

УДК 629.7.036

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ИНТЕГРАЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ САМОЛЕТА ТИПА «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО»

В. И. ВАСИЛЬЕВ, Г. Н. ЛАВРУХИН, В. В. ЛАЗАРЕВ,
Г. П. НОСКОВ, В. А. ТАЛЫЗИН

Представлены результаты экспериментальных исследований характеристик силовой установки, интегрированной в компоновку самолета типа «летающее крыло» на крупномасштабной модели. Измерения характеристик входного и выходного устройств при их одно-временной работе и визуализация обтекания проведены при скорости набегающего потока $V_\infty = 0—120$ м/с и различных значениях угла атаки.

Ключевые слова: летающее крыло, силовая установка, модель, воздухозаборник, сопло, потери тяги, коэффициент восстановления полного давления, распределение давления, аэродинамическая труба, суперциркуляция.

В настоящее время в нашей стране и за рубежом исследуются возможные компоновки перспективных летательных аппаратов с улучшенными летно-техническими и технико-экономическими характеристиками. Определенный интерес проявляется к схеме «летающее крыло», обеспечивающей потенциально при умеренном удлинении крыла повышение аэродинамического качества, прежде всего, благодаря уменьшенному отношению омываемой поверхности самолета к площади крыла [1].

В плане поисковых исследований в ЦАГИ разработан проект экспериментального самолета схемы «летающее крыло» (рис. 1) с целью оценки предельно достижимого значения аэродинамического качества, в том числе путем интеграции планера и силовой установки, изучения в летном эксперименте вопросов устойчивости самолета



ВАСИЛЬЕВ
Владимир Иванович
доктор технических наук



ЛАВРУХИН
Геннадий Николаевич
доктор технических наук,
профессор, главный
научный сотрудник ЦАГИ



ЛАЗАРЕВ
Валерий Владимирович
доктор технических наук,
профессор, главный
научный сотрудник ЦАГИ



НОСКОВ
Геннадий Павлович
кандидат технических наук,
начальник отдела
ЦАГИ



ТАЛЫЗИН
Вадим Алексеевич
инженер ЦАГИ

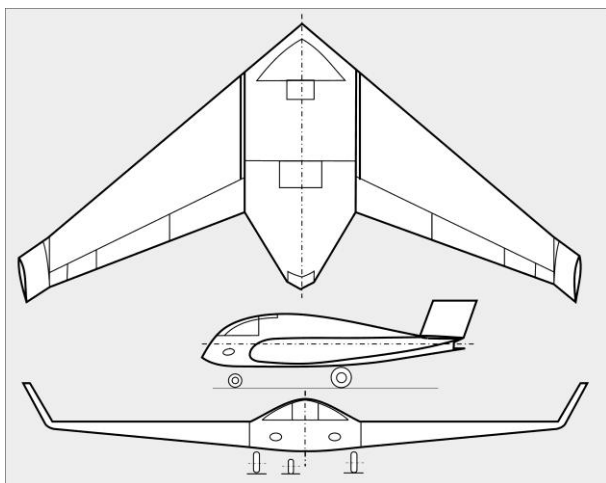


Рис. 1. Общий вид

такой схемы, особенно на режимах движения вблизи земли, и управляемости с использованием различных органов управления.

Под интеграцией силовой установки с планером в данном контексте понимается компоновка, в которой все элементы силовой установки размещены в пределах обводов планера, а входное и выходное устройства двигателей расположены соответственно в районе передней и задней кромок крыла. При этом к силовой установке предъявляется ряд достаточно высоких требований, среди которых обеспечение низкого уровня шума и высокой аэрогазодинамической эффективности, включая обеспечение режима суперциркуляции при обтекании центральной части крыла.

Исследования характеристик входных и выходных устройств летательных аппаратов различного типа в аэродинамических трубах относятся к наиболее сложным видам испытаний. В этой области изучены различные явления, включая исследования влияния работы сопла на обтекание планера — эффект суперциркуляции [2—5] и др.

