

УДК 629.735.33.015.3

Д.П. Шаройко,  
И.В. Качкар, канд.техн.наук,  
Л.Г. Мисан,  
В.С. Мирошник

## РАСЧЕТ РАСПОЛАГАЕМОЙ ТЯГИ ЛЕГКОМОТОРНОГО САМОЛЁТА

При выполнении аэродинамического расчёта легкомоторного самолёта необходимо знать зависимость располагаемой мощности или располагаемой тяги винтомоторной силовой установки (СУ) от скорости и высоты полёта. Рассмотрим случай применения на самолёте невысокого поршневого двигателя (ПД), работающего на винт фиксированного шага (ВФШ). Возможна ситуация, когда по каким-либо причинам отсутствует серийная диаграмма данного винта. В этом случае приближённый расчёт искомой зависимости можно выполнить на основе статистических данных.

В соответствии с назначением и возможностями самолёта выбираем расчётную высоту полёта. Принимаем, что на любой высоте полёта максимальная эффективная мощность двигателя  $N_{eH}$  может быть достигнута при одном и том же числе  $n_{max}$  оборотов в минуту. Мощность двигателя  $N_{eH}$  на расчётной высоте полёта определяется по его высотной характеристике. Если такой характеристики нет, мощность  $N_{eH}$  можно рассчитать с помощью формулы Дмитриевского [1]

$$\frac{N_{eH}}{N_{e0}} = 1,11 \frac{p_H}{101325} \sqrt{\frac{288,15}{T_H}} - 0,11, \quad (1)$$

где  $N_{e0}$  - максимальная мощность двигателя у земли при  $H = 0$ ;  $p_H$  - давление на расчётной высоте, Па;  $T_H$  - абсолютная температура на расчётной высоте, К;

Влиянием скоростного напора на мощность двигателя в случае легкомоторного самолета пренебрегаем.

Принимаем, что на расчётной высоте при некоторой расчётной скорости полёта ВФШ точно соответствует характеристикам ПД, т.е. обеспечивает работу двигателя в режиме максимальной мощности  $N_{eH}$  с максимально допустимым числом  $n_{max}$  об/мин, имея при этом максимально возможное значение  $\eta_{max}$  коэффициента полезного действия (КПД). Значение  $\eta_{max}$  грамотно спроектированного воздушного винта при благоприятных условиях может превышать 85%, однако реально для лёгкого самолёта  $\eta_{max} \approx 65 \pm 10\%$ . Нижний предел типичен для мотоделтапланов с толкающим винтом. Одной из многих причин такого заметного снижения максимального КПД винта является неблагоприятная аэродинамическая интерференция между винтом и самолётом. Максимальный КПД воздушного винта достигается

только при расчётных условиях полёта. Если направления векторов силы тяги винта  $\bar{P}$  и скорости полёта  $\bar{V}$  совпадают, то КПД винта определяется равенством

$$\eta = \frac{P \cdot V}{N_{\text{двиг}}}. \quad (2)$$

При работе винта на месте, т.е. при нулевой скорости полета, КПД любого винта равен нулю, так как его тяговая мощность  $P \cdot V$  равна нулю. Кроме скорости на КПД винта влияют угол установки (шаг) лопастей и частота вращения (число оборотов). Относительный шаг

винта  $h$  и угол установки лопастей  $\phi$  на относительном радиусе  $\bar{r} = \frac{r}{R}$  контрольного сечения связаны соотношением

$$h = \pi \bar{r} \cdot \operatorname{tg} \phi. \quad (3)$$

Скорость полёта и частота вращения винта определяют его относительную поступь

$$\lambda = \frac{V}{n_c D}, \quad (4)$$

где  $n_c$  – число оборотов винта в секунду;  $D$  – диаметр винта.

Если принять, что при любой скорости полёта число оборотов  $n_c \approx \text{const}$ , то относительная поступь  $\lambda$  и скорость полёта  $V$  будут отличаться только масштабом.

На рис. 1 показана типичная зависимость КПД ВФШ от относительной поступи  $\lambda$  (скорости полета) при различных значениях относительного шага (углах установки лопастей) в контрольных сечениях.

