

Интерференция струи реактивного сопла и стреловидного крыла пассажирского самолета на режимах взлета/посадки и крейсерского полета при расположении мотогондолы над крылом

Г.Н. Лаврухин¹, В.А. Талызин¹

¹Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского

При исследовании аэродинамики компоновок перспективных пассажирских самолетов одним из факторов, влияющих на интегральные характеристики системы «сопло-крыло» является интерференция реактивной турбулентной струи и поверхности крыла. От характера взаимодействия струи с планером зависит интегральные характеристики всей компоновки в целом. В АДТ ТПД-Тр ЦАГИ проведены экспериментальные исследования влияния струи, истекающей из сопла ТРДД с отдельным истечением потоков I и II контуров, на характеристики стреловидного крыла дозвукового пассажирского самолета на установке, позволяющей отдельно измерять силы, действующие на крыло и на сопло.

Отсек крыла, который использовался в данных испытаниях, закреплен на весовой системе и установлен на α -механизме аэродинамической трубы в перевернутом положении. Стенд имеет возможность передвигаться в горизонтальной плоскости, изменяя тем самым место установки мотогондолы относительно задней кромки крыла. Кроме этого отсек крыла может передвигаться в вертикальной плоскости. Все испытания проводились при нулевом угле атаки отсека крыла при дозвуковых скоростях потока, близких как к крейсерским скоростям полета самолета (число Маха $M=0.8$), так и к режиму взлета/посадки самолета (число Маха $M=0.4$), в диапазоне изменения степени понижения давления в сопле $\pi_c=0..4$.

В результате испытаний было получено, что имеет место как отрицательная, так и положительная интерференция реактивной струи и внешнего турбулентного потока в компоновке «крыло–сопло». При этом отрицательная интерференция приводит к увеличению потерь эффективной тяги сопла, а положительная интерференция приводит к увеличению подъемной силы и снижению сопротивления крыла. Это можно объяснить следующим образом: течение между сужающейся обечайкой (или наружным контуром) сопла ТРДД и верхней поверхностью крыла сопровождается разгоном внешнего потока, приводящим к понижению статического давления на наружном контуре сопла и верхней поверхности крыла. Снижение статического давления на наружной поверхности сопла приводит к увеличению его внешнего сопротивления и потерь эффективной тяги сопла. С другой стороны, это снижение статического давления распространяется на верхнюю поверхность крыла, увеличивая его подъемную силу.

Проведено сравнение характеристик компоновки «над крылом» с характеристиками «классической» компоновки, в которой силовая установка расположена под крылом самолета.