

УДК 621.45.02.024:05.054

Анипко О.Б., Логинов В.В.

**АНАЛИЗ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ОБЛАСТИ СРЕЗА
ВЫХОДНОГО УСТРОЙСТВА ДВИГАТЕЛЯ,
РАСПОЛОЖЕННОГО ПОД КРЫЛОМ САМОЛЕТА**

Харьковский университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба

Решение проблемы повышения топливной экономичности двигателей летательных аппаратов (ЛА), привело к использованию на дозвуковых транспортных самолетах турбовинтовентиляторных двигателей (ТВВД) [1–3]. Опыт эксплуатации самолетов с винтовыми двигателями показал, что использование винтов в роли движителей обеспечивает высокую экономичность силовой установки на крейсерском режиме полета. Исследования летно-технических характеристик дозвуковых самолетов показали, что применение ТВВД дает возможность снизить расход топлива на 10–25 % по сравнению с перспективными двухконтурными двигателями и уменьшить длину разбега самолета за счет увеличения несущих свойств крыла, интегрированного с силовой установкой [4–5].

Однако интеграция силовой установки с ТВВД и крыла предполагает такое конструктивно-компоновочное решение системы "винт+крыло+двигатель", которое обеспечивает наилучшие летно-технические характеристики ЛА. При этом необходимо учитывать дополнительные аэродинамические силы, обусловленные взаимодействием крыла, струи от винтов и газового потока, который вытекает из выходного устройства двигателя. Величины этих сил зависят от тяги винтов, скорости полета, геометрии системы "винт+крыло" и мотогондолы, параметров струи газового потока [6–11].

Это приводит к необходимости исследования вопросов увеличения подъемной силы системы "винт+крыло+двигатель", а также исследования параметров рабочего процесса в области расположения двигателя под крылом ЛА [12–20].

Однако подходы по исследованию аэродинамических характеристик выше приведенных систем не учитывают температуру струи из выходного устройства силовой установки. Анализ газодинамической картины течения с подводом тепла вблизи внешней поверхности ЛА показывает, что наличие струи с высокой температурой существенным образом изменяет картину течения вблизи закрылков [21–24].

Для исследования аэродинамических характеристик системы "винт + крыло + двигатель", а также течения в области закрылков с учетом температуры струи из выходного устройства двигателя, рассмотрена конструктивно-компоновочная схема самолета Ан-70 [1]. Исследуется авиационный двигатель типа Д-27 с двухрядным расположением винтов. Расчетная область крыла самолета и силовой установки с двигателем показана на рис. 1 и включает часть крыла с одним двигателем. Показано сечение, где изменяются параметры набегающего потока воздуха при работе винтов. Течение потока воздуха через двухрядный винт рассчитывается отдельно [6].

Для проведения исследований выбрано два варианта расчетных областей:

- крыло с двигателем с вытекающей горячей струей;
- крыло с двигателем без вытекающей горячей струи.

Расчетный случай предполагает полет самолета типа Ан-70 на высоте $H=1000$ м со скоростью $M_n=0,4$. Параметры атмосферы на данной высоте и скорости полета име-

юг значение: $T_H = 281,65 \text{ }^\circ\text{K}$; $P_H = 89906,7 \text{ Н/м}^2$; $\rho_H = 1,1117 \text{ кг/м}^3$; $a_H = 336,4 \text{ м/с}$; $V_H = 134,6 \text{ м/с}$; $P_H^* = 100385,5 \text{ Н/м}^2$; $T_H^* = 290,7 \text{ }^\circ\text{K}$.

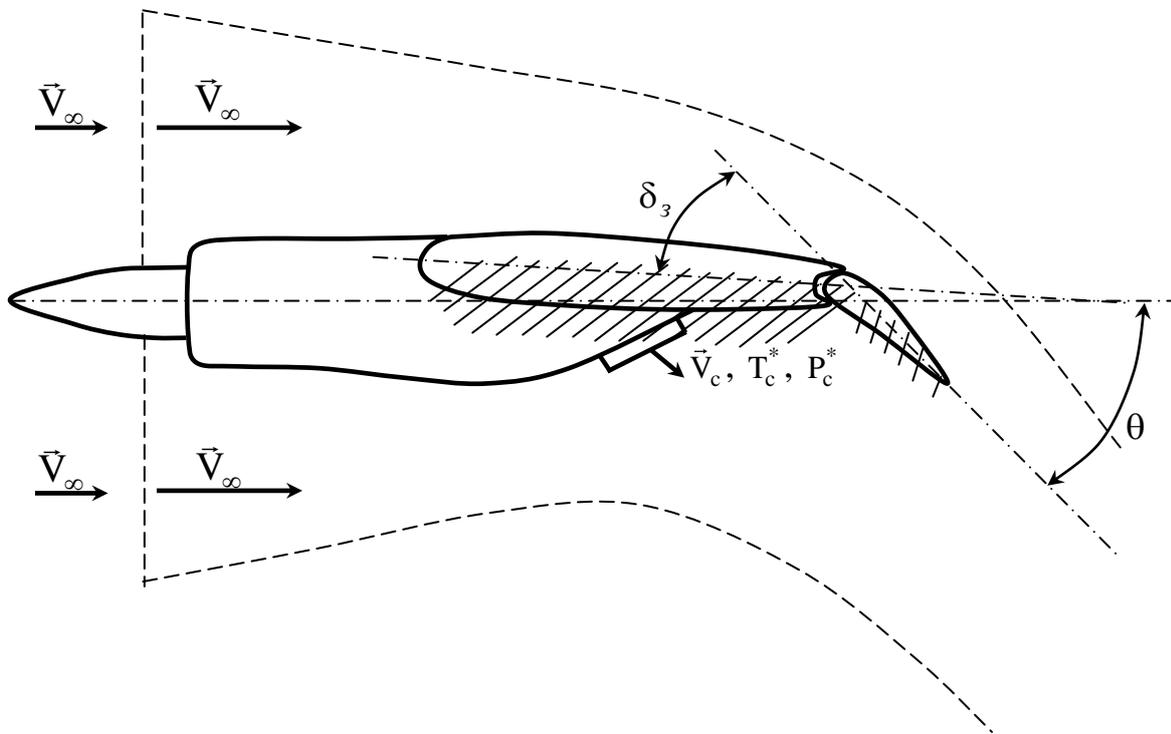


Рисунок 1 – Расчетная схема модели обтекания крыла и элерона

Газовый поток вытекает из выходного устройства с параметрами: $c_c=120 \text{ м/с}$; $M_c=0,375$; $P_c^* = 90857 \text{ Па}$; $T_c^* = 600 \text{ }^\circ\text{K}$.

Результаты расчетов представлены в виде изолиний полного и статического давления, полной и статической температуры, чисел Маха (рис. 4–7) для двух вариантов: с прямым ($\delta_3=0^\circ$) и отклоненным закрылком ($\delta_3=45^\circ$). Влияние распределения полной температуры с наличием и без вытекающей струи из выходного устройства двигателя показаны на рис. 8–11.

Анализ течения показывает, что неоднородность потоков существенным образом влияет на картину течения в области расположения выходного устройства двигателя. Газовая струя, которая имеет высокую температуру по сравнению с набегающим потоком, образует воздушную границу между закрылком и горячей струей. Такое течение сопровождается повышением температуры в области верхнего среза выходного устройства, а также снижением полного и статического давления. Это связано с циркуляцией скорости потоков в нижней части крыльевого профиля. Набегающий поток поворачивает горячую струю потока газа к поверхности крыла (рис. 5), что приводит к образованию простеночной вихревой области [22–23]. Если угол отклонения закрылка $\delta_3=0^\circ$, тогда вихрь, который образовался, частично сносится набегающим потоком. В случае $\delta_3=45^\circ$ вихрь становится большим по размеру и существенным образом влияет на создание подъемной силы крыла. Кроме того, газовая струя, которая вытекает из выходного устройства под углом к набегающему потоку, создает тепловое и воздушное сопротивление, которое отрицательно влияет на крейсерскую скорость полета ЛА.

