

Особенности проектирования носка воздухозаборника турбовентиляторного двигателя

Государственное предприятие «АНТОНОВ»

Оптимизация воздухозаборника турбовентиляторного двигателя, а также геометрии входной губы, площади входного сечения, его длины являются актуальной задачей при оптимизации аэродинамической компоновки самолета. Необходимо обеспечить плавность входа потока воздуха в двигатель на всех режимах его работы и различных эволюциях самолета и при этом свести к минимуму его влияние на общее аэродинамическое качество самолета. Разработка воздухозаборника двигателя была когда-то очень длительным, многократно повторяющимся процессом, который мог выполняться месяцами до завершения конструкции, после чего следовали дорогие испытания по определению характеристик воздухозаборника на двигателем стенде и в полете. Сегодня можно оценивать характеристики для большого количества вариантов воздухозаборников с помощью программного обеспечения для конструирования. Применение вычислительных методов не исключает испытаний воздухозаборников, но радикально снижает их количество, затраты на них и позволяет проектировщикам сфокусировать свое внимание в основном на лучших образцах воздухозаборников, избегая потенциальных неожиданностей, таких, как скачки уплотнения или расслоение потока, вызванное скачком уплотнения. Оптимальное проектирование воздухозаборника включает в себя определение правильного баланса между характеристиками воздухозаборника, нагрузкой на конструкцию и весом. Разработанный с чрезмерным запасом воздухозаборник в конечном итоге, будет иметь лишний вес и таким образом будет дороже с точки зрения затрат на полет. В хорошо спроектированном воздухозаборнике число Маха не должно превышать 1, чтобы избежать внезапного изменения статического давления, температуры и плотности, которое может привести к потенциальной ударной волне и расслоению потока, вызванных скачком уплотнения во всех зонах на протяжении всего полета. Использование вычислительной гидродинамики позволяет достичь лучшего понимания условий, при которых происходят такие неблагоприятные явления. Примыкает к этой задаче и обеспечение необходимых площадей на внутренней части воздухозаборника для устранения шума, создаваемого вентилятором двигателя. В статье рассмотрена эволюция исследований на примере воздухозаборника двигателя Д-436 самолета Ан-148.

Ключевые слова: воздухозаборник двигателя; аэродинамическая компоновка; входная губа, аэродинамическое качество, зона отрыва.

Воздухозаборник двигателя должен быть спроектирован так, чтобы обеспечить:

1. Минимальные потери полного давления на входе в двигатель.
2. Минимальное значение неравномерности потока на входе.
3. Минимальные аэродинамические потери.

Потери полного давления на входе напрямую связаны со скоростью течения газа в канале воздухозаборника и формой входной кромки. Как правило, в крейсерском полете скорость газа в канале воздухозаборника находится в пределах 150...180 м/сек, практически так же, как и осевая скорость на вентиляторе двигателя. Таким образом, диаметр канала воздухозаборника выбирается по расходным характеристикам воздуха через двигатель и очень близок к внутреннему диаметру фланца вентиляторного контура, к которому он, как правило, и крепится.

Входная губа воздухозаборника должна обеспечить безотрывное течение газа на всех режимах работы двигателя, в т.ч. на земле и в полете на больших углах атаки и скольжения. Внутренний радиус подбирается расчетным путем и оценивается при продувках моделей в аэродинамических трубах.

Очень важным вопросом является выбор наружного радиуса губы воздухозаборника и самого диаметра входного сечения воздухозаборника. Как правило, выбор входного диаметра зависит от крейсерской скорости полёта, а наружный контур воздухозаборника определяется обтеканием мотогондолы в целом. Основным критерием должно быть отсутствие срывов при различных условиях полета. С одной стороны, диаметр входного устройства должен соответствовать диаметру вентилятора, с другой – не допускать увеличения общего сопротивления мотогондолы. Весьма показательными являются расчетные исследования течения газа во входной губе воздухозаборника двигателя Д-436 для самолета Ан-148. Ниже приведены результаты трехмерного газодинамического расчета двух вариантов воздухозаборника МГ-5 и МГ-7. На рис 1 и 2 представлены вертикальное и горизонтальное сечения воздухозаборников.

