

Тулумджян Р.В.

*преподаватель кафедры тактики и общевойенных дисциплин
4 факультет авиационный(дальней и военно-транспортной авиации)
Краснодарского высшего военного авиационного училища летчиков
г.Балашов*

**СНИЖЕНИЕ ДЕМАСКИРУЮЩИХ ПРИЗНАКОВ ВОЗДУШНЫХ
СУДОВ ВОЕННО-ТРАНСПОРТНОЙ АВИАЦИИ С
ДВУХКОНТУРНЫМИ ТУРБОРЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ**

Аннотация: в статье рассмотрена задача снижения демаскирующих признаков воздушных судов военно-транспортной авиации. Предлагается снизить звуковую мощность реактивной струи, истекающей из сопла, и интенсивность излучения корпуса камеры смешения и реактивного сопла с помощью устройства, разделяющего поток на две соосные кольцевые струи с разной скоростью и температурой.

Ключевые слова: демаскирующие признаки, воздушное судно военно-транспортной авиации, двухконтурный турбореактивный двигатель, мощность акустического излучения, интенсивность инфракрасного излучения.

Tulumjian R.V.

*Lecturer at the Department of Tactics and General Military Disciplines
4 faculty aviation (long-range and military transport aviation)
Krasnodar Higher Military Aviation School for Pilots
Balashov*

**REDUCING THE UNMASKING FEATURES OF MILITARY
TRANSPORT AIRCRAFT WITH
DOUBLE-CIRCUIT TURBOJET ENGINES**

Abstract: the article considers the task of reducing the unmasking signs of aircraft of military transport aviation. It is proposed to reduce the sound power of the jet flowing from the nozzle and the radiation intensity of the mixing chamber body and the jet nozzle using a device that divides the flow into two coaxial annular jets with different speeds and temperatures.

Key words: unmasking features, military transport aircraft, turbojet engine, acoustic radiation power, infrared radiation intensity.

Первоначально при создании воздушных судов нового поколения рациональность и целесообразность применения средств снижения заметности была обоснована для авиационных комплексов оперативно-тактической и армейской авиации. Однако в связи с усложнением и обострением геополитической обстановки, увеличением количества конфликтов, включая межгосударственные, межнациональные, межконфессиональные и т.д., появлением и бесконтрольным распространением средне и крупнокалиберного стрелкового оружия и переносных зенитных систем (ПЗРК) в последнее время возникла угроза воздействия зенитных средств по воздушным судам военно-транспортной авиации (ВС ВТА), выполняющих свои функциональные задачи в районах конфликтных ситуаций. В условиях ведения боевых действий заметность ВС ВТА оказывает большое влияние на его боевую эффективность. Более позднее обнаружение ВС при преодолении системы ПВО противника приводит к сокращению располагаемого времени обстрела и, следовательно, числа воздействий по нему средств ПВО противника, в зоне действия которого он находится.

Существенное снижение заметности ВС может быть достигнуто на ранних этапах проектирования путем комплексного уменьшения его демаскирующих признаков за счет конструктивно-компоновочных мероприятий, которые оказывают противоречивое влияние на технический облик ВС и характеристики эффективности. Так например в существующих технических решениях [1, 2] достижение положительного

эффекта снижения заметности ВС путем размещения экранирующих решеток за реактивным соплом двигателя ведет к дополнительным потерям давления реактивной струи при прохождении через решетки и снижению тяги на 3-5%. В аналогичном устройстве [3], при использовании экрана, выполненного из гибких графитовых лент, закрепленных на мотогондоле не обеспечивается снижение тепловой заметности при малых скоростях движения, т.к. интенсивность набегающего потока недостаточна для охлаждения ленточного защитного экрана, поглощающего тепловое излучение. Кроме указанных недостатков, приведенные выше технические устройства не обеспечивают снижение заметности теплового следа ВС и создают дополнительное внешнее аэродинамическое сопротивление.

В результате анализа основных источников, определяющих демаскирующие признаки ВС выявлено, что при уменьшении интенсивности реактивной струи возможно добиться положительного эффекта в снижении тепловой и акустической заметности. В результате морфологического анализа методов и технических решений, направленных на снижение тепловой заметности [4] и методов снижения шума выхлопной струи авиадвигателя [5] можно сделать вывод, что наиболее привлекательным является снижение интенсивности реактивной струи за счет специальной доработки выхлопной части двигателя при наименьшем вмешательстве в конструкцию силовой установки и планера. В качестве объекта исследования рассмотрим ВС ВТА Ил-76МД-90А с двухконтурным турбореактивным двигателем (ТРДД) ПС-90А.