К особенностям компоновки силовой установки исследуемой модели самолета относятся: специальное входное устройство с двумя расположенными в районе передней кромки крыла эллиптическими воздухозаборниками, отводящие каналы которых объединяются в один ресивер (цилиндрический канал) перед входом в двигатель, расположенный в центральной части «фюзеляжа»; выходное устройство — плоское эжекторное сопло с переходным участком от круглого сечения двигателя к прямоугольному критическому сечению с отношением ширины к высоте $b/h \approx 8$.

Для определения аэрогазодинамических характеристик воздухозаборника и сопла была разработана специальная методика и создана уникальная крупномасштабная аэродинамическая модель для исследования в аэродинамической трубе Т-104 ЦАГИ (рис. 2). В модели нашли отражение все особенности компоновки самолета.

Для обеспечения работоспособности воздухозаборника и определения его характеристик в исследуемом диапазоне режимов полета модель имела специальную систему отвода воздуха из входного устройства. Имитация работы выходного устройства двигателя осуществлялась подводом воздуха в реактивное сопло (рис. 3) из автономной системы высокого давления с дросселированием воздуха до давления в критическом сечении сопла до 1—3 ата. Подвод в сопло внешнего воздуха для охлаждения сопла, как и на самолете, осуществлялся через специальный эжекторный канал, воздухозаборник которого расположен в задней части нижней поверхности аппарата (рис. 2, б). Входное и выходное устройства модели — нерегулируемые.

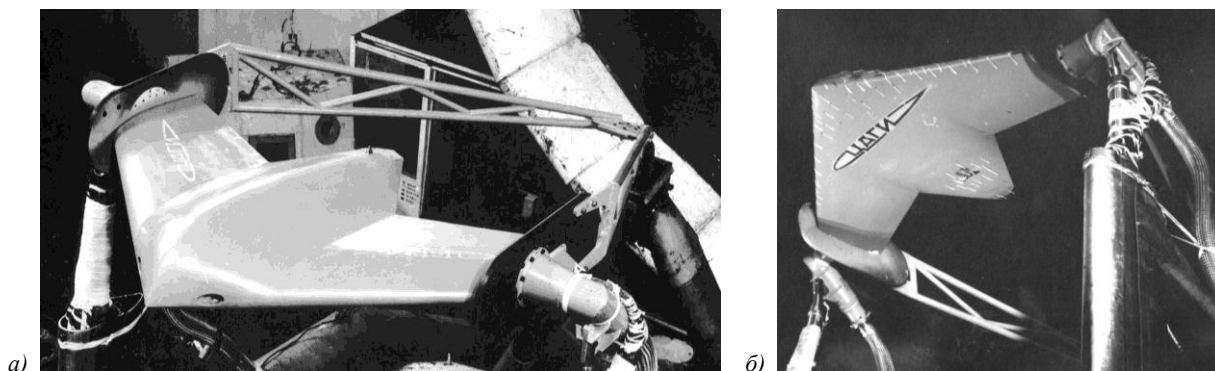


Рис. 2. Модель в аэродинамической трубе Т-104:

а — вид сверху; б — вид снизу

Раздельные системы отвода воздуха от воздухозаборника и подвода воздуха в реактивное сопло позволили определить характеристики воздухозаборника и сопла как независимо, так и при их одновременной работе.

Входные отверстия воздухозаборника — отверстия эллиптической формы с большой осью ($b/h \approx 2.5$), параллельной строительной плоскости самолета (рис. 4), расположены в стреловидной передней кромке крыла, которая плавно переходит в нижнюю кромку воздухозаборника. Вход смещен вверх относительно строительной плоскости. Входные кромки воздухозаборника имеют достаточно сложную пространственную форму.

Площадь входа каждого воздухозаборника (площадь горла) $\sim 0.047 \text{ м}^2$, входной участок воздухоподводящих каналов — цилиндрический. Площадь поперечного сечения канала на длине $\sim 0.5 \text{ м}$ увеличивается до $\sim 0.07 \text{ м}^2$ с эквивалентным углом расширения канала $\sim 6^\circ$ и последующим его искривлением с $R/h \approx 4$ до общего цилиндрического ресивера с площадью поперечного сечения $\sim 0.15 \text{ м}^2$.