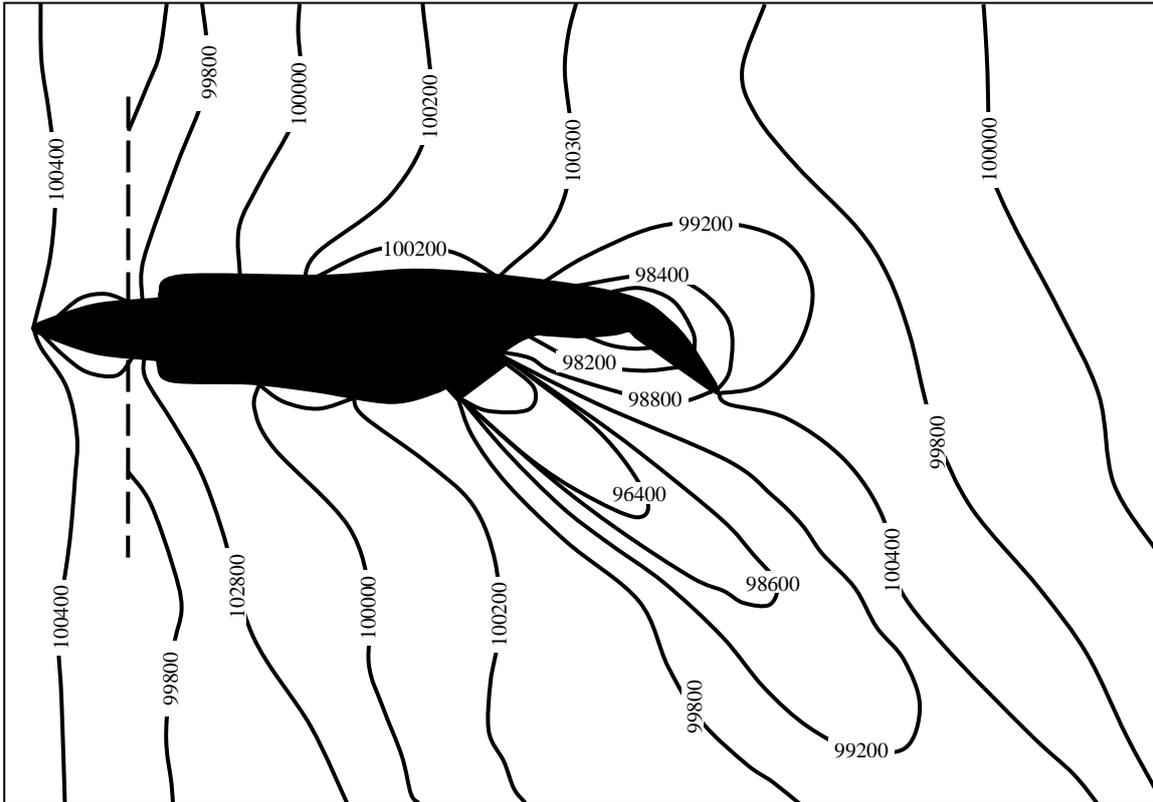


Рисунок 3 – Изолинии полного давления в продольном сечении расчетной области ($\delta_c=45^\circ$)

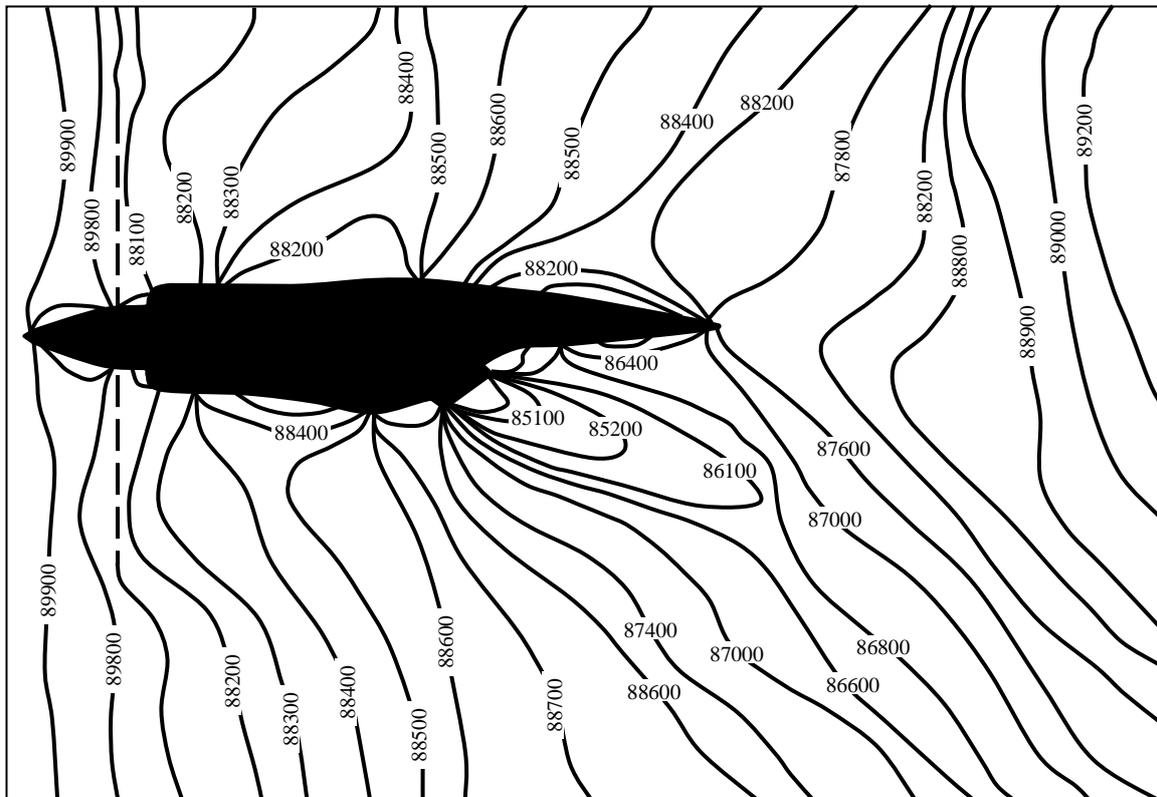


Рисунок 4 – Изолинии статического давления в продольном сечении расчетной области ($\delta_c=0^\circ$)

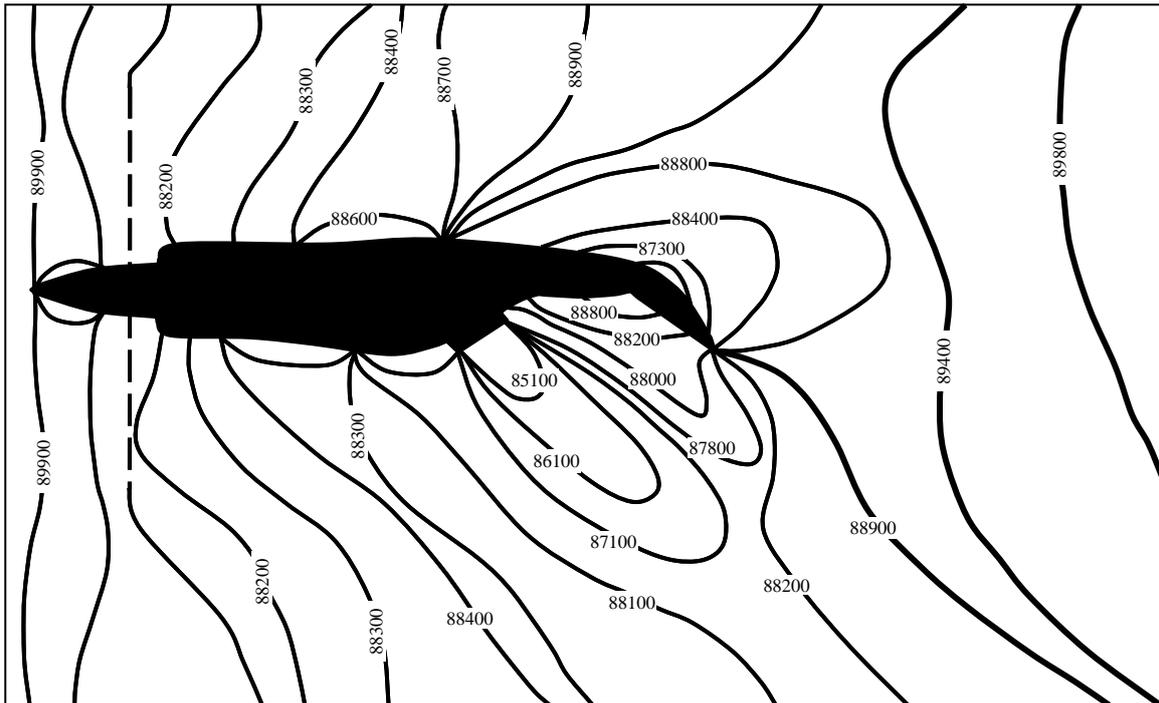


Рисунок 5 – Ізолінії статического тиску в продольному сеченні розрахункової області ($\delta_c=45^\circ$)