Для снижения интенсивности истекающей из реактивного сопла ТРДД струи авторами предлагается установить в канале наружного контура камеры смешения четыре попарно симметричных сектора, выполненных в виде подвижных, тонкостенных обтекаемых обечаек двойной кривизны протяженностью 90 угловых градуса. В исходном положении сектора прижаты к внутренней стенке камеры смешения и оказывают минимальное воздействия на рабочее тело (газ), движущийся в

камере смешения. На рисунке 1 показана схема установки предлагаемого устройства в исходном положении.

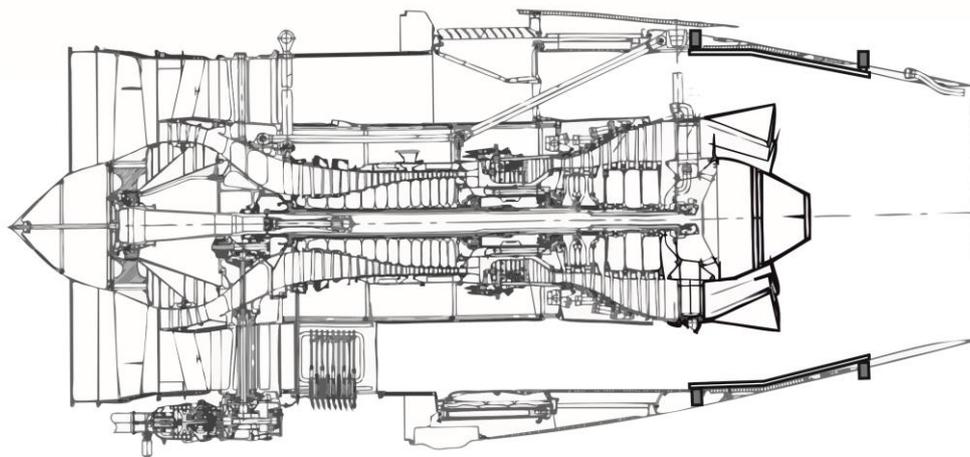


Рисунок 1 – Схема установки предлагаемого устройства в камере смешения ТРДД в исходном положении

При необходимости снижения уровня акустического шума выходящей струи газа и инфракрасной заметности корпуса камеры смешения, и инфракрасной заметности теплового следа ТРДД, сектора выдвигаются в поток на расчетную глубину h с помощью гидроцилиндров и разделяют потоки холодного воздуха и горячего газа на внешнюю кольцевую и внутреннюю струи, тем самым предотвратив полное смешение рабочего тела (воздуха) внешнего контура с рабочим телом (газом) внутреннего контура. Расчетная глубина положения секторов определяется режимом работы и режимом полета ЛА, и изменяется по выбранной программе регулирования. Устройство позволяет снизить уровень акустического шума выходящей струи газа, инфракрасную заметность корпуса камеры смешения и реактивного сопла.

Устройство работает следующим образом.

1. Для снижения уровня акустического шума.

На одном из этапов полета ВС, когда требуется снижение шума, истекающей из реактивного сопла ТРДД реактивной струи, четыре попарно симметричных сектора, выполненных в виде подвижных,

тонкостенных обтекаемых обечаек двойной кривизны протяженностью 90 угловых градуса вводятся в поток наружного контура камеры смешения, выдвигаясь на расчетную глубину h . Образованная секторами кольцевая обечайка осуществляет разделение потоков первого и второго контуров. Тем самым на границе камеры смешения и реактивного сопла сформируется внешняя кольцевая струя из части холодного воздуха внешнего контура и внутренняя струя из оставшейся части холодного воздуха внешнего контура и горячего газа внутреннего контура. В результате в камере смешения до среза сопла не произойдет полного смешения рабочего тела внешнего контура(воздуха) с рабочим телом внутреннего контура(газа). В результате на срезе сопла образуются внешняя и внутренняя соосные струи. В пределах начального участка внешнюю кольцевую струю можно рассматривать как затопленную относительно атмосферного воздуха, а внутреннюю можно рассматривать как струю, распространяющуюся в спутном потоке внешней кольцевой струи. Внешняя струя будет экранировать внутреннюю струю от атмосферного воздуха, пока не смешается с атмосферным воздухом и газовой струей. Внешняя «холодная» кольцевая струя имеет меньшую скорость истечения, чем внутренняя «горячая» струя. Поэтому, при ее смешении с атмосферным воздухом генерация шума будет меньше, чем если бы с атмосферным воздухом смешивалась внутренняя более горячая струя. При смешении внешней кольцевой струи с внутренней струей произойдет разгон внешней струи и торможение внутренней струи. Внешняя спутная воздушная струя отберет у внутренней струи часть ее энергии. В результате внутренняя струя не будет затопленной на начальном участке и произойдет уменьшение ее акустической мощности. Полное описание процесса образования внешней и внутренней соосных струй, увеличения действия пограничного слоя, снижения температуры и скорости газа на срезе сопла и как следствие суммарное снижение

акустической мощности струи, истекающей из сопла ТРДД на 9,9 дБ представлено в [6].

