_i = t_{ц} + 3\Delta t_i, \quad (2)$$

где Δt_i — средняя квадратическая погрешность определения и выдерживания интервала фотографирования.

Время цикла работы современных отечественных топографических АФА находится в пределах $1,8 \dots 2,4$ с. В расчет принимаем максимальное значение $t_{ц}=2,4$ с.

Погрешность определения и выдерживания интервала фотографирования зависит от многих факторов, но главным образом от метода определения интервала фотографирования. Полагаем, что на новых самолетах будут установлены электронные командные приборы (ЭКП), для которых согласно исследованиям можно принять $\Delta t_i=0,2$ с, а $t_i \geq 3$ с.

Интервал фотографирования определяется по формуле

$$t_i = bm/\omega. \quad (3)$$

Здесь b — базис фотографирования в масштабе снимка m ;

$$\omega = v + u, \quad (4)$$

где v — воздушная скорость самолета; u — скорость ветра.

Таким образом, критерием, определяющим возможность использования самолета для аэрофотосъемки, является его воздушная скорость, допустимая при конкретных условиях фотографирования.

При установившейся хорошей погоде в пограничном слое атмосферы отчетливо проявляется суточный ход скорости и направления ветра и закономерность изменения ветра с высотой. Амплитуда суточного изменения ветра составляет $3 \dots 5$ м/с, а скорость ветра с изменением высоты в диапазоне $100 \dots 500$ м увеличивается в $3-4$ раза.

В табл. 2 приведены значения допустимой воздушной скорости самолета при фотографировании для создания топографических карт и планов в различных масштабах. Здесь в расчет приняты следующие показатели: скорость ветра у поверхности земли 5 м/с; минимальный интервал фотографирования 3 с; продольное перекрытие снимков 60% .

Топографическая съемка может выполняться только в режиме горизонтального полета самолета, для которого воздушную скорость мы рассчитывали по формуле

$$v_r = \sqrt{2G/C_y \rho S}, \quad (5)$$

где G — полетная масса самолета; C_y — коэффициент подъемной силы; ρ — массовая плотность воздуха; S — площадь крыла самолета.

В табл. 3 представлен расчет предполагаемой полетной массы самолета при аэрофотосъемке. Знаком «минус» показан вид нагрузки, на значение которой уменьшается полетная масса аэро съемочного варианта самолета в сравнении с пассажирским ва-

Таблица 2
Допустимая воздушная скорость самолета
при аэрофотосъемке в различных масштабах

Масштаб плана	Масштаб АФС	w , км/ч	u , км/ч	v , км/ч
1 : 5000	1 : 10 000	862	72	790
1 : 2000	1 : 7000	602	72	530
	1 : 5500	471	72	399
1 : 1000	1 : 5000	426	72	354
	1 : 3500	302	64	238
1 : 500	1 : 2500	218	54	164
	1 : 1750	151	18	133

Таблица 3
Расчет полетной массы самолетов при аэрофотосъемке

Вид нагрузки, кг	Тип самолета		
	Ан-28	Л-410 м	Л-410 УВП
Максимальная взлетная масса	6500	5700	5800
Масса пассажиров	—1360	—1200	—1200
Масса горючего, выработанного за 30 минут полета	— 150	— 150	— 150
АФА—ТЭС	+ 75	+ 75	+ 75
Гиростабилизирующая установка	+ 100	+ 100	+ 100
ЭКП	+ 45	+ 45	+ 45
Радиовысотомер топографический	+ 20	+ 20	+ 20
Статоскоп	+ 15	+ 15	+ 15
Аэроэкспонетр	+ 6	+ 6	+ 6
Фоторегистратор	+ 9	+ 9	+ 9
Аэро съемочный визир	+ 2	+ 2	+ 2
ДИСС	+ 38	+ 38	+ 38
Дополнительные члены экипажа	+ 240	+ 240	+ 240
Полетная масса, кг (округлено)	5540	4900	5000

риантом; знак «плюс» означает увеличение нагрузки. В число дополнительных членов экипажа включены штурман-аэросъемщик, бортоператор и бортмеханик.

Коэффициент подъемной силы крыла самолета C_y при прочих равных условиях зависит от угла атаки крыла, увеличиваясь до некоторого критического значения с увеличением угла атаки. С учетом того, что поворот колец кардана гиросtabilизирующей установки осуществляется в пределах 6° , максимальный угол атаки не должен превышать этого значения. Тогда для крыльев исследуемых самолетов максимальная величина коэффициента подъемной силы $C_y = 0,45$.

Выполнив вычисления по (5), получим следующие значения потребной воздушной скорости горизонтального полета для самолетов АН-28 — 216, Л-410 м — 263, Л-410 УВП — 234 км/ч.

Диапазон изменения скоростей самолета в горизонтальном полете обычно устанавливают экспериментально. Наши расчеты не противоречат экспериментальным данным.

Из сравнения полученных результатов с данными табл. 2 видим, что при обеспечении самолетов новейшим аэрофотосъемочным оборудованием в топографических съемках для фотографирования в масштабах 1:3500 и мельче могут использоваться самолеты АН-28 и Л-410 УВП, самолет Л-410 м — для фотографирования в масштабах 1:5000 и мельче; ни один из исследуемых самолетов не решает задачи аэрофотосъемки для создания планов в масштабе 1:500 и не может заменить при топографической аэрофотосъемке самолет АН-2.

1. Антонов О. К. Новый самолет МВЛ. — Гражданская авиация, 1978, № 4, с. 8—25.
2. Земцов А. С. Вопросы дальнейшего совершенствования аэрофотосъемочных работ. — Геодезия и картография, 1981, № 7, с. 9—13.
3. Кува Д. С. АН-28 перед стартом. — Гражданская авиация, 1982, № 10, с. 31—35.
4. Попова В. Знакомьтесь: самолет Л-410. — Гражданская авиация, 1978, № 11, с. 59—61.
5. Рухайло В. Самолет Л-410 УВП. — Гражданская авиация, 1981, № 6, с. 68—73.