

Анализ существующих конструктивных решений самолетов для авиахимработ

А.Г.Шнырёв

В статье проводится анализ основных параметров самолетов для авиахимработ. Приводится обработка статистических данных по существующим конструкциям, а также анализ влияния основных особенностей эксплуатации сельхозсамолетов и норм летной годности на проектные параметры.

Введение

Проведен анализ конструктивных решений сельскохозяйственных самолетов с использованием статистических и аналитических методов.

Конструктивные особенности и проектные параметры

Для анализа из множества параметров самолетов, предназначенных для авиахимработ (АХР) были выбраны следующие:

- весовые характеристики;
- энерговооруженность;
- тип двигателя;
- удельная нагрузка на крыло;
- удлинение крыла;
- аэродинамическая схема;
- расположение бака с полезной нагрузкой;
- схема шасси.

Условные обозначения:

S – площадь крыла;

V – скорость полета;

b – хорда крыла;

$G_0, G_{сн}, G_{п.сн}, G_m$ - максимальная взлетная масса, масса полезной нагрузки, масса пустого, снаряженного, масса топлива соответственно;

$\bar{G}_{пос} = G_{пос} / G_0$ - относительный посадочный вес;

N - взлетная мощность двигателя;

$\bar{N}_0 = N / G_0$ - энерговооруженность самолета;

ПД – поршневой тип двигателя;

ТВД – турбовинтовой тип двигателя;

ТРД - турбореактивный тип двигателя;

n_g - перегрузка при полете в неспокойном воздухе;

$L_{разб}, L_{проб}$ - длина разбега и длина пробега соответственно.

Для анализа была сделана подборка данных на серийные сельхозсамолеты (около 70 типов). Из неё были дополнительно отобраны наиболее популярные самолеты, выпущенные серией не менее 100 экземпляров, взлетной массой более 1000 кг, характеристики которых отображены в таблице 1.