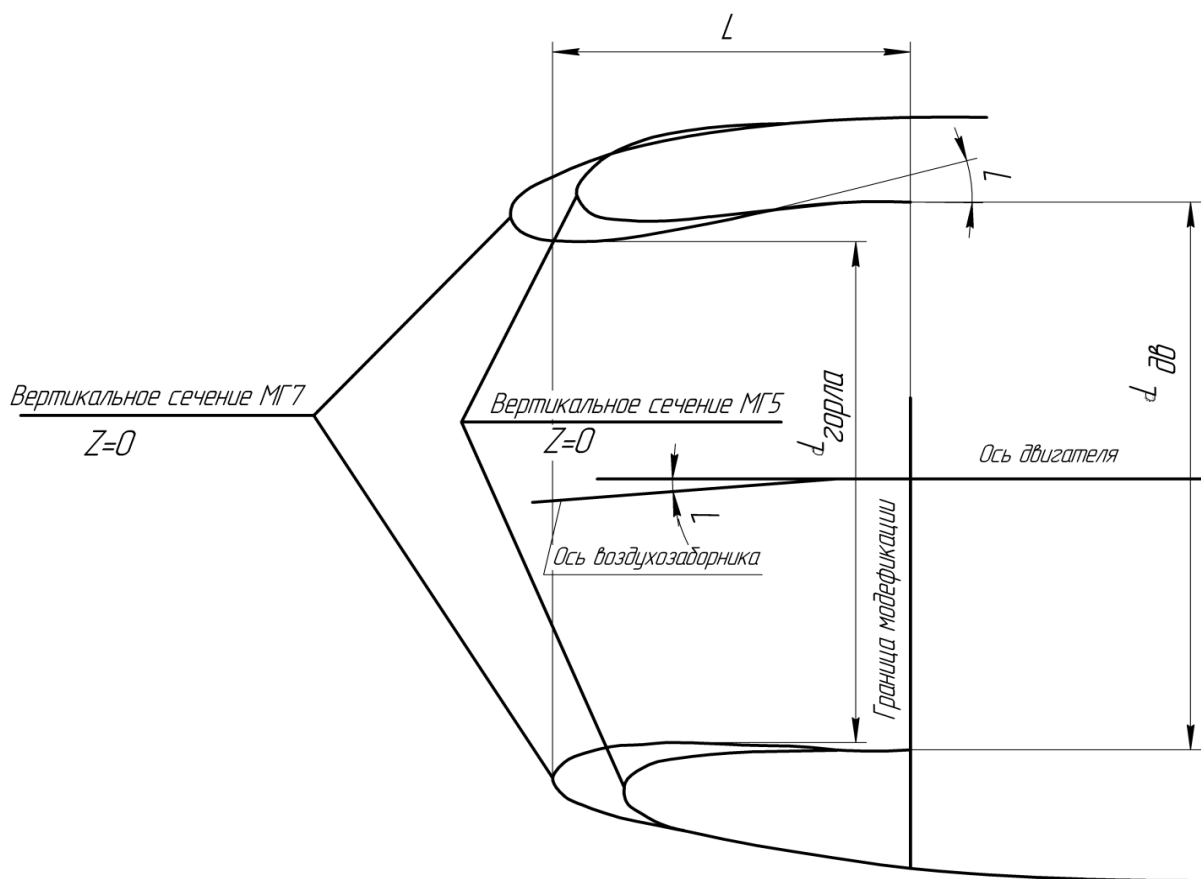


Рис. 1. Схема вертикального сечения воздухозаборника

Расчет проводился для следующих режимов работы двигателя:

1. Работа на месте при боковом ветре
 - $M_{н.п.}=0,044$; $V_{н.п.}=15$ м/с.
2. Горизонтальный полет
 - $M_{н.п.}=0,78$; $V_{н.п.}=230$ м/с.
3. Полет с максимальным углом атаки

- $M_{н.п.}=0,78$; $V_{н.п.}=230$ м/с; $\alpha_{н.п.}=+11^\circ$.
- 4. Полет со скольжением
 - $M_{н.п.}=0,78$; $V_{н.п.}=230$ м/с; $\alpha_{н.п.}=0^\circ$; $\beta_{н.п.}=10^\circ$.
- 5. Полет с максимальным скольжением
 - $M_{н.п.}=0,54$; $V_{н.п.}=159$ м/с; $\alpha_{н.п.}=0^\circ$; $\beta_{н.п.}=22^\circ$.
- 6. Переход на режим экстренного снижения
 - $M_{н.п.}=0,78$; $V_{н.п.}=230$ м/с; $\alpha_{н.п.}=6^\circ$.

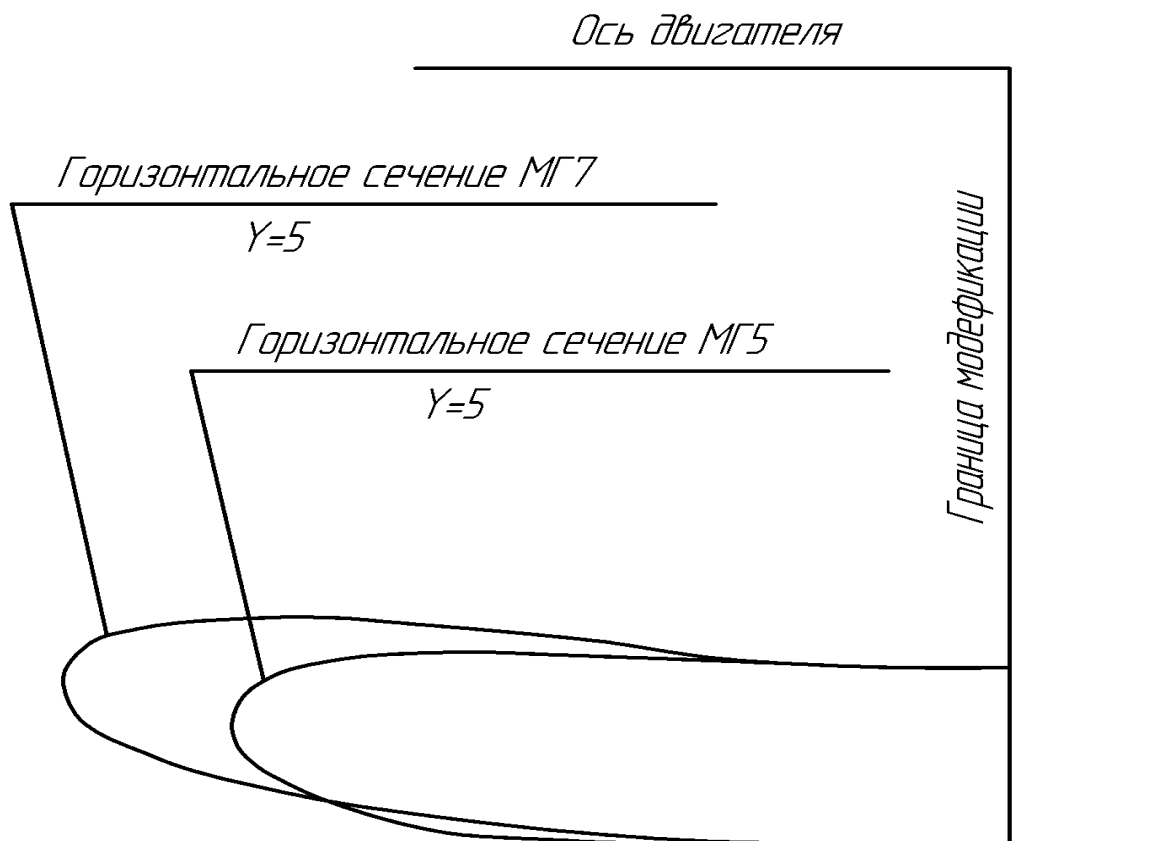


Рис. 2. Схема горизонтального сечения воздухозаборника

При расчете скорость самолета имитировалась скоростью набегающего потока. В расчетной модели область внешнего потока, начинающаяся с входной границы, разделяется в дальнейшем на область внешнего потока и область внутреннего потока. Скорость внешнего потока (скорость полета самолета) определяется заданным полным давлением и температурой на входе в расчетную область и противодавлением на выходе из расчетной области внешнего потока. Для области внутреннего потока расход на входе в компрессор определяется заданным полным давлением и температурой на входе в расчетную область и противодавлением на выходе из расчетной области внутреннего потока. Давление на границах подбиралось таким, чтобы скорость полета и расход на входе в компрессор примерно соответствовали заданному режиму работы двигателя.

