

МОТОР ИЛИ ВИНТ?

Это же элементарно, Ватсон.

Шерлок Холмс.

Пилоты, которые фиксируют параметры полётов, иногда обнаруживают изменение максимальных или крейсерских оборотов двигателя, не связанные с погодными условиями. Возникает вопрос: в чём причина уменьшения максимальных оборотов или увеличения крейсерских? виноват мотор или воздушный винт?

Прежде всего, нам придётся понять, какой прогноз мы можем сделать в отношении своего винта. А потом смотреть на отклонения от него. Традиционные измерения статической тяги всё более показывают её несостоятельность как параметра, характеризующего эффективность пропеллера. Статтяга может иметь нормальное ожидаемое значение, а винт в полёте даёт слишком малую скороподъёмность.

В отношении пропеллера мы хотим знать следующее:

- Является ли зависимость потребной мощности двигателя N от частоты вращения винта n кубической, т.е. $N \sim n^3$? Если нет, то наш винт имеет избыточные потери.
- Можем ли мы, зная расчётное и измеренное значение максимальных оборотов в полёте n_{max} , а также и крейсерскую их величину $n_{кр}$, определить эффективность нашего винта? А может, причина не в винте, а в двигателе?

Также в нашем распоряжении есть точные значения полётного веса P , скорости снижения с остановленным мотором V^- и скороподъёмности V^+ на той же скорости полёта V .

Важную информацию содержат в себе винтовые характеристики воздушных винтов. Поскольку мне приходится летать и экспериментировать с винтом серии СДВ-1, для которой имеются такие характеристики (рис. 1), то мне удобно будет обращаться к ним, хотя это не принципиально.

Вспомним, что для расчёта винта сначала задают: максимальную скорость полёта V_{max} на которой двигатель развивает максимальную мощность N_0 , соответствующие обороты n_{max} , а также диаметр винта D .

Далее для них вычисляют параметры: поступь и коэффициент мощности

$$\lambda = \frac{V}{nD} \quad \beta = \frac{N_0}{\rho n^3 D^5} \quad (1)$$

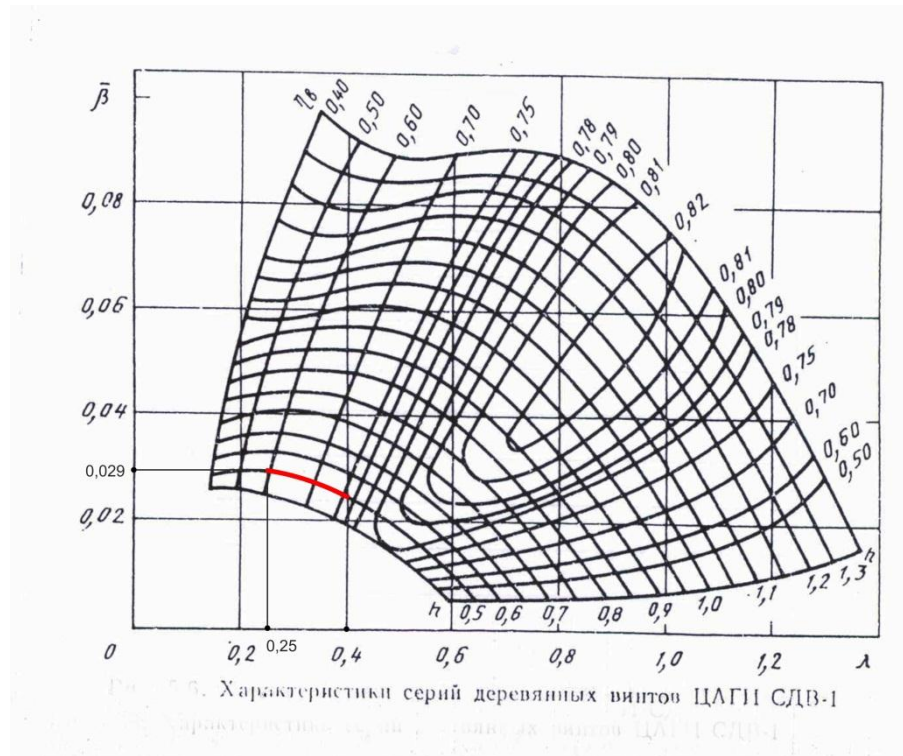


Рис. 1

По графикам определяют относительный шаг h винта и его к.п.д. η .