Таблица 1

| Наименование | Год испытаний | Серия | Силовая Установка | Тип СУ | Мощность л.с. | G_o кг | G_{nn} кг | G_m кг | Расположен. Крыла | Расположен. химвака | S м ² | λ | Схема шасси |
|-------------------------------|---------------|-------|-------------------|--------|---------------|----------|-------------|----------|-------------------|---------------------|------------------|-----------|-------------|
| PA-25 "PANWEE" | 1958 | 5000 | IO-540 B2B5 | ПД | 235 | 1317 | 545 | 90 | Н-ПЛ | Пер.каб | 17 | 7,1 | Хв.Кол |
| Ag Rallye 235 GT | 1959 | - | IO-540 | ПД | 235 | 1350 | 655 | 150 | Н-ПЛ | За каб. | 12,8 | 7,41 | Хв.Кол |
| Ag Wagon C 188 | 1965 | 1583 | TSIO-520D | ПД | 300 | 1785 | 816 | 160 | Н-ПЛ | Пер.каб | 19,1 | 8,4 | Хв.Кол |
| EMB-201A Ipanema | 1977 | 799 | IO-540 | ПД | 300 | 1800 | 680 | 210 | Н-ПЛ | Пер.каб | 19,94 | 6,8 | Хв.Кол |
| Z-37A Cmelak | 1963 | 700 | M-14П | ПД | 360 | 1850 | 600 | 200 | Н-ПЛ | За каб. | 23,8 | 6,2 | Хв.Кол |
| PL-12 Skyfarmer | 1960 | 120 | IO-540 K145 | ПД | 300 | 1925 | 900 | 220 | Ср-ПЛ | Под каб. | 23,5 | 6,29 | Нос.Кол |
| Ag Husky | 1979 | 386 | TSIO-520E | ПД | 310 | 1966 | 943 | 140 | Н-ПЛ | Пер.каб | 19,1 | 8,4 | Хв.Кол |
| Ag Truck | - | 1949 | TSIO-520D | ПД | 300 | 1995 | 894 | 141 | Н-ПЛ | Пер.каб | 19,1 | 8,4 | Хв.Кол |
| G-164A Super Ag-Cat | 1957 | 1330 | P & W R-985 | ПД | 450 | 2040 | 820 | 150 | Би-ПЛ | Пер.каб | 20,5 | 5,8 | Хв.Кол |
| PA-36 Pawnee Brave | 1969 | 926 | IO-540 K1G5 | ПД | 300 | 2180 | 1000 | 200 | Н-ПЛ | Пер.каб | 21 | 6,6 | Хв.Кол |
| FU24-954 | - | 140 | IO-720 | ПД | 400 | 2463 | 1100 | 200 | Н-ПЛ | За каб. | 23,7 | 6,9 | Нос.Кол |
| Z-137 Cmelak | 1981 | 30 | M-601B | ТВД | 690 | 2525 | 900 | 280 | Н-ПЛ | За каб. | 26,7 | 6,9 | Хв.Кол |
| Weatherlay 620 | 1965 | 80 | PT R985 | ПД | 450 | 2640 | 1268 | - | Н-ПЛ | Пер.каб | - | - | Хв.Кол |
| Weatherlay 620 TP | 1960 | - | PT6A-11AG | ТВД | 500 | 2640 | 1287 | - | Н-ПЛ | Пер.каб | - | - | Хв.Кол |
| Cresco 750 | 1992 | - | PT6A-34AG | ТВД | 750 | 2925 | 2154 | 250 | Н-ПЛ | За каб. | 23,7 | 6,9 | Нос.Кол |
| PZL-106 "Kruk" | - | - | PZL-3S | ПД | 600 | 3000 | 1300 | 450 | Н-ПЛ | Пер.каб | 28,4 | 7,7 | Хв.Кол |
| Page Ag-Cat | - | - | LTP 101 | ПД | 620 | 3130 | 1450 | | Би-ПЛ | Пер.каб | | | Хв.Кол |
| AT-402A | 1973 | 1340 | PT R1340 | ПД | 600 | 3130 | 1210 | 350 | Н-ПЛ | Пер.каб | 25,1 | 7,4 | Хв.Кол |
| Thrush Commander 600 | 1965 | - | PT R1340 | ПД | 600 | 3130 | 1487 | 300 | Н-ПЛ | Пер.каб | 30,3 | 6,0 | Хв.Кол |
| Cresco 600 | 1976 | - | LTP 101 | ПД | 600 | 3175 | 1066 | 420 | Н-ПЛ | За каб. | - | - | Хв.Кол |
| G-164B Ag-Cat Super B Turbine | 1978 | 832 | PT6A-34AG | ТВД | 750 | 3184 | 1514 | 300 | Би-ПЛ | Би-ПЛ | 36,5 | 4,6 | Хв.Кол |
| AT-301. | 1995 | | P & W R-1340 | ПД | 600 | 3200 | 1400 | 300 | Н-ПЛ | Пер.каб | 25,7 | 9,1 | Хв.Кол |
| PZL-106 BT-601 Turbo "Kruk" | 1900 | - | M-601B | ТВД | 610 | 3500 | 1400 | 440 | Н-ПЛ | Пер.каб | 31,6 | 7,1 | Хв.Кол |
| PZL-106 BTU-34 Turbo "Kruk" | 1900 | - | PT6A-34AG | ТВД | 750 | 3500 | 1400 | 440 | Н-ПЛ | Пер.каб | 31,6 | 7,1 | Хв.Кол |
| AT-402B | 1986 | - | PT6A-15AG | ТВД | 680 | 3538 | 1928 | 480 | Н-ПЛ | Пер.каб | 27,5 | 8,5 | Хв.Кол |
| Frakes Turbo | - | - | PT6A-34AG | ТВД | 720 | 3856 | 2336 | - | - | За каб. | - | - | Хв.Кол |
| AT-503 | 1986 | 400 | PT6A-45R | ТВД | 680 | 3880 | 2000 | 480 | Н-ПЛ | Пер.каб | 27,9 | 8,2 | Хв.Кол |
| Turbo Trust 400 gal | 1966 | - | PT6A-15AG | ТВД | 680 | 4200 | 1515 | 515 | Ср-ПЛ | Пер.каб | 35 | 6,0 | Хв.Кол |
| Turbo Trust 510 gal | 1966 | - | PT6A-34AG | ТВД | 750 | 4559 | 1893 | 647 | Н-ПЛ | Пер.каб | 35 | 6,0 | Хв.Кол |
| PZL M-18 "Dromader" | 1976 | 680 | АШ-62ИР | ПД | 1000 | 4700 | 1900 | 400 | Н-ПЛ | Пер.каб | 40 | 7,8 | Хв.Кол |
| АН-2 R | 1947 | 18000 | АШ-62ИР | ПД | 1000 | 5500 | 1300 | 900 | Би-ПЛ | За каб. | 71,5 | 4,6 | Хв.Кол |
| Turbo Trust 660 gal | 1966 | - | PT6A-65 | ТВД | 1295 | 5875 | 2500 | 650 | Н-ПЛ | Пер.каб | 37,16 | 7,3 | Хв.Кол |
| AT-802 | 1990 | - | PT6A-67R | ТВД | 1295 | 7200 | 3970 | 724 | Н-ПЛ | Пер.каб | 30,6 | 10,2 | Хв.Кол |

Н-ПЛ – Низкоплан,

Ср-ПЛ- Среднеплан,

Би-ПЛ – Биплан,

Пер.каб – расположение химвака перед кабиной пилота,

За каб - расположение химвака за кабиной пилота,

Под каб. - расположение химвака под кабиной пилота.

Взлётная масса самолёта

При начальном проектировании взлётную массу самолета можно оценить при помощи уравнения существования самолёта:

$$G_0 = \frac{G_{н.сн} + G_{сн}}{1 - \bar{G}_m}, \text{ где } \bar{G}_m = G_m / G_0 - \text{относительный вес топлива.} \quad (1)$$

Рассмотрим составляющие формулы (1):

Запас топлива

При анализе особенностей работы сельхозсамолета установлено, что для выполнения рабочего вылета для производства большинства видов АХР необходим запас топлива на 15-20 минут плюс АНЗ. Перегоночные полеты производятся, как правило, без полезной нагрузки на борту и продолжаются 2-3 часа. Величина \bar{G}_m для сельхозсамолетов редко составляет более 0,15, что намного меньше веса полезной нагрузки. Таким образом, потребный запас топлива на перелет больше влияет на потребный объем топливных баков, чем на определение максимальной взлетной массы сельхозсамолета.