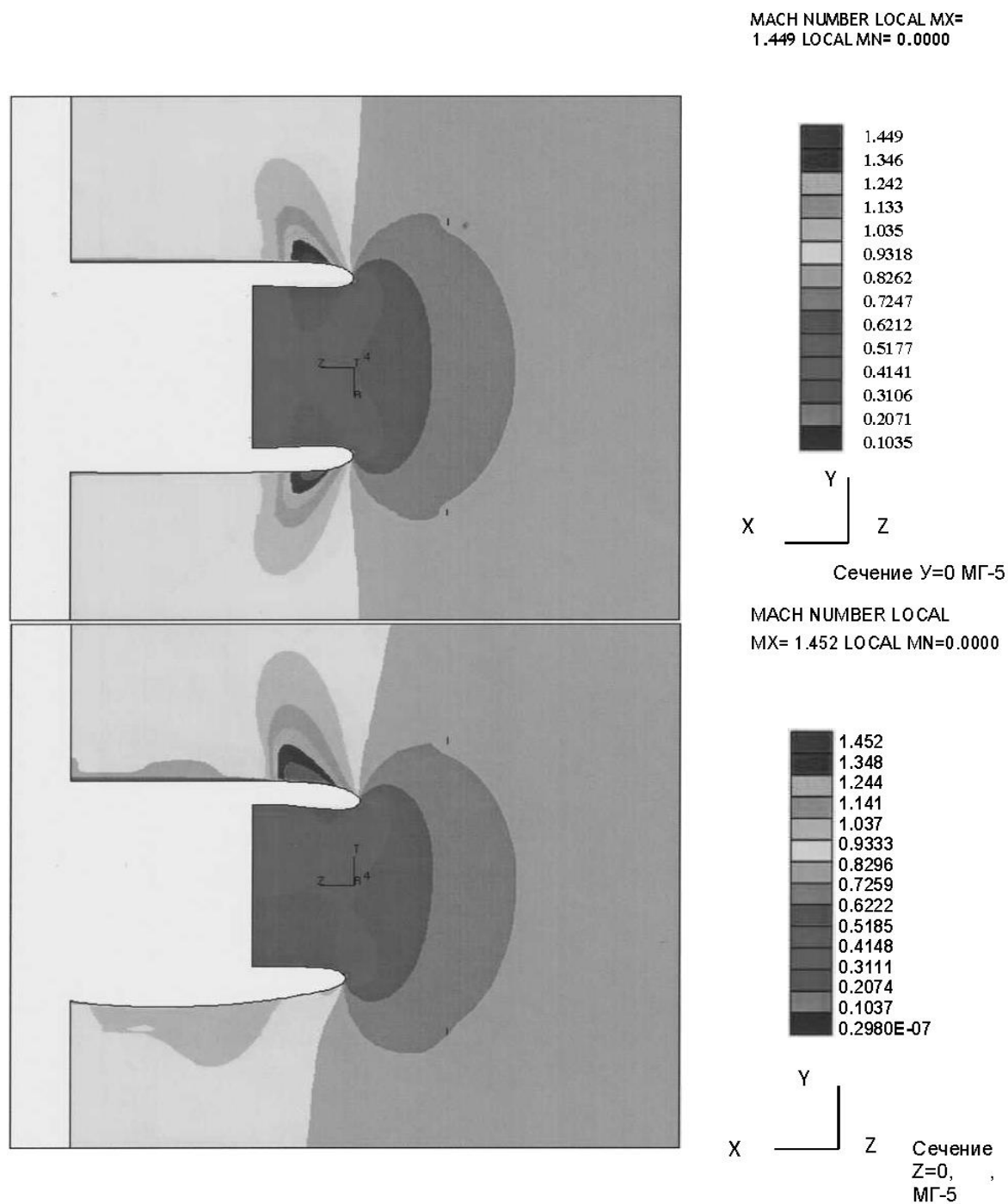
При расчёте решалась система уравнений газовой динамики в трехмерной постановке. В качестве рабочей среды рассматривался воздух с постоянной вязкостью $\mu=1,81 \cdot 10^{-5}$ кг/мс, постоянной теплоёмкостью $C_p=1006$ Дж/кгК и подчиняющийся уравнению состояния в виде $p=P/RT$. В ходе расчета исполь-

зовали K-E/Chen-модель турбулентности с газодинамически гладкими стенками и схема второго порядка точности MARS.

На рис. 3, 4 представлены расчётные значения местной скорости обтекания воздухозаборника для МГ-5 и МГ-7 в равных условиях.

