

Анализ влияния параметров транспортного воздушного судна на его эффективность

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Понятие транспортной эффективности самолета (пассажирского, транспортного или конвертируемого) включает в себя комплекс различных вопросов, которые можно подразделить на две группы: первая из них связана с экономичностью самого самолета, вторая — связана с экономикой транспортной системы в целом. В данной работе рассмотрены вопросы первой группы.

Совершенство транспортного воздушного судна как сложной технической системы характеризуется различными видами эффективности (весовой, экономической, транспортной, эксплуатационной и др.), для которых разработан целый ряд критериев эффективности. Каждый из них имеет свою рациональную область применения, объективно характеризуя те или иные аспекты создания и функционирования судна и позволяя решить определенный круг задач того или иного этапа жизненного цикла самолета (его концептуального или общего проектирования, изготовления, эксплуатации и т.п.).

Для целей проводимой работы наиболее **актуальна** разработка методического, математического и программного обеспечения, позволяющего определить транспортную эффективность, характеризующую производительность воздушного судна и, в конечном итоге, приносимую им прибыль, а точнее — взаимозависимость этой эффективности и параметров создаваемого воздушного судна. Транспортная эффективность обычно коррелируется с экономической эффективностью и фактически является ее упрощенной формой.

Транспортную эффективность самолетов часто характеризуют лишь часовой производительностью, выражаемой произведением массы коммерческой нагрузки на скорость полета. Однако эта величина не может служить исчерпывающим критерием транспортной эффективности самолета, поскольку она не учитывает дальность полета и тех средств, с помощью которых достигается производительность (расход топлива и масса конструкции). Самолет может иметь большую часовую производительность на малой дальности полета и ничтожную — на большой (за счет уменьшения массы коммерческой нагрузки по мере увеличения запаса топлива или за счет перетяжеления конструкции). Кроме того, известно, что с увеличением длины трассы повышается удельный доход на километр пути.

Производительность самолета с учетом налетанных часов в год, число которых возрастает с увеличением дальности полета, более полно характеризует его транспортную эффективность, но определение этой величины весьма затруднительно, особенно в процессе проектирования самолетов.

На транспортную эффективность самолета оказывают влияние целый ряд проектно-конструкторских параметров, из которых основными являются:

- 1) затраты топливной энергии, которые могут быть учтены относительной величиной километрового расхода топлива (рассматривается километровый расход, так как даже при относительно низком километровом расходе общий расход топлива может оказаться значительным, например, при завышенной массе пустого самолета, низком коэффициенте аэродинамического качества и т.п.);

2) масса пустого самолета, определяющая грузоподъемность, а следовательно и его работоспособность.

Эффективность транспортных самолетов можно охарактеризовать с помощью ряда критериев, учитывающих как его массовые и летные данные, так и экономичность двигателей. Одним из критериев массового и транспортного совершенства транспортных самолетов может служить отношение массы пустого снаряженного самолета к тонно-километру транспортируемого груза [1]:

$$A = \frac{m_{сн.с}}{m_{к.н}L}, \quad (1)$$

где $m_{сн.с}$ — масса пустого снаряженного самолета, кг; $m_{к.н}$ — масса коммерческой нагрузки, т; L — дальность полета, км.

При таком методическом подходе масса пустого самолета в не меньшей степени, чем весовая отдача, оказывает влияние на транспортную эффективность самолета. При заданных значениях коммерческой нагрузки и дальности полета наиболее экономичен самолет с минимальным значением $m_{сн.с}$. Размер и, следовательно, тоннаж самолета определяют его грузоподъемность и дальность полета, поэтому массу пустого снаряженного самолета целесообразно относить не к массе коммерческой нагрузки, а к произведению дальности полета и коммерческой нагрузки $m_{к.н}L$.

Затрата топливной энергии характеризуется расходом топлива на тонно-километр транспортирования коммерческой нагрузки. Следовательно, критерии топливной (или энергетической) эффективности должны выражать расход топлива на единицу производительности [1]:

$$\hat{A} = \frac{m_{\dot{o}}}{m_{\hat{e}.i}L}, \quad (2)$$

где m_m — масса топлива на старте, кг; $m_{к.н}$ — масса коммерческой нагрузки, т; L — дальность полета, км.