Проведем статистический анализ \bar{G}_m , исходя из объема топливных баков.

Математическое ожидание выборки \bar{G}_m (таблица 1) составит 0,113 со среднеквадратичной погрешностью 21%. \bar{G}_m будет в диапазоне 0,091...0,135. Это практически совпадает с данными в [1]. Для первоначальной оценки потребного объема топливных баков можно пользоваться следующей формулой:

$$\bar{G}_m = 0,113 \pm 0,024.$$

Для оценки потребного \bar{G}_m для выполнения рабочего вылета определим, что для повышения производительности работ самолет лучше заправлять раз в два-три вылета. Обычный вылет продолжается 15-20 мин., поэтому запас топлива с учетом АНЗ рассчитывался на 60 мин.

$$\bar{G}_m = \frac{0,75N\bar{C}_e}{G_0}, \quad (2)$$

Где: для ТВД $C_e = 0,27 \text{ кг/л.с.ч.}$, для ПД $C_e = 0,23 \text{ кг/л.с.ч.}$

Приведенные в табл.1 данные обработаны с помощью формулы (2).

Математическое ожидание выборки составит 0,045 со среднеквадратичной погрешностью 9%.

В результате формула (1) приобретает вид:

$$G_{0m} = k_m (G_{nn} + G_{n.ch}) , \text{ где } k_m = 1,041 \dots 1,049 \quad (3)$$

Полезная нагрузка

Для получения зависимости представим формулу (3) в виде:

$$G_0 = k_m \left(1 + \frac{1}{k_{nn}} \right) G_{nn} , \text{ где } k_{nn} = \frac{G_{nn}}{G_{n.ch}} - \text{коэффициент весового совершенства.} \quad (4)$$

Рассмотрим k_{nn} . При анализе статистических данных выявлено явное несоответствие предоставляемых изготовителями веса полезной нагрузки и суммы веса пустого снаряженного самолета, топлива и полезной нагрузки.

Для выполнения статистических расчетов данные о массе полезной нагрузки из таблицы 1 были уточнены на основе формулы – $G_{nn} = G_0 - G_m - G_{n.ch}$ с учетом возможности размещения полезной нагрузки в доступном объеме химбака.

Рассмотрим влияние максимальной взлётной массы на k_{nn} .

Для выборки были отобраны наиболее совершенные с точки зрения весовой отдачи самолёты - таблица 2 и таблица 3:

самолеты с ПД:

самолеты с ТВД:

Таблица 2

| G_0 | Тип k_{nn} |
|----------------------------|-----------------|
| Weatherlay 620 2640 | 0,992 |
| PA-25 "PANWEE" 1317 | 0,765 |
| Ag Rallye 235 GT 1350 | 0,784 |
| PL-12 Skyfarmer 1925 | 0,900 |
| Ag Truck 1995 | 0,859 |
| PA-36 Pawnee Brave 2180 | 0,781 |
| FU24-954 2463 | 0,926 |

Таблица 3

| G_0 | Тип k_{nn} |
|---------------------------------------|-----------------|
| Z-137 Cmelak 2525 | 0,720 |
| G-164B Ag-Cat Super B Turbine 3184 | 1,059 |
| AT-402B 3538 | 1,129 |
| Cresco 750 3742 | 1.101 |
| AT-503 3880 | 0,979 |
| Turbo Trust 510 gal 4559 | 0,971 |
| AT-802 7200 | 1,527 |

Применив регрессию методом наименьших квадратов, получим:

- для самолетов с ТВД $k_{nn} = 0,587 + 1,368G_0$,
- для самолетов с ПД $k_{nn} = 0,497 + 1,401G_0$.

Результаты сравнения расчетов и статистических данных приведены на рис. 1.