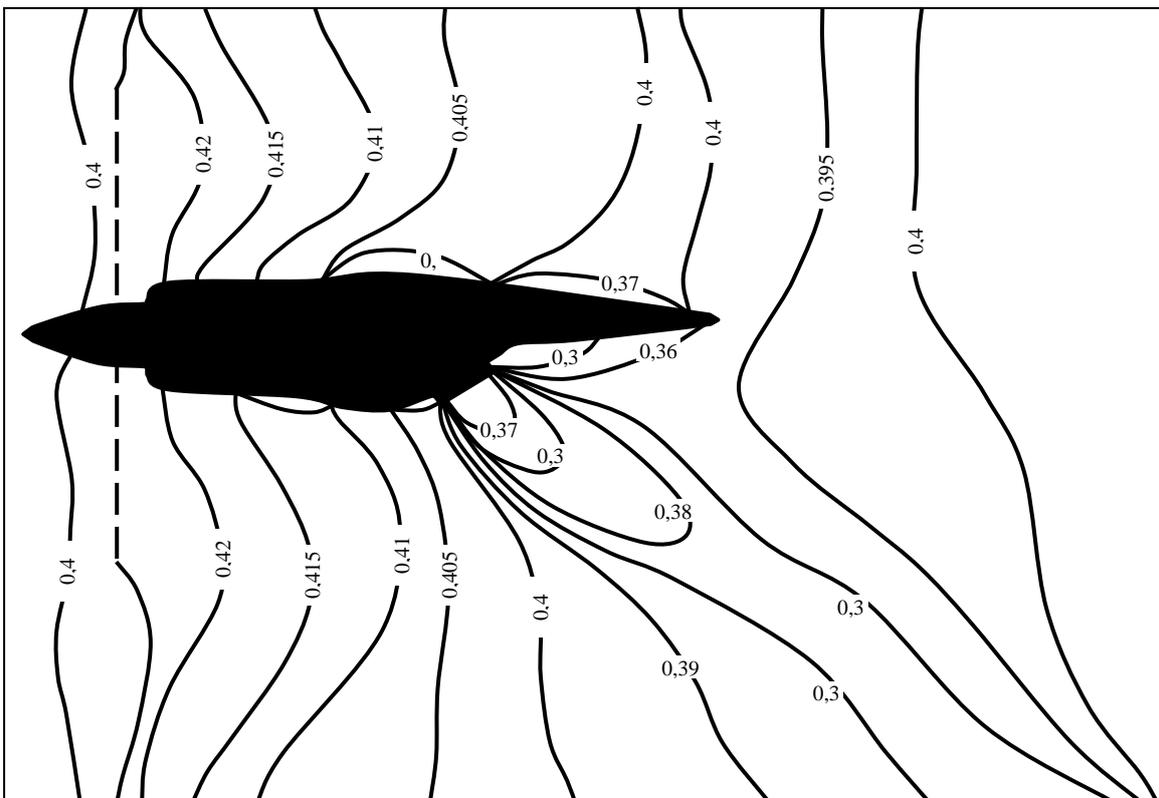


Рисунок 6 – Ізолінії чисел Маха в продольному сеченні розрахункової області ($\delta_c=0^\circ$)

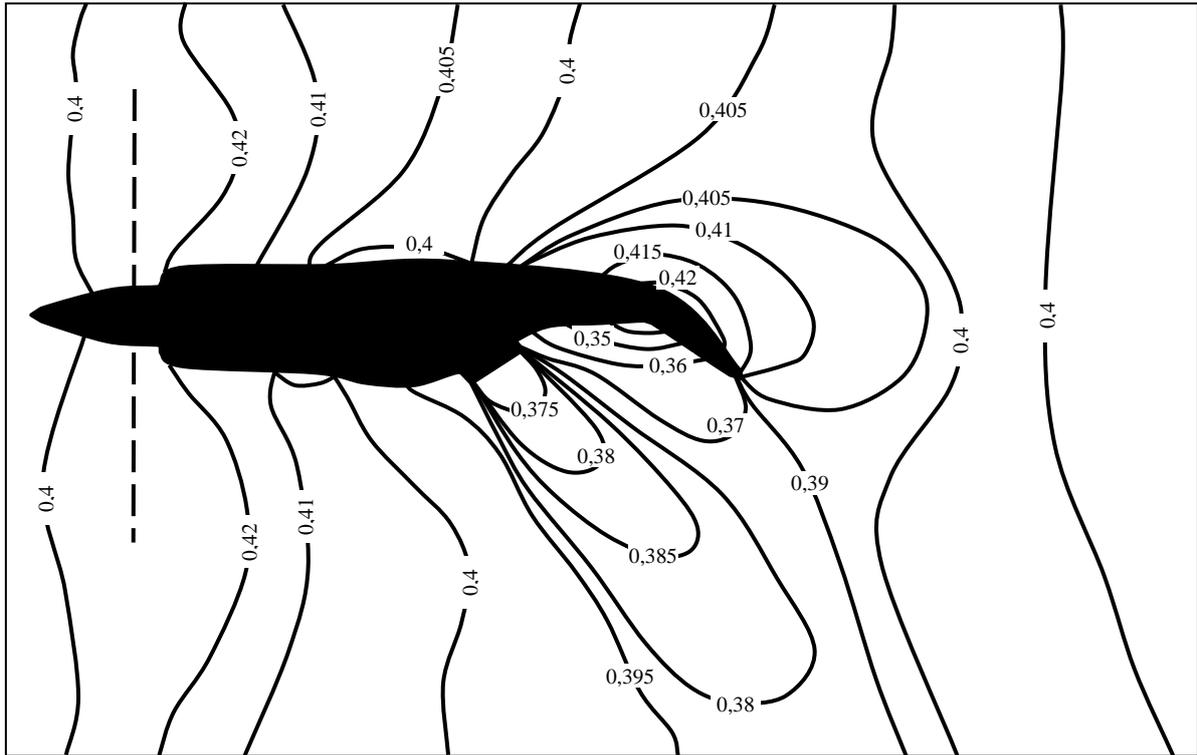


Рисунок 7 – Изолинии чисел Маха в продольном сечении расчетной области ($\delta_c=45^\circ$)

