

ОЦЕНКА ТОПЛИВНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭКРАНОПЛАНОВ

С ростом цен на нефть расходы на топливо становятся важнейшей статьей экономической эффективности эксплуатации амфибий. В этой связи для сравнительной оценки экранопланов и самолетов можно использовать *приведенный расход топлива*. Этот критерий представляет расход топлива, затраченный амфибией на перевозку 1 кг полезной нагрузки на дальность 1 км. Он определяется следующим выражением:

$$Q_{\text{топл. пр.}} = Q_{\text{топл. расх.}} / G_{\text{п.н.}} L_{\text{практ}} \quad (1),$$

Здесь $Q_{\text{топл. расх.}}$ – расход топлива в течение рейса на практическую дальность, $G_{\text{п.н.}}$ – полезная нагрузка, $L_{\text{практ}}$ – практическую дальность перевозки полезной нагрузки.

Проведем преобразования формулы (1) в виде:

$$Q_{\text{топл. пр.}} = (Q_{\text{топл. расх.}} / G_{\text{п.н.}}) (T_{\text{рейс.}} / T_{\text{рейс.}}),$$

здесь $T_{\text{рейс.}}$ – рейсовое время, которое амфибия затратила на маршруте – $L_{\text{практ.}}$ и используя сочетание символов в известных величин

$$Q_{\text{топл. расх.}} / T_{\text{рейс.}} = Q_{\text{час}} \sim C_e N_{\text{крейс.}} \text{ и } L_{\text{практ.}} / T_{\text{рейс.}} = V_{\text{крейс.}},$$

где C_e – удельный расход топлива амфибией на крейсерском режиме, $N_{\text{крейс.}}$ – крейсерская мощность амфибии. $V_{\text{крейс.}}$ – крейсерская скорость, (более точно – $V_{\text{рейс.}}$, но в силу того, что экраноплан имеет малую величину $V_{\text{крейс.}} / V_{\text{взл.}}$, меньший цикл рулёжки и не имеет участка набора высоты, то в первом приближении примем $V_{\text{крейс.}}$).

Вводя в уравнение значение взлетного веса – G_0 , получим

$$Q_{\text{топл. пр.}} = (C_e N_{\text{крейс.}} / G_{\text{п.н.}} V_{\text{крейс.}}) (G_0 / G_0) = C_e \bar{N}_{\text{крейс.}} / V_{\text{крейс.}} \bar{G}_{\text{п.н.}} \quad (2),$$

Здесь $\bar{N}_{\text{крейс.}} = N_{\text{крейс.}} / G_0$, $\bar{G}_{\text{п.н.}} = G_{\text{п.н.}} / G_0$.

Используя известное уравнение крейсерской мощности

$$N_{\text{кр}} = P_{\text{кр}} V_{\text{крейс.}} / \eta_{\text{крейс.}} = G_0 V_{\text{крейс.}} / \eta_{\text{крейс.}} K_{\text{крейс.}},$$

где $\eta_{\text{крейс.}}$ КПД маршевых двигателей в крейсерском режиме, $K_{\text{крейс.}}$ – аэродинамическое качество амфибии в крейсерской конфигурации, получим

$$V_{\text{крейс.}} = N_{\text{крейс.}} \eta_{\text{крейс.}} / P_{\text{крейс.}} = \bar{N}_{\text{крейс.}} K_{\text{крейс.}} \eta_{\text{крейс.}} \quad (3).$$

Подставляя (3) в (2) получим

$$Q_{\text{топл. пр.}} = C_e \bar{N}_{\text{крейс.}} / \bar{N}_{\text{крейс.}} K_{\text{крейс.}} \eta_{\text{крейс.}} \bar{G}_{\text{п.н.}},$$

и в окончательном виде

$$Q_{\text{топл. пр.}} = C_e / \bar{G}_{\text{п.н.}} K_{\text{крейс.}} \eta_{\text{крейс.}} \quad (4).$$

Данная формула (4) очень удобна для сравнительного анализа различных скоростных транспортных средств. Она позволяет сделать следующие предварительные выводы:

1. Приведенный расход топлива не зависит от взлетного веса, поэтому можно сравнивать различные типы ЛА, включая экранопланы и даже СВП, независимо от их массы;