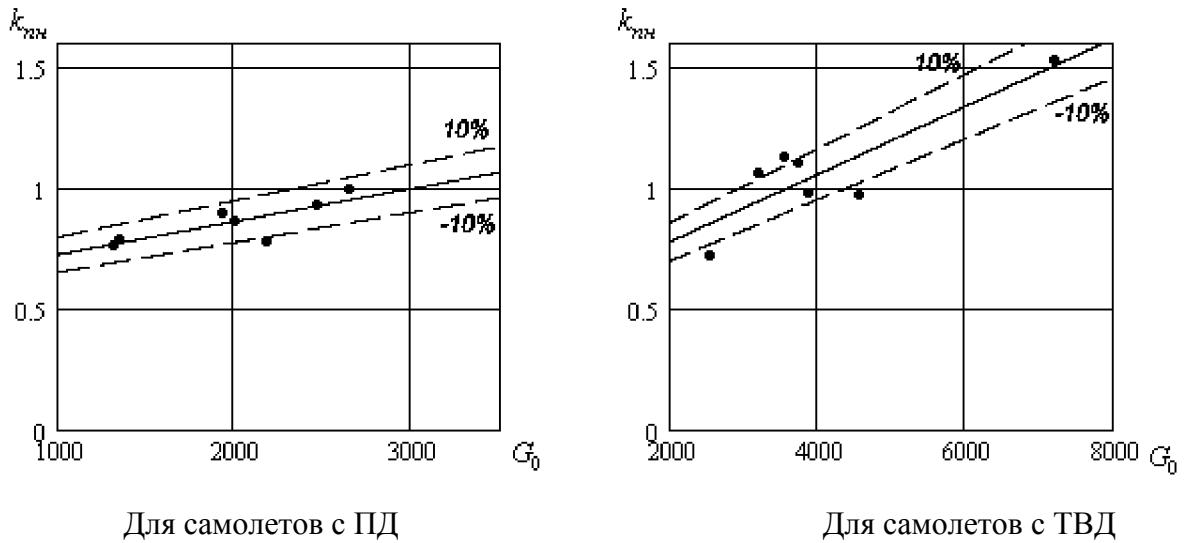


Рис. 1. Зависимость k_{mn} от G_0 (кг) для сельхозсамолетов с ТВД и ПД.

При анализе графиков на рис.1 можно заметить, что самолеты с ТВД имеют лучшие показатели k_{mn} за счет большей удельной мощности ТВД по сравнению с поршневыми двигателями.

В результате уравнение существования самолёта примет вид:

для самолётов с ПД:

$$G_0 = k_m \left(1 + \frac{1}{0,497 + 1,401G_0} \right) G_{mn} , \quad (5)$$

для самолётов с ТВД:

$$G_0 = k_m \left(1 + \frac{1}{0,587 + 1,368G_0} \right) G_{mn} . \quad (6)$$

После простых преобразований, при $k_m = 1,05$, формулы (5) и (6) имеют вид:

$$- \text{ для самолётов с ПД: } G_0 = 118 + 2,363G_{mn} - 1,756 \cdot 10^{-4} G_{mn}^2 , \quad (7)$$

$$- \text{ для самолётов с ТВД: } G_0 = 193 + 2,06G_{mn} - 1,516 \cdot 10^{-4} G_{mn}^2 . \quad (8)$$

Надо отметить, что формулы (7) и (8) относятся к самолетам, сертифицированным по категории Normal по FAR 21 США. При эксплуатации самолетов в категории Restricted по FAR 21 США k_{mn} в "перегруженном" варианте могут быть значительно выше[2].

Энерговооруженность, удельная нагрузка на крыло и удлинение крыла

Энерговооруженность, удельная нагрузка на крыло, и удлинение крыла влияют, очевидно, на множество характеристик. Но при анализе условий эксплуатации установлено, что основное влияние на выбор этих параметров для сельхозсамолета, оказывают:

- характеристики стандартного разворота при заходе на новый гон с предварительным набором высоты;
- взлетно-посадочные характеристики;
- перегрузка при полете в беспокойном воздухе.

Время выполнения стандартного разворота

Одна из принципиальных особенностей сельхозсамолетов состоит в том, что для большинства видов работ за короткий промежуток времени необходимо часто выполнять интенсивные стандартные развороты при заходе на новый гон с предварительным набором высоты. Время выполнения этого маневра играет определяющую роль на производительность авиационных работ.

Время выполнения разворота определяется по общеизвестной формуле:

$$t_{вир} = 0,64 \frac{V}{\sqrt{n_y^2 - 1}}, \text{ где } n_y = \frac{1}{\cos \gamma}. \quad (9)$$

Стандартный разворот состоит из двух последовательно выполняемых координированных виражей, причем первый разворот производится с большей интенсивностью, чем второй. Соотношение интенсивности виражей зависит от ширины гона, силы боковой составляющей ветра и других параметров. Время для изменения направления крена сравнительно невелико (2-5 сек.) и в данной работе не рассматривается.

Для определения потребной энерговооруженности проведен анализ связанных с ней параметров сельхозсамолетов.

При оценке мощности, непосредственно обеспечивающей движение самолёта, необходимо учитывать η_o - КПД воздушного винта, который зависит от скорости полета, нагрузки на ометаемую площадь, типа винта и т.д. Игнорирование η_o вносит значительную погрешность в оценку реальной энерговооруженности самолёта, особенно при выполнении маневров, требующих высокую мощность на малой скорости полета.

Одним из таких маневров является стандартный разворот при заходе на новый гон. При этом требуется высокая мощность, обусловленная значительными углами крена (γ) координированного разворота и небольшими скоростями полёта. Это приводит к высоким значениям на-

грузки на ометаемую площадь винта и, как следствие, для некоторых силовых установок η_0 может оказаться небольшим. Для целей статистического анализа произведен оценочный пере-счет η_0 для характерной скорости 40 м/с и режима $90\%N_0$.

Из-за ограниченности достоверной информации о характеристиках винтов рассматриваемых самолетов точные значения η_0 на рассматриваемом режиме определить не представляется возможным. Но при изучении отдельных винтов изменяемого шага, определено, что для целей настоящей статьи η_0 можно принять равным 0,7.