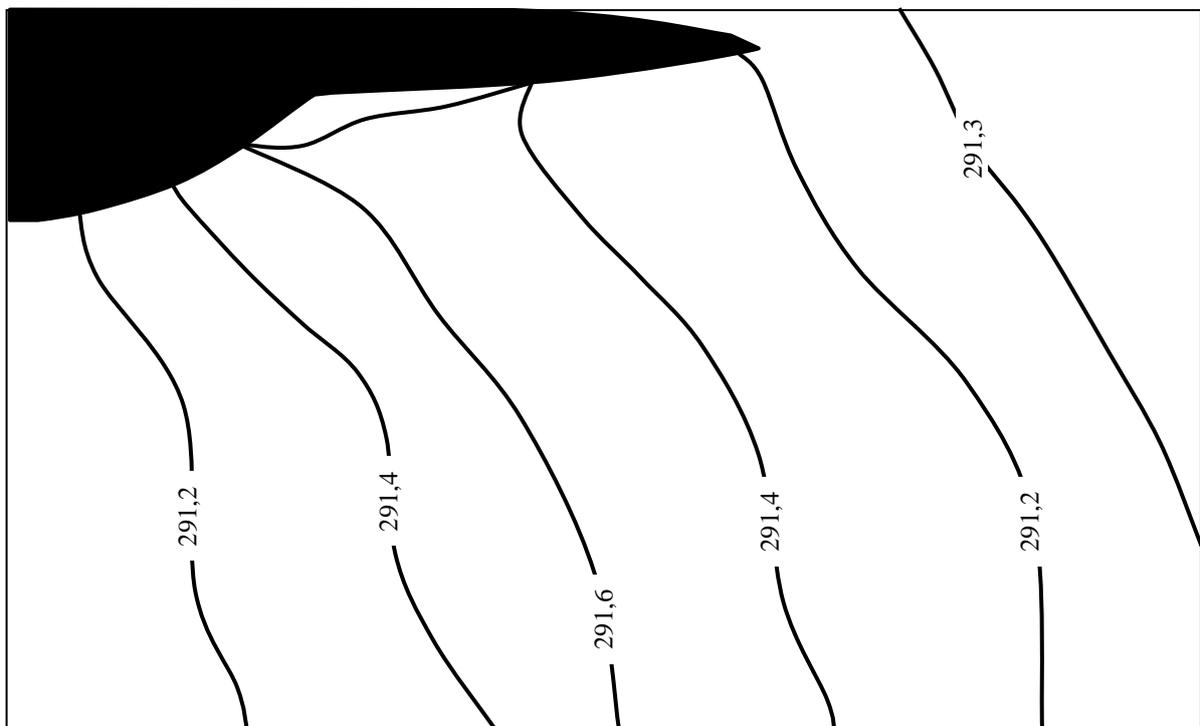


Рисунок 8 – Изолинии полной температуры в продольном сечении расчетной области ($\delta_c=0^\circ$, без истечения горячей струи)

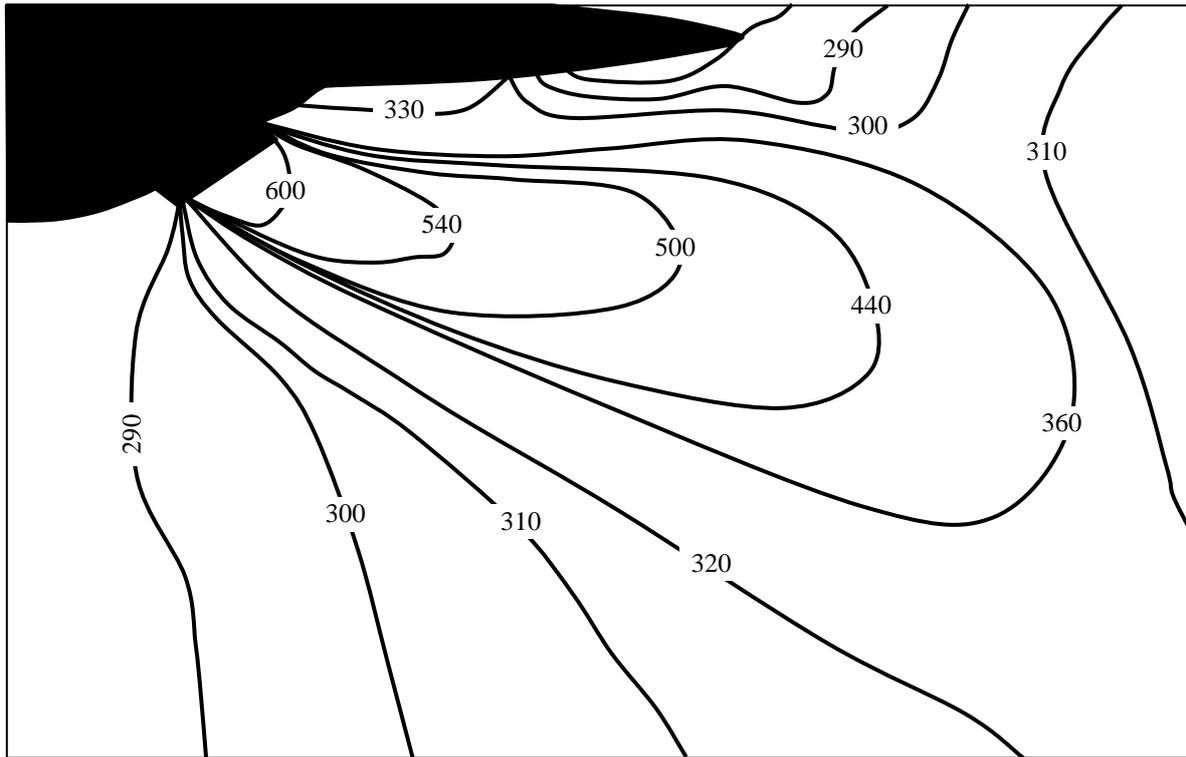


Рисунок 9 – Изолинии полной температуры в продольном сечении расчетной области ($\delta_c=0^\circ$, с истечением горячей струи)

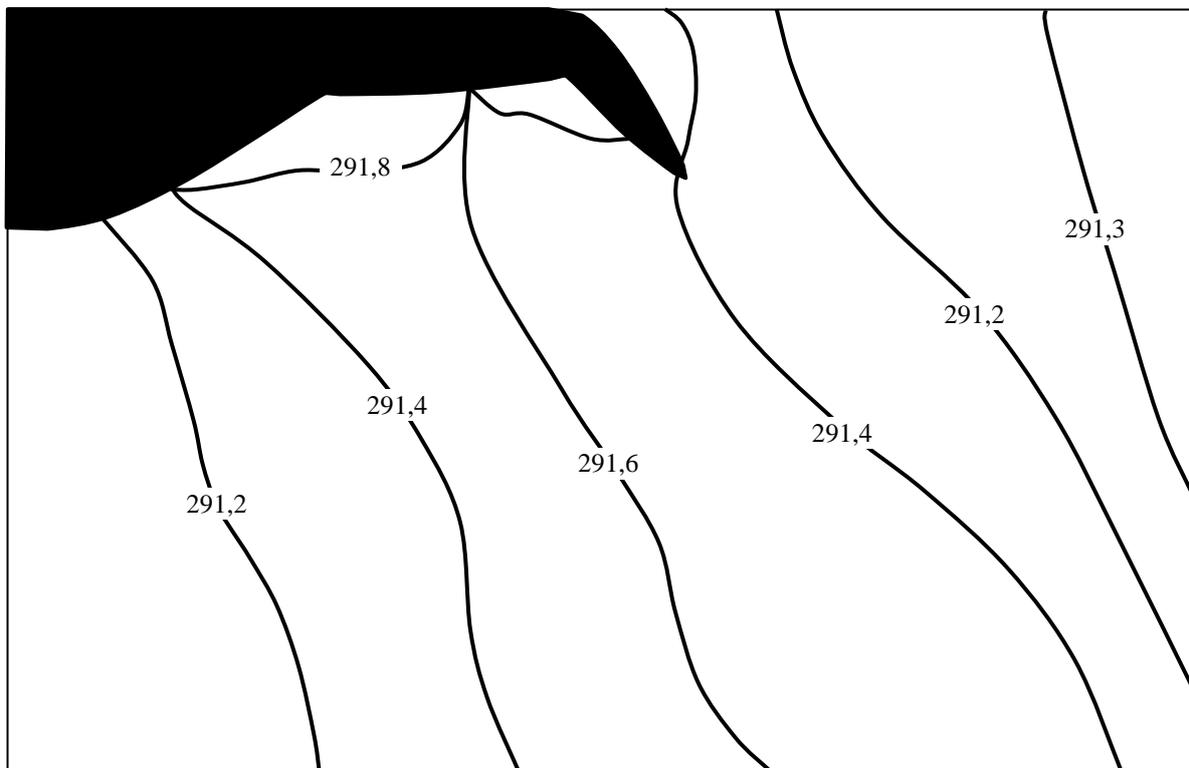


Рисунок 10 – Изолинии полной температуры в продольном сечении расчетной области ($\delta_c=45^\circ$, без истечения горячей струи)