Приведенный топливный критерий является интегральным, поскольку учитывает расход топлива в функции ряда факторов: аэродинамического качества самолета, удельного расхода топлива двигателями, массового совершенства конструкции (с увеличением массы возрастает расход топлива) и др. Следовательно, этот критерий характеризует общую эффективность самолета.

Для выполнения поставленной задачи необходимо провести расчет зависимостей критериев A и B , описанных выше, от параметров самолета. В качестве примера рационально рассмотреть среднемагистральный транспортный самолет с турбореактивными двигателями, имеющий следующие параметры: $m_0 = 37500$ кг; $m_{сн.с} = 22745$ кг; дальность $L = 3500$ км при коммерческой нагрузке $m_{к.н} = 5680$ кг; высота крейсерского полета $H_{крейс} = 10000$ м; число Маха для крейсерского режима полета $M_{крейс} = 0,565$; максимальное аэродинамическое

качество $K = 16$; степень двухконтурности двигателей $m = 6$; удельный расход топлива $c_p = 0,35$ кг/кгс·ч.

При проведении расчетов приняты следующие условия:

- а) массовые данные соответствуют полету самолета на наибольшую дальность с максимальной для этой дальности коммерческой нагрузкой;
- б) учитывается практическая дальность L (без израсходования авиационного запаса).

Расчеты, проведенные по охарактеризованной выше методике, позволяют проанализировать зависимость критерия A транспортной эффективности самолета, проектируемого по заданным дальности и грузоподъемности, от дальности полета.

В общем случае для самолетов с выраженным крейсерским участком полета массу топлива рассчитывают по формуле [2]

$$\bar{m}_m = \bar{m}_{m.i.\delta} + \bar{m}_{m.ni.i} + \bar{m}_{m.i.\zeta} + \bar{m}_{m.i\delta} + \bar{m}_{m.\dot{e}\delta\dot{a}\dot{e}\dot{n}}. \quad (3)$$

Здесь индексы означают: «н.р» — взлет, набор высоты и разгон до крейсерской скорости; «сн.п» — снижение и посадка; «н.з» — навигационный запас; «пр» — прочее (для маневрирования по аэродрому, опробования двигателей, невыработаемый остаток).

При расчете взлетной массы дозвукового самолета с ТРДД можно использовать следующие формулы для составляющих \bar{m}_m [2]:

$$\begin{aligned} \bar{m}_{m.i.\delta} &\approx \frac{0,0035 H_0 (1 - 0,03m)}{1 - 0,004 H_0} = \\ &= \frac{0,0035 \cdot 10 (1 - 0,03 \cdot 6)}{1 - 0,004 \cdot 10} = 0,03, \end{aligned} \quad (4)$$

где H_0 — начальная высота крейсерского полета, км; m — степень двухконтурности ТРДД;

$$\begin{aligned} \bar{m}_{m.ci.n} &\approx 0,002 H_e (1 - 0,023 H_e) (1 - 0,03\delta) = \\ &= 0,002 \cdot 10 (1 - 0,023 \cdot 10) (1 - 0,03 \cdot 6) = 0,0164, \end{aligned} \quad (5)$$

где H_e — конечная высота крейсерского полета перед снижением самолета, км;

$$\bar{m}_{\delta.i.\zeta} \approx 0,9\dot{n}_D / K_{max} = 0,9 \cdot 0,35 / 16 = 0,02; \quad (6)$$

$$\bar{m}_{\delta.i\delta} \approx 0,006. \quad (7)$$

На режиме $V = const$, $K = const$

$$\bar{m}_{\delta.\dot{e}\delta\dot{a}\dot{e}\dot{n}} = (1 - \bar{\delta}_{\delta.i.\delta}) \left[1 - \dot{a} \frac{L \cdot c_p}{V_{\dot{e}\delta\dot{a}\dot{e}\dot{n}} \cdot K} \right]. \quad (8)$$

Здесь L — дальность полета без расходования навигационного запаса, км.