Удельная нагрузка на крыло рассчитывается как отношение максимальной взлётной массы к площади крыла самолёта $P_0 = G_0/S$. Она оказывает значительное влияние на скорость посадки и отрыва, а также на потребную мощность и допустимую перегрузку при выполнении виража. Излишне малые значения P_0 приводят к неоправданным потерям мощности двигателя при горизонтальном полете и увеличивают перегрузку при полете в беспокойном воздухе.

Удлинение крыла рассчитывается по известной формуле $\lambda = l^2/S$ и влияет в первую очередь на индуктивное сопротивление крыла как коэффициент отвала поляры например A в формуле (10). Также увеличение удлинения вызывает значительное увеличение массы конструкции, увеличивает перегрузку в полете в беспокойном воздухе, что в некоторых случаях вынуждает конструктора устанавливать подкос крыла (при схеме низкоплана это обратный подкос).

Отличительной особенностью для сельхозсамолетов является то, что при прочих равных условиях большее удлинение обеспечивает больший размах крыла, и как следствие большую ширину захвата при АХР.

Нижеследующие общеизвестные формулы иллюстрируют порядок вывода формулы (10), устанавливающей зависимость между \bar{N}_0 , достаточной для выполнения виража с одной стороны, и P_0 , λ и другими параметрами с другой стороны:

$$N_{нотр} = P_{нотр}V, \text{ где } P_{нотр} = \frac{\rho V^2}{2} S (C_{x0} + AC_{yвир}^2), \text{ где } A = \frac{1,07}{\pi\lambda},$$

$$C_{yвир} = C_y n_{yвир}, \text{ где } C_y = \frac{2G}{\rho S V^2}; \text{ и } n_{yвир} = \frac{1}{\cos(\gamma)}, \text{ и } N_0 \geq \frac{N_{нотр}}{\eta_0},$$

$$\bar{N}_0 \geq \frac{n_{yвир} \rho V^3}{2P_0 \eta_0} \left(C_{x0} + A \frac{4P_0 n_{yвир}^2}{\rho^2 V^4} \right). \quad (10)$$

Для оценки формулы (10) был проведен расчет при различных λ для характерной скорости $V=40$ м/с, $C_{x0}=0,03\dots 0,07$, $\eta_0 = 0,7$, $\gamma=45^\circ$. Как показал анализ, в формуле (10) C_{x0} оказывает

слабое влияние в указанных пределах, поэтому для расчетов принимается постоянным и равным 0,05.

Подставив указанные значения в формулу (10) получим:

$$\bar{N}_0 \approx \frac{2,1}{P_0} + \frac{9,5 \times 10^{-3} P_0}{\lambda} \quad (11)$$

Пример расчетов по формуле (11) для $\lambda = 7$ приведен на рис. 2.

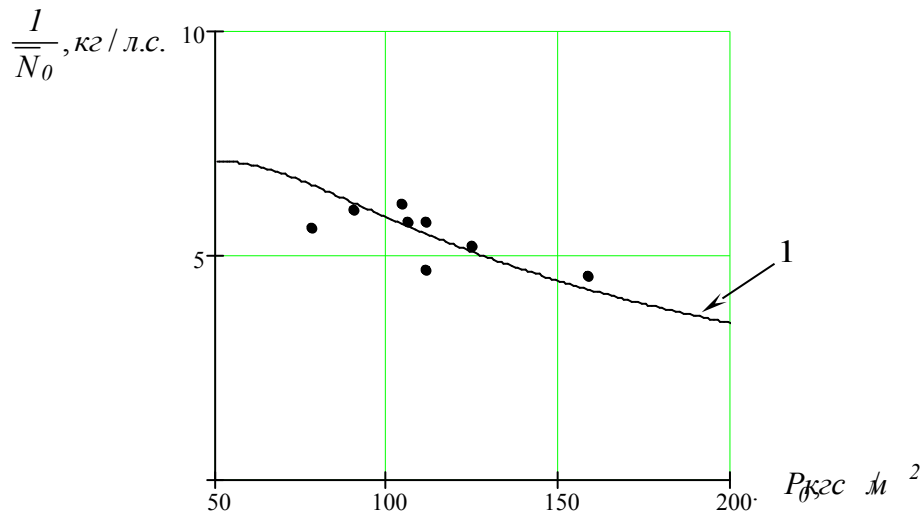


Рис. 2. Зависимость 1 по формуле (11) при $\lambda = 7$ (точки – параметры самолетов из статистики с $\lambda = 6,5 \dots 7,5$).

Из рис.2 можно сделать вывод, что для обеспечения заданной интенсивности выража при повышении нагрузки на крыло должна повысится и энерговооруженность самолёта. Приведенные выше значения переменных в (10) очевидно не являются единственными. В зависимости от конкретных обликовых решений и предполагаемых условий эксплуатации они могут быть несколько иными. Но зависимости по формуле (10) являются общими.