Когда винт изготовлен, то мы на графиках характеристик можем пользоваться только одной кривой, соответствующей его шагу. Посмотрим, можем ли мы перемещаться вдоль неё, когда мы меняем обороты двигателя и скорость горизонтального полёта? Такое перемещение означает изменение к.п.д. винта на разных режимах полёта. Мощность, развиваемая воздушным винтом, пропорциональна кубу скорости полёта $\eta N \sim V^3$, т.е.

$$\frac{\eta N}{N_{кр}} = \frac{V_{max}^3}{V_{кр}^3} \quad (2)$$

Точно так же мощность винта пропорциональна кубу частоты его вращения $\eta N \sim n^3$, т.е.

$$\frac{\eta N}{N_{кр}} = \frac{n_{max}^3}{n_{кр}^3} \quad (3)$$

Это значит, что скорость горизонтального полёта пропорциональна оборотам воздушного винта. В этом диапазоне поступь λ оказывается постоянной, так как текущие значения V и n пропорциональны друг другу:

$$\frac{V_{max}}{V_{кр}} = \frac{n_{max}}{n_{кр}} \quad (4)$$

Отношение V/n равно расстоянию, на которое перемещается наш ЛА за время одного оборота винта и сохраняется постоянным, несмотря на изменение скорости горизонтального полёта.

Из графиков следует, что остаются постоянными коэффициент мощности β и к.п.д. η . Таким образом, теоретически в горизонтальном полёте работа винта в любом режиме описывается одной расчётной точкой на графике рис. 1.

Сравним расчётные и измеренные параметры работы винта. Их несовпадение может нам дать полезную информацию о нём. Проверим, как согласуются измеренные параметры полёта между собой, а именно: $V_{кр}$, V_{max} , $n_{кр}$, n_{max} и соответствующие им крейсерская $N_{кр}$ и максимальная ηN мощности винта.



Рис. 2

Пусть мы определили максимальную частоту вращения винта в полёте n_{max} и крейсерскую $n_{кр}$. Рассмотрим конкретный численный пример винта (назовём его С-4 на рис. 2), похожего на известный винт серии СДВ-1. Этот винт имел ширину конца лопасти вдвое большую и чуть потолще чем СДВ-1. Мотор - VW-1835 с прямым приводом. Чтобы не загромождать изложение, исходные данные представлены в таблице. Воздушный винт имел относительный шаг 0,48 и был рассчитан на максимальные обороты 3600 об/мин и скорость 120 км/ч. В полёте он и раскрутился до максимальных оборотов $n_{max} = 3600$ об/мин.

Пусть мы определили максимальную частоту вращения винта в полёте n_{max} и крейсерскую $n_{кр}$. Рассмотрим конкретный численный пример винта (назовём его С-4 на рис. 2), похожего на известный винт серии СДВ-1. Этот винт имел ширину конца лопасти вдвое большую и чуть потолще чем СДВ-1. Мотор - VW-1835 с прямым приводом. Чтобы не загромождать изложение, исходные данные представлены в таблице. Воздушный винт имел относительный шаг 0,48 и был рассчитан на максимальные обороты 3600 об/мин и скорость 120 км/ч. В полёте он и раскрутился до максимальных оборотов $n_{max} = 3600$ об/мин.

Таблица. Параметры к воздушному винту С-4.