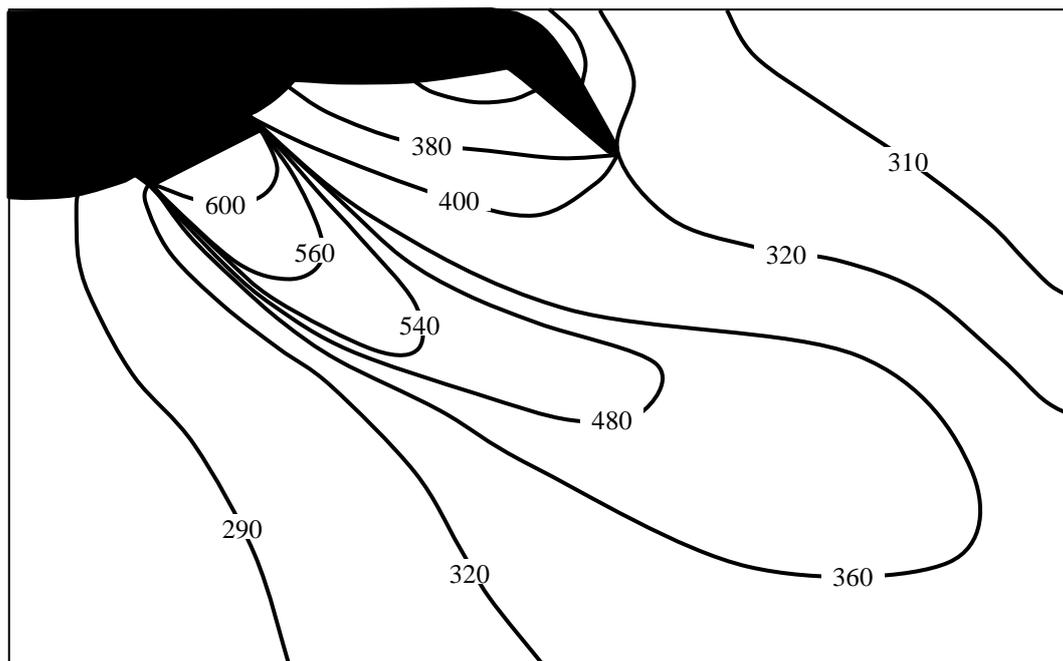


Рисунок 11 – Изолинии полной температуры в продольном сечении расчетной области ($\delta_c=45^\circ$, с истечением горячей струи)

При относительно небольших размерах донной области, это уменьшение величины сопротивления с ростом относительного давления в реактивной струе связано с увеличением угла встречи границы струи с внешним потоком. При больших размерах донной области начинает преобладать эжектирующее действие реактивной струи и сопротивление хвостовой части уменьшается [24]. С увеличением размеров донной области (при постоянном давлении в реактивной струе) существует относительный диаметр донного среза, при котором донное сопротивление минимально, однако полное сопротивление хвостовой части при дозвуковых скоростях увеличивается вследствие увеличения внешнего сопротивления [25–29].

Таким образом, рассматривая рабочий процесс в области расположения среза выходного устройства силовой установки под крылом самолета, можно сделать следующие выводы:

а) при исследованиях подъемной силы системы "винт+крыло+двигатель" необходимо учитывать температуру газа, вытекающей струи;

б) в области среза выходного устройства силовой установки, расположенного под крылом самолета необходимо ликвидировать вихревую область в нижней части крыла, чтобы обеспечить минимальное общее сопротивление и увеличить подъемную силу системы "винт+крыло+двигатель".

В связи с этим целесообразно провести исследование рабочего процесса в области выходного устройства силовой установки под крылом самолета с другим выходным устройством. Исходя из предварительного анализа параметров газового и воздушного потоков, предлагается новая конструктивно-компоновочная схема смесительно-выходного устройства двигателя (рис. 12). Физическая сущность рабочего процесса в новой конструкции состоит в том, что газовая струя, вытекающая из двигателя, смешивается с потоком воздуха через эжекторные щели и направляется по оси установки крыла [25].

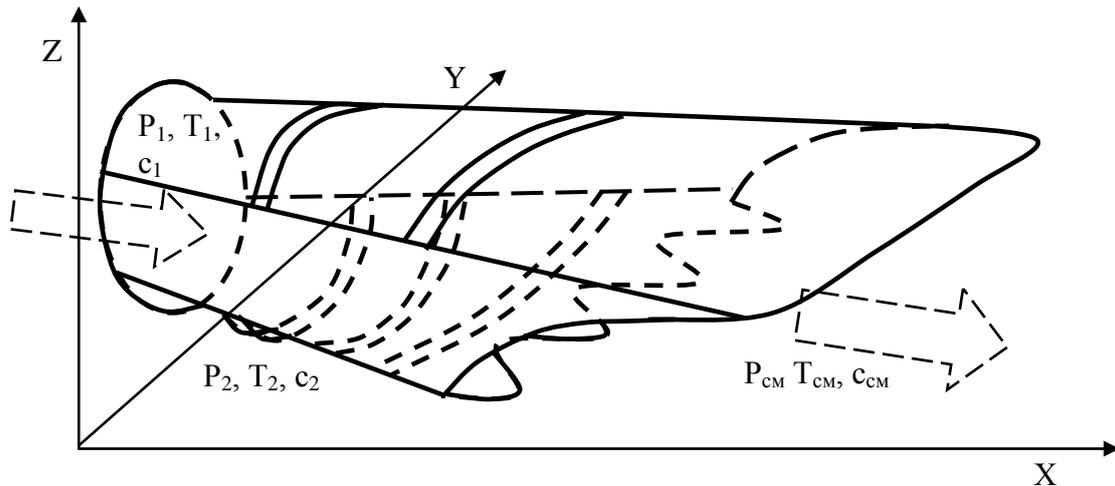


Рисунок 12 – Схема смесительно-выходного устройства двигателя

Смесительно-выходное устройство представляет собой канал, который плавно переходит из круглого сечения в прямоугольное с волнообразной поверхностью в нижней части (рис. 12). Параметры рабочего процесса в продольном сечении приведены на рис. 13.

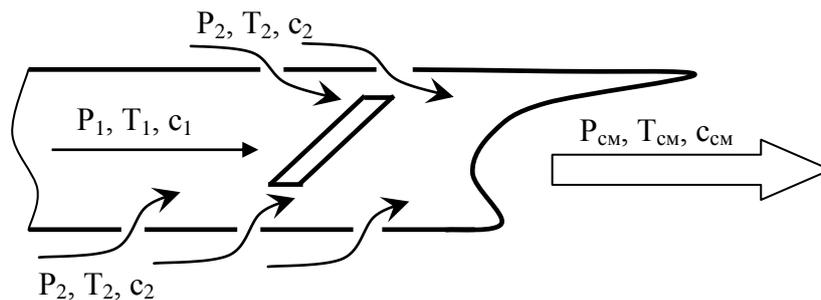


Рисунок 13 – Параметры рабочего процесса в продольном сечении смесительно-выходного устройства

Основная струя горячего газа с параметрами P_1, T_1, c_1 вытекает из затурбинного сечения двигателя и течет по каналу, смешиваясь с холодным воздухом с параметрами P_2, T_2, c_2 , который эжектируется через щели в нижних, верхних и боковых поверхностях выходного устройства. Схема установки и рабочий процесс в области расположения исследуемого смесительно-выходного устройства под крылом показаны на рис. 14.

Рассматривается полет самолета на той же высоте и при тех же условиях, которые задавались в предыдущей задаче. Газовый поток имеет те же параметры.

Изолинии статического давления и полной температуры приведены на рис. 15–18. Видно, что в области среза сопла статическое давление увеличивается, вследствие небольшого уменьшения скорости вытекающего потока. Процесс торможения происходит по счет перемешивания эжектируемого воздуха с газовым потоком, в результате чего, полное давление потока уменьшается.

При угле отклонения закрылка $\delta_c=45^\circ$, нижняя часть его обтекает безотрывно. Это позволяет утверждать, что возможный отрыв потока будет располагаться на задней кромке закрылка. Положения точки отрыва пограничного слоя на верхней поверхности

закрылка определяется его углом отклонения, скоростью и вязкостью потока. В данном случае точка отрыва потока располагается на верхней поверхности закрылка (рис. 19).

