

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НАЗНАЧЕНИЯ САМОЛЕТА НА ВЕЛИЧИНЫ ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА МАЛОРАЗМЕРНЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Григорьев В.А.

Самарский государственный аэрокосмический университет, г. Самара

Появление математических моделей ГТД, связывающих параметры рабочего процесса двигателя с его основными техническими данными (ОТД) - $M_{дв}$, $P(N)$, $C_{уд}$ и позволяющих согласовать характеристики силовой установки (СУ) и самолета (ЛА) по экономическим и летно-техническим показателям ЛА, а также разработка современных методов начального проектирования, основанных на широком применении САПР, позволяют оценить эффективность авиационных ГТД, в соответствии с требованиями системного подхода, по критериям ЛА. Т.е. начальное проектирование авиационного ГТД преследует цель не только уменьшить $C_{уд}$ и $M_{дв}$ и увеличить $P_{уд}$ (что само по себе безусловно важно), но и главным образом снизить взлетную массу ЛА (M_0), уменьшить стоимость жизненного цикла самолета ($S_{жЛА}$), повысить его производительность (Π) или коммерческую нагрузку ($M_{кн}$) и т.п.

Современные ГТД отличаются друг от друга по ряду признаков, основными из которых при формировании облика самолета и его СУ являются: тип и схема двигателя, удельные параметры, размер и масса двигателя. Эти данные существенно зависят от типа двигателя, его параметров рабочего процесса и размеров [1].

В свою очередь, назначение и ОТД ЛА существенно влияют на потребные основные характеристики ГТД, а следовательно во многом определяют выбор типа двигателя. При этом проблема - выбора типа ГТД - не всегда носит однозначный характер. Хорошо известны значительные трудности, которые были, например, при выборе типа ГТД для СПС, когда находили применение для таких ЛА и ТРДФ и ТРДФФ.

Учитывая характер назначения ЛА, использующих МГТД, эта проблема имеет здесь не меньшую остроту.

Известно, что для дозвуковых пассажирских самолетов основными типами ГТД длительное время являлись ТРДД и ТВД. Было принято, причем достаточно обоснованно, при скоростях $M_n < 0,65$ применять ТВД, а на больших скоростях ТРДД. Появление ТВВД в определенной мере нарушило это распределение. Правда, справедливости ради, необхо-

димо отметить, что и до появления ТВВД, ГРДД очень часто вторгались в "чужой" диапазон скоростей - всем известны примеры ЯК-40, М-15 и других ЛА, имевших скорость $M_{\text{п}} < 0,6$. Особенно заметна эта "экспансия" для служебных самолетов, самолетов местных воздушных линий, авиации общего назначения, т.е. именно для тех ЛА, которые используют в качестве СУ - малоразмерных авиационных ГТД (МГТД). Очевидно, что такое положение во многом можно объяснить тем, что принятие решения по выбору того или иного типа ГТД проводилось под конкретное задание ЛА.

Назначение ЛА обычно определяет следующий комплекс летно-технических характеристик: дальность, скорость и высота полета, характер и масса полезной нагрузки, многоцелевой характер эксплуатации, особенности траектории полета. К основным техническим данным ЛА, оказывающим влияние на ОТД СУ относятся: качество планера $K_{\text{пл}}$, масса (относительная или абсолютная) планера с оборудованием $M_{\text{пл}}^*$, потребная взлетная тяговооруженность $\mu_{\text{взл}}$ ($L_{\text{ВПП}}$, $t_{\text{взл}}$ и т.п.), конструктивная схема ЛА другие.

Эффективность СУ, выраженная в виде суммарной массы силовой установки и топлива - $M_{\text{су+т}}$ определяет эффективность самолета по большинству критериев. При минимизации величины $M_{\text{су+т}}$ в системе самолета возможны следующие варианты реализации получаемого выигрыша [2]:

1. $M_{\text{пн}} \rightarrow \max$ при $M_0 = \text{const}$, $L_{\text{п}} = \text{const}$;
2. $M_0 \rightarrow \max$ при $M_{\text{пн}} = \text{const}$, $L_{\text{п}} = \text{const}$, сохраняя $\overline{M}_{\text{пл}}^* = \text{const}$;
3. $L_{\text{п}} \rightarrow \max$ при $M_{\text{пн}} = \text{const}$, $M_0 = \text{const}$, сохраняя $M_{\text{пл}}^* = \text{const}$.

Выбор одного из этих вариантов, характеризующих исходные условия оптимизации ГТД в системе ЛА, определяет в конечном итоге величину получаемых технико-экономических показателей ЛА.

Условие 1, при котором трудоемкость оптимизационных расчетов наименьшая, часто используется в проектных исследованиях в качестве результата первого приближения наиболее целесообразно при оптимизации параметров системы ЛА - МГТД на расчетную дальность полета использовать условие 2. Для повышения дальности существующего ЛА выбор значений параметров новой или модифицируемой СУ может быть определен условием 3.

Известно, что условие оптимизации (1, 2, 3) практически не отражается на величине оптимальных проектных параметров рабочего про-

цесса полноразмерных ГТД для большинства рассмотренных критериев оценки ЛА [3]. Однако влияние условий оптимизации СУ в системе ЛА заметно отражается на размерах областей оптимальных параметров ГТД $\Delta X_{i_{HB}}$ ($\Delta \pi_{к_{HB}}$, Δm_{HB} и др.). Эти выводы подтверждаются и исследованиями оптимизации параметров МГТД.

На рис.1 для служебного самолета показано влияние условий оптимизации на размеры областей ($\Delta \pi_{к_{HB}}$, Δm_{HB}). Там же показано влияние дальности полета на размеры таких областей. Как видно из рис.1, с увеличением дальности полета величины $\Delta \pi_{к_{HB}}$, Δm_{HB} уменьшаются.

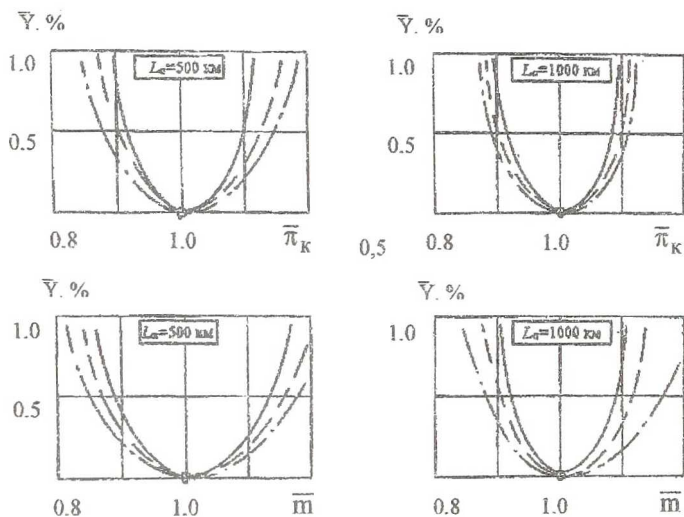


Рисунок 1 - Изменение ΔX_{opt} МГТД при разных дальностях полета ($H=8$ км; $M_n=0,6$; $Y=M_{cy+tm}$) для различных условий оптимизации ($P_{взл}=10...12$ кН)

1 - - - - - ; 2 - ——— ; 3 - ····· ; $\bar{X} = X/X_{opt}$

Результаты, приведенные далее в таблице, сопоставляют изменения значений различных критериев эффективности при разных условиях оптимизации для служебного самолета с оптимальными ТВД и ТРДД. Как видно, сравнительная эффективность рассматриваемых вариантов заметно зависит от условий оптимизации, дальности полета и вида критерия.