P , кГ	N_0 , л.с.	Погода, T_H, P_H	$n_{кр}$ об/мин	n_{max} об/мин	$V_{кр}$, км/ч	V_{max} , км/ч	V^- , м/с	V^+ , м/с	h	D , м
340	64	20°C, 735 мм рт. ст.	2750	3600	80	110	3	3	0,48	1,5

В отношении максимальной мощности мотора $N_0=64$ л.с. нужно знать, что её мотор развивает при стандартных условиях, т.е. при $T_0 = 15^\circ\text{C}+273$ и $P_0 = 760$ мм рт. ст. С учётом погоды уточним мощность по известной формуле:

$$N = N_0 \left(1.11 \frac{P_H}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_H}} - 0.11 \right) \quad (5)$$

Получим $N=61$ л.с. На рис. 3 представлена внешняя характеристика двигателя VW-1835.

Выше уже было сказано, что $V \sim n$. Получим

$$V_{max} = 80 \frac{3600}{2750} = 105 \text{ км/ч} \quad (6)$$

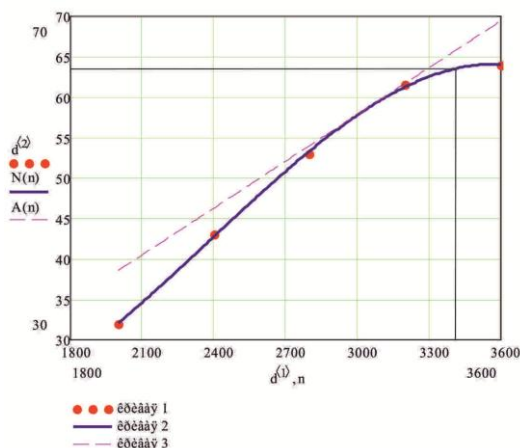


Рис. 3

Результат малоутешительный по двум причинам. Во-первых, мы рассчитывали винт на большую скорость, во-вторых, наш аппарат действительно летит горизонтально не быстрее 110 км /ч. Видим несоответствие оборотов двигателя скорости полёта. Это первый повод для начала разбирательств с нашей ВМУ и с винтом С-4, в частности.

Попробуем выяснить, чему равен к.п.д. винта в горизонтальном полёте? Начнём с оценки мощности, развиваемой

воздушным винтом в крейсерском полёте (со скоростью 80 км/час). Пусть V^- - измеренная скорость снижения нашего МДП с остановленным двигателем, который летит на балансировочной скорости V . Для его снижения Земля

затрачивает мощность PV^- . Именно такую мощность должен затратить воздушный винт, чтобы удержать наш аппарат на одной высоте. По данным таблицы:

$$N_{кр} = PV^- = 340 \times 9,8 \times 3 = 10000 \text{ Вт} = 13,6 \text{ л. с.} \quad (7)$$

Из (2) получим к.п.д. винта С-4

$$\eta = \frac{13,6}{61} \left(\frac{110}{80} \right)^3 = 0,58 \quad (8)$$

Мы не можем считать, что это значение η сохраняется во всём диапазоне скоростей горизонтального полёта, так как мы уже знаем, что для винта С-4 нарушено соответствие частот и скоростей.

Пока мы не знаем, удовлетворяет ли наш винт кубической параболе. Предположим, что это так. Мы знаем одну точку параболы - при 3600 об/мин имеем мощность 61 л.с. Аналогично посчитаем к.п.д. винта по формуле (3).

$$\eta = \frac{13,6}{61} \left(\frac{3600}{2750} \right)^3 = 0,5 \quad (9)$$

А по соотношению скоростей вышло 0,58. Мы обнаружили ещё одно несоответствие: к.п.д., рассчитанные по оборотам и по скоростям не совпали. Здесь нет никакой загадки. Если бы мы в (8) подставили расчётное значение скорости 105 км/час, то оба значения к.п.д. совпали бы. Загадка в том, что измеренные скорости не соответствуют измеренным частотам вращения воздушного винта. Скорость полёта – это наш конечный результат и не может быть сомнений в том, что требуемая мощность пропеллера для горизонтального полёта пропорциональна кубу скорости. А вот частота вращения винта зависит от формы винта, она может быть разной при одной мощности двигателя. Поэтому нам придётся считать значение к.п.д. 0,58 соответствующим действительности, а 0,5 - неверным.