Измерение расхода воздуха через воздухозаборник осуществлялось с помощью измерительного устройства, расположенного в сечении перед входом в двигатель и представляющего собой восьмилучевую гребенку полного давления с 32 насадками полного давления и 4 приемниками статического давления. После измерительного сечения поток из воздухозаборников с помощью гибких шлангов отводился в эжекторную трассу аэродинамической трубы.

Полное давление перед критическим сечением сопла измерялось рядом гребенок полного давления. По внутренней поверхности сопла располагались три сечения приемников статического давления. Для измерения расхода воздуха в эжекторном канале охлаждения сопла использовались гребенки полного давления, установленные на входе в канал, и пять гребенок полного давления, установленных непосредственно в канале. Высота входа воздухозаборника системы охлаждения сопла была соизмерима с толщиной пограничного слоя на его входе, который в исследованном диапазоне скоростей набегающего потока составлял $\delta \approx 14\text{—}26 \text{ мм}$ ($Re_L \approx 1.6\text{—}9.6 \cdot 10^6$ на 1 м). Приемники статического давления были установлены также на внешней поверхности модели в районе реактивного сопла с целью определения влияния реактивной струи на изменение этого давления (выявления эффекта суперциркуляции).

Испытания в аэродинамической трубе Т-104 ЦАГИ проводились в диапазоне скоростей набегающего потока $V_\infty = 0\text{—}120 \text{ м/с}$, углов атаки модели $\alpha = 0\text{—}15^\circ$, углов скольжения $\beta = \pm 15^\circ$. Степень понижения давления в выходном устройстве изменялась в пределах $\pi_c = p_{0c}/p_\infty \approx 1\text{—}3$.

