

Изобретение относится к охлаждению обшивки форсажной камеры авиационного двухконтурного газотурбинного двигателя. Обшивка смешивания (3) потоков форсажной камеры расположена внутри кожуха (4). Между кожухом и обшивкой находится кольцевой канал (5), предназначенный для движения вторичного холодного потока (F2). Передние по потоку топливные инжекторы (6) расположены на входе в диффузор (2), а стабилизаторы пламени (7) расположены позади них. Обшивка смешивания (3) потоков на участке между плоскостями передних инжекторов и задних стабилизаторов пламени имеет двойную кривизну и расширяется по потоку с возможностью торможения первичного газового потока (F1). Вокруг переднего по потоку участка (10а) обшивки смешивания (3) есть кольцевой ковшовый заборник (11) для отбора части потока (F3) воздуха из холодного потока (F2). Поток (F3) подается тангенциально в первичный поток (F1) с помощью множества каналов (12), выполненных в стенке указанной обшивки смешивания (3) между ковшовым заборником (11) и диффузором (2). Изобретение способствует охлаждению обшивки смешивания (3) потоков (F1) и (F2) на форсажных режимах работы двигателя.