Заметим, что винт СДВ-1, рассчитанный по графикам рис. 1, имеет шаг 0,55 и к.п.д. 0,73. К.п.д. реального толкающего винта меньше расчётного.

Опытным путём определили, что он примерно равен $0,85\eta$. Ожидаемый к.п.д. винта СДВ-1 равен $0,73 \times 0,85 = 0,62$, т.е. больше, чем показал винт С-4.

Посмотрим, как расходуется мощность мотора, исходя из измеренных крейсерских и максимальных оборотов в полёте. На рис. 4 представлены зависимости: 1 – внешняя характеристика двигателя $N(n)$, 2 – теоретическая кубическая винтовая кривая пропеллера $N_{prop}(n)$. Практика показывает, что часто винты спроектированы так, что на достаточно высоких оборотах сверх меры растёт сопротивление их концов. Концы могут быть слишком толстыми, или слишком широкими, или нехотят угловатыми. При их обтекании в некоторых точках скорость потока становится околосвуковой, и происходят так

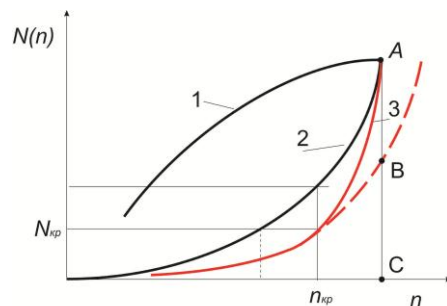


Рис. 4

называемые волновые потери. Часть мощности мотора уходит на преодоление этого сопротивления. В результате реальная винтовая кривая в своей верхней части изгибается более круто, чем кубическая парабола – по кривой 3. Именно с такой кривой и приходится иметь дело при измерениях.

Предположим, что винтовая кривая нашего пропеллера С-4 в своей верхней части отклоняется от кубической параболы и идёт круче. На рис. 4 это кривая 3, она соответствует реальной зависимости. Видно, что предполагаемая кубическая парабола – кривая 2 даёт завышенную мощность на крейсерских оборотах. Также видно, что кривая 3 даёт завышенную частоту крейсерских оборотов по сравнению с кривой 2. Проверим это. Положим, что на крейсерских оборотах винт ещё не имеет избыточных потерь, работает в пределах кубической параболы и имеет к.п.д. 0,58. Тогда по (3) максимальной частотой вращения пропеллера была бы:

$$n_{max} = n_{кр} \left(\frac{\eta N}{N_{кр}} \right)^{1/3} = 2750 \times \left(\frac{0,58 \times 61}{13,6} \right)^{1/3} = 3780 \text{ об/мин} \quad (10)$$

Многовато. Это значит, что наш винт слишком лёгкий. Если бы он не тормозил концами, то в полёте раскрутился бы до столь высоких оборотов. Винтовая кривая продолжилась бы вдоль красного пунктира на рис. 4. Это объясняет, почему мы получили заниженную оценку максимальной скорости горизонтального полёта (6). Подставляя $n_{max} = 3780 \frac{\text{об}}{\text{мин}}$ вместо 3600 в формулу (6), получим максимальную скорость горизонтального полёта 110 км/час, которая совпадает с измеренной. Также видно, что если бы винтовая

кривая была кубической параболой 2, то крейсерские обороты были бы меньше.

На рис. 4 нам придётся отметить ещё одну неприятную деталь. Отрезок **AB** прямой равен потерям мощности двигателя на преодоление того самого избыточного вредного сопротивления неудачных концов лопасти на максимальных оборотах (по всему диапазону – разность кривой 3 и пунктирной). Отрезок **BC** – полезная мощность, идущая на создание тяги винта.

Мы установили, что наш воздушный винт С-4 тормозит своими концами на высоких оборотах, чем и снижает свой к.п.д. Поэтому разработчик винта оказался вынужден значительно уменьшить его шаг.