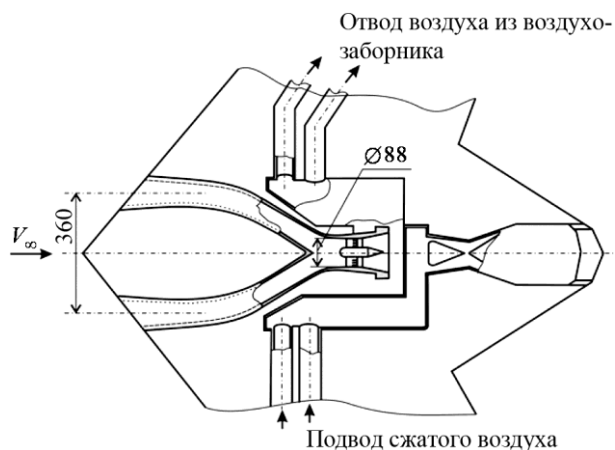


Рис. 3. Устройство модели

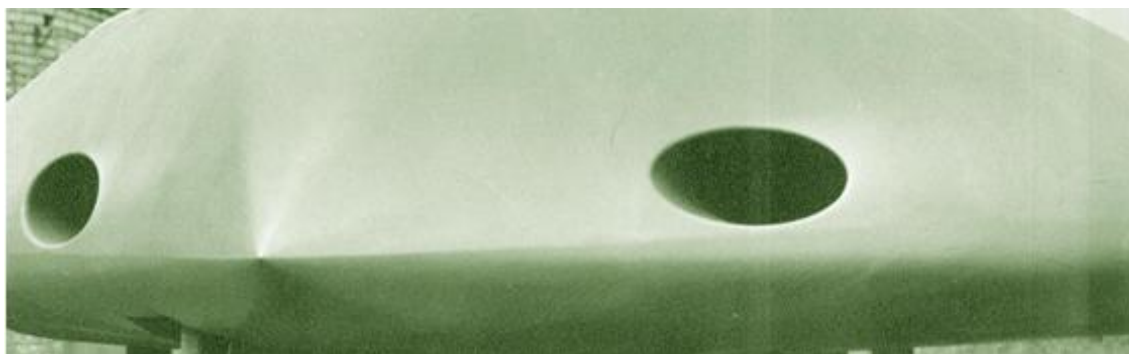


Рис. 4. Входные отверстия воздухозаборника

Результаты исследований модели позволили определить дроссельные характеристики воздухозаборника, характер течения в реактивном сопле (отрывной или безотрывной), потери полного давления в переходном участке канала сопла, расход воздуха через эжекторный канал сопла, распределение давления по соплу и данные для оценок нагрузок на элементы сопла, оценить работу системы отбора воздуха для нужд системы охлаждения и вентиляции двигателя, выявить влияние реактивной струи на обтекание планера.

Коэффициент восстановления полного давления в воздухозаборнике на скоростных режимах ($V_\infty > 50$ м/с) при согласовании работы воздухозаборника и двигателя ($q(\lambda)_{\text{согл}} = 0.505$) достаточно высок ($\nu = 0.984$ при $\alpha = 0, \beta = 0$).

Значение приведенной газодинамической функции расхода в точке согласования работы воздухозаборника с двигателем определялось соотношением:

$$q(\lambda)_{\text{согл}} = \frac{G_{\text{пр}}}{242 F_{\text{дв}}} \approx 0.505,$$

где в условиях модели $F_{\text{дв}} = 5466 \text{ мм}^2$, а $G_{\text{пр}} = 16.7 \text{ кг/с}$ для реального двигателя.

В исследованном диапазоне изменение угла скольжения β весьма слабо влияет на величину коэффициента восстановления полного давления (рис. 5). Параметры неоднородности потока практически не зависят от скорости набегающего потока при невысоком уровне неоднородности ($w = \Delta\sigma_0 + \varepsilon < 2.5\%$).

При работе на месте ($V_\infty = 0$) коэффициент восстановления полного давления составляет лишь 0.957 (рис. 6), что может являться следствием нарушения плавного обтекания входных кромок воздухозаборника.

Изменение угла атаки от нуля до 15° не вызывает заметного ухудшения характеристик потока перед входом в двигатель (рис. 6, б). На режиме согласования работы воздухозаборника с двигателем коэффициент восстановления полного давления в исследованном диапазоне углов атаки не ниже 0.98, а при $\alpha = 5^\circ, V_\infty = 80 \text{ м/с}$ достигает $\nu_{\text{согл}} \cong 0.99$, т. е. потери в воздухозаборнике приближаются к потерям давления на трение.

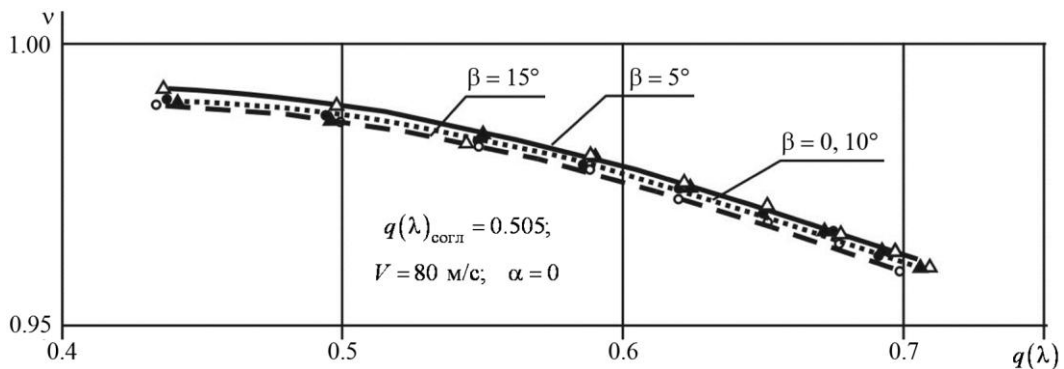


Рис. 5. Зависимость коэффициента восстановления полного давления от приведенного расхода