2. Для снижения ИК заметности корпуса камеры смешения и реактивного сопла.

Корпусы камеры смешения и реактивного сопла могут быть представлены как серые тела [4]. Лучистый поток F , излучаемый серым телом зависит от температуры его нагрева. При снижении температуры рабочего тела внутри камеры смешения и в реактивном сопле снижается температура корпуса камеры смешения и реактивного сопла, а следовательно уменьшается величина лучистого потока, излучаемая ими.

На одном из этапов полета ВС, когда требуется снижение ИК заметности четыре тонкостенные обтекаемые обечайки двойной кривизны протяженностью 90 угловых градусов в рабочем положении выдвигаются в поток воздуха второго контура камеры смешения на расчетную глубину h , препятствуя полному смешению рабочего тела внешнего контура (воздуха) с рабочим телом внутреннего контура (газа) в границах камеры смешения и реактивного сопла. Суммарная угловая протяженность четырех обечаек двойной кривизны в рабочем положении составляет 360°. В результате образуется кольцевой поток холодного рабочего тела (воздуха второго контура) между корпусом камеры смешения, корпусом реактивного сопла и рабочим телом, образовавшимся в результате смешения части воздуха второго контура и горячего газа первого контура. Тем самым снижается температура рабочего тела и хладоресурс холодного воздуха внешнего контура используется для охлаждения корпуса камеры смешения и реактивного сопла. Их температура снижается.

Интенсивность излучения корпуса камеры смешения и реактивного сопла уменьшилась в 3,6 раз.

Использование предлагаемого устройства для разделения потоков в камере смешения ТРДД позволяет снизить интенсивность реактивной струи, тем самым решить задачу снижения демаскирующих признаков ВС

ВТА и повысить его эффективность. Устройство может дополнить рассмотренные выше изобретения [1, 2, 3] и использоваться совместно с шумоглушащими насадками и звукопоглощающими покрытиями для достижения большего технического результата в снижении демаскирующих признаков воздушных судов государственной авиации.

Использованные источники:

1. Пат. 2214947 Российская Федерация, МПК7 В 64 D 45/00, 17/00. Устройство для уменьшения заметности силовой установки летательного аппарата в радиолокационном, инфракрасном, акустическом диапазонах длин волн / Демченко О.Ф.[и др.]; заявитель и патентообладатель ОАО «ОКБ им. А.С. Яковлева»; заявл. 16.01.2003; опубл. 27.10.2003.
2. Пат. 2215670 Российская Федерация, МПК7 В 64 D 45/00, 17/00. Летательный аппарат с уменьшением заметности силовой установки летательного аппарата в радиолокационном, инфракрасном, акустическом диапазонах длин волн и изменением вектора тяги/ Демченко О.Ф.[и др.]; заявитель и патентообладатель ОАО «ОКБ им. А.С. Яковлева»; заявл. 16.01.2003; опубл. 10.11.2003.
3. Пат. 241361 Российская Федерация, МПК F 41 H 3/00. Устройство для снижения инфракрасной и радиолокационной заметности газотурбинного двигателя/ Марчуков Е.Ю.[и др.]; заявитель и патентообладатель ОАО «НПО Сатурн»; заявл. 28.12.2009; опубл. 27.02.2011.
4. Хадсон Р. Инфракрасные системы. – М.: Мир, 1972. – 536 с.
5. Медведев В.В., Тимко О.С. Сравнительный анализ методов снижения шума выхлопной струи авиадвигателя // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2012. № 179. С. 57–62.
6. Загорский В.А. Агаев Р.Н., Елизаров П.В., Шаназаров О.А. Снижение акустического экологического воздействия силовой установки воздушного

судна с ТРДД на окружающую среду // Воздушно-космические силы. Теория и практика (г.Воронеж). 2021. №16. С.164-174.

7. Иноземцев А.А., Коняев Е. А., Медведев В. В., Нерадько А. В., Ряссов А. Е.; Авиационный двигатель ПС-90А. – М.: Физматлит, 2007. – 320 с.