

УДК 533.6.013:629.7.012

## ОПТИМИЗАЦИЯ НЕСУЩИХ СИСТЕМ И КОНЦЕВЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ПО МИНИМУМУ ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

Борисова В. Г., Силантьев В. А.

Сибирский научно-исследовательский институт авиации  
имени С. А. Чаплыгина, г. Новосибирск

Основной целью данного исследования является разработка метода и вычислительного инструмента, позволяющие проводить оптимизацию различных сложных несущих систем, а также их концевых частей с целью снижения индуктивного сопротивления. Данная потребность продиктована прежде всего вопросами повышения аэродинамического качества дозвукового летательного аппарата (ЛА) и, как следствие, улучшения его топливной экономичности на крейсерском режиме полёта, при котором индуктивная часть полного сопротивления составляет около 40%.

Реализованная методика вычисления основана на работах Л. Прандтля и М. Мунка [1-4], согласно которым индуктивное сопротивление может быть найдено непосредственно через исследование интенсивности (циркуляции скорости) вихревой пелены далеко за крылом/несущей системой вниз по потоку (в плоскости Трефтца). При этом свободные вихри пелены, сходящие с задней кромки, перемещаются без деформации.

В рамках данной работы вихревая несущая система формировалась набором дискретных П-образных вихрей, которая в общем случае имела произвольную форму в плоскости Трефтца. Поиск оптимального распределения циркуляции, соответствующего минимуму индуктивного сопротивления, проводился с помощью вычисления коэффициентов взаимовлияния от каждого П-образного вихря методом неопределённых множителей Лагранжа и методом Гаусса. Расчёт выполнялся посредством двух реализованных на языке программирования FORTRAN программ, оптимизирующих как несущую систему целиком, так и отдельно её концевую часть (как правило, содержащую концевые аэродинамические поверхности (КАП)).

Необходимо отметить, что при данной постановке задачи накладывалось обязательное ограничение на постоянство величины коэффициента подъёмной силы, а ключевой особенностью оптимизации концевой части несущей системы являлось ограничение на неизменность геометрии базового крыла. Особое внимание, направленное на оптимизацию КАП, объясняется в первую очередь тем, что их применение актуально при модернизации уже разработанных и выпущенных ЛА, базовая геометрия крыльев которых должна сохраняться неизменной.

Помимо реализованных программ оптимизации был создан вспомогательный пакет программ, позволяющий создавать трёхмерные расчётные сетки пространственных несущих систем и отдельно КАП, обрабатывать используемые профили, а также вычислять интегральные аэродинамические характеристики несущей системы, такие как  $C_y$ ,  $C_{xi}$  и  $m_{изгибающий}$ .

В результате была проведена оптимизация различных сложных несущих систем, таких как классическое крыло (с КАП и без них) магистрального самолёта, бипланные компоновки и компоновки замкнутого типа, а также оптимизация крыльев с несколькими вариантами КАП. Анализ полученных результатов позволяет заключить, что установка вертикальной КАП (где длина КАП составляет 20% от полуразмаха крыла) уменьшает коэффициент индуктивного сопротивления на 18%. При увеличении угла наклона КАП от вертикали до полного разворота в горизонтальное положение

достигается уменьшение коэффициента индуктивного сопротивления вплоть до 30%. Этот эффект вызван влиянием изменения эффективного удлинения несущей системы, при увеличении которого наблюдается снижение индуктивного сопротивления.

Программа оптимизации только КАП обеспечивает дополнительное снижение индуктивного сопротивления за счёт коррекции распределения циркуляции только на концевой поверхности.

В дальнейшем предполагается проведение аэродинамического проектирования исследуемых несущих систем по найденному оптимальному распределению циркуляции, которое позволит более точно установить геометрические характеристики оптимальных несущих систем за счёт изменения распределения крутки, хорд, коррекции профилировки, угла установки сечений и прочего.

#### Библиографический список

1. Prandtl, Ludwig: "Über Tragflügel kleinsten induzierten Widerstandes"; Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 28 XII 1932; München, Deutschland.
2. Munk M. General Theory of Thin Wing Sections // U. S. NACA. - Rep. № 142. - 1922.
3. Munk M. The Minimum Induced Drag of Airfoils // U. S. NACA. – Rep. № 121. – 1921. – p.373.
4. Munk M. General Biplane Theory // U. S. NACA. – Rep. № 151. – 1922.