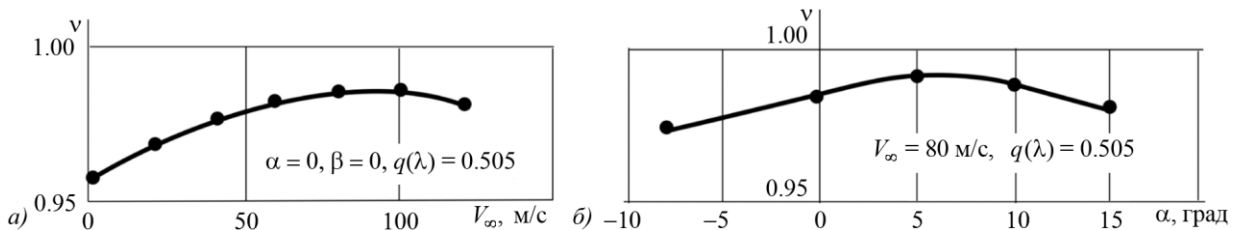
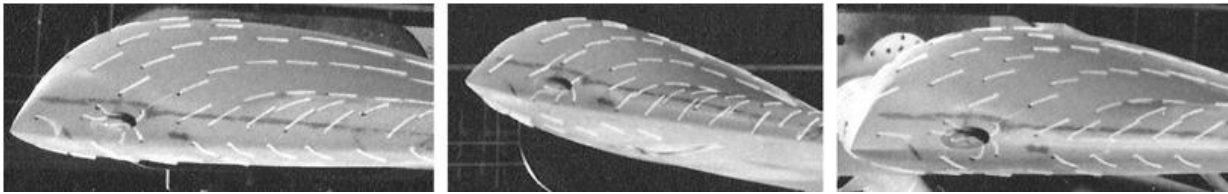


Рис. 6. Зависимость коэффициента восстановления полного давления в воздухозаборнике от скорости (а) и угла атаки (б)



$V = 80 \text{ м/с}; \alpha = 0; \beta = 0$

$V = 80 \text{ м/с}; \alpha = 15^\circ; \beta = 0$

$V = 80 \text{ м/с}; \alpha = 0; \beta = 15^\circ$

Рис. 7. Картина обтекания носовой части модели при работе воздухозаборника

Наличие безотрывного обтекания входа в воздухозаборник в исследуемом диапазоне углов атаки и скольжения подтверждается и визуализацией течения с помощью шелковинок (рис. 7). Исследования показали также, что характеристики воздухозаборника не зависят от режима работы сопла двигателя ($\pi_c = 0 — 2$).

Исследование течения в модели сопла и его эжекторном канале охлаждения показали, что при рабочих значениях степени понижения давления ($\pi_c = 1.4 — 1.8$) в сопле реализуется безотрывное течение.

Специальные исследования характеристик моделей исследуемого реактивного сопла в АДТ Т-58 ЦАГИ позволили определить потери тяги на переходном участке от круглого сечения двигателя к прямоугольному критическому сечению сопла и уровень потерь тяги исследуемого эжекторного сопла [3].

В достаточно широком диапазоне изменения степени сужения канала от входа (F) до критического сечения сопла (F^*) $F^*/F = 0.2 — 0.6$, углов расширения канала переходного участка $\beta_c = 18 — 30^\circ$ (рис. 8) и степени «сплюснутости» критического сечения плоского сопла — отношения ширины $b_{кр}$ к высоте $h_{кр}$: $b_{кр}/h_{кр} = 1 — 25$ (рис. 9) — дополнительные потери тяги на переходном участке плоского звукового сопла по сравнению с эквивалентным круглым звуковым соплом $\delta \bar{P}_c$ не превышают $\sim 1\%$ идеальной тяги сопла, что является весьма положительным фактором. Общие потери тяги сопла в исследованном диапазоне степени понижения давления $\pi_c = 1.3 \div 2$ составляют $\sim 6 — 7\%$ идеальной тяги сопла.