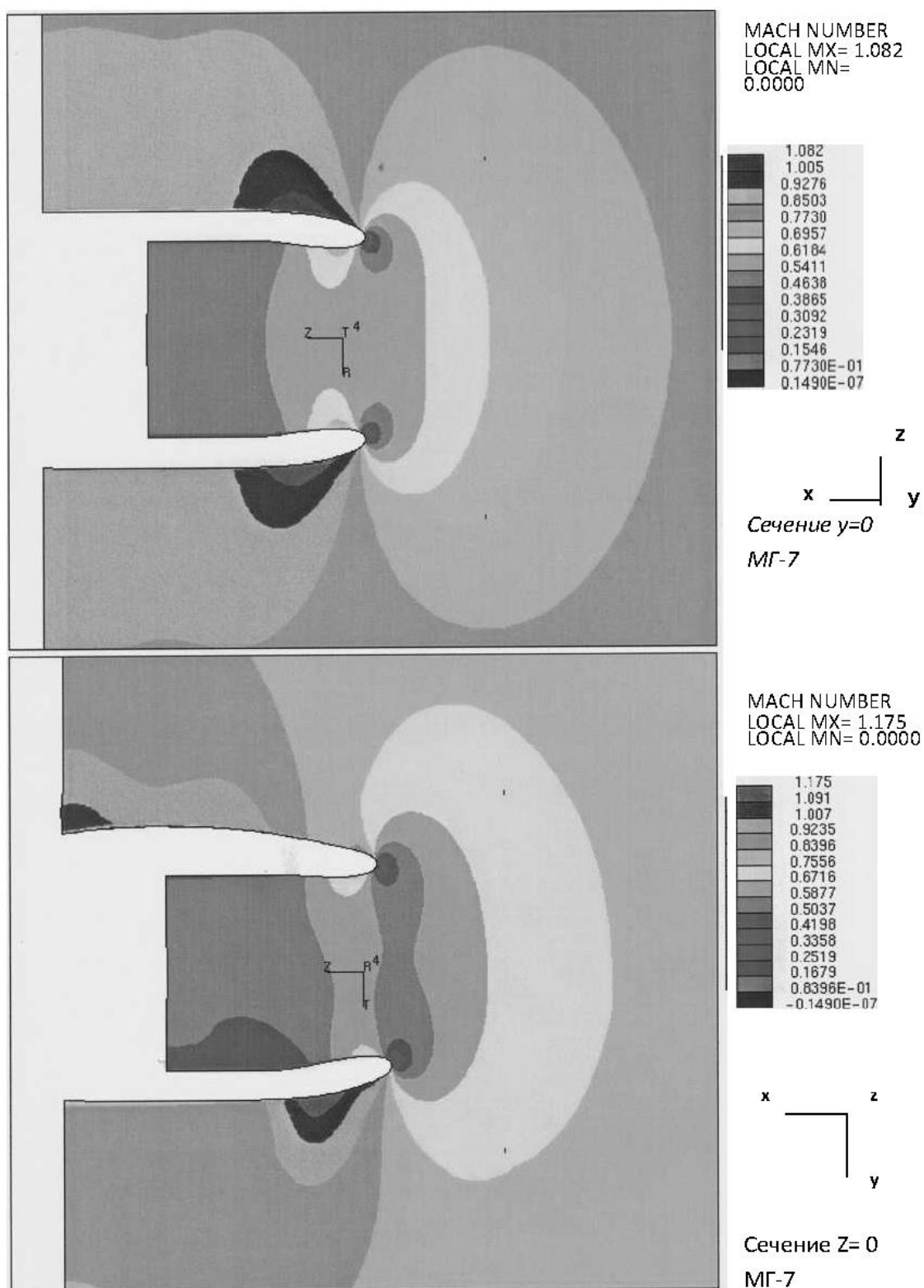
МГ-5 – форма воздухозаборника, реализованная на самолёте Ан-148 №01-01.

МГ-7 – форма воздухозаборника, оптимизированная для самолёта Ан-148.



MG5 REZIM2 Gdv=90.7 Vp=230 m/c ALF=+4 BET=0 P*=0.315 kg/cm² T*=243K

Рис. 3. Расчётные значения местной скорости обтекания воздухозаборника МГ-5



MG7 REGIM2 Gdv=90.7 $P^*=0.315 \text{ kg/cm}^2$ $T^*=243\text{K}$ ALF=4 BET=0

Рис. 4. Расчётные значения местной скорости обтекания воздухозаборника МГ-7

На рис. 5 показано распределение давления на стенке в характерных для расчетных режимов сечениях вдоль оси воздухозаборника.

Сечение Z=0

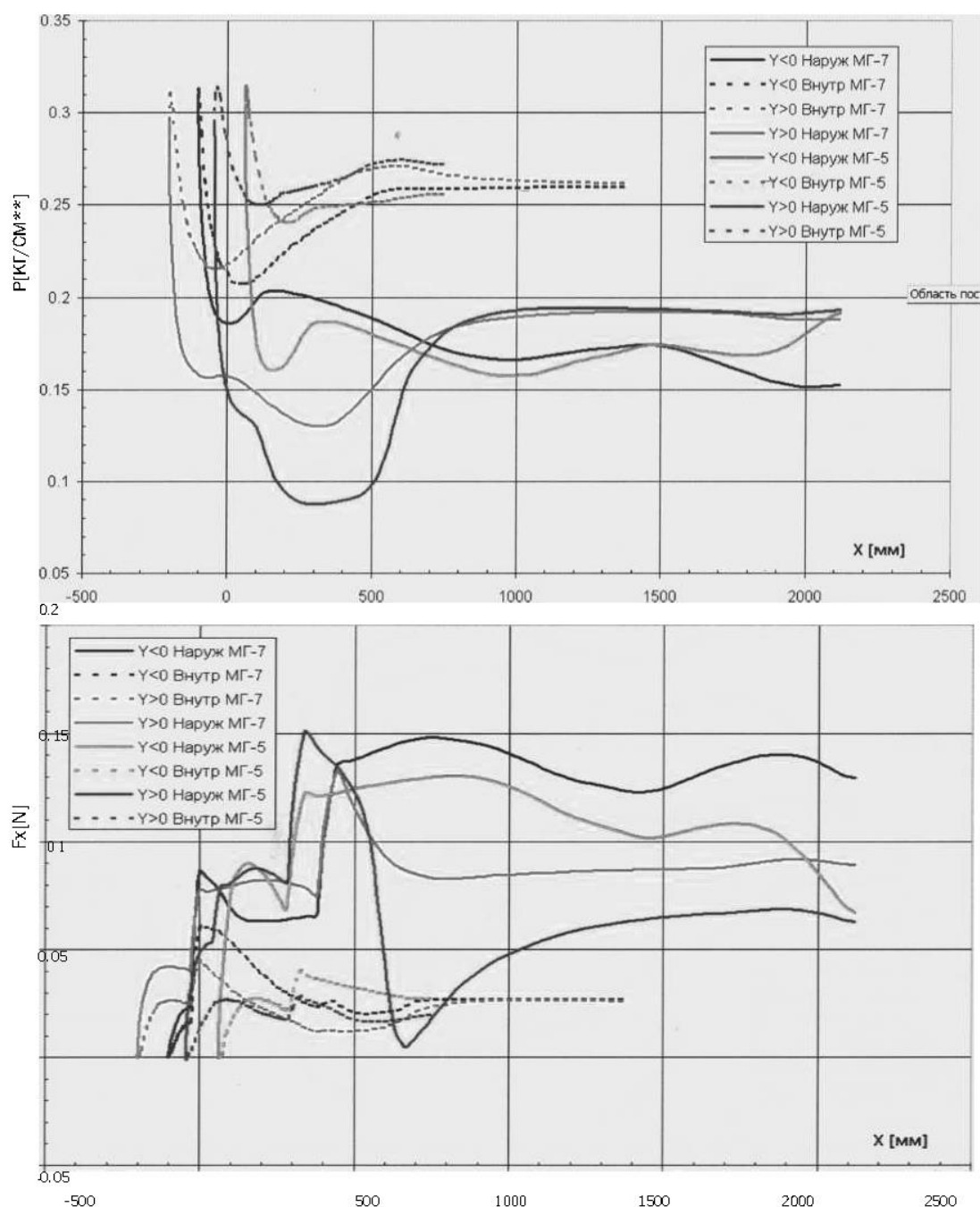


Рис. 5 Распределение давления на стенке в характерных для расчетных режимов сечениях вдоль оси воздухозаборника