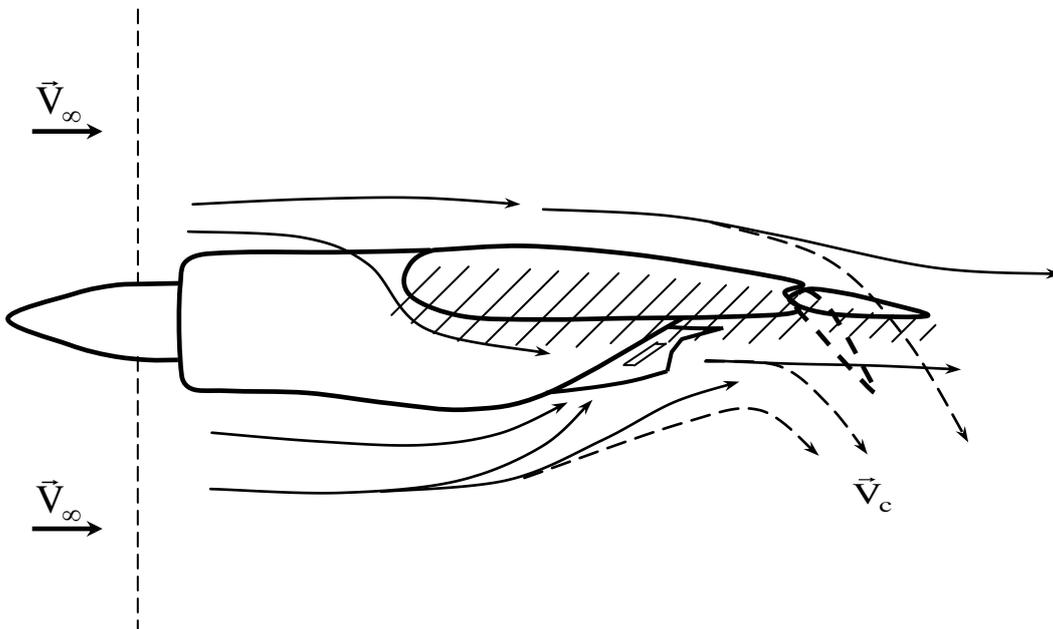


Рисунок 14 – Схема рабочего процесса в области расположения смесительно-выходного устройства под крылом

Необходимо отметить, что установка нового смесительно-выходного устройства позволила снизить коэффициент аэродинамического сопротивления с 0,0125 до 0,0119.

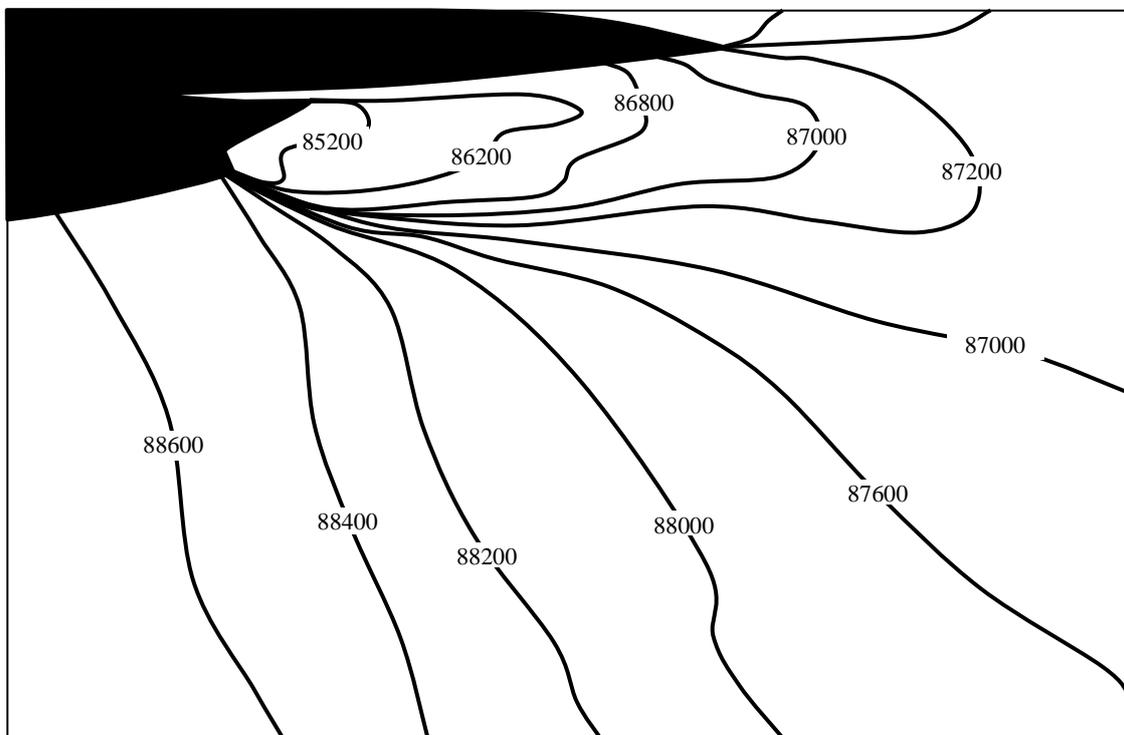


Рисунок 15 – Изолинии статического давления ($\delta_c=0^\circ$)

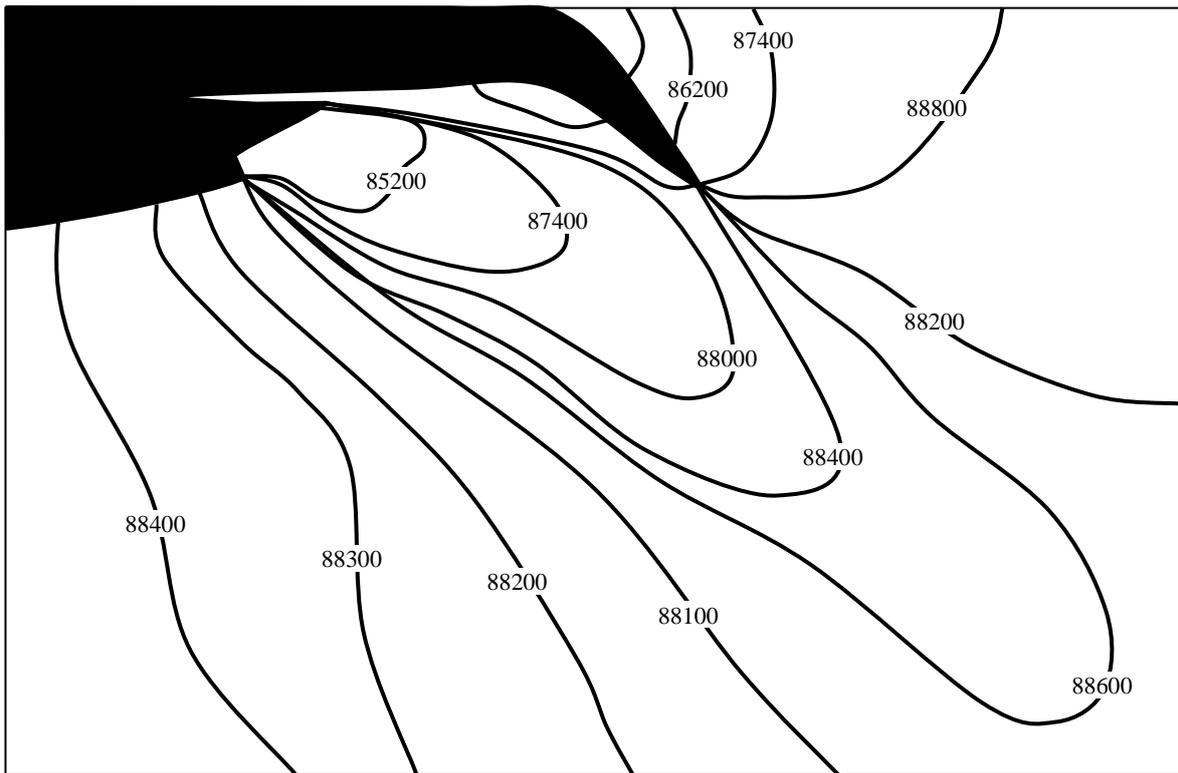


Рисунок 16 – Ізолінії статического тиску ($\delta_c=45^\circ$)