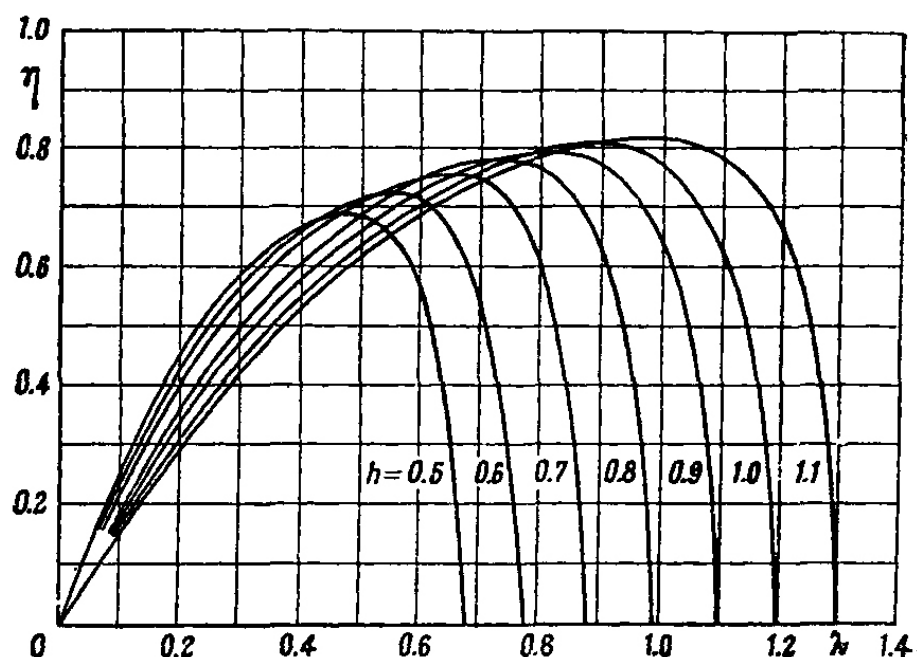


Рисунок 1 – Зависимость КПД винта от относительной поступи

Максимальный КПД ВФШ с увеличением шага растёт и достигает своего наибольшего значения при относительном шаге  $h = 1,5 - 2$ ; при дальнейшем увеличении шага  $\eta_{max}$  начинает уменьшаться. Если ввести в расчёт относительную скорость полёта

$$\bar{V} = \frac{V}{V_{расч}}, \quad (5)$$

то при  $h = const$  значение  $\eta_{max}$  будет достигнуто при  $\bar{V} = 1$ . График зависимости  $\eta(\bar{V})$  при  $h = const$  можно разделить на два участка. На первом, при  $0 \leq \bar{V} \leq 1$ , КПД винта растёт с увеличением скорости полёта от нуля до  $\eta_{max}$ , на втором, при достижении  $\bar{V} \approx 1,2 \div 1,3$ , КПД ВФШ падает до нуля.

Если скорость полёта меньше расчётной, увеличиваются углы атаки в сечениях лопастей ВФШ и их сопротивления вращению, винт становится более «тяжёлым». Для вращения «тяжёлого» винта с прежним числом оборотов нужна большая мощность, однако она ограничена значением  $N_{ен}$ , по этой причине число оборотов уменьшается на величину

$$\Delta n = n - n_{max}, \quad (6)$$

где  $n$  – возможное число оборотов при работе с более «тяжёлым» винтом,  $\Delta n < 0$ .

Угол установки лопастей ВФШ регулируют так, чтобы допустимое максимальное число оборотов достигалось на расчётной скорости полёта одновременно с выходом на режим максимального КПД винта. В результате при работе мотора на месте с полностью открытой дроссельной заслонкой число оборотов мотора получается на  $4 \div 8\%$  меньше максимально допустимого. Уменьшение числа оборотов винта сопровождается крутым падением потребной для его вращения мощности, которая пропорциональна кубу числа оборотов. На расчётном режиме

$$N_{винт\ потр} = \beta_{расч} \rho n_{с\ max}^3 D^5, \quad (7)$$

где  $\beta_{расч}$  – коэффициент мощности винта в расчётном режиме;  $\rho$  – плотность воздуха на расчётной высоте полёта;  $n_{с\ max}$  – число оборотов в секунду винта при  $N_{винт\ потр} = N_{ен}$ .

В свою очередь, падение мощности двигателя зависит от формы графика внешней характеристики двигателя в окрестности  $N_{ен}$ . Если этот график имеет экстремум в точке  $N_{ен}$ , касательная к графику в этой точке проходит горизонтально и снижение числа оборотов приводит к сравнительно небольшой потере мощности двигателя. Но обычно максимальная мощность мотора ограничена тепловым режимом или прочностью двигателя и обеспечивается упорами в системе управления

или работой автоматики. В этом случае график внешней характеристики будет близок к прямой

$$N_e = N_{eH} \cdot \frac{n}{n_{max}} = N_{eH} \cdot \bar{n} = N_{eH} \cdot (1 + \Delta\bar{n}), \quad (8)$$

где  $\bar{n} = \frac{n}{n_{max}}$ ,  $\Delta\bar{n} = \frac{\Delta n}{n_{max}}$ ,  $\Delta\bar{n} \leq 0$ .