Путем измерения распределения давления на верхней и нижней поверхностях модели, главным образом, в районе реактивного сопла, оценивалось влияние реактивной струи на изменение этого давления, т. е. на изменение подъемной силы планера (эффект суперциркуляции). Влияние реактивной струи в большей степени проявляется на нижней поверхности крыла (рис. 10) и распространяется на $\sim 60\%$ хорды вверх по потоку в сечении по плоскости симметрии модели. На верхней поверхности (рис. 11) зона влияния струи распространяется не более чем на $\sim 30\%$ хорды. Влияние струи на верхней и нижней поверхностях ослабевает по мере удаления от центральной хорды крыла вдоль размаха крыла. Влияние реактивной струи проявляется также

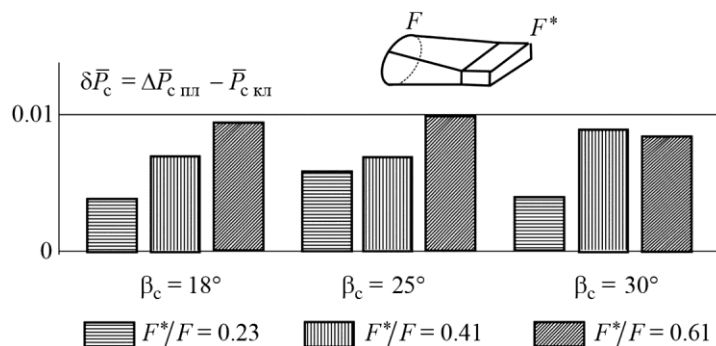


Рис. 8. Потери тяги сопла при переходе от круглого сечения к прямоугольному ($\pi_c = 2$)

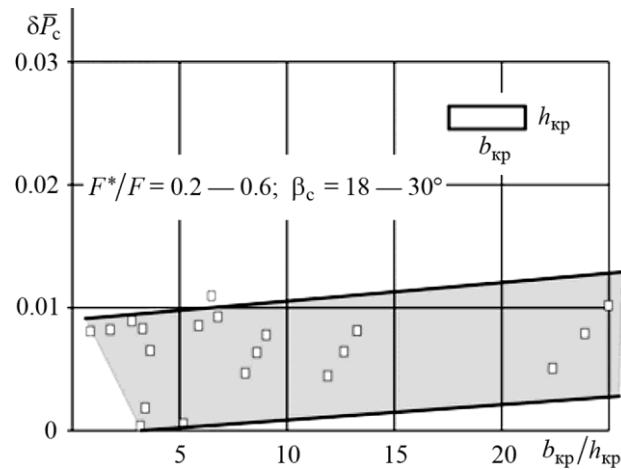


Рис. 9. Изменение потерь тяги плоского звукового сопла

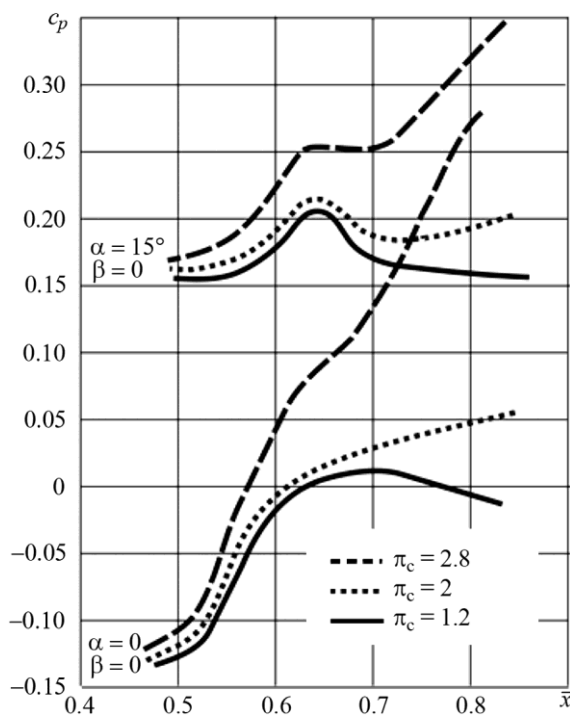


Рис. 10. Распределение давления по нижней поверхности крыла при $V_\infty = 40$ м/с