Рассмотрим также другие ограничения, влияющие на P_0 :

Допустимый $C_{у\max}$ при выраже

Так же при выполнении выража граничным условием по удельной нагрузке на крыло является ограничение $C_{у\text{вир}} \leq y_{\text{вир max}}$.

$$P_0 \leq C_{у\text{вир max}} \frac{\rho V^2}{2n_{у\text{вир}}} \quad (12)$$

Взлетно-посадочные характеристики

Влияние энерговооруженности и удельной нагрузки на крыло на ВПХ сельхозсамолетов. Зависимости этих параметров для взлета и посадки общеизвестны и не имеют каких-либо принципиальных отличий от самолетов другого назначения подобного типоразмера.

Для взлета:

$$P_0 \leq \frac{\bar{N}_0 C_{y_{max}} (68.8 + L)}{1,09} - \text{по работе [3]}, \quad (13)$$

Для посадки:

$$P_0 \leq 0,106 \frac{L C_{y_{max}}}{G_{noc}} - \text{по работе [3]}. \quad (14)$$

При анализе эксплуатации определено, что $\bar{G}_{noc} = 0,4 \dots 0,7$ (см. также формулы (7) и (8)).

Так же при выпуске закрылков в посадочное положение $C_{y_{max}}$ на посадке значительно больше (до 30%), чем на взлете. Таким образом, для посадки нагрузка на крыло менее критична, чем на взлете, а энерговооруженность вообще не влияет на посадочные характеристики. Исходя из этого, требования по взлету самолетов должны учитываться в качестве ограничений при выборе P_0, \bar{N}_0 .

Полет в неспокойном воздухе

Так же в качестве ограничения P_0 может выступать и перегрузка при полете в неспокойном воздухе согласно [4]:

$$n_g = 1 \pm \frac{K_g U_{de} V C_y^\alpha}{16 P_0}, \text{ где } k_g = \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g}, \mu_g = \frac{2 P_0}{b \rho C_y^\alpha 9,81}. \quad (15)$$

Для прямоугольного крыла (характерного для сельхозсамолетов) по источнику [5]

$C_y^\alpha = \frac{2\pi\lambda}{\lambda+3}$, у земли $\rho \approx 0,125 \text{ кг/м}^3$, U_{de} - эффективная индикаторная скорость вертикального порыва, определяемая в соответствии с п.п.23.333 (с)(1)(i) [4] - $U_{de} = 15,2 \text{ м/с}$, т.к. рабочая скорость у сельхозсамолетов, как правило, значительно меньше максимальной. Формула (15) примет вид:

$$n_g = 1 \pm \frac{V}{\left(3,95b + \frac{0,6 P_0 (\lambda + 3)}{\pi \lambda} \right)}. \quad (16)$$

Для самолетов нормальной категории согласно [4]:

$$n_{\max(a)}^g = 2,1 + \frac{10890}{G_0 + 4540}, \text{ но не более } 3,8. \quad [4] \quad (17)$$

Для целей настоящей статьи можно принять $n_{\max(a)}^g = 3,8$, т.к. эта перегрузка соответствует большинству сельхозсамолетов с $G_0 = 1000 \dots 6000$. Для предотвращения уменьшения весового совершенства нецелесообразно повышать $n_{\max(a)}^g$ из-за n_g а, также учитывая то, что повышение n_g ухудшает условия работы экипажа, минимальная удельная нагрузка на крыло не может быть меньше:

$$P_0 \geq \frac{\pi\lambda}{(\lambda+3)} \left(\frac{V}{1,68} - 6,58b \right) \quad (18)$$

Следует отметить, что для больших сельхозсамолетов этот критерий более значим из-за уменьшения расчетной перегрузки по формуле (17) и увеличения хорды крыла.

Формула (18) применима для расчета перегрузки на рабочих режимах полета (малые высоты и небольшие скорости). Для перегоночных режимов масса самолета приблизительно на 30% меньше, чем на рабочих режимах, поэтому влияние перегрузки при полете в неспокойном воздухе следует больше учитывать при рассмотрении условий работы экипажа.