В точке отрыва пограничного слоя сила трения на стенке обращается в ноль, а в самой зоне отрыва становится отрицательной. Для определения протяжности зоны отрыва представлены распределения осевой составляющей силы трения вдоль оси воздухозаборника.

Как показали проведенные расчеты, внешнее обтекание воздухозаборника МГ-7 лучше, чем МГ-5, хотя расчетный коэффициент восстановления давления лучше для воздухозаборника МГ-5.

В целях изучения обтекания мотогондол МГ-5 и МГ-7 и учета влияния крыла и реактивной струи двигателя была проведена серия продувок в аэродинамической трубе в АДТ-106М на исполнительной модели самолета Ан-148.

Методика обработки результатов испытаний

Испытания модели самолета Ан-148 в вариантах 002В.МС148.106 и 002И.МС148.106 (трубный номер 698) проведены в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-106М на механических весах АВ-106.

Крепление модели к весам осуществлялось на ленточной подвеске на базе 250 x 800 мм. Углы атаки модели отсчитывались от хорды контрольного сечения, расположенного на $Z=129$ мм от оси симметрии модели. Угол установки ГО отсчитывался от СГФ.

Аэродинамические характеристики приведены в скоростной системе координат. Коэффициенты сопротивления и подъемной силы отнесены к площади крыла $S_{кр}=0,388$ м² и скоростному напору. Коэффициент продольного момента отнесен, кроме того, к средней аэродинамической хорде $b_{сax}=0,2263$ м и вычислен относительно центра тяжести, расположенного на 25 % САХ крыла.

Результаты испытаний обрабатывались по принятой для трубы Т-106 методике с учетом поправок на обдув рамы весов, косину потока на сопротивление ленточной подвески. Кроме того, введены поправки на интерференцию ленточной подвески с моделью и на сопротивление валика поперечной базы к коэффициентам C_x ; C_y ; m_z , полученные ранее из методических испытаний модели самолета 002.МС74-68.106 с крылом К20 в компоновках «полная модель» и «крыло + фюзеляж» в режиме испытаний $M = \text{const}$ ($M=0.4$; 0.75 ; 0.78 ; 0.8 ; 0.82 ; 0.85). Поправки этого рода определялись методом полного удвоения. Для этого модель устанавливалась на двух поперечных базах ($L_{z2} = 500$ мм и $L_{z1} = 250$ мм) и продольной базе $L_x=500$. После этого испытывались изолированные подвески на этих базах. Поправка на $\Delta C_{x_{\text{инт+валик}}}$ не зависит от угла атаки и постоянна в исследуемом диапазоне чисел M . Поправка на $\Delta C_{y_{\text{инт+валик}}}$ и $\Delta m_{z_{\text{инт+валик}}}$ вводилась индивидуально для каждого угла атаки и числа Маха. Поправки к сопротивлению предварительно сглаживались, что касается поправок к подъемной силе и продольному моменту, то данные поправки вводились в том виде, в каком они вычислялись для каждой экспериментальной точки.

При определении внутреннего сопротивления и расхода воздуха через мотогондолу в качестве характерных были приняты следующие площади: $F_{bx}=0,007184$ м², $F_c=0,0057385$ м².

Графики зависимости аэродинамического качества и параметра аэродинамической дальности от числа M представлены на рис. 6–11.

Влияние горизонтального оперения и мотогондол МГ5, МГ7 $M=0.78$, свободный переход представлены в табл. 1.

В результате установки МГ7 вместо МГ5 прирост аэродинамического качества на компоновке крыло + фюзеляж + мотогондоло с фиксированной точкой перехода составил $\Delta K \sim 0,3$ как на крейсерском режиме ($C_y=0,45$, $M=0,78$) так и при значениях C_y , соответствующих K_{max} ($M=0,78$). При $M=0,2$ отличия в аэродинамическом качестве между компоновками с МГ5 и МГ7 с фиксированной точкой перехода на элементах модели незначительны.

Таблица 1

Влияние горизонтального оперения и мотогондол

	$\Delta K_{Г0}$	$\Delta K_{МГ7-МГ5}$
$C_y=0,45$	-0,8	0,5
$C_y=0,5$	-0,8	0,4
Режим K_{\max}	-0,8	0,6
	$D(K*M)_{Г0}$	$D(K*M)_{МГ7-МГ5}$
$C_y=0,45$	-0,6	0,4
$C_y=0,5$	-0,6	0,3
Режим K_{\max}	-0,6	0,47

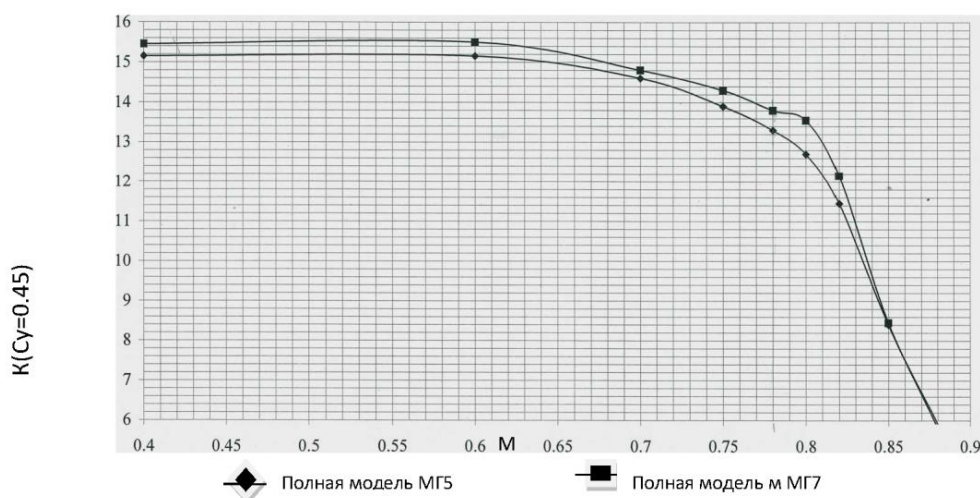
Дополнительные экспериментальные исследования показали, что часть прироста аэродинамического качества $\Delta K \sim 0,1$ ($C_y=0,45$, $M=0,78$) можно объяснить более протяженным участком ламинарного течения на мотогондole МГ7.