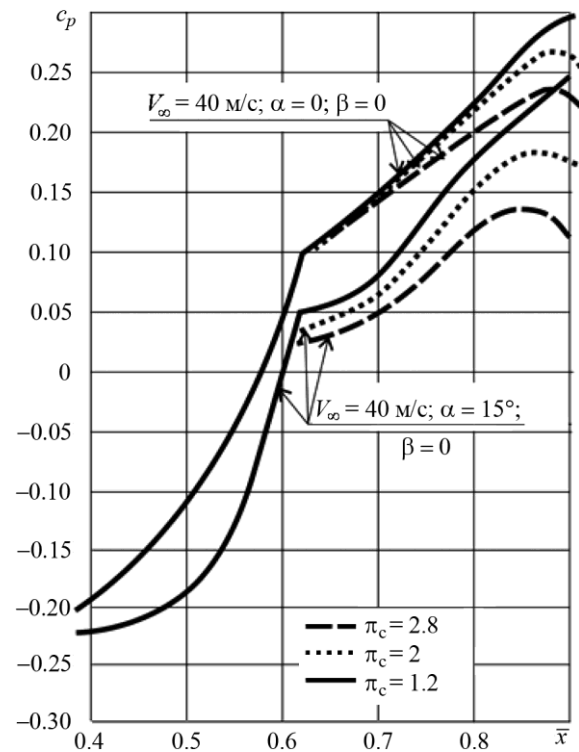


Рис. 11. Распределение давления по верхней поверхности крыла при $V_\infty = 40$ м/с

в снижении величины коэффициента давления на верхней поверхности крыла и в повышении давления на нижней поверхности крыла с увеличением давления в струе π_c .

Интегрирование распределения давления с учетом всей площади, на которую распространяется влияние реактивной струи, показало, что суммарное изменение коэффициента подъемной силы модели относительно невелико ($\sim \Delta c_y \cong 0.001$), т. е. при небольшой относительной ширине сопла (по отношению к размаху крыла) эффект суперциркуляции относительно невелик.

Максимальная величина расхода воздуха, забираемого в эжекторный канал охлаждения сопла, достигается при рабочих режимах ($\pi_c = 1.4\text{—}1.8$) и составляет $\sim 10\%$ расхода газа через сопло. При степени понижения давления в сопле, большем 2.5 ($V_\infty \leq 100$ м/с), втекание в воздухозаборник охлаждения и течение через эжекторный канал прекращается, о чем свидетельствуют как измерения расхода в канале (рис. 12), так и результаты визуализации течения на входе в воздухозаборник системы охлаждения с помощью шелковинок. Величина расхода охлаждающего воз-

