

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 аэрофото съемки [2]. Возникающие при этом сложности дальнейшего совершенствования аэрофото съемочных работ требуют исследования возможности применения для аэрофото съемки новых самолетов местных воздушных линий — Ан-28 [1, 3] Д-410 м [4] и Д-410УВП [5]. Технические характеристики этих самолетов представлены в табл. 1.

Таблица 1
Технические характеристики самолетов

Характеристика	Тип самолета		
	Ан-28	Д-410 м	Д-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 фотографияровании 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 фотографиярования H_{\min} определяем по формуле

$$H_{\min} > \frac{\omega t_{\Phi} f_k}{2}, \quad (1)$$

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

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

Приняв $\omega = 100$ м/с; $t_{\Phi} = 1/850$ с; $t_{\Phi} = 1/1000$ с; $f_k = 70$ мм; $f_k = 100$ 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 аэрофото съемку 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 фотографиярования t_1 был больше времени цикла работы АФА t_{Φ} . Тогда с учетом возможных максимальных погрешностей в расчете и выдерживании интервала фотографиярования запишем

$$t_1 = t_{\Phi} + 3\Delta t_1, \quad (2)$$

где Δt_1 — средняя квадратическая погрешность определения и выдерживания интервала фотографиярования.

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

Погрешность определения и выдерживания интервала фотографиярования зависит от многих факторов, но главным образом от метода определения интервала фотографиярования. Полагаем, что на новых самолетах будут установлены электронные командные приборы (ЭКП), для которых согласно исследованию можно принять $\Delta t_1 = 0,2$ с, а $t_1 \geq 3$ с.

Интервал фотографиярования определяется по формуле

$$t_1 = b m / \omega, \quad (3)$$

Здесь b — базис фотографиярования 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 аэрофото съемки, является его воздушная скорость, допустимая при конкретных условиях фотографиярования.

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...5 м/с, а скорость ветра с изменением высоты в диапазоне 100...500 м увеличивается в 3—4 раза.

В табл. 2 приведены значения допустимой воздушной скорости самолета при фотографияровании 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 фотографиярования 3 с; продолжное перекрытие снимков 60%.

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

$$v_1 = \sqrt{2G/C_{y\rho}S}, \quad (5)$$

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 аэрофотосъемочного варианта самолета в сравнении с пассажирским ва-

Таблица 2
Допустимая воздушная скорость самолета при аэрофотосъемке в различных масштабах

Масштаб плана	Масштаб АФС	v_1 , км/ч	v_2 , км/ч	v_3 , 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	456	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 топлива, выработанного за 30 минут полета	+ 150	+ 150	+ 150
АФА-ТЭС	+ 75	+ 75	+ 75
Пиростабилизирующая установка	+ 100	+ 100	+ 100
ЭКП	+ 45	+ 45	+ 45
Радиовысотомер	+ 20	+ 20	+ 20
Статоскоп	+ 15	+ 15	+ 15
Аэроэкспонометр	+ 6	+ 6	+ 6
Фоторегистратор	+ 9	+ 9	+ 9
Аэросъемочный 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 борто механик.

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 колея кардана пиростабилизирующей установки осуществляется в пределах 6° , максимальный угол атаки не должен превышать этого значения. Тогда для крыльев исследуемых самолетов максимальная величина коэффициента подъемной силы $C_{y_0} = 0,45$.

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 устанавливаются экспериментально. Наши расчеты не противоречат экспериментальным данным.

Из сравнения полученных результатов с данными табл. 2 видно, что при обеспечении самолетов новейшим аэрофотосъемочным оборудованием в топографических съемках для фотофигуривания в масштабах 1 : 3500 и мельче могут использоваться самолеты АН-28 и Л-410 УВП, самолет Л-410 м — для фотофигуривания 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. Понова 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.

Статья поступила в редколлегию 24.05.85