Большее сопротивление модели с МГ5 обусловлено наличием волнового сопротивления в сверхзвуковой зоне на носике мотогондолы и наличием локального отрыва.

Экспериментальные исследования с фиксированной точкой перехода $X_{\pi}=7\%$ на компоновке крыло + фюзеляж + мотогондola исполнительной модели с двумя вариантами мотогондол МГ5 и МГ7 имеют преимущества с точки зрения аэродинамического качества в рабочем диапазоне C_y и чисел $M=0,7-0,85$. При числах $M=0,4-0,6$ имеется небольшое преимущество по K_{\max} .

Прирост аэродинамического качества на исследуемой компоновке модели самолета Ан-148 с мотогондолой МГ7 по сравнению с компоновкой той же модели с мотогондолой МГ5 составляет $\Delta K \sim 0,45$ ($C_y=0,45$, $M=0,78$) и $\Delta K_{\max} \sim 0,4$ при $M=0,78$.

Установка мотогондолы МГ7 на компоновку крыло + фюзеляж приводит к уменьшению аэродинамического качества $\Delta K \sim 1,8$ ($C_y=0,45$, $M=0,78$) и $\Delta K_{\max} \sim 1,6$ при $M=0,78$. Установка мотогондолы МГ7 вместо мотогондолы МГ5 не приводит к изменению моментных характеристик.

Рис. 6 График зависимости аэродинамического качества от числа M ($C_y=0,45$)

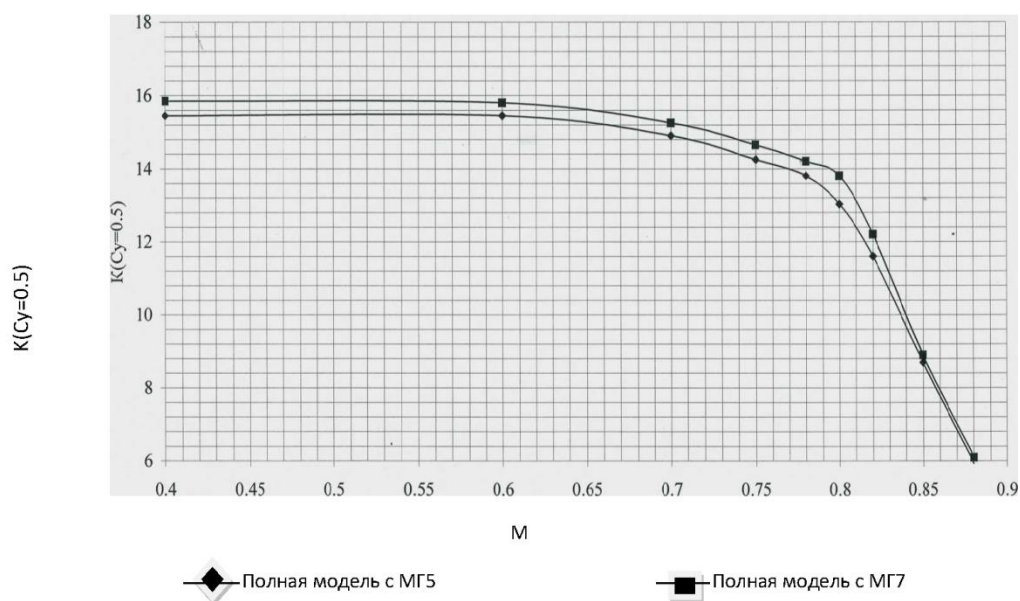


Рис. 7 График зависимости аэродинамического качества от числа М ($Cy=0,5$)

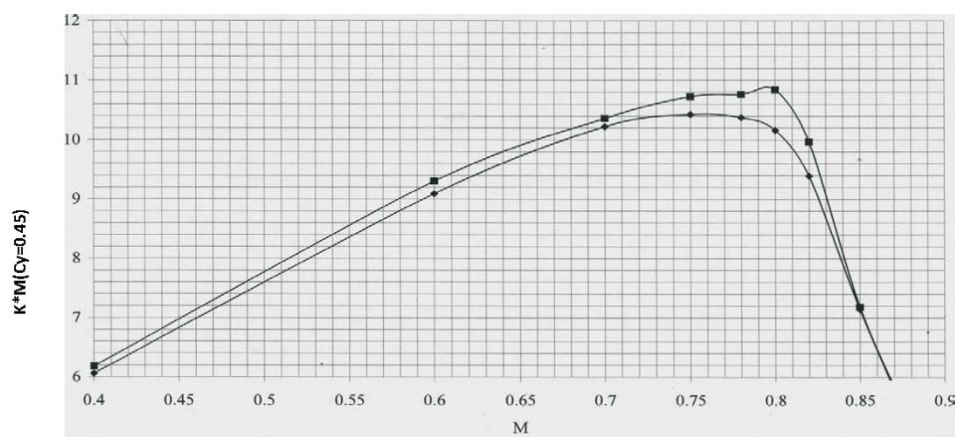


Рис. 8 График зависимости аэродинамического качества от числа М ($Cy=0,45$)