Результаты проведенных расчетов представлены на графике $A = f(L)$ (рис. 1).

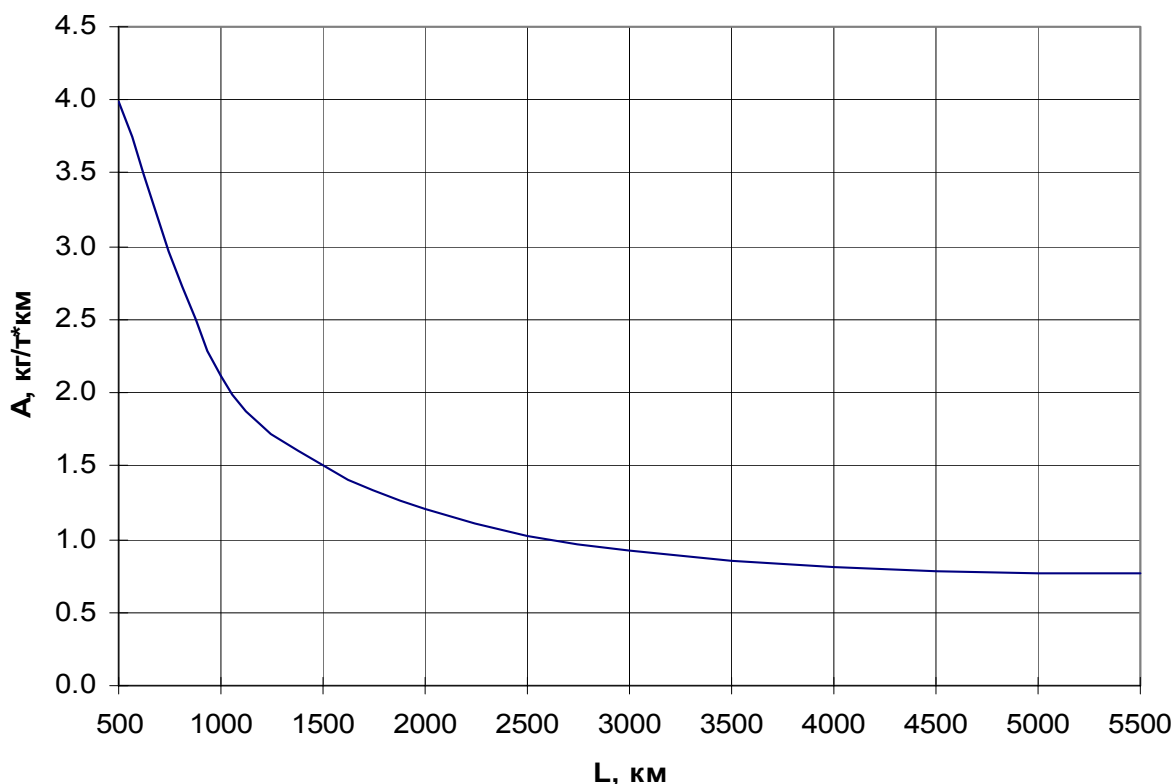


Рисунок 1 — Изменение отношения массы пустого снаряженного самолета к тонно-километру перевозимого груза в зависимости от дальности полета

Кроме того, расчеты по охарактеризованной выше методике позволяют проанализировать зависимость критерия B топливной эффективности самолета от дальности полета. Результаты проведенных расчетов показаны в виде графика $B = f(L)$ на рис. 2.

Обратим внимание, что наивысшей транспортной эффективности соответствуют наименьшие значения рассчитанных критериев.

Выводы

1. Полученные результаты (зависимости критериев A и B от дальности полета) позволяют выявить в ходе общего проектирования влияние основных технических параметров создаваемого самолета на его транспортную и топливную эффективность и определить оптимальные значения этих параметров.
2. Варьируя эти параметры, можно добиться совпадения дальности полета, при которой достигается экстремальное значение эффективности, с дальностью полета, заданной в тактико-технических требованиях к создаваемому самолету.
3. В перспективе развитие используемой математической модели позволит учесть влияние большего количества параметров на эффективность воздушного судна.