Заметим, что реальный к.п.д. винта С-4 на крейсерских оборотах можно измерить только по данным расхода топлива двигателя. Он может оказаться больше чем 0,58.

Из рассуждений можно предложить способ проверки любого пропеллера «на вшивость». По формуле (4) нужно посчитать максимальную частоту вращения винта. Если она окажется больше измеренной, то винт тормозит своими концами.

Теперь посмотрим, какой ущерб скороподъёмности наносит винт, «тормозящий» на максимальных оборотах и насколько велик тот отрезок **AB** на рис. 4. Для этого нужно оценить его расчётный и измеренный к.п.д. в режиме максимальной скороподъёмности.

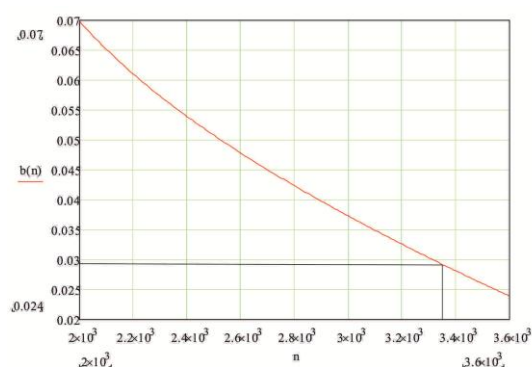


Рис. 5

Сначала рассмотрим винтовые характеристики (рис. 1), а точнее, красный участок характеристики, соответствующий идеальному винту с шагом 0,55. Посмотрим, как будет работать винт на высоких оборотах, но на низкой скорости полёта. Зададим взлётную скорость, например, 80 км/ч (22 м/с). Положим пока максимальные обороты 3600 об/мин. Им соответствует $\lambda=0,25$, и по рис. 1 $\beta=0,029$. Во взлётном режиме мотор может не

выходить на свои максимальные обороты. Поэтому его частоту нужно уточнить. Глядя на формулу (1) для β , видим, что мы можем построить зависимость $\beta(n)$, используя данные одной только внешней характеристики двигателя. На рис. 5 представлен этот график, он построен в программе Mathcad. По нему определим, что значению $\beta=0,029$ соответствует частота 3360 об/мин, а ей согласно внешней характеристике соответствует 63 л.с., а с учётом атмосферных условий 60 л.с.

Уточним скорость полёта, соответствующую $\lambda=0,26$ и $n=3360$ об/мин. Получим $V=21.8$ м/с, т.е. почти те же 80 км/ч. По рис. 1 определяем, что взлётный к.п.д. равен 0,6. К.п.д. толкающего винта, как уже было сказано, меньше: $\eta=0,6 \times 0,85=0,51$. Это и есть расчётное значение к.п.д. винта СДВ-1 на взлётном режиме.

Теперь оценим взлётный к.п.д. нашего винта «а ля СДВ-1» С-4 по измеренным параметрам полёта.

Мощность мотора расходуется на удержание аппарата в воздухе плюс мощность на набор высоты:

$$\eta N = PV^- + PV^+ \quad (11)$$

Подставив величины, получим $\eta N = 340 \cdot 9,8 \cdot 3 + 340 \cdot 9,8 \cdot 3 = 19990$ Вт = 27 л.с. Отсюда находим $\eta = 27/60 = 0,45$. А могли бы иметь 0,51!

Таким образом, на взлётном режиме мощность мотора расходуется не только на скороподъёмность, но и на преодоление избыточного сопротивления концов несовершенного пропеллера. Правильно сделанный воздушный винт будет иметь больший шаг и другую форму концов, которые не создадут избыточного сопротивления.

Винт СДВ-1, сделанный строго по чертежу, имеет шаг 0,55, а не 0,48 и обеспечивает в рассмотренных условиях скороподъёмность 4 м/с. По (11) получим реальный взлётный к.п.д. 0,52. Крейсерский полёт происходит на оборотах двигателя 2450 об/мин (при максимальных почти 3500), что соответствует максимальной скорости полёта 117 км/ч и к.п.д. 0,62.