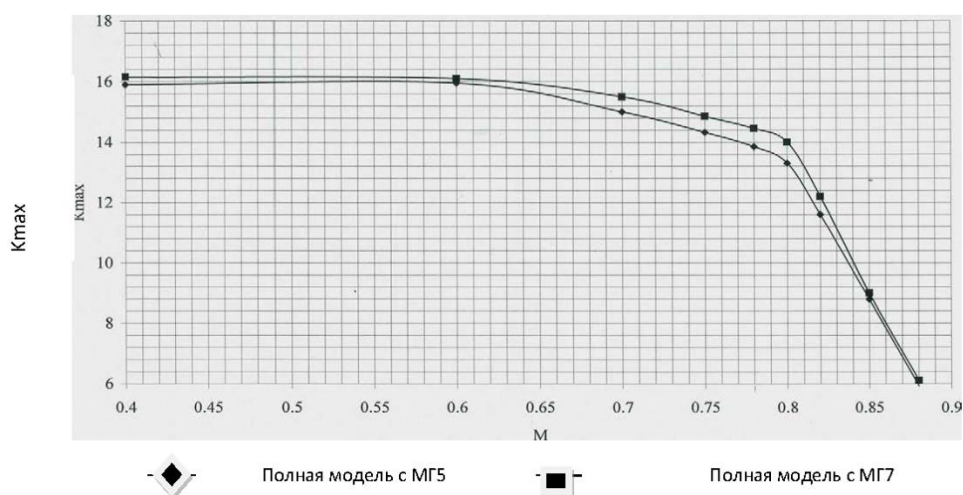


Рис. 9 График зависимости аэродинамического качества K_{max}

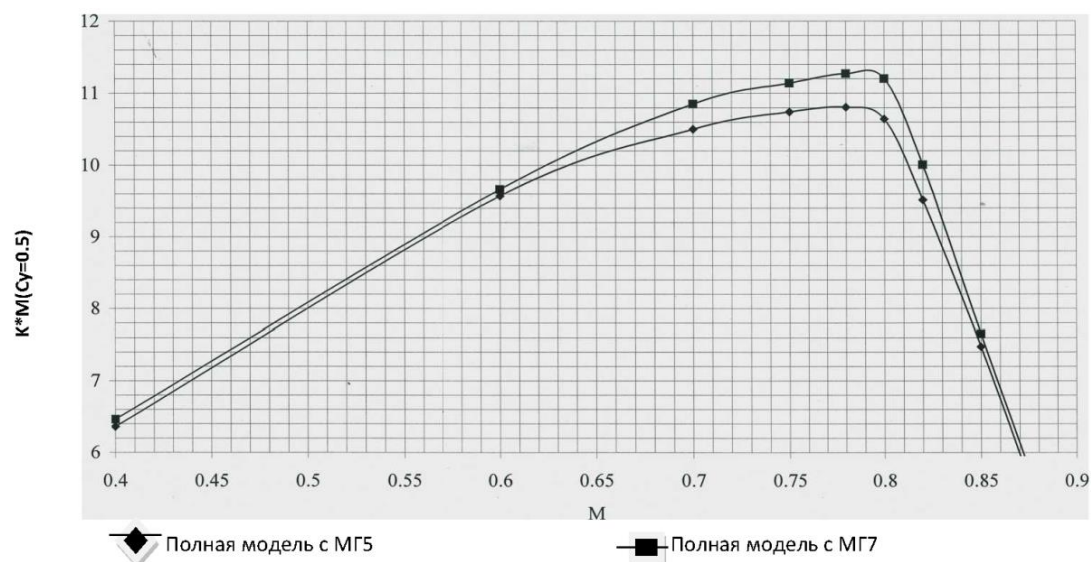


Рис. 10 График зависимости аэродинамического качества от числа М ($C_y=0,5$)

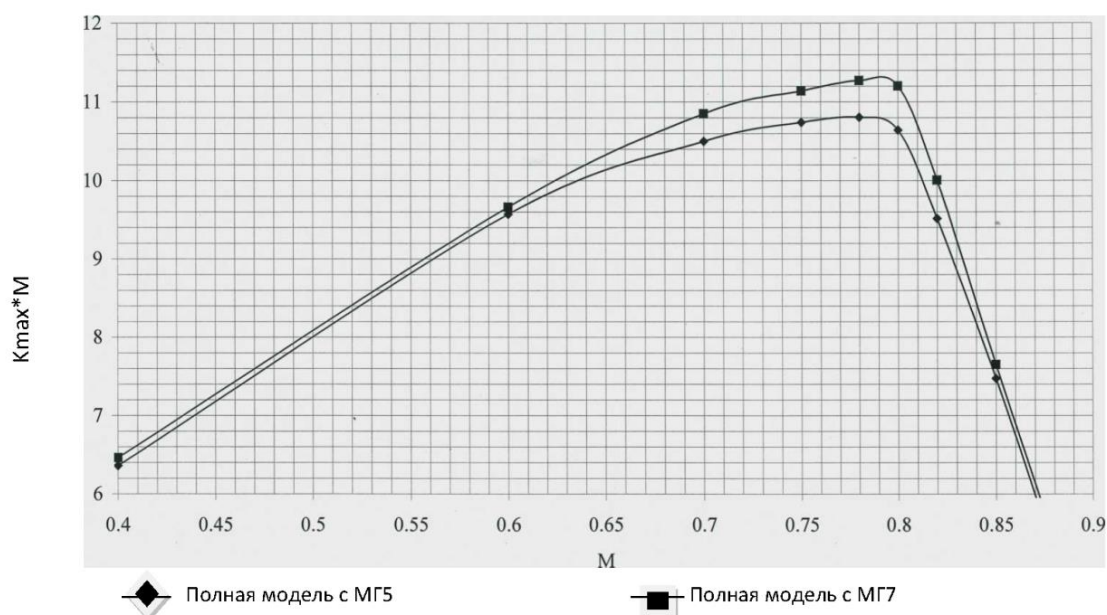


Рис. 11 График зависимости K_{max} от числа М

Выводы

1. По результатам проведенных аэродинамических расчетов и последующим трубным испытаниям была выбрана конфигурация воздухозаборника двигателя с мотогондолой МГ-7, обеспечивающая прирост аэродинамического качества $\Delta K \sim 0,45$ ($C_y=0,45$, $M=0,78$)
2. Ожидаемое увеличение удельного расхода топлива двигателя за счет уменьшения диаметра входного устройства на мотогондоле МГ-7 ожидается не более 0,9 %.
3. При пересчете прироста качества на мотогондоле МГ-7 снижение удельного расхода топлива составит 3,7 %, что перекрывает потери полного давления на входе в воздухозаборник.