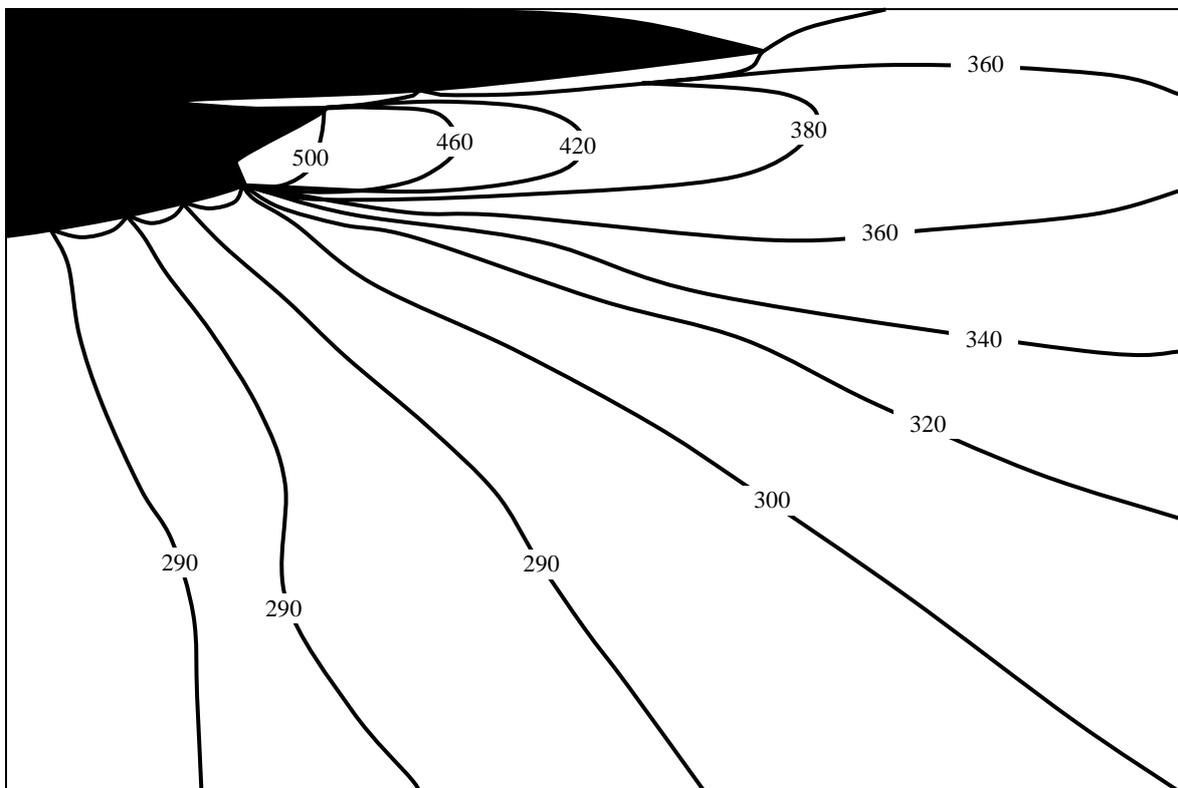


Рисунок 17 – Ізолінії повної температури ($\delta_c=0^\circ$)

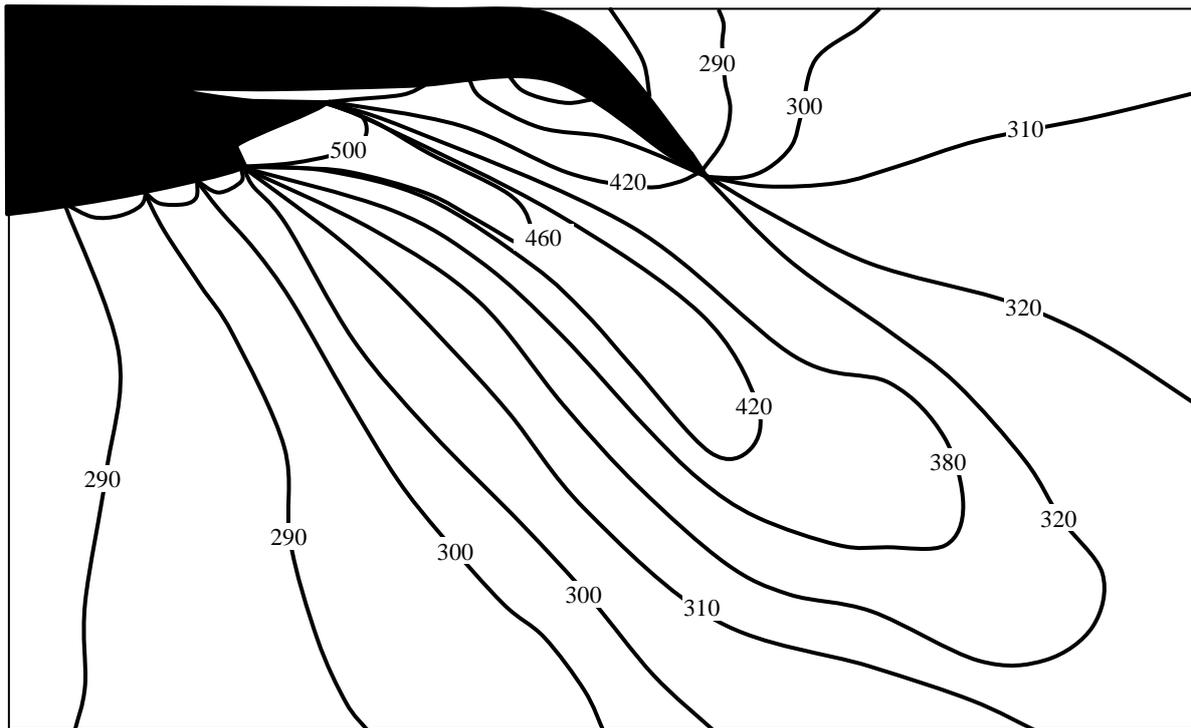


Рисунок 18 – Изолинии полной температуры ($\delta_c=45^\circ$)

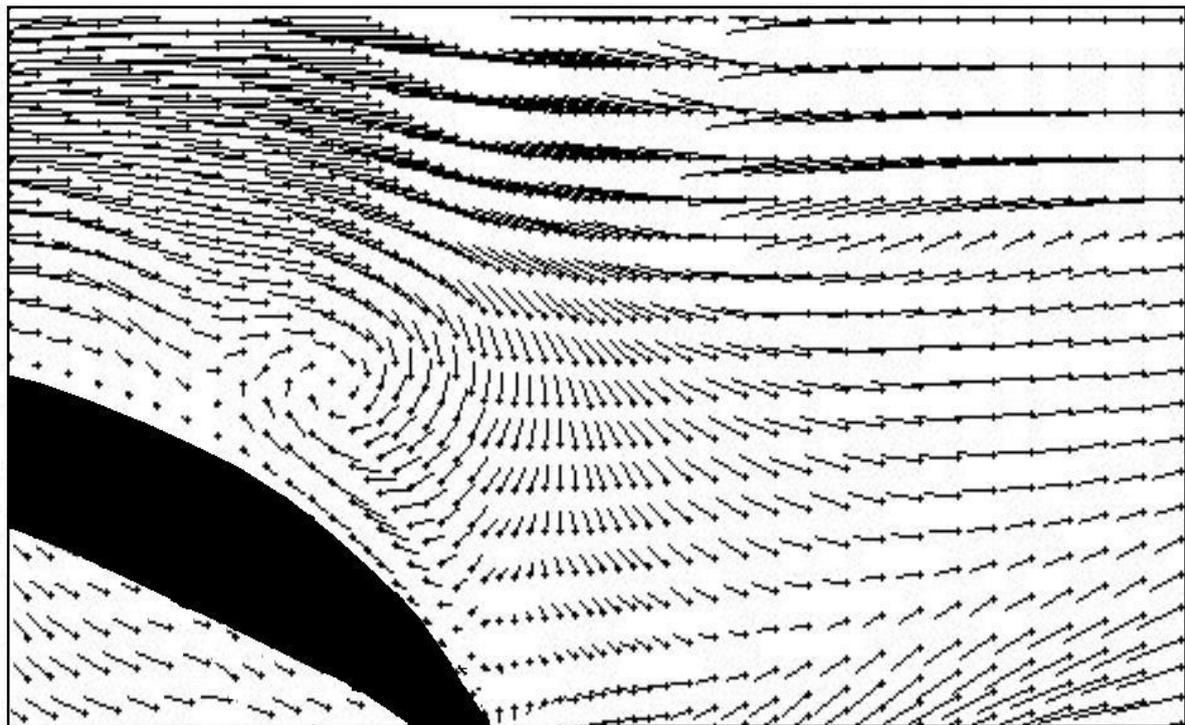


Рисунок 19 – Векторное поле скоростей на верхней поверхности закрылка

Результаты исследований показали, что разработанный подход позволяет:

- провести параметрические исследования течения в смесительно-выходном устройстве двигателя на основе численного расчета течения потоков и проанализировать полученные результаты;

- определить поля параметров течения и проанализировать картину смещения потоков в смесительно-выходном устройстве двигателя;
- определить параметры рабочего процесса в области расположения смесительно-выходного устройства под крылом самолета;
- оценить интегральные характеристики конструктивно-компоновочной схемы “винт+крыло+мотогондола”.

В данной работе проведены исследования одного режима работы силовой установки. Большой интерес представляют взлетный и посадочный режимы работы СУ, а также работа взлетно-посадочной механизации крыла на этих режимах.

Литература

1. Перспективи розвитку військово-транспортної авіації. //Військо України. – № 7–8. – 2001. – С. 35–37.
2. Харченко О.В. Тенденції розвитку військової авіації на початку ХХІ ст. // Наука і оборона. – 2003. – №3. – С. 37–45.
3. Кюхеман Д. Аэродинамическое проектирование самолетов. – М.: Машиностроение. 1983. – 656 с.
4. Золотько Е.М. Подъемная сила крыла, обдуваемого струей от винтов, при изменении коэффициента нагрузки на ометаемую винтом площадь от 0 до ∞ // Труды ЦАГИ, вып. 2235, 1984. – С. 3–10.
5. Авиационные двигатели / Под ред. И.Г. Шустова. М.: ООО ИД “Аэросфера”. 2007. – 328 с.
6. Украинец Е.А., Логинов В.В. Расчетное исследование аэродинамических характеристик воздушного винта АВ–140 // Збірник наукових праць ХУПС, №2(8). – 2006. – С. 10–13.
7. Павловец Г.А., Ивантеева Л.Г. Расчет аэродинамических характеристик профиля при дополнительном обдуве струей сжимаемого газа. //Труды ЦАГИ, вып. 2235, 1984. – С. 32–45.
8. Ивантеева Л.Г., Морозова Е.К., Павловец Г.А. Расчет подъемной силы тонкого профиля с закрылком при обдуве струей. // Труды ЦАГИ № 2097, 1981. – С. 7–26.
9. Соков В.Н. Расчет и воспроизведение на стенде летного нагружения воздушного винта от косо́й обдувки. // Труды ЦАГИ № 2142, 1982. – 35 с.
10. Смирнов А.В. К вопросу о положении винта над стреловидным крылом в трансзвуковом потоке. //Труды ЦАГИ, вып. 2534, 1994. – С. 35–43.
11. Золотько Е.М. Приближенный расчет дополнительной подъемной силы при обдувке крыла струей от винтов. //Труды ЦАГИ, вып. 1452, 1973. – С. 12–26.
12. Лисейцев Н.К., Арджоманди М. Влияние поворота вектора тяги двигателей на длину взлетной дистанции транспортного самолета. //Известия вузов. Авиационная техника. 1999. №2. – С. 3–5.
13. Михайлов Ю.С. Расчетное исследование взлетно-посадочной механизации на крыловых профилях. /ЦАГИ, вып. 1695, 1975. –С. 29–46.
14. Степанов Ю.Г. Приближенный метод расчета оптимального расположения элементов многоцелевой механизации на крыльевом профиле. //ЦАГИ, вып. 1695, 1975. – С. 3–25.
15. Золотько Е.М., Михеев В.Я., Набатов Л.Н., Ромашкин И.К. Исследования по повышению эффективности системы обдува на крупномасштабной модели самолета с работающими двигателями //Труды ЦАГИ. – Вып. 2431. – 1989. – 32 с.
16. Краснов Н.Ф. Основы аэродинамического расчета. – М.: Высшая школа, 1981. – 496 с.

17. Николаев Л.Ф. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов. М.: Транспорт, 1990. – 392 с.
18. Смирнов А.В. К вопросу о положении винта над стреловидным крылом в трансзвуковом потоке. //Труды ЦАГИ, вып. 2534, 1994. – С. 35–43.
19. Ивантеева Л.Г., Морозова Е.К., Павловец Г.А. Расчет подъемной силы тонкого профиля с закрылком при обдуве струей. // Труды ЦАГИ № 2097, 1981. – С. 7–26.
20. Золотко Е.М. Подъемная сила крыла, обдуваемого струей от винтов, при изменении коэффициента нагрузки на ометаемую винтом площадь от 0 до ∞ . //Труды ЦАГИ, вып. 2235, 1984. – С. 3–10.
21. Беляков В.С., Полев А.С. Влияние управления выходным устройством на эффективную тягу силовой установки // Научно-методические материалы по процессам и характеристикам авиационных двигателей. – М: ВВИА им. Н.Е. Жуковского. – 1989. – С. 162 – 170.
22. Проблемы компоновки реактивных сопел на современных сверхзвуковых самолетах. Ч.1. Аэродинамика реактивных сопел ВРД. //Обзоры ЦАГИ №533 (по матер. иностр. печати), 1978. – 114 с.
23. Проблемы компоновки реактивных сопел на современных сверхзвуковых самолетах. Ч.3. Сопла ВРД в компоновке с хвостовыми частями самолетов. //Обзоры ЦАГИ №546, 1979. – 185 с.
24. Интерференция струй реактивных двигателей с элементами ЛА. /По матер. иностр. печати за 1971–1978 гг. – М.: Обзоры ЦАГИ №570, 1980. – 165 с.
25. Ененков В.Г., Клячкин А.Л., Коротков В.С., Супрун В.М. Авиационные эжекторные усилители тяги. /Под ред. А.Л. Клячкина. – М.: Машиностроение, 1980. – 135 с.
26. Павленко В.Ф. Силовые установки с поворотом вектора тяги в полете. М.: Машиностроение, 1987. – 196 с.
27. Самойлова Н.В. Расчет дозвукового эжекторного увеличителя тяги. //Труды ЦАГИ, вып. 2150, 1982. – С. 3–18.
28. Лисейцев Н.К., Арджоманди М. Влияние поворота вектора тяги двигателей на длину взлетной дистанции транспортного самолета. //Известия вузов. Авиационная техника. 1999. №2. – С. 3–5.
29. Петров В.К., Усков А.С. Экспериментальное исследование внешнего сопротивления гондолы ТРДД с большой степенью двухконтурности. //Труды ЦАГИ, вып. 2175, 1983. – С. 10–19.

УДК 621.45.02.024:05.054

Аніпко О.Б., Логінов В.В.

АНАЛІЗ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ В ОБЛАСТІ ЗРІЗУ ВИХІДНОГО ПРИСТРОЮ ДВИГУНА, РОЗТАШОВАНОГО ПІД КРИЛОМ ЛІТАКА

В статті приведені результати дослідження течії гарячого і холодного потоків в області зрізу сопла авіаційного двигуна. Показана зміна параметрів газового потоку у вигляді статичного тиску і температури, чисел Маха. Для покращення робочого процесу в області установки вихідного пристрою двигуна запропоновано новий змішувально-вихідний пристрій, який дозволяє зменшити аеродинамічний опір на крейсерському режимі польоту літака.