2. Приведенный расход топлива, в первом приближении, не зависит от взлетной и крейсерской энерговооруженности скоростного транспортного средства, и целиком определяется двумя параметрами: – C_e и $\eta_{\text{крейс.}}$, т.е. типом силовой установки и качеством движителя (к.п.д. движителя). Наиболее высокими характеристиками удельной топливной эффективности обладают поршневой двигатель (для легких экранопланов), и турбовинтовой для малых и средних экранопланов. Очевидно, что при использовании одинаковых типов двигателя экраноплан и самолет не будут иметь преимущества друг перед другом. Важно отметить, что при одинаковом типе СУ, (параметр- C_e), приведенный расход ниже у того ЛА, у которого выше $\eta_{\text{крейс.}}$. У экраноплана, работающего на относительно малых скоростях, этот параметр может быть повышен за счет использования малооборотных воздушных винтов большого и сверхбольшого (как на SRN-4) диаметров. Это требование влечет за собой отказ от поддува, переход к раздельной силовой установке с классическим вентиляторным принципом создания ВП. Примером такого подхода может служить СУ английского СВП SRN-4, использующего воздушные маршевые винты диаметром около 6 метров.

3. Приведенный расход топлива в первом приближении не зависит от крейсерской скорости. Однако, важно помнить типичный характер зависимости, $C_e = f(V_{\text{крейс}} / V_{\text{взлет}})$, для большинства газотурбинных и поршневых двигателей, когда глубокое дросселирование двигателя на крейсерском режиме полета приводит к ухудшению топливной эффективности. Для экранопланов и гидросамолетов максимальная потребная мощность определяется взлетным режимом при заданном волнении. Этот факт определяет важность гидродинамического совершенствования амфибий.

Экранопланы имеют преимущество перед самолетами, в силу меньших ограничений по располагаемой длине разбега, и малой нагрузке на крыло. Это позволяет выбрать меньшую энерговооруженность амфибии, а значит меньший уровень дросселирования в крейсерском движении.

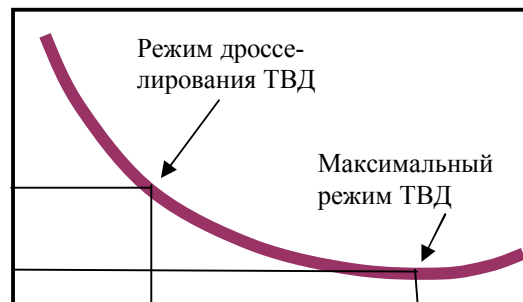
4. Приведенный расход топлива уменьшается с увеличением весовой отдачи, (ростом $\bar{G}_{\text{п.н.}}$). Кроме общих для всех амфибий мероприятий по снижению массы пустого аппарата, для экранопланов существуют дополнительные пути снижения относительной массы. К наиболее важным факторам снижения относительной массы конструкции экранопланов можно отнести меньший, чем у самолетов уровень аэродинамических нагрузок, отсутствие весовых затрат, связанных с герметизацией пассажирского салона и установкой высотного оборудования, меньшая доля сосредоточенных нагрузок при использовании воздушной подушки и пневмобаллонов при взлете и посадке, меньшая масса силовой установки, как следствие минимизации крейсерской энерговооруженности. Однако глиссирующее низкоопущенное крыло экраноплана может привести к росту относительной массы конструкции, даже по сравнению с гидросамолетом.

5. Произведение ($K_{\text{крейс}} \eta_{\text{крейс}}$) в формуле (4) известное как «число дальности Эверлинга», характеризует максимальную дальность полета летательного аппарата. Очевидно, что на современном уровне развития науки, самолет и экраноплан имеют примерно равные характеристики этого параметра.

Таким образом, у экранопланов по критерию $Q_{\text{топл. пр}}$ очевидных преимуществ перед самолетами нет. Однако малые скорости полета, меньшая удельная нагрузка на крыло, отсутствие тяжелых самолетных норм прочности A и A^1 аэродинамического нагружения планера, предельная минимизация маршевых двигателей и использование воздушной подушки, снижающей взлетно-посадочные нагрузки позволяют рассчитывать на незначительный выигрыш экранопланов по критерию *приведенного расхода топлива*.

Очевидно, что главные достоинства экранопланов следует искать в их эксплуатационной гибкости и экономии на аэродромных затратах.

Примерная зависимость удельного расхода топлива ТВД от уровня дросселирования



Уровень дросселирования двигателя