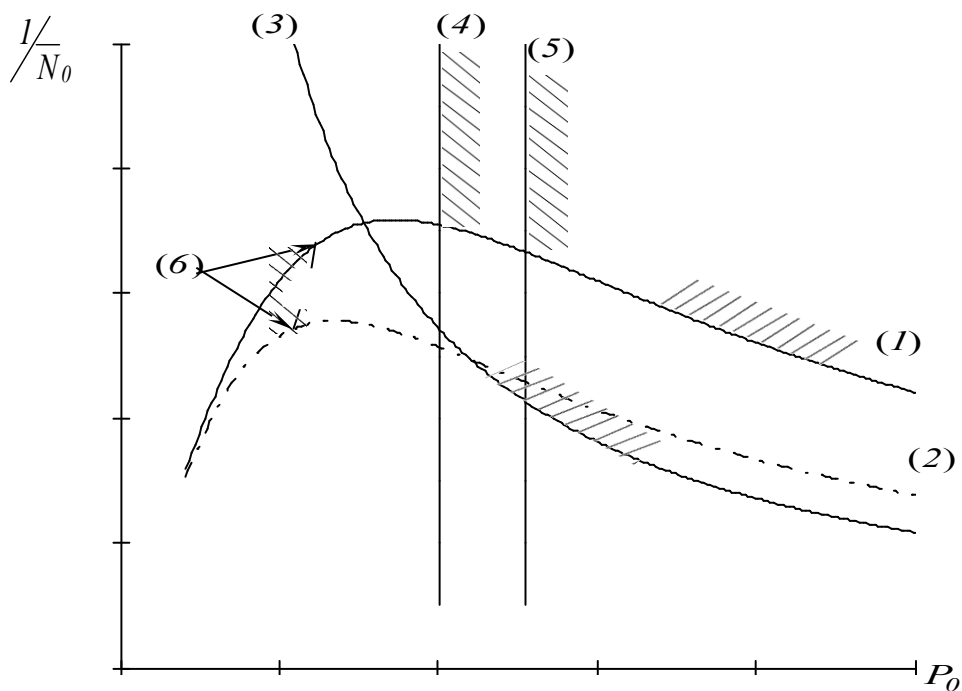


Рис. 3. Область возможных значений P_0, \bar{N}_0, λ

- (1) ограничение по \bar{N}_o для виража при $\lambda = 10$ - формула (10);
- (2) ограничение по \bar{N}_o для виража при $\lambda = 6$ - формула (10);
- (3) ограничение по \bar{N}_o для взлета - формула (13);
- (4) ограничение по C_y для виража - формула (12);
- (5) ограничение по C_y для взлета - формула (14);
- (6) ограничение по n_g для полета в беспокойном воздухе $\lambda = 6...10$ - формула (18).

Пользуясь графиком на рис.3, необходимо учитывать, что для минимизации вредной омываемой площади следует выбирать максимальную удельную нагрузку на крыло с учетом ограничений и доступной энерговооруженности. Так же следует выбирать удлинение крыла максимально большим для увеличения ширины захвата при обработке, учитывая влияние удлинения на прочность и соответственно вес конструкции. При слишком больших удлинениях на малых самолетах могут снижаться несущие свойства крыла за счет уменьшения чисел Re.

В рассматриваемом примере для построения графиков на рис.3 использованы данные, приведенные выше для формулы (11) при длине разбега 300м. При анализе графиков можно оценить, какой из критериев имеет большее значение для оценки N_o и P_o . При удлинении 10 главными ограничениями будут энерговооруженность при взлете и вираже, а оптимум будет на пересечении кривых (1) и (3). При удлинении, равном 6 при выборе параметров необходимо учитывать ограничения по энерговооруженности и $C_{y\max}$ на вираже. При увеличении требований к ВПХ самолета определяющими могут стать и кривые (3) и (5). Ограничение (6) при полете в беспокойной атмосфере относится больше к перегоночным полетам, т.к. АХР при болтанке, как правило, не производится. Также из соображений сокращения омываемой поверхности не имеет смысла выбирать параметры близкие к ограничению (6). Только при удлинении более 11 (для сельхозсамолетов достаточно редко) это ограничение становится актуальным.

Общие компоновочные решения

Компоновка сельхозсамолета должна отвечать специфическим условиям его эксплуатации. С одной стороны компоновку современного самолета для АХР можно считать устоявшейся, с другой стороны регулярное появление оригинальных схем говорит о том, что недостатки существующих решений обеспечивают широкое поле деятельности для конструктора.

Расположение крыла:

- 85% самолетов из выборки имеют схему с низко расположенным крылом. Традиционная для современных сельхозсамолетов схема. Этот выбор определяется как общими компоновочными соображениями, так и необходимостью обеспечения обзора вниз и в сторону при заходе на следующий гон, а также особенностями распределения потока распыляемых веществ;
- 12% самолетов из выборки имеют схему биплана. Это характерная для самолетов выпуска прошлых лет схема не дает ощутимых преимуществ для сельхозсамолета, при прочих равных условиях обеспечивает меньшую ширину захвата при работе. Основная причина выбора этой схемы – большое количество самолетов постройки времен второй мировой войны переделанных под АХР и симпатии летчиков и конструкторов к схеме биплана;
- 2% среднепланная схема характерна для самолетов необычной схемы и из серийной применяется только на PL-12 «Skyfarmer».

Расположение силовой установки

У всех рассматриваемых самолетов - спереди фюзеляжа с тянущим винтом. Сельхозсамолетов с двумя и более двигателями, как правило, не используется (хотя известны случаи применения ЛИ-2 и DC-3 для АХР), поэтому двигатели на крыле не располагаются. Расположение двигателя за пилотом на фюзеляже иногда применяется на малых самолетах, хотя это и несет еще большую опасность, чем такое же расположение химбака.

Расположение полезной нагрузки

Расположение бака с полезной нагрузкой:

- у большинства современных сельхозсамолетов бак с полезной нагрузкой расположен перед кабиной экипажа – (74% из выборки). Это вызвано соображениями безопасности при возможном ударе о землю, а также желанием конструкторов уменьшить влияние степени заполнения химбака на центровку самолета. При этом переднее расположение на компоновках с хвостовой опорой шасси и звездообразным двигателем резко усложняет конструктору обеспечение достаточного обзора перед самолётом при рулении, и приводит к необходимости увеличивать высоту кабины пилота, что в свою очередь значительно повышает сопротивление фюзеляжа и ухудшает условия работы ВО;
- за кабиной экипажа – 24% из выборки - на самолетах как правило, специально не созданных для АХР (Cresco, Ан-2) и самолетах типа Z-37А «Сmelak», где баки

установлены по этой схеме для обеспечения обзора на рулении. На самолетах с хвостовой опорой и звездообразным двигателем это несколько снижает пассивную безопасность самолета, но повышает активную безопасность при рулении самолета. Так же, при установке бака за кабиной экипажа достаточно трудно выполнить требования Норм летной годности о прочности кабины пилота и надежности крепления бака.

- определенный интерес представляет компоновка с расположением бака под кабиной экипажа, примененная на самолете PL-12 «Skyfarmer». Также такая схема иногда применяется на разрабатываемых в настоящее время лёгких самолетах. Компоновка с такой схемой позволяет обеспечить безопасность при ударе о землю при хорошем обзоре на рулении. К недостаткам этой компоновки можно отнести необходимость установки баков достаточно большой длины. С такими баками при частичной загрузке содержимое химбака будет раскачиваться, значительно влияя на балансировку самолета, что усложняет пилотирование самолета.

Схема шасси

Схема шасси – в основном неубирающиеся, с хвостовой опорой. Подробно преимущества и недостатки этой схемы рассмотрены в работе [3]. Следует отметить, что для большинства сельхозсамолетов недостатки этой схемы имеют слабое значение вследствие малых посадочных скоростей и работы на площадках с небольшим коэффициентом сцепления. При повышенных требованиях к технике руления и посадки при применении этой схемы повышается и безопасность при случайном касании земли колесами (самолет, как правило при этом, легко взмывает, а не закапывается передней стойкой с последующим её разрушением и капотированием), что очень важно для сельхозсамолетов работающих на особо малых высотах. Практика показывает, что при проектировании самолетов с хвостовой стойкой необходимо очень внимательно относиться к выбору базы, колеи и положению центра тяжести самолета. Необходимо минимизировать расстояние от центра тяжести до осей передних стоек с учетом устойчивости самолета при движении по земле с малой скоростью.

Шасси с передней стойкой в основном применяются на рассматриваемых в данной статье самолетах, которые, как правило, первоначально были созданы не для АХР.

На сельхозсамолетах применяются пневматики низкого давления достаточно большого диаметра. Это обусловлено работой на слабо подготовленных площадках, имеющих невысокую прочность грунта и значительные неровности. При работе в период весенней распутицы иногда применяют пневматики особо низкого давления (0.3...0.7 кгс/см²).

Выбор типа двигателя

Согласно данным статистики ПД применяются в основном на самолетах до веса ~ 2700 кг, а ТВД с 2300кг (см. рис. 1). При выборе типа двигателя необходимо учитывать также время перехода с режима на режим, т.к. это важно при частой перемене режимов работы двигателя, характерной для сельхозсамолета. Несмотря на несколько больший удельный расход топлива в ТВД (особенно малой мощности), они находят все большее применение для сельхозсамолетов благодаря малому весу и удобству компоновки.

В некоторых публикациях, например в [6], указывается на перспективность применения ТРД на сельхозсамолетах, но пока это не подтверждается практикой. Причиной этого является низкий полетный КПД на характерных для сельхозсамолетов скоростях даже у ТРДД с высокой степенью двухконтурности и как следствие очень высокий расход топлива. Также ТРД вызывают значительные трудности при компоновке сельхозсамолета. При выборе мощности двигателя необходимо учитывать также допустимое время работы на выбранном режиме и влияние продолжительности работы на режимах, близких к максимальному, на общий и межремонтный ресурсы двигателя.

Заключение

Материалы этой статьи рекомендуется использовать для получения проектного решения в первом приближении. Для проверочных расчетов конструкций необходимо пользоваться апробированными методиками.

Список литературы

1. **Егер С.М. и др.** Проектирование самолетов. – М.:Машиностроение, 1983.-516 с.
2. **Шнырев А.Г.** О зарубежных специальных требованиях к самолетам для авиационных работ. // Научный вестник МГТУ ГА. - 2002, № 53.- с.118-125.
3. **Арепьев А.Н.** Вопросы проектирования легких самолетов.- М.: МГТУ ГА, 2001. – 136 с.
4. Межгосударственный авиационный комитет. Нормы летной годности гражданских легких самолетов. Часть 23. - М., 2000. – 145 с.
5. **Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А.** Проектирование легких самолетов. – М.: Машиностроение, 1978.- 293 с.
6. **Сарымсаков Х.Г.** Сельскохозяйственные самолеты. – М.: Машиностроение, 1979. - 138 с.

7. **Арепьев А.Н.** Предварительное определение параметров легкого пассажирского самолета. // Научный вестник МГТУ ГА. - 2002, № 53.- с. 5-13.
8. **Александров А.Н.** Воздушные винты. – М.: Оборонгиз, 1957. – 529 с.

Сведения об авторе

Шнырев Андрей Геннадьевич, главный инженер Федерации любителей авиации России, аспирант кафедры проектирования самолетов Московского авиационного института (государственного технического университета).

Телефон:158-29-05, E-mail: i@avion.ru.