Для наглядности сделаем такой подсчёт. Измеренный взлётный к.п.д. винта С-4 равен 0,45, который обеспечивает ему взлётную мощность $N_{кр} = 61 \times 0,45 = 27$ л.с. Качественный пропеллер СДВ-1, имея к.п.д. на взлёте 0,52, обеспечил бы эти 27 л.с. с двигателем мощностью

$$N = \frac{N_{кр}}{0,52} = 61 \times \frac{0,45}{0,52} = 60 \times 0,87 = 53 \text{ л.с.} \quad (12)$$

Видим, что подобный недобор к.п.д. на взлёте аналогичен потере 13% максимальной мощности двигателя, т.е. с 60 до 53 л.с. – на рис 4 **AB=0,13AC**.

Таким образом, если измеренный к.п.д. винта $\eta_{\text{изм}}$ меньше предполагаемого расчётного η , то это аналогично относительной потере мощности двигателя

$$\frac{\Delta N}{N} = 1 - \frac{\eta_{\text{изм}}}{\eta} \quad (13)$$

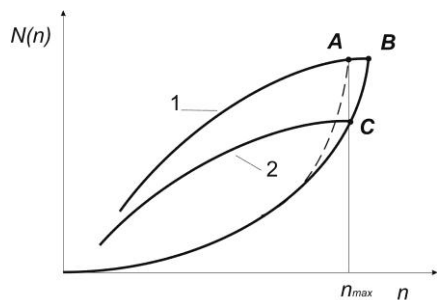


Рис. 6

Для горизонтального полёта измеренный к.п.д. винта можно оценить по формуле (2), а расчётный не всегда известен. Однако наиболее вероятное его значение 0,6-0,62. Его можно оценить по расходу топлива. В статье АОН №1'2012 описан простой способ, как достаточно точно определить расход топлива на крейсерских оборотах. Деля его на известный удельный расход, получим крейсерскую мощность двигателя. Далее вычисляем соответствующий к.п.д. с учётом (7).

К сожалению, большинство серийно производимых винтов для СЛА страдает подобным недостатком своих концов. И пусть над этим задумаются производители пропеллеров. Из формулы (11) очевидно следует, что потеря мощности ΔN влечёт за собой пропорциональную потерю скороподъёмности ΔV^+ :

$$\Delta V^+ = \frac{\eta}{P} \Delta N \quad (14)$$

Обратим внимание на рис. 6, чтобы понять, насколько уменьшается максимальная частота вращения винта, если его винтовая кривая (пунктир) отклонена от кубической параболы. Мы видим, что она пересечёт внешнюю характеристику в точке **A**. Точка **B** пересечения теоретической кубической параболы с внешней характеристикой (кривая 1) смещается влево и занимает положение **A**. Если внешняя характеристика пологая, то смещение точки **B** в положение **A** будет большим. Двигатель заметно будет не добирать максимальных оборотов при незначительной потере мощности. Если «полочки» нет, то потери оборотов будут менее заметными. Например, для всех Ротаксов (для Ротакса-582 на

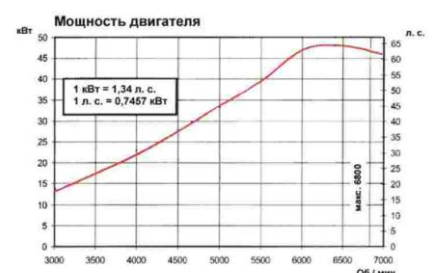


Рис. 7

рис. 7) на конце рабочего участка внешняя характеристика изменяется примерно на 2 л.с. при изменении оборотов на 100 об/мин. Для мотора VW-1835 при уменьшении максимальных оборотов на 100 об/мин потеря мощности всего 0,8 л.с. Поэтому, когда мы обнаруживаем, что наш новый винт раскручивается в полёте не до 3600, а до 3300..3600 об/мин, то нас это устраивает.