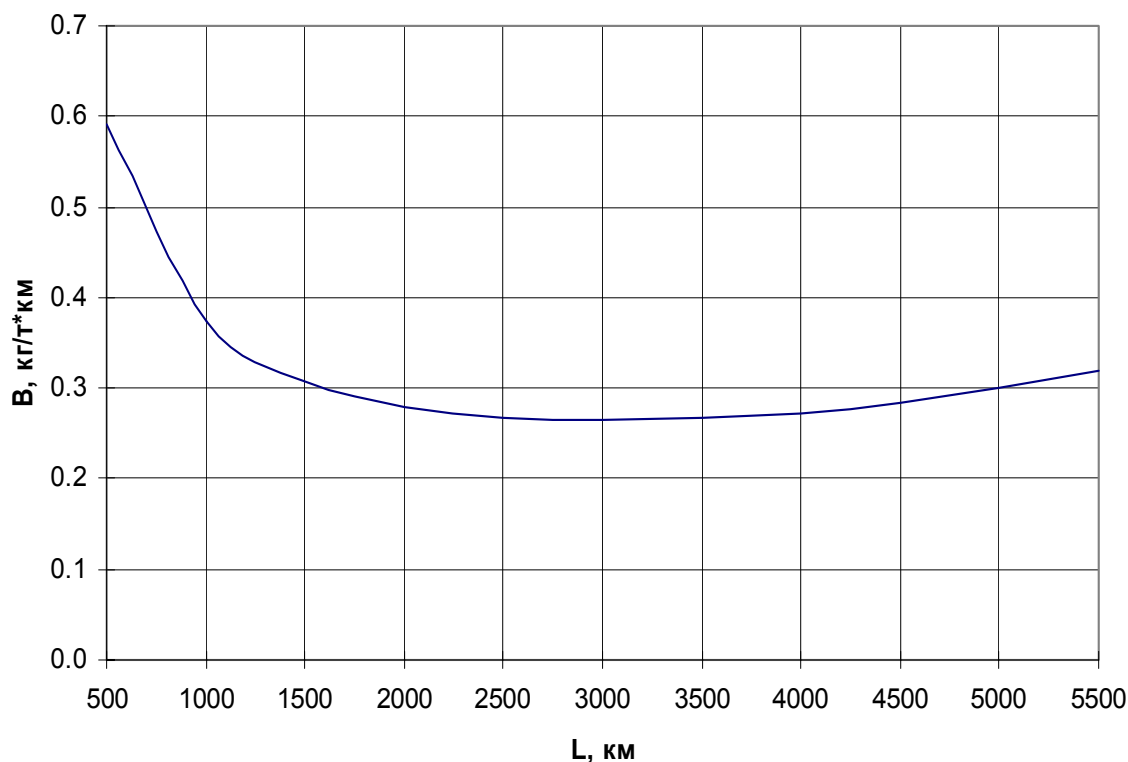


Рисунок 2 — Изменение расхода топлива на тонно-километр перевозимого груза в зависимости от дальности полета

Список литературы

1. Шейнин В. М. Весовая и транспортная эффективность пассажирских самолетов / В. М. Шейнин. — М.: Оборонгиз, 1962. — 363 с.
2. Проектирование самолетов / Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К. и др.; под ред. С.М. Егера — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.
3. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями: учеб. пособ.: в 2 ч. / П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребенников и др. — Х.: Нац. Аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. — Ч. 2 — 390 с.
4. Проектирование гражданских самолетов / И.Я. Катырев, М.С. Неймарк, В.М. Шейнин и др. — М.: Машиностроение, 1991. — 667 с.
5. Машиностроение. Энциклопедия: в 40 т.: Самолеты и вертолеты. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов. М.: Машиностроение, 2004 — Т IV-21. Кн. 2 Т — 752 с.
6. Шейнин В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов / В. Шейнин, В. И. Козловский. — М.: Машиностроение, 1984. — 552 с.

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Бетин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.