Список литературы

1. Гребеников, А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций [Текст] : монография / А. Г. Гребеников :— Харьков : ХАИ, 2006. - 532 с.
2. Кива, Д. С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст] : монография / Д. С. Кива, А. Г. Гребеников – Харьков : ХАИ, - 2014. - Ч.1. - 439с.; Ч.3. – 376 с.
3. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями : учеб.пособие. Ч.1 / П. В. Балабуев, С. А. Бычков, А. Г. Гребеников, В. Н. Желдоченко, А. А.Кобылянский, А. К. Мялица, В. И.Рябков, Т. П. Цепляева. – Харьков: ХАИ, 2003. - 454с.
4. Проектирование систем силовых установок самолетов : учеб. пособие / С. В. Епифанов, В. Д. Пехтерев, А. И. Рыженко, Р. Ю. Цуканов, В. Ф. Шмырев. – Харьков: ХАИ, 2011.- 511 с.

References

1. Grebenikov A. G., Methodology of integrated design and modeling of assembled aircraft structures [Text]: monograph / A.G. Grebennikov. – Kharkiv: KhAI, 2006. - 532 p.
2. Kiva D. S., Scientific foundations of integrated design of transport category aircraft [Text]: monograph / D. S. Kiva, A. G. Grebenikov – Kharkiv : KhAI, 2014.-Part 1. – 439 p.; Part 3. - 376 p.
3. Fundamental principles of general design of aircraft with gas turbine engines: tutorial. Part 1 / P. V. Balabuev, S. A. Bychkov, A. G. Grebenikov, V. N. Zheldochenko, A. A. Kobylyansky, A. K. Myalitsa, V. I. Ryabkov, T.P. Tseplyaeva. – Kharkiv : KhAI, 2003. – 454 p.
4. Design of aircraft power plant systems: tutorial / S. V. Epifanov, V. D. Pekhterev, A. I. Ryzhenko, R. Y. Tsukanov, V. F. Shmyrov – Kharkiv : KhAI, 2011. – 511 p.

Поступила в редакцию 24.12.2019. Рассмотрена на редколлегии 24.12.2019.

Особливості проектування носка повітрозабірника турбовентиляторного двигуна

Оптимізація повітрозабірника турбовентиляторного двигуна, а також геометрії вхідної губи, площі вхідного перерізу, його довжини є актуальним завданням при оптимізації аеродинамічного компонування літака. Необхідно забезпечити плавність входу потоку повітря в двигун на усіх режимах його роботи і різних еволюціях літака і при цьому звести до мінімуму його вплив на загальну аеродинамічну якість літака. Розроблення повітрозабірника двигуна було колись дуже тривалим, багаторазово повторюваним процесом, який міг виконуватися місяцями до завершення конструкції, після чого відбувалися дорогі випробування з визначення характеристик повітрозабірника на руховому стенді і в польоті. Сьогодні можна оцінювати характеристики для великої кількості варіантів повітрозабірників за допомогою програмного забезпечення для конструювання. Застосування обчислювальних методів не виключає випробувань повітрозабірників, але радикально знижує їх кількість, витрати на них і дозволяє проектувальникам сфокусувати свою увагу в основному на кращих зразках повітрозабірників.

ків, уникаючи потенційних несподіванок, таких, як стрибки ущільнення або розшарування потоку, спричинене стрибком ущільнення. Оптимальне проектування повітрозабірника включає визначення правильного балансу між характеристиками повітрозабірника, навантаженням на конструкцію і вагою. Розроблений з надмірним запасом повітрозабірник зрештою буде мати зайву вагу і таким чином буде дорожчим з точки зору витрат на політ. У добре спроектованому повітрозабірнику число Маха не повинно перевищувати 1, щоб уникнути раптової зміни статичного тиску, температури і щільності, яка може призвести до потенційної ударної хвилі і розшарування потоку, спричинених стрибком ущільнення в усіх зонах протягом усього польоту. Використання обчислювальної гідродинаміки дозволяє досягти кращого розуміння умов, за яких відбуваються такі несприятливі явища. Примикає до цього завдання і забезпечення необхідних площ на внутрішній частині повітрозабірника для забезпечення достатнього шумопоглинання, що створюється вентилятором двигуна. У статті розглянуто еволюцію досліджень на прикладі повітрозабірника двигуна Д- 436 літака Ан- 148.

Ключові слова: повітрозабірник двигуна, вхідна губа, аеродинамічна якість, аеродинамічне компонування, зона відриву.

Design Features of Air Intake Lip of Turbofan Engine

Optimization of turbofan engine air intake as well as geometry of intake lip, inlet cross-sectional area and its length is a relevant task in optimizing aerodynamic configuration of an aircraft. It is necessary to ensure a smooth entry of air flow into the engine at all modes of its operation and at various aircraft evolutions while minimizing impact on the overall aerodynamic efficiency of the aircraft. Development of engine air intake was once a very long, routine process that could last for months before design completion, followed by expensive tests on determination of air intake performances on the engine test bench and in flight. Today, we can evaluate performances for a large number of air intake options using design software. The use of computational methods does not exclude tests of air intakes but dramatically reduces their quantity, testing costs and allows designers to focus mainly on the best candidates for air intakes avoiding potential surprises such as shock waves or flow separation caused by a shock wave. Optimal design of the air intake includes determining the right balance between the air intake characteristics, structural load and weight. An over-designed air intake will ultimately be overweight and thus more expensive in terms of flight cost. In a well-designed air intake the Mach number should not exceed 1, in order to avoid a sudden change in static pressure, temperature and density, which can lead to potential shock waves and flow separation caused by a shock wave in all areas throughout the flight. The use of computational fluid dynamics allows a better understanding of the conditions under which such adverse events occur. Adjacent to this task is the provision of necessary area on the inside of air intake to ensure sufficient noise absorption generated by the engine fan. The article considers evolution of research on the example of air intake of the D-436 engine of the An-148 aircraft.

Key words: engine air intake, intake lip, aerodynamic efficiency, aerodynamic configuration, separation zone.

Сведения об авторах

Шмырев Владимир Федорович – первый вице-президент ГП «Антонов», Киев, Украина