Дефицит доступных авиационных моторов мощностью порядка 100 л.с. привёл к тому, что пилоты МДП часто стали применять б/у тяжёлые автомобильные двигатели мощностью более 100 л.с. Обнаружилось, что многие серийно выпускаемые воздушные винты не способны нормально работать на таких моторах. Некоторые ВМУ позволяют получить скороподъёмность до 8 м/с. Однако часто не удаётся получить более 3 м/с. В горизонтальном полёте путевая скорость на максимальных оборотах не превышает 110 км/ч. Регулировка карбюратора результат не улучшает. Всё указывает на пропеллер.



Рис. 8

Рассмотрим конкретный, хотя и странный, пример. Трёхлопастный винт луганской фирмы «Аэро» (рис. 8) диаметром 1,9 м установили на двигатель «Хонда» мощностью

115 л.с. при 5500 об/мин через редуктор с передаточным числом 1:3. При установке лопастей с относительным шагом 0,65 и более в полёте и на месте происходит срыв потока на максимальных оборотах и значительное падение тяги. Срыв сопровождается громким хлопком. Скороподъёмность с одним пилотом не превышает 3,5 м/с. Статтяга заметно более 200 кг.

Измерения лопасти винта «Аэро» показали, что её конец имел угол установки $8,63^{\circ}$. Для интереса мы сравнили его с двухлопастным английским винтом того же диаметра с профилями RAF-6. Информация по нему есть в книжке А.С.Кравец «Характеристики воздушных винтов». Этот пропеллер в данном случае имел бы относительный шаг, равный 1. Ему бы соответствовал угол установки конца лопасти 18° , т.е. вдвое больший! И этот винт не дал бы срыва потока и нормально работал с к.п.д. 0,7. В чём же причина такой разницы?

Ответ лежит на поверхности – у них разная форма. Во-первых, винты типа луганских имеют угловатые концы. Овальные концы классических пропеллеров не допускают срыва даже на вдвое больших углах установки. Возможно, и сами профили лопасти не позволяют им работать на бóльших углах установки. Эта причина, разумеется, относится не только к рассматриваемому винту. Во-вторых, с редуктором 1:3 максимальные обороты

винта не превышают 1800 об/мин. Это настолько мало, что вынуждает задавать очень большой угол установки лопастей, а допустимый для них гораздо меньше. С таким редуктором винт «Аэро» принципиально не может работать нормально.

Для той Хонды с её 115-ю силами прекрасно бы подошёл двухлопастный винт СДВ-1 диаметром 1,8 м, поставленный через редуктор с соотношением 1:2,5. Винт имел бы расчётный к.п.д. 0,72 и хорошо работал бы во всём диапазоне скоростей. Поставленный на скоростной МДП, он показал бы ещё лучшие качества.

Рассмотрим теперь случаи, когда порчу содержит мотор. Ситуация становится совсем иной, когда с двигателем что-то происходит, и он не выходит на максимальные обороты. При этом внешняя характеристика понижается (кривая 2 рис. 6), и точка **В** смещается в положение **С** не по внешней характеристике, а более круто – по винтовой кривой. (Аналогично и для точки **А**). Из зависимости $N \sim n^3$ следует, что для кубической винтовой кривой относительное изменение мощности втрое больше относительного изменения частоты вращения винта:

$$\frac{\Delta N}{N} = 3 \frac{\Delta n}{n} \quad (15)$$

Поскольку правый участок реальной винтовой кривой часто изогнут более круто, чем кубическая парабола, то сместиться будет точка **А**, и относительное уменьшение максимальной мощности более чем втрое превысит относительное уменьшение максимальной частоты винта.

В своё время я начинал полёты с воды на новом Ротаксе-582. После меня работал другой пилот. Через два года я мотор не узнал. Он еле отрывал аппарат от воды, скороподъёмность не более 1 м/с. Как оказалось, к этому времени максимальные обороты уменьшились на 100 об/мин. Пилот облегчил винт, чтобы восстановить их до прежнего значения. Мы можем оценить потери. В то время мне удалось оценить взлётный к.п.д. трёхлопастного винта на том аппарате. Было $V=3,5$ м/с, $V^*=1,5$ м/с полётном весе примерно 450 кг. К.п.д. оказался равным 0,48 вместо ожидаемого 0,5..0,52.