В случае уменьшения скорости полёта по сравнению с расчётной имеем равенство мощности двигателя и мощности, потребной для вращения винта:

$$N_{eH} \cdot (1 + \Delta\bar{n}) = \beta_{расч} \rho n_c^3 D^5 \cdot (1 + \Delta\bar{\beta}) \cdot (1 + \Delta\bar{n})^3, \quad (9)$$

где  $\Delta\bar{\beta} = \frac{\beta - \beta_{расч}}{\beta_{расч}}$  – относительное изменение коэффициента мощности винта.

Из (9) после линеаризации с учётом равенства  $N_{eH} = \beta_{расч} \rho n_c^3 D^5$  получим

$$\Delta\bar{\beta} \approx -2 \cdot \Delta\bar{n}. \quad (10)$$

Для ВФШ график зависимости КПД от относительной скорости на участке  $0 \leq \bar{V} \leq 1$  можно аппроксимировать квадратной параболой

$$\eta = \eta_{max} \cdot (2 - \bar{V}) \cdot \bar{V}. \quad (11)$$

Располагаемая мощность винтомоторной СУ

$$N_{расп} = \eta \cdot N_e = P_{расп} \cdot V_{расп} \cdot \bar{V} \quad (12)$$

или после подстановки выражения (11) получим

$$P_{расп} = \eta_{max} \cdot (2 - \bar{V}) \cdot (1 + \Delta\bar{n}) \cdot \frac{N_{eH}}{V_{расч}}. \quad (13)$$

С достаточной для практических целей точностью падение оборотов ВФШ вследствие утяжеления винта при уменьшении скорости полёта можно представить в виде

$$\Delta\bar{n} = \Delta\bar{n}_0 \cdot (1 - \bar{V}), \quad (14)$$

где  $\Delta\bar{n}_0$  – относительное падение оборотов при  $\bar{V}=0$ , обычно  $\Delta\bar{n}_0=0,04 - 0,06$ .

При проектировании самолёта нужно задать расчётный режим полёта по скорости. Для этого следует определить максимально возможную скорость полёта с данным двигателем на расчётной высоте. На основании статистических данных задаёмся значением  $\eta_{max}$  винта и в точке пересечения линии графика зависимости мощности, потребной для горизонтального полёта самолёта  $N_{номп}=f(V)$  с

горизонталью  $N_{расч} = \eta_{max} \cdot N_{eH}$ , определяем максимально возможную скорость горизонтального полёта самолёта на расчётной высоте. Спроектированный по условию достижения этой скорости ВФШ называется скоростным.

Можно задаться расчётным значением скорости меньше полученной таким способом максимальной скорости. В этом случае СУ будет развивать большую мощность при меньшей скорости полёта, вследствие чего максимальная скорость полёта станет меньше своего возможного значения. Однако внутри нового, более узкого, диапазона скоростей полёта появится прирост располагаемой мощности. Этот прирост мощности при фиксированной скорости полёта пойдёт на увеличение угла наклона траектории и скороподъёмности самолёта. Воздушный винт, спроектированный для достижения максимально возможной вертикальной скорости, называется скороподъёмным. Нередко отдают предпочтение компромиссному ВФШ, характеристики которого лежат между характеристиками скоростного и скороподъёмного ВФШ.

После назначения  $V_{расч}$  по формуле (13) с учётом (1) и (14) можно выполнить расчёт зависимости располагаемой силы тяги от скорости полёта на высотах от земли до потолка в диапазоне скоростей от минимальной до расчётной.

В случае полёта со скоростью, превышающей расчётную, происходит уменьшение располагаемой мощности как по причине падения КПД ВФШ, так и вследствие необходимости дросселирования двигателя из-за облегчения винта. Располагаемую мощность СУ на этом режиме полёта можно аппроксимировать параболой

$$N_{расп} = [\bar{V} - (1 - d)] \cdot [(1 + d) - \bar{V}] \cdot \frac{\eta_{max} \cdot N_{eH}}{d^2}, \quad (15)$$

где  $1+d \approx 1,2-1,3$  - значение  $\bar{V} > 1$ , при котором КПД винта падает до нуля,  $d \approx 0,2 - 0,3$ .

На участке падения КПД с увеличением скорости располагаемая сила тяги

$$P_{расп} = \frac{N_{расп}}{\bar{V} \cdot V_{расп}}. \quad (16)$$

Данный алгоритм удобен для создания простой расчётной программы.

Список использованных источников

1. Справочник Авиаконструктора. – М: ЦАГИ, 1937 – Т. I: Аэродинамика самолёта. – 512 с.
2. Сборник работ по теории воздушных винтов. – М: ЦАГИ, 1958 – 454 с.

*Поступила в редакцию 15.04.2010 г.  
Рецензент: канд. техн. наук, проф. В.В. Кириченко  
Национальный аэрокосмический университет  
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков*