

АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА МЕСТНЫХ ВОЗДУШНЫХ ЛИНИЙ С УПС

Задача повышения аэродинамического качества легких гражданских самолетов вызывает необходимость применения управления пограничным слоем (УПС). В свою очередь применение УПС ведет к усложнению задачи выбора параметров самолета. Получение оптимальных значений параметров невозможно без привлечения современной вычислительной техники.

Применительно к этой задаче исследовано применение УПС на гражданском самолете.

Рассматривается задача автоматизированного выбора рациональных параметров легкого реактивного гражданского самолета для местных воздушных линий (МВЛ) с УПС (сдув пограничного слоя с верхней задней поверхности крыла с ламинарным профилем во время всего полета самолета) [1]. Применение системы УПС на гражданских самолетах весьма желательно, так как это снижает потребные длины взлетно-посадочных полос (ВПП), повышает аэродинамическое качество в крейсерском полете, что в целом снижает себестоимость перевозок.

Исследования параметров и характеристик проведены для самолета низкоплана с двумя и тремя ДТРД, расположенными на хвостовой части фюзеляжа. На крыле имеются поворотный закрылок и зависающие на посадке элероны. Сдув пограничного слоя производится в зоне закрылков и элеронов. Самолет предназначен для эксплуатации на грунтовых аэродромах с длиной ВПП $L_{ВПП} = 500$ м. Коммерческая нагрузка при дальности $L_p = 200 - 1000$ км и высотах $H_{кр} \ll 6$ км составляет 600 кгс.

Значения независимых оптимизируемых параметров изменялись в следующих пределах:

скорость крейсерского полета $V_{кр} = 300 - 500$ км/ч;

нагрузка на m^2 поверхности крыла $\rho_0 = 120 - 200$ кгс/ m^2 ;

удлинение крыла $\lambda = 6 - 10$;

относительная толщина крыла у корня $\bar{c}_0 = 0,08 - 0,14$;

двухконтурность двигателя $m = 0 - 6$.

Зависимыми и также оптимизируемыми параметрами самолета являются: число двигателей ($n_{дв}$), аэродинамическое качество в крейсерском полете ($K_{кр}$), взлетный вес (G_0) и др.

Для решения задачи при известных значениях дальности полета, целевой нагрузке и $L_{впл}$ разработан алгоритм оптимизации [2].

Особенностями алгоритма является следующее:

учитывается изменение сопротивления самолета за счет сдува пограничного слоя [3];

тяговооруженность самолета P_0 вычисляется с учетом отбора воздуха от двигателей для системы УПС (коэффициент импульса выдуваемого воздуха $c_{\mu} = 0,1$);

максимальный коэффициент подъемной силы крыла $c_{y_{max}}$ рассчитывается с учетом отклонения закрылка, элеронов и работы системы УПС на взлете и посадке [4].

Критериями оптимизации служат приведенные затраты, которые учитывают себестоимость тс.км и капитальные вложения ($a_{пр}$).

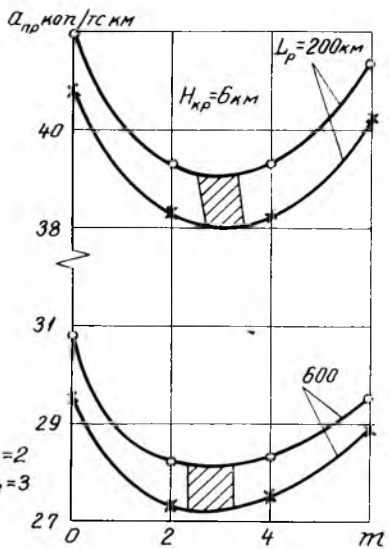
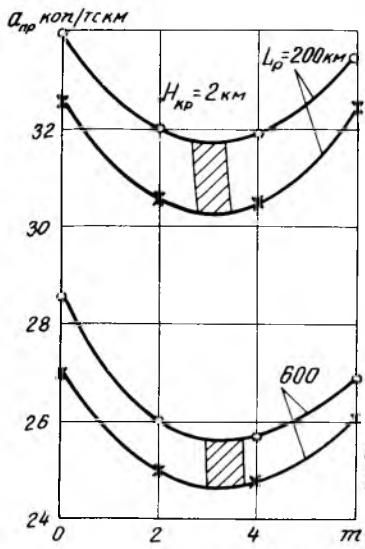
В результате расчетов на ЭВМ БЭСМ-4 получены параметры и характеристики самолета и двигателя. По дискретным значениям независимых параметров оптимизации можно построить графики (на рис. 1-6 представлены часть графиков для $V_{кр} = 300 \text{ км/ч}$, $\rho_0 = 150 \text{ кгс/м}^2$, $\lambda = 8$) изменения приведенных затрат для: двухконтурности турбореактивного двигателя (рис. 1), высоты крейсерского полета (рис. 2), относительной толщины крыла у корня (рис. 3), качества крейсерского полета (рис. 4-5), взлетного веса самолета G_0 (рис. 6).

В ы в о д ы

1. Оптимум степени двухконтурности двигателя является умеренным по остроте. Если допустить отступление от минимума приведенных затрат на 1%, то рациональное значение m можно брать в пределах 2,3 - 3,8.

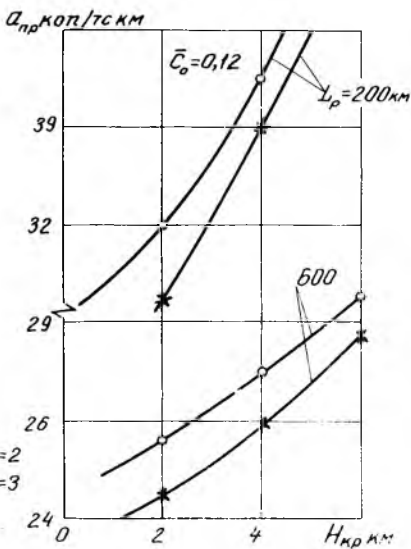
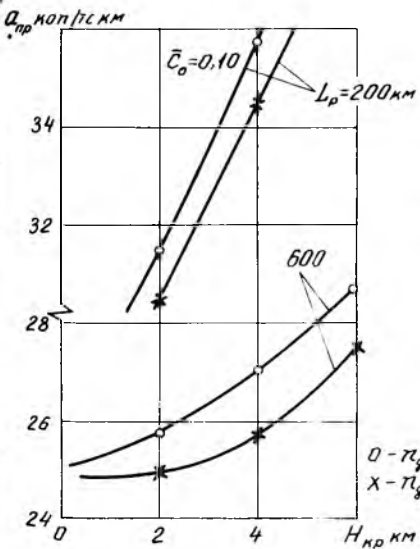
2. Минимум приведенных затрат для $n_{дв} = 3$ на 4-5% меньше, чем для $n_{дв} = 2$.

3. Оптимум λ является сильным. В диапазоне $a_{пр \min} + 1\%$ можно принять рациональное значение $\lambda = 7,5 - 8$.



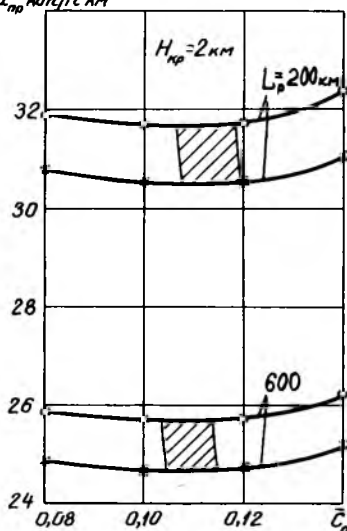
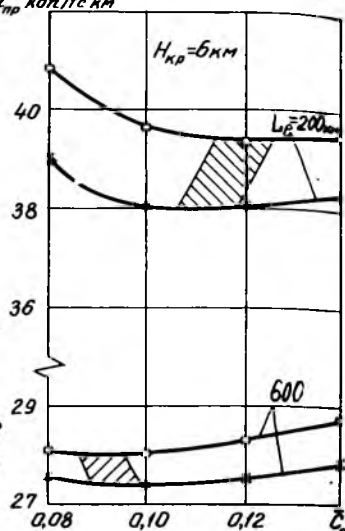
$0 - \tau_{98} = 2$
 $\chi - \tau_{98} = 3$

Р и с. 1. Зависимость a_{np} от двухконтурности ТРД: $V_{кр} = 300$ км/ч; $\rho_0 = 150$ кгс/м²; $\lambda = 8$; $\bar{c}_0 = 0,12$; $\chi = 0^\circ$; $L_{впл} = 500$ м

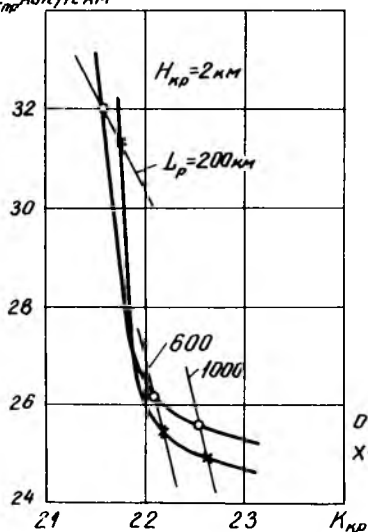
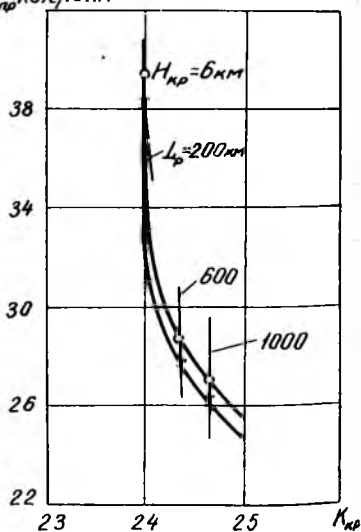


$0 - \tau_{98} = 2$
 $\chi - \tau_{98} = 3$

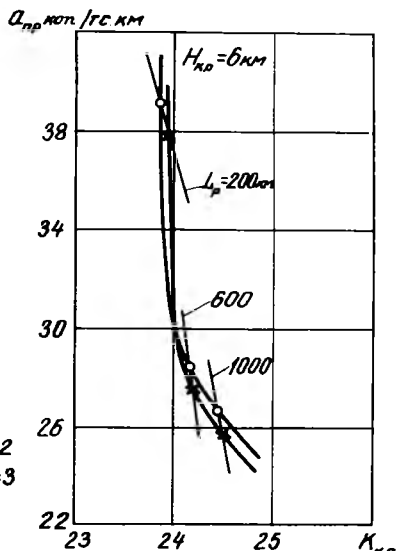
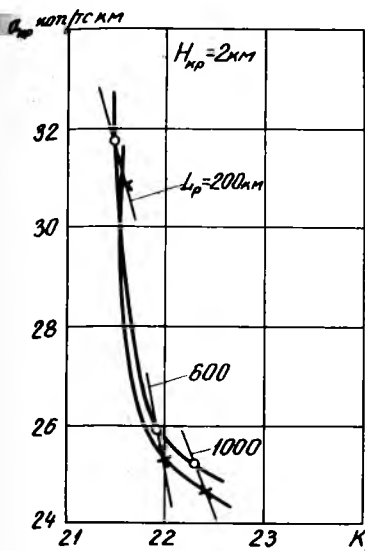
Р и с. 2. Зависимости a_{np} от высоты полета: $V_{кр} = 300$ км/ч; $z = 8$; $m = 4$; $\lambda = 7$; $L_{впл} = 500$ м; $\rho_0 = 150$ кгс/м²

α_{np} коп./гс км α_{np} коп./гс км

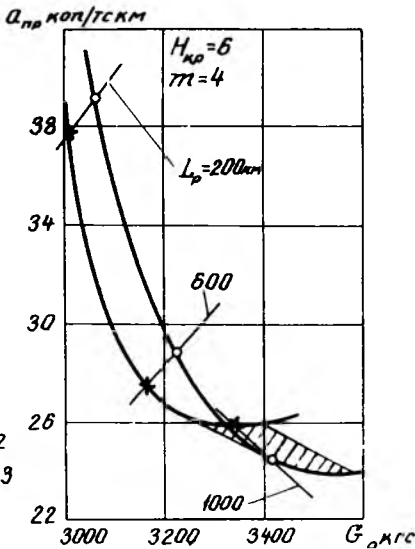
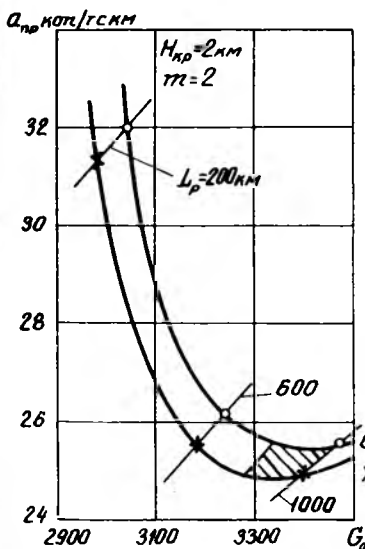
Р и с. 3. Зависимость α_{np} от относительной толщины крыла у корня: $V_{кр} = 300 \text{ км/ч}$; $\rho_0 = 150 \text{ гс/м}^2$; $\lambda = 8$; $m = 4$; $\chi = 0^\circ$; $L_{впл} = 500 \text{ м}$

 α_{np} коп./гс км α_{np} коп./гс км

Р и с. 4. Зависимость α_{np} от качества крейсерского полета: $V_{кр} = 300 \text{ км/ч}$; $\rho_0 = 150 \text{ гс/м}^2$; $\lambda = 8$; $m = 2$; $\chi = 0^\circ$; $L_{впл} = 500 \text{ м}$



Р и с. 5. Зависимость $a_{пр}$ от качества крейсерского полета:
 $V_{кр} = 300 \text{ км/ч}$; $\rho_0 = 150 \text{ кг/м}^2$; $\lambda = 8$; $m = 4$; $\lambda = 0^\circ$;
 $L_{впл} = 500 \text{ м}$



Р и с. 6. Зависимость $a_{пр}$ от взлетного веса самолета:
 $V_{кр} = 300 \text{ км/ч}$; $\rho_0 = 150 \text{ кг/м}^2$; $\lambda = 8$; $\lambda = 0^\circ$; $L_{впл} = 500 \text{ м}$

4. Оптимум \bar{C}_0 является слабым. В диапазоне $a_{np.min} + 1\%$ можно отступать от $(\bar{C}_0)_{opt}$ в пределах 0,095 - 0,12.

5. Применение системы УПС на посадке позволило получить $C_{y,max} = 3,5 - 4$, а рациональное значение нагрузки на m^2 поверхности крыла при взлете лежит в диапазоне 175 - 180 кгс/ m^2 .

6. При полете на дальность $L_p = 1000$ км целесообразно лететь на высоте $H_p = 6$ км, при этом взлетный вес самолета и приведенные затраты при $n_{об} = 3$ будут меньше на 6-8%, чем вес самолета и приведенные затраты с $n_{об} = 2$.

Применение системы УПС дает выигрыш во взлетном весе самолета 10-14%, чем у самолета без УПС.

7. Действие системы УПС в полете на ламинарном крыле позволяет получить аэродинамическое качество $\lambda = 21 - 24$.

Л и т е р а т у р а

1. "Техническая информация", 1969, № 9.
2. Труды МАИ, выпуск 394, 1977.
3. *Journal of the Royal Aeronautical Society*, April 1963, p 201-203.
4. Whittley DC. *The Augmentor - Wing Research Program: Past Present and Future*, Canadian Aeronautics and Space Journal, II, 1968.

УДК 629.7.05.002(075.8)

А.Н. К о п т е в

АЛГОРИТМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ ПОЛУЧЕНИЯ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА БОРТОВЫХ УСТРОЙСТВ

Применение для анализа и синтеза технологических процессов теории информации, теории надежности, логики и алгоритмов не привело до сих пор к созданию общей модели технологического процесса с учетом деятельности исполнителя как основного звена при выполнении электромонтажных работ. Причиной, на наш взгляд, является