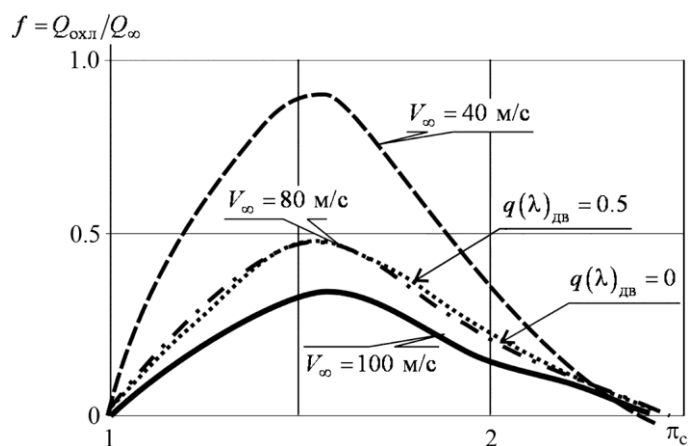


Рис. 12. Расходная характеристика эжекторного канала

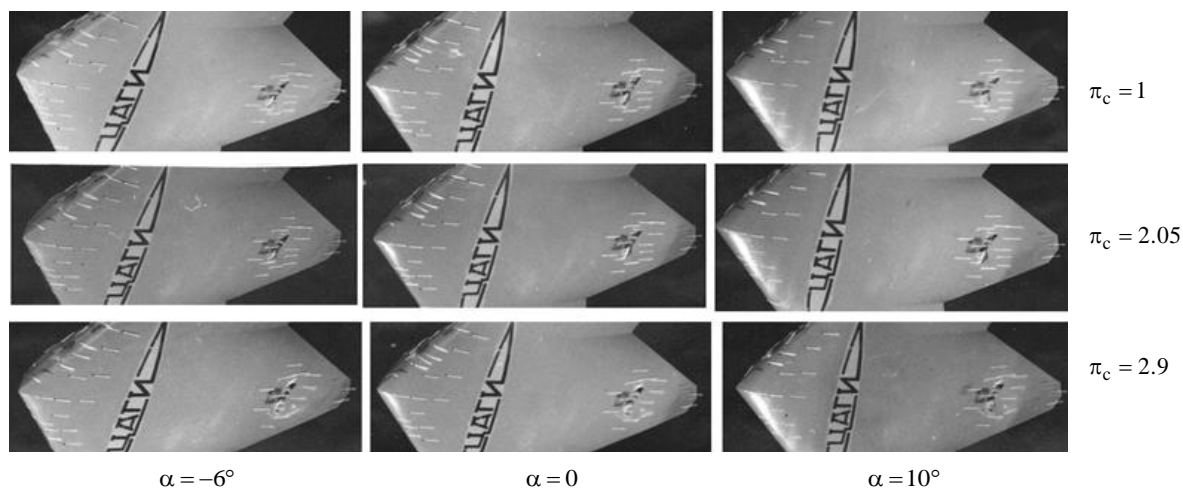


Рис. 13. Визуализация работы эжекторного канала сопла методом шелковинок

духа практически не зависит от режима работы воздухозаборника двигателя ($q(\lambda_{\text{дв}}) = 0—0.5$) и с увеличением угла атаки от нуля до 15° возрастает на $\sim 20\%$.

Визуализация течения методом шелковинок показывает, что при степени понижения давления $\pi_c < 2.5$ в воздухозаборник охлаждения сопла втекает наружный воздух, а при $\pi_c > 2.5$ за областью входа возникает отрывная зона, которая свидетельствует о прекращении течения в канале охлаждения (рис. 13), что согласуется с результатами аэрометрических измерений расхода охлаждающего воздуха.

Методика определения в аэродинамической трубе характеристик силовой установки, интегрированной с планером самолета, введением отдельных систем отвода воздуха от воздухозаборника и подвода воздуха к реактивному соплу от имитатора двигателя позволила исследовать характеристики воздухозаборника и сопла как независимо, так и при их одновременной работе. Исследованиями в аэродинамической трубе Т-104 ЦАГИ на специально созданной уникальной крупномасштабной аэродинамической модели показана работоспособность и высокая эффективность оригинального входного устройства, плоского сопла с эжекторным каналом охлаждения и сделана оценка масштаба эффекта суперциркуляции на самолете схемы «летающее крыло».

ЛИТЕРАТУРА

1. Болсуновский А. Л., Бузоверя Н. П., Гуревич Б. И. и др. Особенности концепции пассажирского самолета в схеме «летающее крыло». — В сб.: Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники. — М.: Физматлит, 2005, с. 262—273.
2. Felder J. L., Kim H. D., Brown G. V. Turboelectric distributed propulsion engine cycle analysis for hybrid wing-body aircraft // AIAA Paper N 09-1132, 2009.

3. Лаврухин Г. Н. Аэрогазодинамика реактивных сопел. Внутренние характеристики сопел. — М.: Физматлит, 2003, 376 с.
 4. Lavrukhin G. N. Nozzle-airframe interference / Proceedings of the sino-russian symposium on maneuverable aircraft/engine integration. — CAE Beijing, 15—17 December 1994.
 5. Лаврухин Г. Н. Эффективность компоновок реактивных сопел на современных и перспективных летательных аппаратах // Ученые записки ЦАГИ, 1999. Т. XXX, № 3—4, с. 3—16.
-

Рукопись поступила 20/III 2013 г.