Формула (11) при $\eta=0,48$ даёт, что максимальная мощность мотора при $V^*=1$ м/с равна 57 л.с., т.е. на 8 л.с. меньше. Разберёмся, какая часть из этой потери лежит «на совести» воздушного винта.

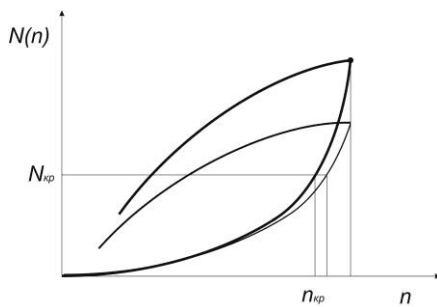


Рис. 9

Если бы мотор Ротакс-582, 65 л.с. был новым, то при температуре 30°C над уровнем моря он бы имел максимальную мощность 63 л.с. При недоборе 100 об/мин в соответствии с (15) мощность мотора уменьшается на $63 \times (3 \times 100 / 6000) = 3$ л.с. и становится 60 л.с. а поскольку винтовая кривая идёт круче кубической параболы, то мощность мотора стала ещё меньше, чем 60 л.с., как мы посчитали выше, - 57 л.с. Таким образом, винт дал потерю ещё 3 л.с.

Облегчение пропеллера усугубило это состояние, так как винт стал сильнее вырождаться на скорости. Кроме этого, понижение винтовой кривой привело к увеличению крейсерских оборотов (рис. 9). Работа двигателя с потерями на более высоких оборотах требовала более высокого расхода топлива. В подобных случаях перестановка винта на меньший шаг ухудшает ситуацию.

А теперь посмотрим, как работает удачно сделанный винт. Пропеллер СДВ-1, показанный на рис. 10, имеет шаг 0,6 и более острые по сравнению с чертежом концы. Он тоже показал максимальную скорость 110 км/час. На скорости 80 км/час обороты мотора 2450 об/мин, максимальные 3350-3380 об/мин. По соотношению скоростей и частот (4) получим, что максимальная частота должна была быть 3370 об/мин. Полное совпадение. Это значит, что винт, хотя и имеет некоторое отклонение от чертежа, полностью укладывается в кубическую параболу.



Рис. 10

Тем не менее, к.п.д., рассчитанный по (3), оказывается невысоким – 0,58. Винт показал скороподъёмность 3,5 м/с. По формуле (11) она соответствует взлётному к.п.д., 0,49.

Дело в том, что расчётный шаг винта 0,55, а сделали больше – 0,6 и ещё для максимальной скорости 120 км/час. Любые отклонения понижают к.п.д. Этот пропеллер покажет всё, что он умеет, в жаркую погоду, когда раскрутится до более высоких оборотов.

Можно сделать следующие выводы.

- Избыточные потери мощности на концах лопастей воздушного винта на максимальных оборотах пропорционально снижают максимальную

скороподъёмность ЛА (формула 14). Также эти потери вынуждают делать меньший шаг винта (уменьшать угол установки лопастей переставных винтов) и этим увеличивать крейсерские обороты двигателя.

- По формуле (4) можно оценить максимальную частоту вращения винта на максимальной горизонтальной скорости. Если она окажется больше измеренной, то пропеллер имеет избыточные потери на высоких оборотах. Потери мощности оцениваются по формуле (13).
- Изменение крейсерских оборотов связано только с изменением геометрии винта или состояния атмосферы.
- Даже небольшое уменьшение максимальных оборотов мотора означает заметное уменьшение его мощности. Последующее облегчение воздушного винта ухудшает эффективность ВМГ.
- Уменьшение мощности двигателя приводит к повышению удельного расхода топлива и потере скороподъёмности (формула 14).

В.Гришаев, *Донецк*

grishaev52@mail.ru