Таблица - Влияние условий оптимизации (1, 2, 3) на сравнительную

оценку эффективности $\bar{Y} = Y_{\min i} / Y_{\min \max}$

Критерий эффективности	МТВД						МТРДД					
	$L_n=500\text{км}$			$L_n=1000\text{км}$			$L_n=500\text{км}$			$L_n=1000\text{км}$		
	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3
$\bar{M}_{\text{СУ+П}}$	0,85	0,76	1,0	0,87	0,72	1,0	0,83	0,72	1,0	0,84	0,73	1,0
\bar{M}_0	1,0	0,88	1,0	1,0	0,84	1,0	1,0	0,8	1,0	1,0	0,84	1,0
$\bar{C}_{\text{ТКМ}}$	1,0	0,98	0,74	1,0	1,0	0,87	1,0	0,97	0,73	1,0	1,0	0,88

Для самолетов с малоразмерными ГТД характерно многоцелевое использование в эксплуатации: перевозка пассажиров, транспортные операции, административные полеты и т.п. Поскольку каждое из этих применений оценивается своим набором критериев эффективности, то это отражается на выборе параметров как самолета, так и СУ.

На рис. 2 и 3 показаны области оптимальных параметров малоразмерных ТВД и ТРДД для этих критериев эффективности. Из полученных

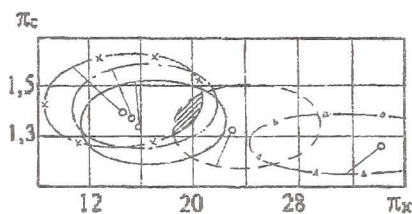


Рисунок 2 - Влияние на области оптимальных параметров МТВД критериев эффективности

$T_{\Gamma}^* = 1400 \text{ К}$, $L_n = 1000 \text{ км}$, $H = 8 \text{ км}$,

$M_n = 0,6$ ($N_{\text{взл}} \approx 1100 \dots 1500 \text{ кВт}$)

- △— 1,005 $C_{\text{уд}} \text{эф min}$
- 1,005 $M_0 \text{ min}$
- - - 1,005 $C_{\text{ТКМ}} \text{ min}$
- x- 1,005 $S_{\text{жЛА}} \text{ min}$
- 1,005 $M_{\text{СУ+П}} \text{ min}$

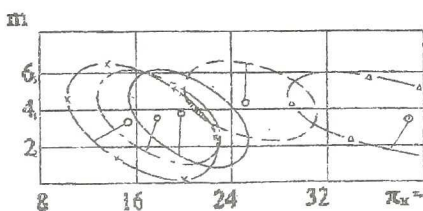



Рисунок 3 - Влияние на области оптимальных параметров МТРДД критериев эффективности

$T_{\Gamma}^* = 1400 \text{ К}$, $L_n = 1000 \text{ км}$, $H = 11 \text{ км}$,

$M_n = 0,8$ ($P_{\text{взл}} \approx 10 \dots 12 \text{ кН}$)

 область компромисса, устойчивая к многоцелевому назначению

результатов видно, сколь существенно различаются области по разным критериям эффективности. Например, $\pi_{\text{корт}}$ для МТВД по критериям стоимости жизненного цикла ЛА - $S_{\text{жЛА}}$ и полетные затраты топлива ЛА - $C_{\text{Ткм}}$ могут отличаться в 1,5...1,7 раза, существенно меньшие отличия $\pi_{\text{корт}}$ - в 1,15...1,2 раза. Для МТРДД отличия $\pi_{\text{корт}}$ несколько меньше, чем у МТВД - в 1,35...1,45 раза, а по $m_{\text{орт}}$ - в 1,25...1,3 раза. Для обоих типов СУ можно в пределах 0,5...1% критериального допуска выделить зоны компромиссных решений, в которых значения параметров рабочего процесса удовлетворяет всему комплексу выбранных критериев оценки, т.е. многоцелевому назначению ЛА.

Сравнительное исследование эффективности применения разных типов МГТД на некоторой совокупности ЛА определенного назначения, результаты которого рассматриваются в данной работе, основывается на учете: изменения КПД винта и массы СУ с ТВД по скорости полета, изменения аэродинамического сопротивления мотогондолы ТРДД, совместного учета этих влияний у ТВВД. Очевидно, что это сравнение проводилось при одном и том же уровне конструктивного совершенства планера ($\bar{M}_{\text{пл}}^* = \text{const}$) и при равной перевозимой нагрузке ($M_{\text{пн}}^* = \text{const}$). В качестве схемы такого самолета был принят двухдвигательный моноплан, с размещением двигателей в хвостовой части, с весовыми характеристиками, соответствующими самолету ЯК-40. Эффективность самолета оценивалась комплексом критериев - $M_0, M_{\text{су+п}}, C_{\text{Ткм}}, S_{\text{жЛА}}$. Зависимости критериев получены для нескольких дальностей полета ($L_{\text{п}} = 500, 1000, \text{ и } 3500 \text{ км}$), высот полета ($H_{\text{п}} = 8 \text{ и } 11 \text{ км}$) и скоростей полета ($M_{\text{п}} = 0,6 \text{ и } 0,8$ соответственно).

Для рассматриваемых типов МГТД были приняты одинаковые проектные значения $T_{\text{г}}^* = 1400 \text{ К}$. Для соответствующих сочетаний $H_{\text{п}}$ и $M_{\text{п}}$ на каждой дальности полета определялись рациональные значения параметров рабочего процесса [2] ТВД (ТВВД) и ТРДД. В силу разной тяговой эффективности ТВД и ТРДД, семействам этих двигателей соответствует разная размерность. Для большинства вариантов размерность ТВД получается меньше, чем у ТРДД, что в свою очередь приводит к разным поправкам на КПД лопаточных машин [4] и определяет относительно разную эффективность этих двигателей.

На рис. 4 показано относительное сравнение целевых функций ЛА, полученных для рациональных значений параметров рабочего процесса МТВД и МТРДД. Видно, что начиная с дальности 1000...2500 км, по ука-

занным выше причинам МТВД становится более эффективным, чем МТРДД. Совместное влияние высоты и скорости полета на относительную эффективность МТВД (МТВВД) и МТРДД показано на рис. 5. Уменьшение высоты и скорости полета приводит к расширению диапазона дальности полета, в котором более эффективным являются ЛА с МТВД.

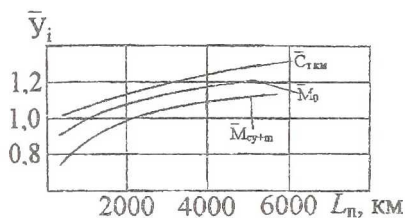


Рисунок 4 - Относительное

$\left(\bar{Y}_i = \frac{Y_{\text{ТРДД}}}{Y_{\text{ТВД}}} \right)$ сравнение зависи-

мости целевых функций ЛА от дальности полета $M_{п}=0,8$, $H=8$ км, $T_{Гр}^*=1400$ К.

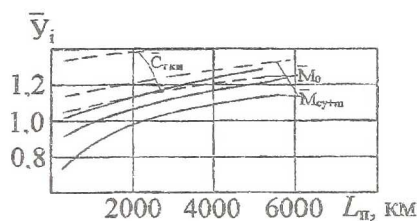


Рисунок 5 - Влияние высоты и скорости полета на относительное сравнение целевых функций

M_0 , $C_{ткм}$, $M_{сy+т}$ $\left(\bar{Y}_i = \frac{Y_{\text{ТРДД}}}{Y_{\text{ТВД}}} \right)$ от

$L_{п}$ и H .

$M_{п}=0,8$, $H=11$ км —————

$M_{п}=0,6$, $H=8$ км - - - - -

Полученные результаты предоставляют разработчикам МГТД возможность обоснованного выбора типа двигателя при первичном анализе.

Список литературы

1. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей. /Под ред. С.М. Шляхтенко. — М.: Машиностроение, 1987. -568 с.
2. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД. /Маслов В.Г., Кузьмичев В.С., Коварцев А.И., Григорьев В.А. — Самара, СГАУ, 1996. -147 с.
3. Маслов В.Г. Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД. — М.: Машиностроение, 1981. -127 с.
4. Герасимов М.В., Григорьев В.А. Учет влияния малоразмерности турбомашин газотурбинных двигателей на их эффективность — Вестник СГАУ, сер. Проблемы и перспективы развития двигателестроения, вып. 2, ч. 2, 1998. -с. 162...167.